

**PENGONTROLAN AILERON SEBAGAI ROLLING
STABILIZER PADA PESAWAT MODEL DENGAN
MENGUNAKAN SENSOR GYROSCOPE**

SKRIPSI

Diajukan Untuk Memenuhi Sebagian Persyaratan

Memperoleh Gelar Sarjana Teknik



**DISUSUN OLEH:
ADITIA OKTOMARIO
NIM. 0710633022-63**

**KEMENTERIAN PENDIDIKAN DAN KEBUDAYAAN
UNIVERSITAS BRAWIJAYA
FAKULTAS TEKNIK
MALANG**

2012

LEMBAR PERSETUJUAN

**PENGONTROLAN AILERON SEBAGAI *ROLLING*
STABILIZER PADA PESAWAT MODEL DENGAN
MENGUNAKAN SENSOR *GYROSCOPE***

SKRIPSI

Diajukan untuk memenuhi persyaratan
memperoleh gelar Sarjana Teknik



Disusun oleh:

ADITIA OKTOMARIO

NIM. 0710633022-63

Telah diperiksa dan disetujui oleh :

Dosen Pembimbing I

Dosen Pembimbing II

Erni Yudaningtyas, Dr., Ir., MT.

NIP. 19650913 199002 2 001

Fitriana Suhartati, ST., MT.

NIP. 19741017 199802 2 001

LEMBAR PENGESAHAN

**PENGONTROLAN AILERON SEBAGAI ROLLING
STABILIZER PADA PESAWAT MODEL DENGAN
MENGUNAKAN SENSOR GYROSCOPE**

**SKRIPSI
JURUSAN TEKNIK ELEKTRO**

Diajukan untuk memenuhi persyaratan
memperoleh gelar Sarjana Teknik

Disusun oleh:

**ADITIA OKTOMARIO
NIM. 0710633022-63**

Skripsi ini telah diuji dan dinyatakan lulus pada
tanggal 10 Agustus 2012

Majelis Penguji

M. Aziz Muslim, ST., MT., Ph.D.

NIP. 19741203 200012 1 001

Akhmad Zainuri, ST

Purwanto, Ir., MT.

NIP. 19540424 198601 1 001

Mengetahui,

Ketua Jurusan Teknik Elektro

Dr. Ir. Sholeh Hadi Pramono, MS.

NIP. 19580728 198701 1 001

PENGANTAR

Puji syukur kehadirat Tuhan Yang Maha Esa atas limpahan rahmat dan karuniaNya, penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “Pengontrolan *Aileron* Sebagai *Rolling Stabilizer* Pada Pesawat Model Dengan Menggunakan Sensor *Gyroscope*”. Skripsi ini disusun sebagai persyaratan untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik di Jurusan Teknik Elektro Universitas Brawijaya.

Penulis menyadari bahwa penyusunan skripsi ini tidak terlepas dari bantuan berbagai pihak. Oleh karena itu, dengan ketulusan dan kerendahan hati penulis menyampaikan terima kasih kepada :

- Mama, Bapa atas segala nasehat, kasih sayang, perhatian dan kesabarannya di dalam membesarkan dan mendidik penulis, serta telah banyak mendoakan kelancaran penulis hingga terselesaikannya skripsi ini,
- Adik-adikku Anggita, Armita, Desy, Dominggo yang banyak mendoakan kelancaran penulis hingga terselesaikannya skripsi ini,
- Keluarga Besar Op. Haposan dan Op. Aditia yang selalu mendoakan kelancaran penulis hingga terselesaikannya skripsi ini,
- Bapak Dr. Sholeh Hadi Pramono, Ir., MS selaku Ketua Jurusan Teknik Elektro Universitas Brawijaya,
- Bapak M. Aziz Muslim, ST., MT, Ph.D selaku Sekretaris Jurusan Teknik Elektro Universitas Brawijaya,
- Bapak Purwanto, Ir., MT sebagai Ketua Kelompok Dosen Keahlian Teknik Kontrol Jurusan Teknik Elektro Universitas Brawijaya,
- Ibu Erni Yudaningtyas, Dr., Ir., MT sebagai Dosen Pembimbing I atas segala bimbingan, pengarahan, gagasan, ide, saran yang telah diberikan,
- Ibu Fitriana Suhartati, ST., MT sebagai Dosen Pembimbing II atas segala bimbingan, pengarahan, saran, kritik, dan masukan yang telah diberikan,
- Bapak Bambang Siswoyo, Ir., MT terima kasih atas penelitian bersama penulis sehingga dapat terselesaikannya skripsi ini,
- Staf Rekording, staf Pengajaran, dan staf Ruang Baca Jurusan Teknik Elektro yang telah membantu segala urusan penulis selama ini,
- Teman-teman satu kelompok aeromodelling Yoneth, Enos, Ozy terima kasih atas semua perjuangan, pelajaran, pengalaman dan kenangan yang telah diberikan,

- Sahabat-sahabat penulis Cimenk, Ilham, Odi, Agung, Ujik, Jevry, Komoth, yang selalu memberi semangat, bantuan, dan saran dalam pengerjaan skripsi,
- Sahabat-sahabat penulis Yuri, Tiffany, Jessica, Sunny, Hyorin, Soyou, Dasom, Bora, yang selalu menemani penulis dan memberi semangat dalam pengerjaan skripsi,
- Teman-teman Juventini dan Sone Malang yang selalu mendukung dan menemani penulis selama ini,
- Teman-teman Laboratorium SisKon,
- Teman-teman CORE angkatan 2007 yang telah berbagi ilmu dengan penulis dan selalu memberikan semangat,
- *Follower* penulis di akun twitter @Aditia2810, yang telah menemani di saat bingung maupun pemberi semangat dalam pengerjaan skripsi,
- Seluruh teman-teman, senior serta semua pihak yang tidak mungkin untuk dicantumkan namanya satu-persatu, terima kasih banyak atas bantuan dan dukungannya.

Penulis menyadari bahwa tugas akhir ini masih belum sempurna. Oleh karena itu, penulis mengharapkan kritik dan saran untuk penyempurnaan tulisan di masa yang akan datang. Penulis berharap, semoga tugas akhir ini bermanfaat bagi kita semua.

Malang, Agustus 2012

Penulis

DAFTAR ISI

KATA PENGANTAR.....	i
DAFTAR ISI.....	iii
DAFTAR TABEL	vii
DAFTAR GAMBAR.....	viii
ABSTRAK.	xi
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1. Latar Belakang.....	1
1.2. Rumusan Masalah.....	1
1.3. Batasan Masalah.....	2
1.4. Tujuan.....	2
1.5. Sistematika Pembahasan.....	2
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	4
2.1. Teori Dasar Pesawat Model.....	4
2.1.1 Struktur Badan Pesawat.....	4
2.1.2 Gaya Aerodinamika.....	5
2.1.2.1 Gaya Aerodinamika Pada Pesawat Model.....	5
2.1.2.2 Gerak Dasar Pesawat Terbang.....	6
2.2. Motor Servo	9
2.2.1 Teori Motor Servo.....	9
2.2.2 Jenis-Jenis dan Kegunaan Motor Servo.....	11
2.2.3 Mode Pemberian Pulsa pada Motor Servo.....	11
2.3. Mikrokontroler ATMega 168.....	12
2.3.1 Arsitektur Mikrokontroler ATMega 168.....	12
2.3.2 Konfigurasi Pin ATMega 168.....	13
2.3.3 Peta Memori.....	14
2.4. Teori Dasar Sensor.....	14

2.4.1 Sensor Keseimbangan (<i>Gyroscope</i>).....	15
2.4.2 Sensor <i>Gyroscope</i> Tipe ENC-03M.....	15
2.5. Kontroler.....	16
2.5.1 Kontroler Proposional.....	17
2.5.2 Kontroler Integral.....	18
2.5.3 Kontroler Diferensial.....	18
2.5.4 Kontroler PID.....	19
2.5.5 Metode Manual Tuning PID.....	20
2.6. Radio <i>Control</i> (R/C).....	21
2.6.1 Pengertian Radio <i>Control</i>	21
2.6.2 Cara Modulasi.....	22
2.6.3 Range Frekuensi.....	22
2.6.4 Daya Jangkau.....	23
2.6.5 Pengoperasian Radio <i>Control</i>	23

BAB III METODOLOGI PENELITIAN25

3.1 Studi Literatur.....	25
3.2 Perancangan Alat.....	25
3.3 Pembuatan Alat.....	26
3.3.1 Pembuatan Pesawat Model.....	26
3.3.2 Pembuatan Perangkat Keras.....	26
3.3.3 Pembuatan Perangkat Lunak.....	26
3.4 Pengujian Alat.....	26
3.5 Pengambilan Kesimpulan dan Saran.....	26

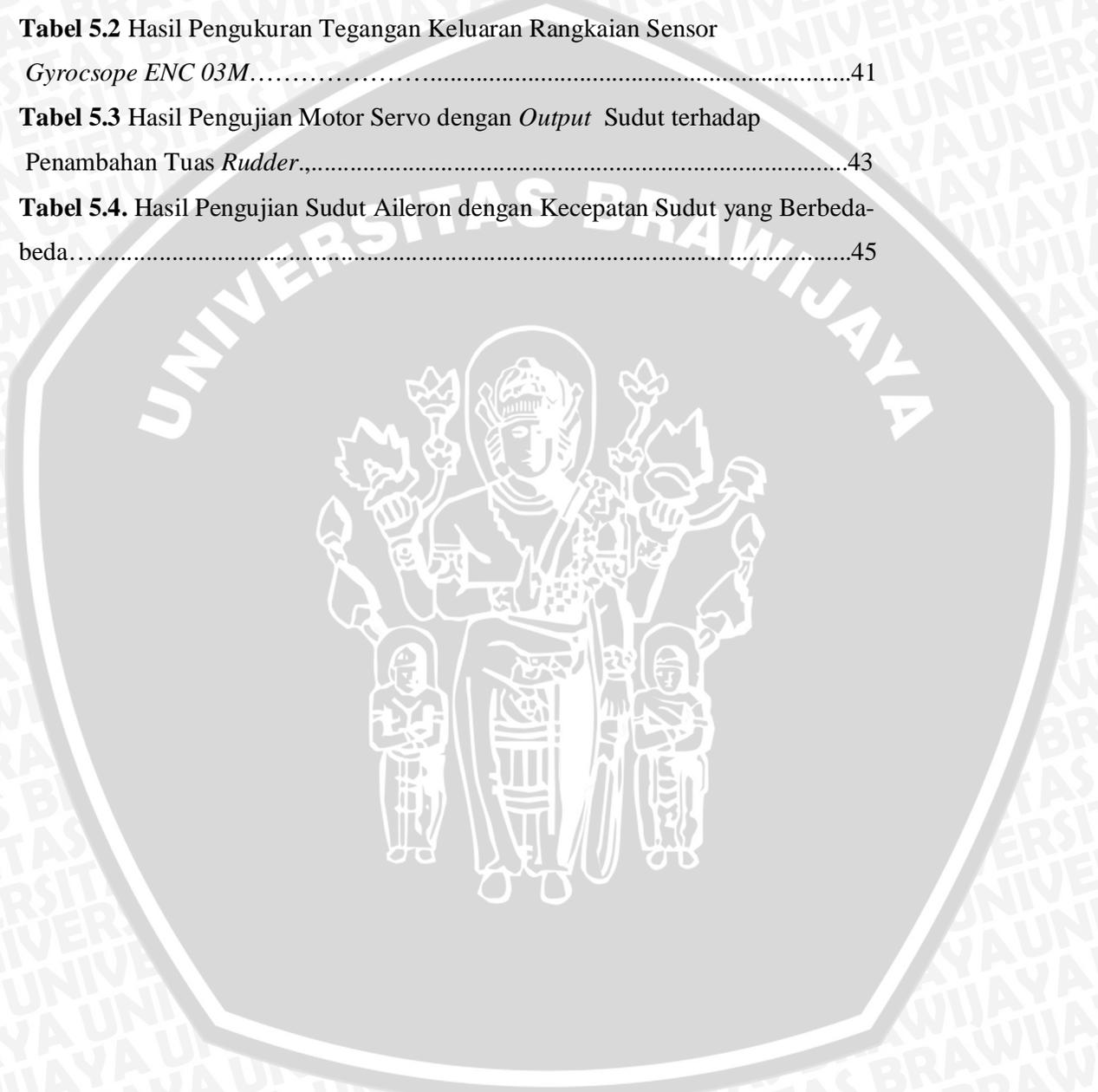
BAB IV PERANCANGAN DAN PEMBUATAN ALAT.....27

4.1 Perancangan Sistem.....	27
4.2 Perancangan Perangkat Keras.....	28
4.2.1 KKMulticopter.....	28
4.2.1.1 Sensor <i>Gyroscope</i>	30
4.2.1.2 Mikrokontroler ATmega 168.....	31
4.2.2 Rangkaian Catu daya.....	32
4.2.3 ESC (<i>Electronic Speed Control</i>).....	33
4.2.4 Rangkaian Motor Servo.....	34

4.3	Perancangan Bentuk Pesawat Model.....	35
4.4	Perancangan sistem logika <i>PID</i> serta implementasinya pada mikrokontroler.....	36
BAB V PENGUJIAN DAN ANALISIS.....		40
5.1	Pengujian Catu Daya Sistem.....	40
5.1.1	Peralatan Pengujian.....	40
5.1.2	Prosedur Pengujian.....	40
5.1.3	Hasil Pengukuran.....	41
5.2	Pengujian Sensor <i>Gyroscope</i> ENC-03M.....	42
5.2.1	Peralatan Pengujian.....	42
5.2.2	Prosedur Pengujian.....	42
5.2.3	Hasil Pengujian.....	43
5.3	Pengujian Motor Servo.....	45
5.3.1	Peralatan Pengujian.....	45
5.3.2	Prosedur Pengujian.....	45
5.3.3	Hasil Pengujian.....	45
5.4	Pengujian Keseluruhan Sistem.....	46
5.4.1	Peralatan Pengujian.....	46
5.4.2	Prosedur Pengujian.....	46
5.4.3	Hasil Pengujian.....	47
BAB VI KESIMPULAN DAN SARAN.....		49
6.1	Kesimpulan.....	49
6.2	Saran.....	49
DAFTAR PUSTAKA.....		50
LAMPIRAN 1	Foto Alat	
LAMPIRAN 2	Gambar Skematik Alat	
LAMPIRAN 3	Listing Program	
LAMPIRAN 4	Datasheet	

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Kondisi-kondisi Saat Menaikkan Nilai Parameter Kontrol.....	21
Tabel 4.1 Fungsi PIN Pada Mikrokontroler	
Tabel 5.1 Tabel Hasil Pengukuran Catu Daya untuk Rangkaian	38
Tabel 5.2 Hasil Pengukuran Tegangan Keluaran Rangkaian Sensor <i>Gyroscope ENC 03M</i>	41
Tabel 5.3 Hasil Pengujian Motor Servo dengan <i>Output</i> Sudut terhadap Penambahan Tuas <i>Rudder</i>	43
Tabel 5.4. Hasil Pengujian Sudut Aileron dengan Kecepatan Sudut yang Berbeda- beda.....	45



DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1. Struktur Badan Pesawat Model.....	4
Gambar 2.2. Gaya utama Dalam Penerbangan.....	6
Gambar 2.3. Pergerakan Pada Pesawat.....	7
Gambar 2.4. Gerakan Pitch Pada Pesawat.....	7
Gambar 2.5 Gerakkan roll pada pesawat.....	8
Gambar 2.6 Gerakkan Yaw pada pesawat.....	9
Gambar 2.7 Motor Servo.....	10
Gambar 2.8 Sistem Mekanik Motor Servo.....	10
Gambar 2.9 Pengaturan Sudut Motor Servo.....	11
Gambar 2.10 Blok diagram Fungsional ATmega168.....	12
Gambar 2.11 Konfigurasi Pin ATmega168.....	13
Gambar 2.12 Program Peta Memori Atmel 168.....	14
Gambar 2.13 Bentuk Fisik Sensor <i>Gyroscope</i>	15
Gambar 2.14 Blok diagram Kontroler Proporsional.....	17
Gambar 2.15 Blok diagram Kontroler Integral.....	18
Gambar 2.16 Blok diagram Kontroler Differensial.....	19
Gambar 2.17 Blok diagram Kontroler PID.....	20
Gambar 2.18 Hubungan Fungsi Waktu Antara Sinyal Keluaran dan Sinyal Masukan Kontroler PID.....	20
Gambar 2.19 Transmitter yang Populer Di Asia.....	23
Gambar 4.1. Blok Diagram Sistem.....	27
Gambar 4.2 KKmulticopter.....	28
Gambar 4.3 Rangkaian <i>Board</i> KKmulticopter.....	29
Gambar 4.4 Posisi Letak Sensor.....	30
Gambar 4.5 Rangkaian Sensor <i>Gyroscope ENC-03M</i>	31
Gambar 4.6. Komunikasi Sensor <i>Gyroscope</i> dengan Mikrokontroler.....	31
Gambar 4.7 Skema Rangkaian Mikrokontroler ATmega 168.....	32
Gambar 4.8 Rangkaian Catu Daya untuk Mikrokontroler, Sensor, dan Motor Servo.....	33
Gambar 4.9. Pemasangan ESC pada Pesawat Model EXTRA300S.....	34
Gambar 4.10 Komunikasi Mikrokontroler dengan Motor Servo.....	34
Gambar 4.11 Pulsa Maksimal dan Minimal Motor Servo.....	35

Gambar 4.12 Bentuk Pesawat Model Beserta Peletakkan
Komponennya.....36

Gambar 4.13 Diagram Blok Perancangan Kontroller PID.....37

Gambar 4.14 Diagram Alir Program pada Sistem PID39

Gambar 5.1 Hasil Pengujian Catu Daya Menggunakan Multimeter untuk
rangkaiannya mikrokontroler.....41

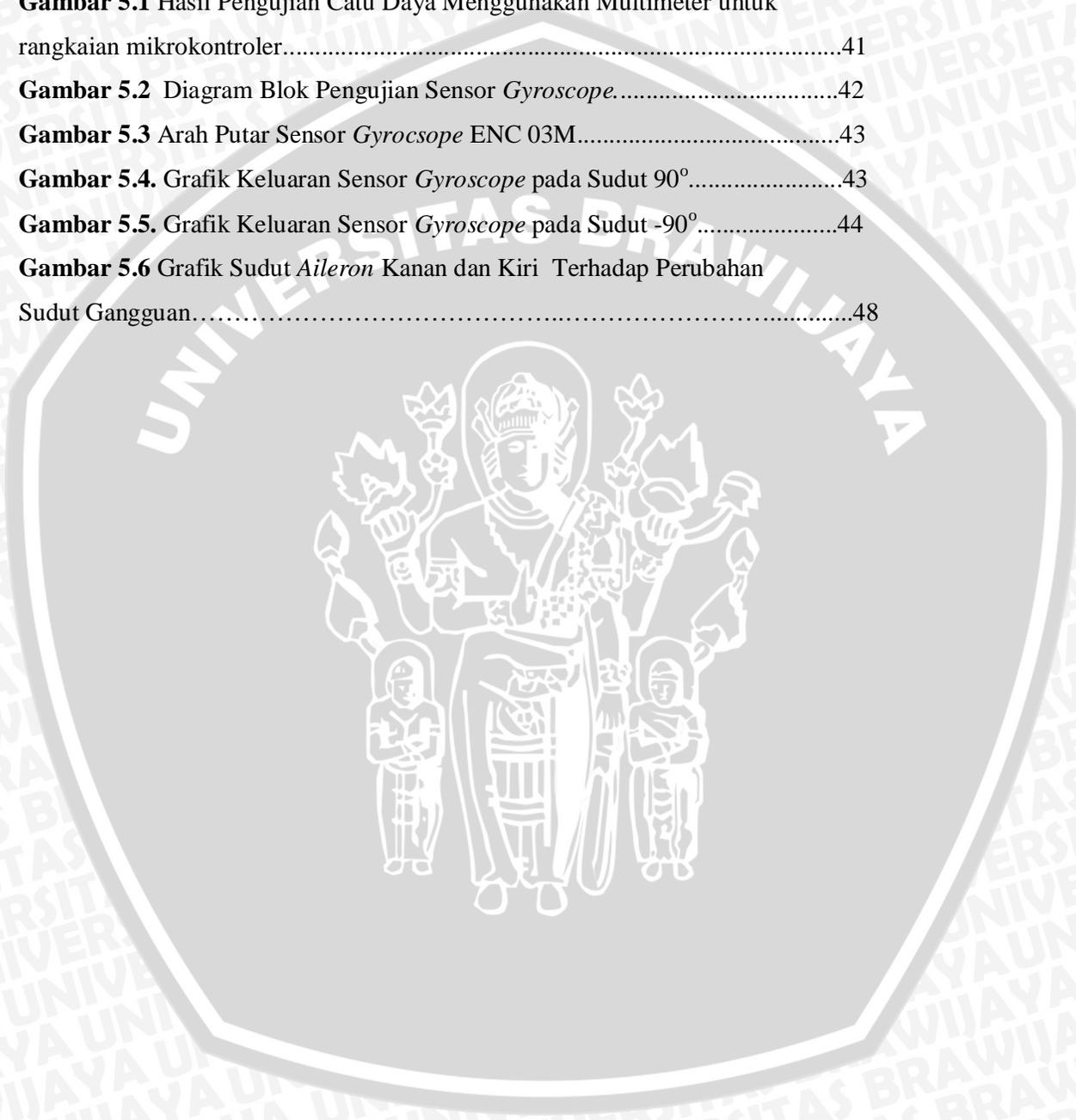
Gambar 5.2 Diagram Blok Pengujian Sensor *Gyroscope*.....42

Gambar 5.3 Arah Putar Sensor *Gyroscope* ENC 03M.....43

Gambar 5.4. Grafik Keluaran Sensor *Gyroscope* pada Sudut 90°.....43

Gambar 5.5. Grafik Keluaran Sensor *Gyroscope* pada Sudut -90°.....44

Gambar 5.6 Grafik Sudut *Aileron* Kanan dan Kiri Terhadap Perubahan
Sudut Gangguan.....48

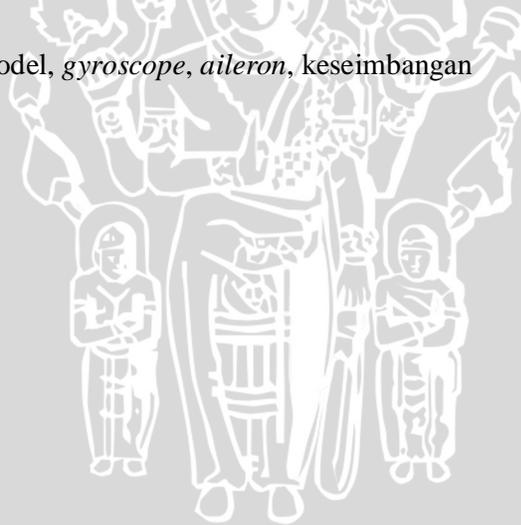


ABSTRAK

Aditia Oktomario, Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknik Universitas Brawijaya, 2012.
“*Pengontrolan Aileron Sebagai Rolling Stabilizer Pada Pesawat Model Dengan Menggunakan Sensor Gyroscope*”. Dosen Pembimbing : **Erni Yudaningtyas, Dr., Ir., MT.** dan **Fitriana Suhartati, ST., MT.**

Pesawat model adalah salah satu bentuk dari aktivitas *aeromodelling* di Indonesia di mana mempunyai tahapan-tahapan yang berupa perencanaan, perancangan, pembuatan, dan penerbangan. Agar dapat terbang dengan baik pesawat model harus memiliki keseimbangan yang baik pula. Oleh karena itu pada skripsi ini saya membahas bagaimana cara agar pesawat model dapat terbang stabil ketika terbang dengan bantuan sensor *gyroscope* dan PID sebagai kontroler. Stabil ditekankan pada gerak rolling (memutar) pada pesawat model dengan cara menggerakkan *aileron* pesawat model. Pengujian dilakukan dengan cara melihat respon keseluruhan secara statik. Hasil dari pengujian didapatkan bahwa semakin besar sudut gangguan yang diberikan semakin besar pula sudut *aileron* yang dihasilkan, dengan $K_p = 60\%$, $K_i = 60\%$, $K_d = 20\%$ dengan menggunakan tuning potensiometer yang terdapat pada board KKMulticopter dan memiliki error sebesar 3,33%. Hal tersebut menunjukkan sensor *gyroscope* berfungsi dalam pengaturan keseimbangan pesawat model.

Kata kunci : pesawat model, *gyroscope*, *aileron*, keseimbangan



BAB I

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Aeromodelling merupakan aktivitas kedirgantaraan di mana mempunyai tahapan - tahapan yang berupa perencanaan, perancangan, pembuatan, dan penerbangan pesawat model. Banyak faktor yang mempengaruhi berhasil atau tidaknya pesawat model dapat terbang di udara, salah satu faktor utama yang harus dimiliki pesawat model agar dapat terbang adalah pesawat model harus mampu mengatasi gangguan-gangguan ketika berada di udara.

Setiap operator pesawat model harus selalu mengamati dan mengontrol pesawat model ketika terbang. Terkadang operator mengalami kesulitan untuk mengatur gerak pesawat dan akan membutuhkan ketelitian untuk mengendalikan pesawat model. Operator harus memperhatikan banyak faktor agar pesawat model dapat terbang dengan baik. Salah satu cara mengurangi pekerjaan operator ketika mengontrol pesawat model saat terbang adalah membuat suatu sistem elektronika yang mampu menyeimbangkan pesawat ketika melakukan gerakan *rolling* (memutar) pada saat terbang yang rentan terhadap gangguan.

Gerakan *rolling* (memutar) adalah salah satu gerakan dasar pada pesawat model. Aileron adalah salah satu badan pesawat yang terletak pada sayap pesawat yang digunakan pada saat gerak memutar pada pesawat model. Sehingga dibutuhkannya sensor *gyroscope* (keseimbangan) agar pesawat model dapat terbang seimbang.

Berdasarkan permasalahan di atas maka dalam skripsi ini akan dirancang sebuah sistem elektronika untuk mengurangi pekerjaan operator dalam mengatur keseimbangan pada saat *rolling* (memutar) agar pesawat dapat terbang dengan stabil. Dengan menggunakan kontroler PID yang akan memberikan sinyal kepada motor servo untuk menggerakkan *aileron* pesawat model sehingga pesawat model dapat terbang dengan stabil.

1.2. Rumusan Masalah

Berdasarkan masalah yang telah dijelaskan pada latar belakang, dapat dibuat rumusan sebagai berikut:

1. Bagaimana membuat suatu sistem elektronika yang mampu menyeimbangkan pesawat ketika gerakan *rolling* (memutar) pada saat terkena gangguan?

2. Bagaimana cara merancang kontroler PID pada pesawat model dengan menggunakan mikrokontroler ATmega 168 ?

1.3. Batasan Masalah

Dalam perancangan untuk skripsi ini permasalahan dibatasi oleh hal-hal sebagai berikut :

1. Pembahasan ditekankan pada proses penyeimbangan pesawat hanya pada saat gerakan *rolling* (memutar).
2. Pembahasan ditekankan pada pengontrolan *aileron* pada pesawat model.
3. Hanya bekerja pada sumbu X (*single axis*).

1.4 Tujuan

Tujuan Perancangan dan pembuatan alat ini adalah

1. Untuk membuat pesawat model dapat kembali ke posisi stabil ketika melakukan gerakan *rolling* (memutar) secara otomatis ketika mendapatkan gangguan angin.
2. Untuk mengurangi pekerjaan operator dalam mengendalikan *aileron* pada pesawat model.

1.5. Sistematika Pembahasan

Sistematika penulisan dalam skripsi ini sebagai berikut :

BAB I Pendahuluan

Memuat latar belakang, rumusan masalah, tujuan, batasan masalah dan sistematika pembahasan.

BAB II Tinjauan Pustaka

Menjelaskan dasar teori penunjang penelitian yang ada pada pembahasan ini, yang terdiri dari teori terbang pesawat model, motor servo, teori mikrokontroler ATmega 168, sensor keseimbangan, kontroler PID.

BAB III Metodologi

Berisi tentang metode penelitian dan perencanaan alat serta pengujian.

BAB IV Perancangan Sistem

Membahas perancangan alat yang meliputi spesifikasi, perencanaan blok diagram, prinsip kerja dan pembuatan alat. Setelah itu, bagaimana penerapannya dalam sistem secara keseluruhan.

BAB V Pengujian Alat

Memuat hasil pengujian terhadap alat yang telah dibuat.

BAB VI Kesimpulan dan Saran

Memuat kesimpulan dan saran-saran.



BAB II

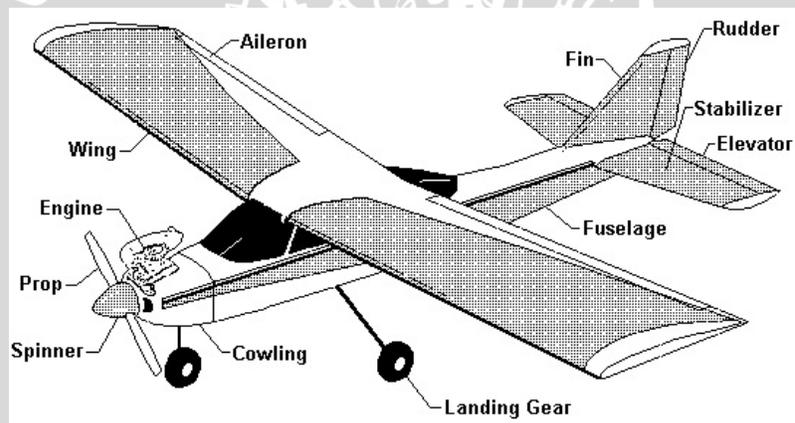
TINJAUAN PUSTAKA

2.1. Teori Dasar Pesawat Model

Seorang pemula harus memahami konsep dasar terbang. Daya angkat pada pesawat model adalah salah satu faktor yang dapat menyebabkan pesawat model dapat terbang. Daya angkat dapat terjadi karena perbedaan tekanan udara di bagian bawah pesawat yang lebih besar daripada tekanan yang berada di atas sayap.

2.1.1. Struktur Badan Pesawat Model

Struktur badan pesawat model hampir menyamai struktur pesawat terbang yang biasa kita ketahui. Secara spesifik pesawat model dirancang untuk dapat terbang dengan baik. Ini akan membangun kemampuan kita untuk mengendalikan pesawat, belajar orientasi pesawat, terbang lurus dan menjaga ketinggian pesawat.



Gambar 2.1. Struktur Badan Pesawat Model

Sumber : <http://www.silverarrowhobby.com>

Gambar di atas menunjukkan bagian-bagian yang umum dari sebuah pesawat model yaitu :

1. **Aileron** - digunakan untuk berbelok kekanan dan ke kiri.
2. **Cowling** - merupakan bagian dari badan pesawat berfungsi untuk menutupi mesin.
3. **Engine** - merupakan sumber tenaga pesawat untuk dapat terbang.
4. **Elevator** - bagian pesawat yang berguna untuk menaikkan dan menurunkan pesawat.

5. **Fin** - merupakan stabilizer vertikal yang berguna menjaga keseimbangan pesawat.
6. **Fuselage** - badan dari pesawat itu sendiri.
7. **Landing Gear** - roda yang digunakan untuk melakukan pendaratan dan lepas landas.
8. **Propeller (Prop)** - baling baling yang dipasang pada mesin untuk mendapatkan gaya maju.
9. **Rudder** - bagian pada pesawat untuk berbelok ke kiri dan ke kanan secara horisontal.
10. **Spinner** - pelindung propeller.
11. **Stabilizer** – sebagai horizontal stabilizer untuk mengatur dalam gerak pitch.
12. **Wing** – bagian pesawat yang digunakan untuk proses daya angkat pesawat. (<http://www.silverarrowhobby.com>).

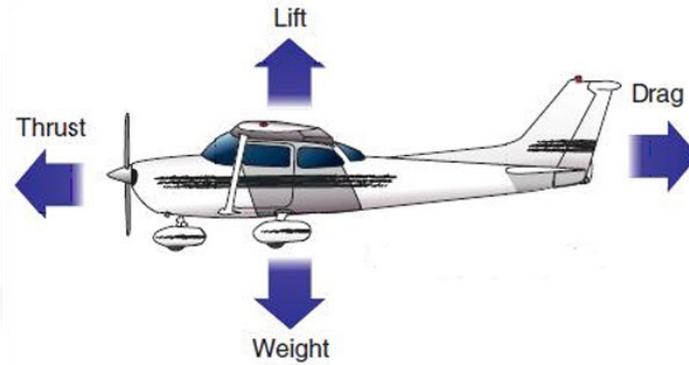
2.1.2. Gaya Aerodinamika

Gaya aerodinamika dapat muncul sebagai akibat dari aliran udara pada suatu permukaan dari suatu benda seperti pesawat mobil, kereta api, helikopter dan sebagainya. Gaya-gaya aerodinamik dapat muncul karena adanya distribusi tekanan yang berbeda-beda pada permukaan dan tegangan geser pada permukaan yang berasal dari efek fluida yang melawan bidang permukaan benda. Adapun hal-hal yang berkaitan dengan aerodinamika adalah kecepatan kendaraan itu melaju.

Dalam aerodinamika dikenal beberapa gaya yang bekerja pada sebuah benda dan lebih spesifik lagi dari pada mobil.

2.1.2.1. Gaya Aerodinamika Pada Pesawat Model

Ada 4 gaya utama yang terjadi pada waktu pesawat dalam kondisi terbang *Thrust*, *Lift*, *Drag* dan *Weight*.



Gambar 2.2. Gaya utama Dalam Penerbangan

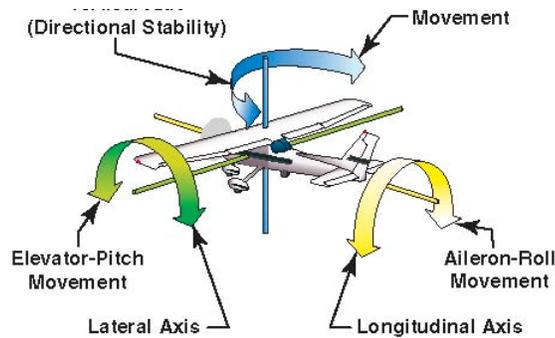
Sumber : <http://kampusarff.wordpress.com>

Berikut ini hal-hal yang mendefinisikan gaya-gaya tersebut dalam sebuah penerbangan yang lurus dan datar, tidak berakselerasi.

- *Thrust* adalah gaya dorong, yang dihasilkan oleh mesin baling-baling. Gaya ini kebalikan dari gaya tahan (*drag*). Sebagai aturan umum, *thrust* beraksi paralel dengan sumbu *longitudinal*. Tapi sebenarnya hal ini tidak selalu terjadi, seperti yang akan dijelaskan kemudian.
- *Drag* adalah gaya ke belakang, menarik mundur, dan disebabkan oleh gangguan aliran udara oleh sayap, fuselage, dan objek-objek lain. Gaya ke belakang kebalikan dari *thrust* (gaya dorong).
- *Weight* (gaya berat) adalah kombinasi berat dari muatan pesawat itu sendiri, awak pesawat, bahan bakar, dan kargo atau bagasi. Gaya berat menarik pesawat ke bawah karena gaya gravitasi. Gaya berat melawan *lift* (gaya angkat) dan beraksi secara vertikal ke bawah melalui *center of gravity* dari pesawat.
- *Lift* (gaya angkat) melawan gaya dari *weight*, dan dihasilkan oleh efek dinamis dari udara yang beraksi di sayap, dan beraksi tegak lurus pada arah penerbangan dari sayap. (<http://kampusarff.wordpress.com>).

2.1.2.2 Gerak Dasar Pesawat Terbang

Pada dasarnya pesawat terbang mempunyai gerak dasar pesawat yang fungsinya agar pesawat dapat bergerak stabil pada saat terbang di udara. Adapun ketiga gerak dasar pesawat itu adalah sebagai berikut :



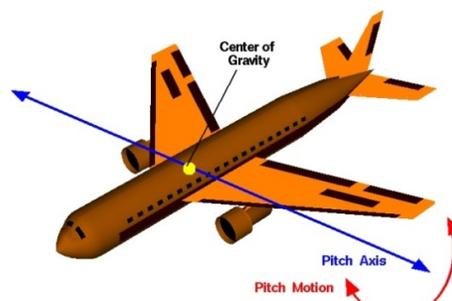
Gambar 2.3. Pergerakan Pada Pesawat

Sumber : <http://pangih15.files.wordpress.com>

Adapun ketiga gerak dasar pesawat itu adalah sebagai berikut :

1. Pitching

Pitching merupakan gerakan menggantung atau gerakan ke atas dan ke bawah dari hidung pesawat, *pitching* bergerak pada sumbu *lateral* pesawat. Untuk dapat melakukan gerakan *pitching*, pilot menggerakkan bidang kendali utama atau *primary control surface*, yaitu dengan menggerakkan *elevator* yang terletak pada *horizontal stabilizer*. Pergerakan *elevator* dikendalikan dengan menggunakan *stick control* yang berada di dalam *cockpit*, *stick* digerakkan kedepan dan kebelang.



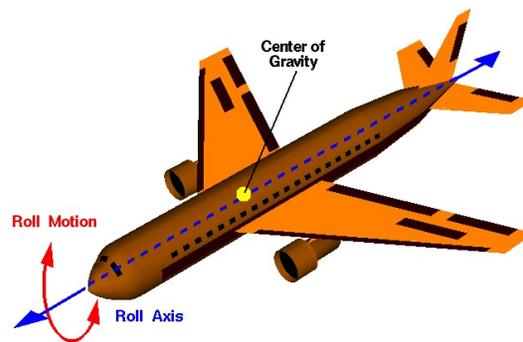
Gambar 2.4. Gerakan Pitch Pada Pesawat

Sumber : <http://pangih15.files.wordpress.com>

Apabila *stick* digerakkan kebelakang, maka *elevator up* atau ke atas dan akan mengakibatkan pesawat bergerak keatas. Apabila *stick* digerakkan kedepan, maka *elevator down* atau turun dan akan mengakibatkan pesawat bergerak turun ke bawah. Gerakan *pitching* dilakukan pada saat pesawat akan melakukan lepas landas dan mendarat.

2. Rolling

Rolling merupakan gerakan memutar (*roll*) dari pesawat, pesawat bergerak pada sumbu *longitudinal* pesawat. Untuk dapat melakukan gerakan *rolling* (memutar), pilot menggerakkan bidang kendali *aileron* yang berada di *wing* atau sayap. Pergerakan *aileron* dikendalikan dengan menggunakan *stick* kontrol yang berada di dalam *cockpit*, *stick* digerakkan ke kiri dan kekanan. Apabila *stick* digerakkan ke kanan, maka *aileron* sebelah kanan akan naik ke atas dan *aileron* sebelah kiri wing akan turun kebawah. Hal ini akan menyebabkan pesawat akan *rolling* kesebelah kanan. Begitupula sebaliknya apabila *stick* digerakkan ke kiri, maka *aileron* sebelah kiri akan naik dan *aileron* sebelah kanan akan turun. Hal ini akan menyebabkan pesawat akan *rolling* (memutar) ke sebelah kiri. Gerakan *rolling* dilakukan pada saat pesawat akan berbelok atau bergerak ke arah kiri atau ke arah kanan.

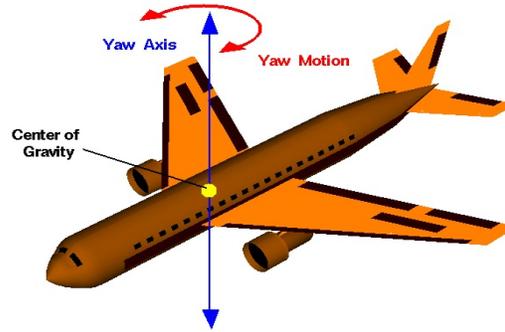


Gambar 2.5 Gerakan roll pada pesawat

Sumber : <http://pangih15.files.wordpress.com>

3. Yawing

Yawing merupakan gerakan menggeleng atau hidung pesawat bergerak ke kanan dan ke kiri. *Yawing* bergerak pada sumbu vertikal pesawat. Untuk dapat melakukan gerakan *yawing* pada pesawat, pilot menggerakkan bidang kendali *rudder* yang berada pada *vertical stabilizer*. Pergerakan *rudder* dikendalikan dengan menggunakan *rudder pedal* (kanan dan kiri) yang berada di dalam *cockpit*. Apabila pedal kanan digerakkan, maka *rudder* akan bergerak ke kanan dan nose pesawat akan mengarah ke kanan dan apabila pedal kiri digerakkan, maka *rudder* akan bergerak ke kiri dan nose pesawat akan mengarah ke kiri (<http://pangih15.files.wordpress.com>).



Gambar 2.6 Gerakkan Yaw pada pesawat

Sumber : <http://pangjih15.files.wordpress.com>

2.2 Motor Servo

Motor servo adalah motor yang mampu bekerja dua arah (searah jarum jam dan berlawanan arah jarum jam) di mana arah dan sudut pergerakan rotornya dapat dikendalikan hanya dengan memberikan pengaturan duty cycle sinyal PWM pada bagian pin kontrolnya. Motor servo adalah jenis motor yang digunakan sebagai penggerak pada sistem servo (servo-system) seperti pada penggerak pada kontrol posisi aileron pesawat model. Motor servo secara struktur mesin listrik ada 2 macam: DC servo motor dan AC servo motor.

Berbeda dengan motor DC dan motor stepper, motor servo adalah sebuah motor dengan sistem closed feedback di mana posisi dari motor akan diinformasikan kembali ke rangkaian kontrol yang ada di dalam motor servo. Motor ini terdiri atas sebuah motor, serangkaian internal gear, potensiometer dan rangkaian kontrol. Potensiometer berfungsi untuk menentukan batas sudut putaran servo. Sedangkan sudut sumbu motor servo diatur berdasarkan lebar pulsa yang dikirim melalui kaki sinyal dari kabel motor.

2.2.1. Teori Motor Servo

Motor servo adalah motor yang mampu bekerja dua arah Clock Wise dan Counter Clock Wise (CW dan CCW) di mana arah dan sudut pergerakan rotornya dapat dikendalikan hanya dengan memberikan pengaturan duty cycle sinyal PWM pada bagian pin kontrolnya. Motor Servo ditunjukkan dalam Gambar 2.7.



Gambar 2.7 Motor Servo

Sumber : indo-ware.com

Motor servo merupakan sebuah motor DC yang memiliki rangkaian kontrol elektronik dan internal gear untuk mengendalikan pergerakan dan sudut putarannya. Sistem mekanik motor servo ditunjukkan dalam Gambar 2.8.



Gambar 2.8 Sistem Mekanik Motor Servo

Sumber : gwsus.com

Motor Servo adalah motor yang berputar lambat, biasanya ditunjukkan oleh rate putarannya yang lambat, namun demikian memiliki torsi yang kuat karena internal gearnya. Lebih dalam dapat digambarkan bahwa sebuah motor servo memiliki :

- 1) 3 jalur kabel : *power*, *ground*, dan kontrol
- 2) Sinyal kontrol mengendalikan posisi
- 3) Operasional dari servo motor dikendalikan oleh sebuah pulsa selebar $\pm 20\text{ms}$, di mana lebar pulsa antara 0,5 ms dan 2 ms menyatakan akhir dari range sudut maksimum.
- 4) Konstruksi didalamnya meliputi internal gear, potensiometer, dan feedback kontrol.

2.2.2. Jenis-Jenis dan Kegunaan Motor Servo :

1) Motor Servo Standar 180°

Motor servo jenis ini hanya mampu bergerak dua arah Clock Wise dan Counter Clock Wise (CW dan CCW) dengan defleksi masing-masing sudut mencapai 90° sehingga total defleksi sudut dari kanan – tengah - kiri adalah 180°.

2) Motor Servo Continuous

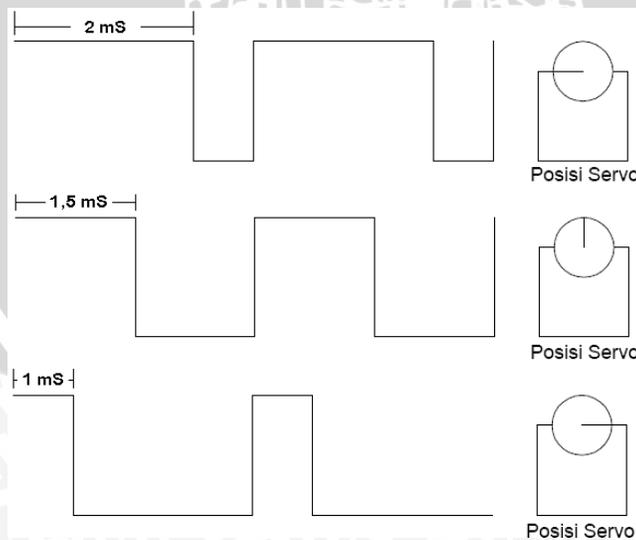
Motor servo jenis ini mampu bergerak dua arah Clock wise dan Counter Clock Wise (CW dan CCW) tanpa batasan defleksi sudut putar (dapat berputar secara kontinyu).

Kebanyakan motor servo digunakan sebagai :

- 1) *Manipulators.*
- 2) *Moving camera's.*
- 3) *Robot arms.*

2.2.3. Mode Pemberian Pulsa pada Motor Servo

Sudut dari motor servo tergantung dari besarnya pulsa yang akan diterima oleh motor servo. Pengaturan sudut motor servo diperlukan untuk mengetahui gerakan dari motor servo dengan pulsa yang harus diberikan untuk bergerak ke kanan atau bergerak ke kiri. Gambar 2.9 menunjukkan teknik PWM (*pulse width modulation*) untuk mengatur sudut motor servo.



Gambar 2.9 Pengaturan Sudut Motor Servo

Sumber : Parallax, Inc.

Dalam Gambar 2.8 diasumsikan bahwa saat diberikan sinyal periodik dengan lebar 1 ms maka motor servo akan bergerak dengan sudut 0°, jika diberi sinyal 1,5 ms maka motor servo akan bergerak dengan sudut 90°, dan jika diberi sinyal 2 ms maka motor servo akan bergerak dengan sudut 180°. Perhitungan rumus motor servo akan ditunjukkan persamaan sebagai berikut:

$$S = D \left(\frac{1000}{180} \right) + 1000 \mu s \text{ atau}$$

$$S = (5,555)D + 1000 \mu s$$

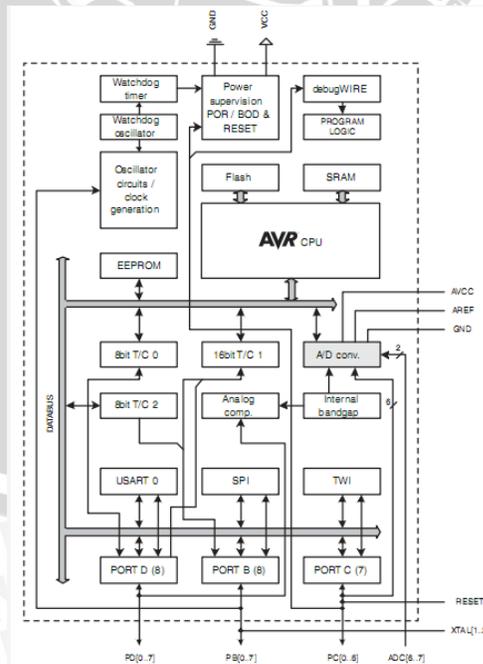
$S = \text{Lebar Pulsa dalam } \mu s$

$D = \text{Sudut putar servo dalam derajat}$

2.3 Teori Dasar Mikrokontroler ATmega168

Mikrokontroler ATmega168 merupakan mikrokontroler generasi AVR (*Alf and Vegards Risk processor*). Mikrokontroler AVR memiliki arsitektur RISC (*Reduced Instruction Set Computing*) sebagian besar instruksi dieksekusi dalam 1 siklus clock. Mikrokontroler Atmega168 mampu mengeksekusi data 1 MIPS (*Million Instruction Per Second*) per MHz. Ini memungkinkan sebuah sistem untuk mengoptimalkan konsumsi daya dibandingkan kecepatan pengeksekusian.

2.3.1. Arsitektur Mikrokontroler ATmega168



Gambar 2.10 Blok diagram Fungsional ATmega168

Sumber : Data sheet ATmega168

AVR core memiliki banyak kombinasi instruksi dengan mengeset 32 register umum yang bekerja. Semua 32 register secara langsung terhubung ke ALU (*Arithmetic Logic Unit*) memungkinkan dua register independen untuk diakses dalam satu instruksi dieksekusi dalam satu siklus clock. Arsitektur kode yang dihasilkan lebih efisien sementara mencapai *throughputs* sampai dengan sepuluh kali lebih cepat daripada mikrokontroler CISC konvensional.

Gambar di atas, memperlihatkan bahwa ATmega168 memiliki bagian sebagai berikut

1. Memori *Flash* sebesar 16K dengan kemampuan *Read While Write*.
2. EEPROM (*Electrically Erasable Programmable Read Only Memory*) sebesar 512 byte yang dapat diprogram saat operasi
3. SRAM sebesar 1 Kb.
4. Memiliki 23 jalur umum I/O
5. ADC 10 bit sebanyak 8 saluran.
6. CPU yang terdiri atas 32 buah register.
7. Memiliki sebuah USART diprogram serial, byte-2-kawat berorientasi Serial Interface.
8. Unit interupsi internal dan eksternal
9. Sistem mikroprocessor 8 bit berbasis RISC dengan kecepatan maksimal 1 MIPS per MHz.
10. Port antarmuka SPI.

2.3.2. Konfigurasi Pin Atmega168

PDIP			
(PCINT14/RESET) PC6	1	28	PC5 (ADC5/SCL/PCINT13)
(PCINT16/RXD) PD0	2	27	PC4 (ADC4/SDA/PCINT12)
(PCINT17/TXD) PD1	3	26	PC3 (ADC3/PCINT11)
(PCINT18/INT0) PD2	4	25	PC2 (ADC2/PCINT10)
(PCINT19/OC2B/INT1) PD3	5	24	PC1 (ADC1/PCINT9)
(PCINT20/XCK/T0) PD4	6	23	PC0 (ADC0/PCINT8)
VCC	7	22	GND
GND	8	21	AREF
(PCINT6/XTAL1/TOSC1) PB6	9	20	AVCC
(PCINT7/XTAL2/TOSC2) PB7	10	19	PB5 (SCK/PCINT5)
(PCINT21/OC0B/T1) PD5	11	18	PB4 (MISO/PCINT4)
(PCINT22/OC0A/AIN0) PD6	12	17	PB3 (MOSI/OC2A/PCINT3)
(PCINT23/AIN1) PD7	13	16	PB2 (SS/OC1B/PCINT2)
(PCINT0/CLKO/ICP1) PB0	14	15	PB1 (OC1A/PCINT1)

Gambar 2.11 Konfigurasi Pin ATmega168

Sumber : Data sheet ATmega168

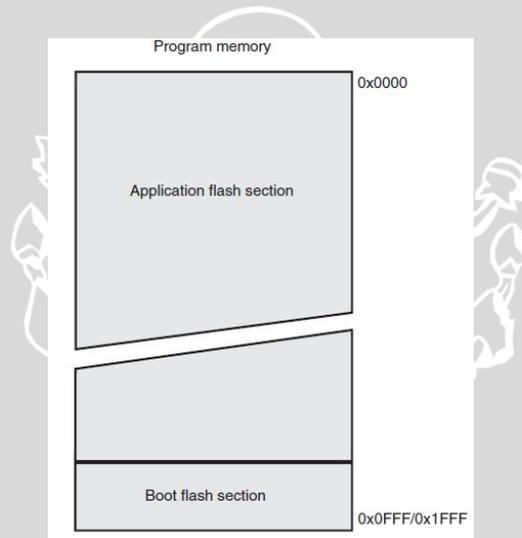
Konfigurasi pin ATmega168 dapat dilihat pada Gambar 2.11. Secara fungsional konfigurasi pin ATmega168 sebagai berikut :

1. VCC merupakan pin yang berfungsi sebagai pin masukan catu daya.

2. GND merupakan pin ground
3. Port B ,Port C,Port D adalah bit bi-directional port I/O dengan resistor internal pull-up. Berfungsi sebagai jalur pin I/O.
4. AVcc adalah pin tegangan suplai untuk A/D konverter.
5. Aref adalah pin referensi analog untuk A/D konverter.
6. ADC7-6 berfungsi sebagai input analog untuk A/D konverter. Pin ini didukung dari catu analog dan berfungsi sebagai 10 bit saluran ADC.

2.3.3. Peta Memori

Mikrokontroler ATmega 168 berisi 8K/16K bit di dalam memori sebagai tempat untuk menyimpan program. Untuk keamanan perangkat lunak program flash memori dibagi menjadi dua bagian yaitu bagian boot loader dan bagian aplikasi program ATmega 168. Program *counter* ATmega 168 memiliki lebar 11/12/13 bit.



Gambar 2.12 Program Peta Memori Atmel 168
Sumber : Data sheet ATmega168

2.4. Teori Dasar Sensor

Sensor adalah jenis transduser yang digunakan untuk mengubah besaran mekanis, magnetis, panas, sinar, dan kimia menjadi tegangan dan arus listrik. Sensor merupakan salah satu komponen yang sangat penting dalam mendukung terjadinya kontrol proses yang mana berfungsi sebagai berikut :

1. Menyediakan input dari proses dan dari lingkungan eksternal
2. Mengubah informasi fisik misalnya suhu, tekanan, laju aliran dan posisi untuk sinyal listrik.

3. Terkait dengan variabel fisik pada cara yang diketahui sehingga sinyal listriknya dapat digunakan untuk memonitor dan mengontrol proses.

Sensor sering digunakan untuk pendeteksian pada saat melakukan pengukuran atau pengendalian. Beberapa jenis sensor yang banyak digunakan dalam rangkaian elektronik antara lain sensor cahaya, sensor suhu, dan sensor tekanan.

2.4.1. Sensor Keseimbangan (*Gyroscope*)

Gyroscope adalah sebuah perangkat yang digunakan untuk proses navigasi dan pengukuran kecepatan sudut. Sebuah *gyroscope* dapat mengukur kecepatan rotasi dalam satu, dua atau tiga arah. Pada dasarnya struktur mekanikal dari *gyroscope* terdiri dari roda yang berputar atau disk yang memiliki poros bebas untuk mengambil setiap orientasi agar dapat mendeteksi kecepatan rotasi di sekitar disk atau sumbu tertentu. Sensor ini dapat digunakan untuk mengontrol posisi dari objek yang bergerak yang membutuhkan ketelitian dalam pengukurannya.



Gambar 2.13 Bentuk Fisik Sensor *Gyroscope*

Sumber : <http://www.ebay.co.uk/>

2.4.2. Sensor *Gyroscope* tipe ENC-03M

Sensor *Gyroscope* tipe ENC-03M merupakan sensor kecepatan sudut yang memanfaatkan gaya *coriolis* pada suatu benda yang bergetar dan akan menunjukkan perubahan kecepatan sudut yang terjadi pada bidang sensor. Gaya *coriolis* bergerak dalam arah tegak lurus terhadap gerakan keramik piezoelectric dan sebanding dengan kecepatannya. Benda yang bergetar tersebut berbentuk keramik piezoelectric yang dapat merangsang dan mendeteksi perubahan sudut yang terjadi pada bidang sensor. Sensor ini dapat digunakan sebagai sensor posisi dari objek yang bergerak yang membutuhkan respon yang cepat dari pengukurannya.

Sensor *Gyroscope* tipe ENC-03M memiliki fitur sebagai berikut :

1. Bentuk fisik kecil, tipis, dan ringan.
2. Respon cepat.
3. Konsumsi tegangan dan arus rendah.

Sensor *Gyroscope* tipe ENC-03M dapat beroperasi dengan range tegangan +2.7V to +5.25V. Perlu diperhatikan catudaya pada sensor harus stabil dan juga perlu diperhatikan polaritas dayanya sebelum menghubungkan sensor.

Keluaran dari sensor ini adalah tegangan yang relatif atau dibandingkan terhadap kecepatan sudut. Dengan rumus sebagai berikut :

$$\text{Output voltage} = V_0 + S_v \cdot w$$

V_0 = keluaran statis [V] (dengan kecepatan sudut 0 [deg/s])

S_v = faktor skala [mV/deg/s]

w = Kecepatan sudut (kisaran kecepatan sudut : -90 sampai +90 [deg/s])

Tegangan referensi (V_{ref}) harus didasarkan dengan kapasitor 4.7 μ F atau lebih.

(<http://pstoragestart2.divshare.com>).

2.5. Kontroler

Keberadaan kontroler dalam sebuah sistem kontrol mempunyai kontribusi yang besar terhadap perilaku sistem. Pada prinsipnya hal itu disebabkan oleh tidak dapat diubahnya komponen penyusun sistem tersebut. Artinya, karakteristik *plant* harus diterima sebagaimana adanya, sehingga perubahan perilaku sistem hanya dapat dilakukan melalui penambahan suatu subsistem yaitu kontroler.

Salah satu fungsi komponen kontroler adalah mengurangi sinyal kesalahan, yaitu perbedaan antara nilai referensi/nilai yang diinginkan dan nilai aktual. Hal ini sesuai dengan tujuan sistem kontrol di mana mendapat nilai sinyal keluaran sama dengan nilai yang diinginkan/referensi. Semakin kecil kesalahan yang terjadi, semakin baik kinerja sistem kontrol yang diterapkan.

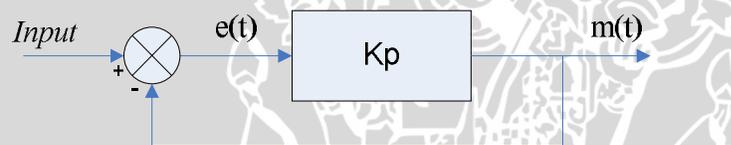
Apabila perbedaan antara nilai referensi dengan nilai keluaran relatif besar, maka kontroler yang baik seharusnya mampu mengatasi perbedaan ini untuk segera menghasilkan sinyal keluaran untuk mempengaruhi *plant*. Dengan demikian sistem secara cepat mengubah keluaran *plant* sampai diperoleh selisih dengan nilai referensi sekecil mungkin.

Prinsip kerja kontroler adalah membandingkan nilai aktual keluaran plant dengan nilai referensi, kemudian menentukan nilai kesalahan dan akhirnya menghasilkan sinyal kontrol untuk meminimalkan kesalahan (Ogata, 1995).

2.5.1. Kontroler Proporsional

Kontroler proporsional memiliki keluaran yang sebanding/proporsional dengan besarnya sinyal kesalahan (selisih antara besaran yang diinginkan dengan harga aktualnya). Secara lebih sederhana dapat dikatakan, bahwa keluaran kontroler proporsional merupakan perkalian antara konstanta proporsional dengan masukannya. Perubahan pada sinyal masukan akan segera menyebabkan sistem secara langsung mengubah keluarannya sebesar konstanta pengalinya.

Pada Gambar 2.14 menunjukkan blok diagram yang menggambarkan hubungan antara *input* (besaran referensi yang diinginkan), besaran aktual dengan besaran keluaran kontroler proporsional, dan besaran kesalahan (*error*). Sinyal kesalahan (*error*) merupakan selisih antara besaran setting dengan besaran aktualnya.



Gambar 2.14 Blok diagram Kontroler Proporsional

Sumber: Ogata, 1995: 157

Pada pengendali proporsional hubungan antara keluaran kontroler $m(t)$ dan sinyal kesalahan $e(t)$ adalah

$$m(t) = K_p e(t)$$

Sumber: Ogata, 1995: 157

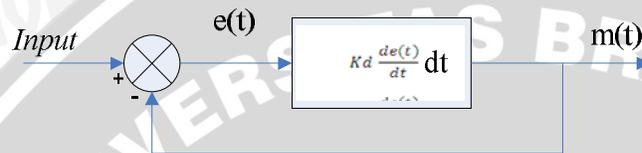
Dengan K_p adalah penguatan proporsional. Keluaran $m(t)$ hanya tergantung pada K_p dan *error*, semakin besar *error* maka semakin besar koreksi yang dilakukan. Penambahan K_p akan menaikkan penguatan sistem sehingga dapat digunakan untuk memperbesar kecepatan respon dan mengurangi kesalahan keadaan mantap.

2.5.2. Kontroler Integral

Kontroler integral berfungsi mengurangi kesalahan keadaan mantap yang dihasilkan pada kontroler proporsional sebelumnya. Kalau sebuah plant tidak memiliki

unsur integrator ($1/s$), kontroler proporsional tidak akan mampu menjamin keluaran sistem dengan kesalahan keadaan mantabnya nol.

Kontroler integral memiliki karakteristik seperti halnya sebuah integral. Keluaran kontroler sangat dipengaruhi oleh perubahan yang sebanding dengan nilai sinyal kesalahan. Keluaran kontroler ini merupakan jumlahan yang terus menerus dari perubahan masukannya. Kalau sinyal kesalahan tidak mengalami perubahan, keluaran akan menjaga keadaan seperti sebelum terjadinya perubahan masukan. Gambar 2.15 menunjukkan blok diagram kontroler integral.



Gambar 2.15 Blok diagram Kontroler Integral

Sumber: Ogata, 1995: 158

Nilai keluaran kontroler $m(t)$ sebanding dengan integral sinyal kesalahan $e(t)$,

Sehingga

$$\frac{dm(t)}{dt} = K_i \cdot e(t) \quad (2.1)$$

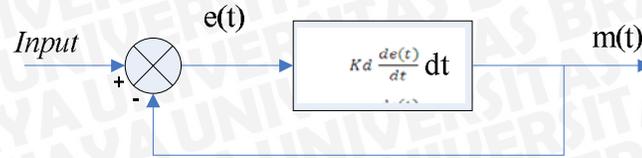
$$m(i) = K_i \int_0^t e(t) dt \quad (2.2)$$

Sumber: Ogata, 1995: 157

dengan K_i adalah konstanta integral. Jika sinyal kesalahan $e(t)=0$, maka laju perubahan sinyal kendali integral $\frac{dm(t)}{dt} = 0$ atau sinyal keluaran kendali akan tetap berada pada nilai yang dicapai sebelumnya. Aksi kontrol integral digunakan untuk menghilangkan kesalahan posisi dalam keadaan mantap (*error steady state*) tanpa memperhitungkan kecepatan respon.

2.5.3. Kontroler Differensial

Kontroler differensial memiliki sifat seperti halnya suatu operasi derivatif. Perubahan yang mendadak pada masukan kontroler, akan mengakibatkan perubahan yang sangat besar dan cepat. Gambar 2.16 berikut menunjukkan blok diagram pada kontroler differensial.



Gambar 2.16 Blok diagram Kontroler Differensial

Sumber: Ogata, 1995: 177

Nilai keluaran kontroler $m(t)$ sebanding laju sinyal kesalahan $\frac{de(t)}{dt}$. Hubungan ini dapat ditulis sebagai:

$$m(t) = Kd \frac{de(t)}{dt} \tag{2.3}$$

Sumber: Ogata, 1995: 179

Kontroler diferensial akan memberikan sinyal kendali keluaran $m(t) = 0$, untuk sinyal kesalahan $e(t)$ yang konstan sehingga kontroler diferensial tidak mempengaruhi keadaan mantap. Kontroler diferensial digunakan untuk memperbaiki atau mempercepat respon transien sebuah sistem serta dapat meredam osilasi.

Berdasarkan karakteristik kontroler tersebut, kontroler diferensial umumnya dipakai untuk mempercepat respon awal suatu sistem, tetapi tidak memperkecil kesalahan pada keadaan tunaknya. Kerja kontroler diferensial hanyalah efek dari lingkup yang sempit, yaitu pada periode peralihan. Oleh sebab itu kontroler differensial tidak bisa digunakan tanpa ada kontroler lain.

Dari ketiga aksi kontrol dasar di atas dapat dibuat kombinasi dari ketiganya, yaitu:

2.5.4. Kontroler Proporsional Integral Differensial (PID)

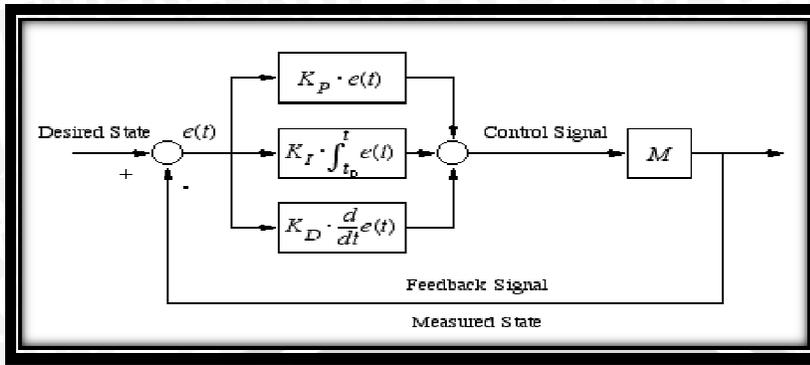
Setiap kekurangan dan kelebihan dari masing-masing kontroler P,I dan D dapat saling menutupi dengan menggabungkan ketiganya secara paralel menjadi kontroler proporsional integral differensial (PID). Elemen-elemen kontroler P,I dan D masing-masing secara keseluruhan bertujuan untuk mempercepat reaksi sebuah sistem, menghilangkan *offset* dan menghasilkan perubahan awal yang besar (Gunterus, 1994, 8-10). Kontroler PID memiliki diagram kendali seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 2.13.

Aksi kontrolnya dinyatakan sebagai:

$$m(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \tag{2.4}$$

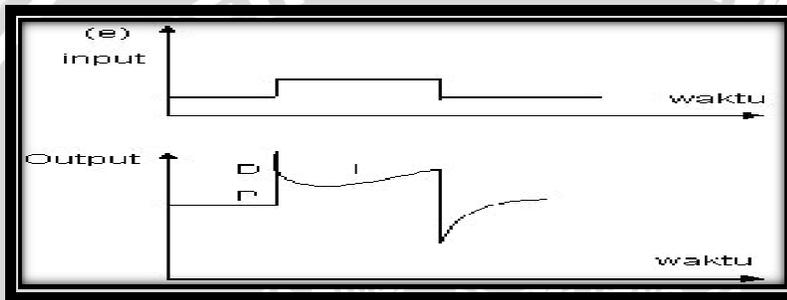
Sumber: Ogata, 1995: 183

Jenis kontroler ini digunakan untuk memperbaiki kecepatan respon, mencegah terjadinya kesalahan keadaan mantap serta mempertahankan kestabilan.



Gambar 2.17 Blok diagram Kontroler PID

Sumber: Gunterus, 1994:8-11



Gambar 2.18 Hubungan Fungsi Waktu Antara Sinyal Keluaran dan Sinyal Masukan Kontroler PID

Sumber: Gunterus, 1994:8-11

Keluaran kontroler PID merupakan penjumlahan dari keluaran kontroler proporsional, integral dan differensial. Gambar di atas menunjukkan hubungan tersebut. 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 menonjol sifat dari masing-masing elemen. Satu atau dua dari ketiga konstanta tersebut dapat disetel lebih menonjol dibanding yang lain. Konstanta yang menonjol itulah yang akan memberikan kontribusi pengaruh pada respon sistem secara keseluruhan (Gunterus, 1994, 8-10).

2.5.5. Metode Manual Tuning PID

Dalam metode penentuan parameter secara manual, langkah pertama adalah memberikan nilai nol pada parameter K_i dan K_d . Kemudian parameter K_p dinaikkan sampai *output* loop mencapai osilasi. Parameter K_i kemudian dinaikkan sampai *error steady state* tereliminasi. Terlalu banyak nilai K_i akan menyebabkan ketidakstabilan sistem. Terakhir nilai parameter K_d ditingkatkan jika dibutuhkan, sampai loop dirasakan

cukup cepat untuk mencapai *set point* setelah ada gangguan beban. Namun terlalu banyak nilai pada Kd akan menyebabkan respon yang terlalu cepat dan menyebabkan *overshoot*. Loop PID yang cepat biasanya memperbolehkan adanya *overshoot* walaupun cuma sedikit untuk mencapai set point lebih cepat. Namun beberapa sistem tidak memperbolehkan adanya *overshoot*. Dalam tabel ini adalah bagian dari respon sistem yang berubah saat menaikkan parameter Kp, Ki dan Kd.

Tabel 2.1 Kondisi-kondisi Saat Menaikkan Nilai Parameter Kontrol

RESPONSE	RISE TIME	OVERSHOOT	SETTLING TIME	SS ERROR
Kp	Menurun	Meningkat	Perubahan Kecil	Menurun
Ki	Menurun	Meningkat	Meningkat	Eliminasi
Kd	Perubahan Kecil	Menurun	Menurun	Perubahan Kecil

2.6 Radio Control (R/C)

2.6.1 Pengertian Radio Control (R/C)

Radio control (R/C) merupakan alat yang menggunakan sinyal radio untuk mengontrol alat lain dari jauh. Sistem kendali jarak jauh (remote kontrol) yang digunakan untuk mengendalikan pesawat terbang, roket, perahu maupun mobil-mobilan sebenarnya merupakan contoh yang sederhana dari sistem pengendalian *Fly by Wire* tersebut. Sistem yang saat ini banyak ditemukan di pasaran menggunakan gelombang radio sebagai sistem penyampaian informasinya ini sudah dipergunakan orang sejak tahun 70-an. Berbeda dengan sistem remote kontrol untuk alarm mobil atau untuk pengatur televisi yang umumnya menggunakan tombol tekan sebagai input pengendaliannya, sistem kendali radio atau yang selanjutnya disebut Radio kontrol disingkat R/C ini lebih banyak menggunakan potensiometer sebagai masukannya.

Sistem R/C sebelumnya memang ditujukan untuk keperluan militer, yakni untuk mengendalikan peluru kendali yang tidak berawak yang dilepaskan dari pesawat terbang untuk menghancurkan daerah lawan. Saat ini R/C sudah banyak digunakan orang untuk mengendalikan berbagai sistem, baik untuk keperluan riset, industri, rekreasi maupun keperluan rumah tangga. Berbagai jenis pesawat terbang model, perahu, mobil-mobilan bahkan robot mainan saat inipun sudah banyak tersedia di toko-toko dengan dilengkapi radio kontrol.

Secara umum sistem R/C terdiri dari sebuah pemancar atau *transmitter* yang berupa TX (*remote control*) dan sebuah atau lebih penerima atau *receiver* yang diletakkan pada pesawat model. Baterai sebagai sumber daya diperlukan oleh bagian pemancar maupun bagian penerima. Pemancar atau *transmitter* bertugas menerima perintah kendali dari orang yang mengendalikan dan merubahnya menjadi kode-kode elektronik dan mengirimkannya ke RX (*receiver*) melalui gelombang radio ke udara.

2.6.2 Cara Modulasi

Sistem R/C menggunakan berbagai metode modulasi seperti halnya modulasi amplitudo (*amplitude modulation* disingkat AM), modulasi frekuensi (*frequency modulation* disingkat FM) dan modulasi kode pulsa (*pulse code modulation* disingkat PCM). Dari segi kualitas dan harganya, R/C dengan gelombang FM lebih baik dibandingkan yang menggunakan gelombang AM. Sedangkan R/C yang menggunakan gelombang PCM memiliki sistem perlindungan agar tidak dapat di kacaukan oleh gelombang radio asing yang frekuensinya sama, sehingga sistem ini oleh banyak pihak dinilai lebih baik dari sistem R/C bergelombang FM. Saat ini ada beberapa bentuk R/C dikenal di kalangan pemakainya yakni para penggemar model, dilihat dari bentuk transmitter-nya yakni jenis tongkat atau *stick* yang banyak dipakai untuk menerbangkan pesawat model, R/C jenis pistol yang banyak ditemui di dunia mobil model serta Boat model dan R/C bertombol tekan (*push on*) yang banyak digunakan untuk pesawat terbang mainan anak-anak.

2.6.3 Range Frekuensi

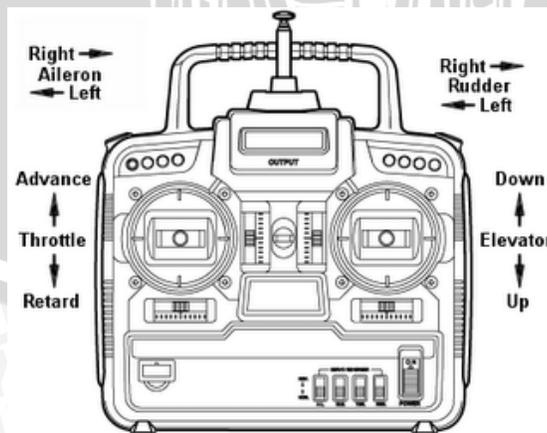
Frekuensi sistem R/C yang dipasarkan saat ini di seluruh dunia menggunakan jalur frekuensi operasi 27 Mhz, 29 Mhz, 35 Mhz, 40 Mhz, 50 Mhz dan 72 Mhz serta 75 Mhz. Di dalam setiap jalur terdapat berpuluh-puluh kanal yang dapat digunakan diantaranya ada sekitar 5 kanal di frekuensi 27 Mhz, 50 kanal di frekuensi 29 Mhz dan lebih dari seratus kanal tersedia di frekuensi lainnya. Selisih frekuensi antara kanal satu dengan kanal lainnya adalah 20 kHz untuk radio tipe mutakhir dengan band width yang sempit. Jadi sebenarnya kemungkinan frekuensi R/C satu bentrok dengan frekuensi R/C lainnya adalah cukup kecil walaupun tetap ada saja kemungkinannya.

2.6.4 Daya Jangkau

Radio control yang bekerja di jalur AM (*Amplitude Modulation*) karena efisiensi TX (*transmitter*)-nya rendah, kebanyakan di produksi dengan daya 1 watt untuk menjangkau jarak kendali radius 1 km. Untuk R/C yang beroperasi dengan sistem modulasi FM maupun PCM umumnya mempunyai daya pemancar 500 mW yang dapat menjangkau jarak kendali efektif yang sama sekitar 1 km radius. Jarak ini sudah cukup jauh sebenarnya mengingat bahwa jarak pandang normal kita terhadap pesawat model umumnya hanya sekitar 300 meter. Penggunaan baterainya relatif lebih hemat dibandingkan dengan R/C yang bekerja dengan gelombang AM. Beberapa R/C yang ditujukan untuk mengendalikan mobil model dirancang untuk mempunyai daya jangkauan yang lebih pendek yakni 300 meter. Dengan kenyataan ini anda sebaiknya hati-hati jika akan menggunakan R/C mobil model anda untuk mengendalikan pesawat terbang model, sebab begitu pesawat terbang model anda mengudara semenit kemudian bisa-bisa sudah berada di luar jangkauan kendali.

2.6.5 Pengoperasian *Radio Control*

Radio Control atau disingkat RC merupakan pemancar (*transmitter*) pengendali yang dipegang pilot di darat. pengoperasiaannya begitu vital karena pesawat bisa dikendalikan melalui alat ini. Hal ini tentunya pesawat juga harus dilengkapi dengan alat penerima (*receiver*) agar pilot dan pesawat dapat berkomunikasi. Jenis *radio control* (TX/*transmitter*) yang digunakan dalam dunia *aeromodelling* terbagi tiga yaitu model pertama yang populer di Eropa, model kedua populer di Amerika, dan model ketiga populer di Asia.



Gambar 2.19 Transmitter yang Populer Di Asia

Sumber: <http://aeromodellingpemula.blogspot.com>

Gambar 2.19 merupakan model *transmitter* yang populer di Asia. Terdapat dua stik yaitu pada bagian kiri dan kanan. Stik kiri adalah *throttle* jika di digeser ke depan maka kecepatan pesawat akan bertambah. Sebaliknya, jika digeser ke belakang kecepatan laju pesawat akan berkurang. Jika stik digeser ke kiri atau ke kanan *aileron* maka pesawat akan berguling di udara. Stik sebelah kanan atau stik *elevator* apabila digeser ke depan maka pesawat akan turun sebaliknya apabila digeser ke belakang maka pesaat akan naik. Selanjutnya stik *rudder* apabila stik digeser ke sebelah kiri maka pesawat akan belok ke kiri dan jika digeser ke kanan maka pesawat akan belok kanan.

(<http://setiawanswebblog.blogspot.com/2008/12/sistem-rc.html>)



BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

Untuk menyelesaikan rumusan masalah dan merealisasikan tujuan penelitian yang terdapat di bab pendahuluan maka diperlukan metode untuk menyelesaikan masalah tersebut.

3.1 Studi Literatur

Studi literatur bertujuan untuk mempelajari teori-teori yang mendukung dalam perencanaan dan pembuatan alat. Beberapa teori-teori yang perlu dipelajari adalah sebagai berikut:

Adapun hal-hal yang berhubungan dengan hal tersebut adalah:

1. Teori Dasar Pesawat Model.
2. Motor Servo.
3. Mikrokontroler ATmega 168.
4. Sensor keseimbangan (*ENC-03 Module Single Axis Gyro*) sebagai stabilizer.
5. Kontroler PID.

3.2 Perancangan Alat

Pada tahap perancangan alat, dibuat suatu blok diagram fungsional dari rangkaian yang direncanakan. Perancangan mekanik dilakukan sesuai rancangan untuk mempermudah pembuatan. Perancangan rangkaian dilakukan pada tiap-tiap blok untuk mempermudah perancangan serta penentuan nilai komponen yang digunakan. Perancangan perangkat lunak dilakukan dengan membuat diagram alir untuk program utama dan sub program. Secara garis besar perancangan alat dilakukan dalam tahap berikut:

- 1) Penentuan spesifikasi alat.
- 2) Pembuatan diagram blok sistem keseluruhan.
- 3) Perancangan mekanik yang terdiri atas desain pesawat model.
- 4) Perancangan perangkat keras yang terdiri atas sensor keseimbangan (ENC03M) dan mikrokontroler ATMega 168.

3.3 Pembuatan Alat

Pembuatan alat meliputi pembuatan perangkat mekanik sebagai badan pesawat model, perangkat keras sebagai komponen utama serta pembuatan perangkat lunak sebagai komponen pendukung pengujian.

3.3.1 Pembuatan Pesawat Model

Pembuatan pesawat model dilakukan dengan pembuatan desain pesawat terlebih dahulu kemudian dilanjutkan dengan pembuatan pesawat model dan pemasangan motor dan propeller pada pesawat model.

3.3.2 Pembuatan Perangkat Keras

Komponen utama perangkat keras adalah motor servo, dan sensor *gyroscope* ENC-03M, dan mikrokontroler ATmega 168.

3.3.3 Pembuatan Perangkat Lunak

Untuk pembuatan software dilakukan dengan pembuatan flowchart terlebih dahulu kemudian dibuat programnya.

3.4 Pengujian Alat

Untuk mengetahui apakah alat yang telah dibuat sesuai dengan yang direncanakan maka dilakukan pengujian rangkaian. Pengujian yang dilakukan terbagi dua, yaitu :

- 1) Pengujian perangkat keras

Perangkat keras yang telah dibuat tahap demi tahap akan diuji satu persatu sesuai blok diagram.

- 2) Pengujian secara keseluruhan

Pengujian secara keseluruhan dilakukan dengan menghubungkan tiap perangkat keras sesuai dengan blok diagram dan menjalankan perangkat lunak.

3.5 Pengambilan Kesimpulan dan Saran

Tahap terakhir adalah pengambilan kesimpulan dan saran. Kesimpulan diperoleh dari hasil pengujian alat dan kesesuaiannya dengan teori yang telah dipelajari. Saran diberikan untuk memperbaiki kesalahan, dan kemungkinan pengembangan alat agar lebih baik untuk penelitian selanjutnya.

BAB IV

PERANCANGAN SISTEM

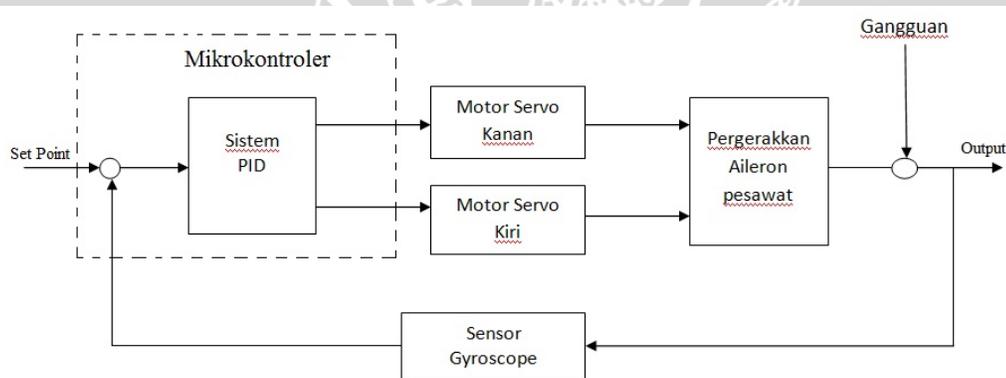
Bab ini menjelaskan tentang spesifikasi alat, perancangan perangkat keras dari pengontrolan *aileron* pada pesawat model dengan menggunakan sensor *gyroscope* (keseimbangan). Perancangan alat ini dilakukan bertahap dalam bentuk blok sehingga akan memudahkan dalam analisis pada setiap bloknya maupun secara keseluruhan sistem.

Perancangan ini terdiri dari :

- Perancangan blok diagram sistem.
- Perancangan perangkat keras (motor servo, sensor *gyroscope* (Enc-03M), rangkaian mikrokontroler).
- Perancangan bentuk pesawat model.
- Perancangan sistem logika PID serta implementasinya pada mikrokontroler.

4.1. Perancangan Sistem

Blok diagram sistem yang dirancang ditunjukkan dalam Gambar 4.1.



Gambar 4.1. Blok Diagram Sistem

Pada blok diagram di atas set point diatur pada posisi 0° , artinya di mana pesawat dalam keadaan seimbang. Dalam keadaan seimbang maka nilai yang akan dibaca oleh mikrokontroler ATmega168 adalah 1,45 volt sehingga jika pesawat mengalami kemiringan tertentu sensor keseimbangan akan memberikan data perubahan tegangan dari kemiringan pesawat ke dalam mikrokontroler ATmega 168. Mikrokontroler ATmega168 berfungsi sebagai PID kontroler yang membaca perubahan tegangan yang dikirimkan oleh sensor

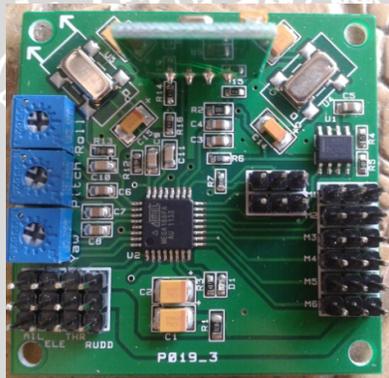
lesembangan. Kemudian data tersebut dibandingkan dengan *set point* untuk kemudian dicari nilai *error* nya dan dilakukan penghitungan untuk nilai kontroler yang diperlukan. Mikrokontroler ini terhubung dengan motor servo kiri dan motor servo kanan yang berfungsi untuk menggerakkan aileron pesawat model sesuai dengan hasil perhitungan dari mikrokontroler tersebut.

4.2. Perancangan Perangkat Keras

Berdasarkan diagram blok perancangan alat yang telah disusun, perancangan perangkat keras meliputi KKmulticopter 168, ESC (*Electronic Speed Control*), motor servo, baterai Lipo 3 cell 11,1V. Di bawah ini adalah penjelasan masing-masing rangkaian penyusun keseluruhan alat.

4.2.1. KKmulticopter

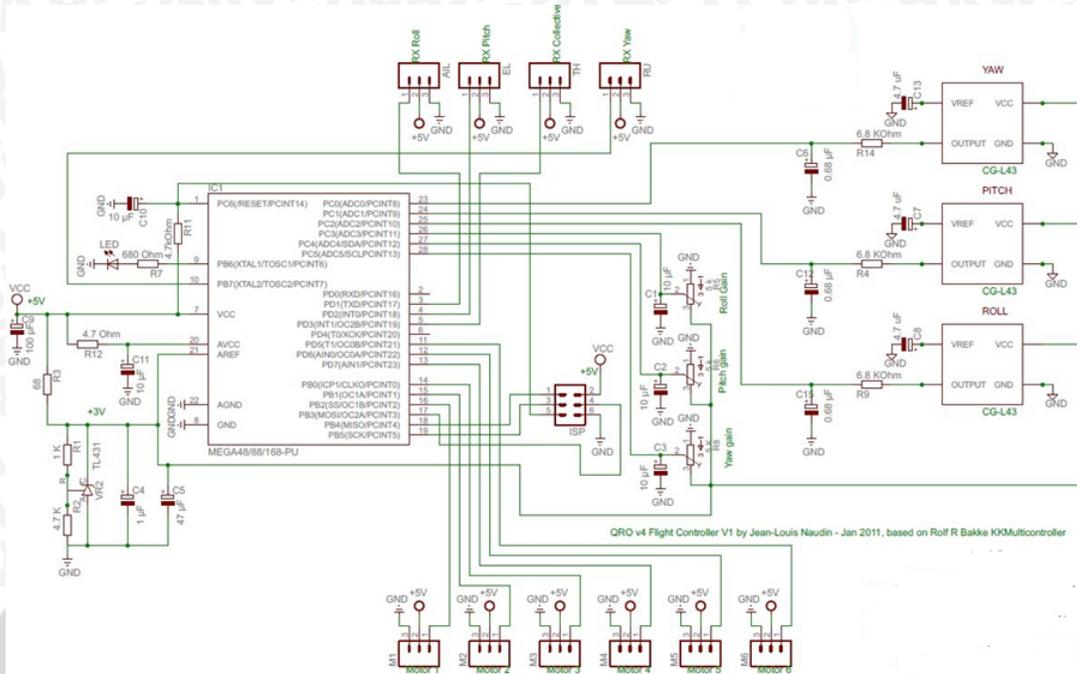
Board yang digunakan pada pesawat model EXTRA300S adalah board KKmulticopter 168 AU yang terdiri dari sensor *gyroscope*, mikrokontroler ATmega 168, potensiometer, regulator.



Gambar 4.2 KKmulticopter

Sumber : Perancangan

Rangkaian board Kkmulticopter ditunjukkan dalam Gambar 4.3



Gambar 4.3 Rangkaian board Kkmulticopter

Sumber: <http://diydrone.com>

Mikrokontroler ATmega 168PA memiliki 28 jalur yang dapat di program menjadi masukan atau keluaran. Penjelasan fungsi pin masukan dan keluaran mikrokontroler pada perancangan dapat dilihat dalam Tabel 4.1.

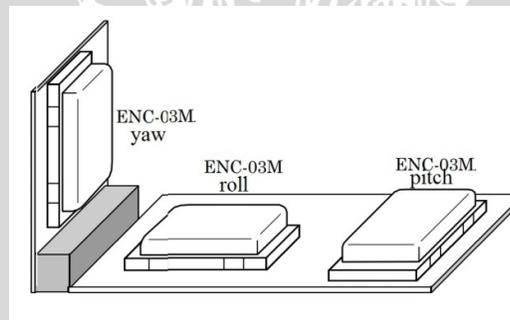
Tabel 4.1 Fungsi Pin Mikrokontroler

No	Pin	Fungsi
1	PC0	Jalur masukan gyro yaw
2	PC1	Jalur masukan gyro pitch
3	PC2	Jalur masukan gyro roll
4	PC3	Jalur masukan potensiometer roll gain
5	PC4	Jalur masukan potensiometer pitch gain
6	PC5	Jalur masukan potensiometer yaw gain
7	PD1	Jalur masukan Rx roll
8	PD2	Jalurmasukan Rx pitch

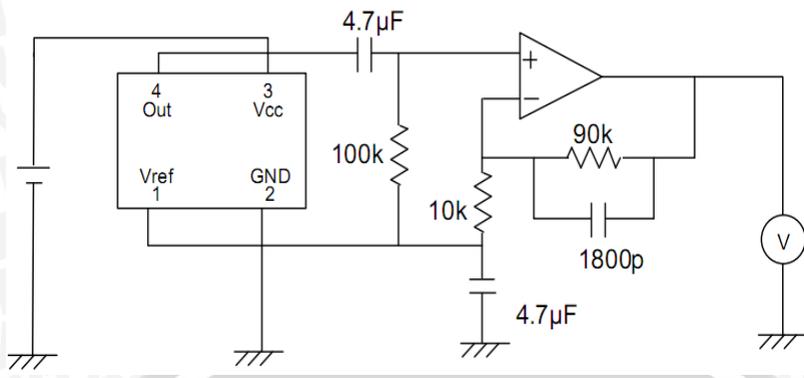
9	PD3	Jalur masukan Rx <i>collective</i>
10	PB7	Jalur masukan Rx <i>yaw</i>
11	PD7	Jalur keluaran motor servo
12	PB0	Jalur keluaran motor 3
13	PB1	Jalur keluaran motor 2
14	PB2	Jalur keluaran motor 1

4.2.1.1. Sensor Gyroscope

Sensor yang digunakan pada pesawat model ini adalah sensor *gyroscope* (keseimbangan) yang memanfaatkan gaya *coriolis* yang bekerja pada benda bergetar. Sensor *gyroscope* (keseimbangan) ini dihubungkan langsung pada mikrokontroler ATmega168 dengan posisi mengukur sumbu X atau mengukur perubahan putaran (roll) dari objek. Jenis sensor yang digunakan adalah sensor tipe *ENC-03M* produksi Murata MFG .Co.Ltd. Gambar 4.4 menunjukkan posisi letak sensor.

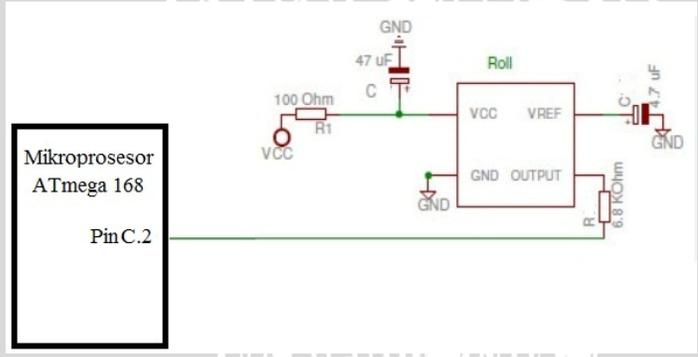


Gambar 4.4 Posisi Letak Sensor
Sumber : Data Sheet ENC-03M



Gambar 4.5 Rangkaian Sensor Gyroscope ENC-03M
 Sumber : ENC-03 series datasheet

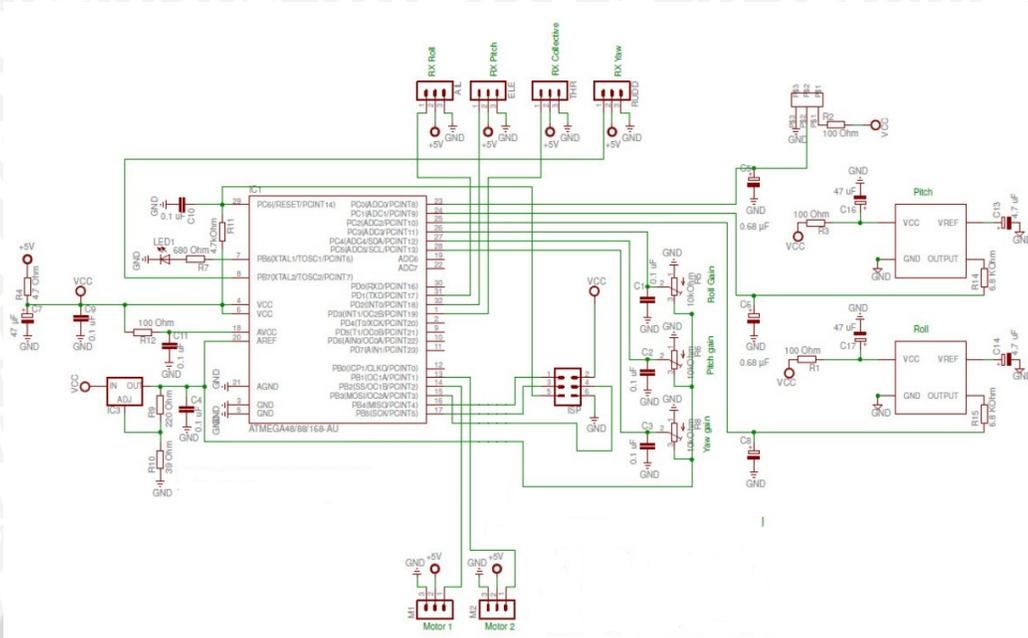
Gambar rangkaian sensor gyroscope ditunjukkan dalam Gambar 4.4. Tegangan sumber yang digunakan pada rangkaian sensor gyroscope sebesar 3 volt. Berdasarkan datasheet ENC-03M, pin 1 merupakan tegangan referensi (Vref), pin 2 dihubungkan ke ground, pin 3 dihubungkan langsung dengan sumber catu daya 3 volt, dan pin 4 merupakan output sensor yang akan dihubungkan ke dalam mikroprosesor. Gambar 4.5 menunjukkan komunikasi sensor gyroscope dengan mikrokontroler.



Gambar 4.6. Komunikasi Sensor Gyroscope dengan Mikrokontroler
 Sumber : Perancangan

4.2.1.2. Mikrokontroler ATmega168

Pada perancangan perangkat keras sistem pergerakan aileron ATmega168 menggunakan mikrokontroler ATmega168 sebagai pengolah utama dalam menggerakkan kedua aileron. Konfigurasi kaki I/O dari mikrokontroler ATmega32 ditunjukkan dalam gambar 4.7.



Gambar 4.7 Skema Rangkaian Mikrokontroler ATmega 168
 Sumber : Perancangan

Mikrokontroler ATmega 168 memiliki kaki sebanyak 28 pin, 20 di antaranya dapat diprogram menjadi masukan atau keluaran. Berikut ini adalah pin-pin yang digunakan dalam perancangan ini.

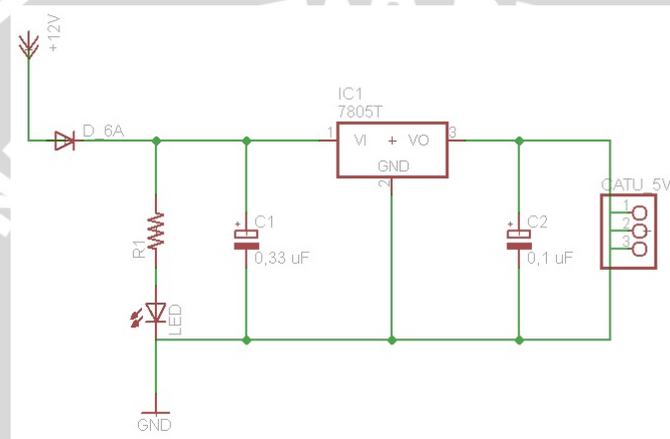
- PIN B.1 = digunakan sebagai pengatur motor servo aileron kanan
- PIN B.2 = digunakan sebagai pengatur motor servo aileron kiri
- PIN C.0 = digunakan sebagai masukan sensor *gyroscope* (*yaw*)
- PIN C.1 = digunakan sebagai masukan sensor *gyroscope* (*pitch*)
- PIN C.2 = digunakan sebagai masukan sensor *gyroscope* (*roll*)
- XTAL1 = digunakan sebagai masukan dari rangkaian osilator kristal
- XTAL2 = digunakan sebagai masukan dari rangkaian osilator Kristal

4.2.2. Rangkaian Catu Daya

Sistem mikrokontroler membutuhkan catu daya 5 volt agar dapat bekerja. Catu daya 5 volt sudah memenuhi tegangan kerja mikrokontroler ATmega168 yang berkisar antara 2,7 volt sampai 5,5 volt berdasarkan *datasheet*. Sedangkan sensor *gyroscope enc-03M* dan motor servo membutuhkan tegangan kerja berkisar antara 2,7 volt sampai 5,25

volt sesuai dengan *datasheet*. Maka Sumber catu daya yang dipakai adalah satu buah baterai *Lithium Polymer* 11,1V.

Rangkaian catu daya ini menggunakan *Fixed Output Regulator* sesuai pada *datasheet* LM78XX. Regulator yang digunakan adalah jenis LM7805 yang memiliki tegangan keluaran minimal 4,8 volt dan maksimal 5,2 volt berdasarkan *datasheet* nya. Karena tegangan catu yang dibutuhkan adalah 5 volt dan tegangan keluaran regulator adalah 4.9 volt, maka tegangan untuk mikrokontroler, sensor dan motor servo sudah tercukupi. Rangkaian catu daya untuk mikrokontroler, sensor, dan motor servo ditunjukkan dalam Gambar 4.8.

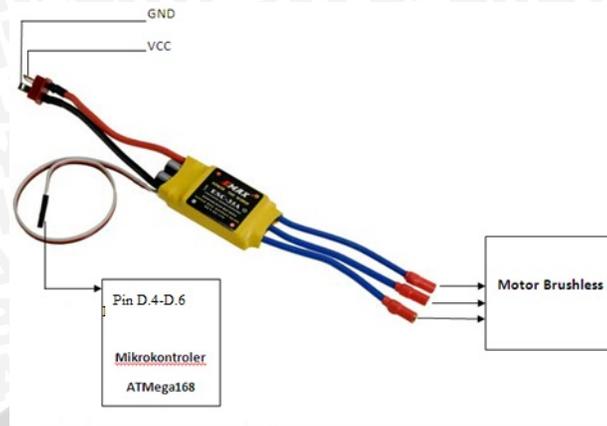


Gambar 4.8 Rangkaian Catu Daya untuk Mikrokontroler, Sensor, dan Motor Servo.

Sumber : Perancangan

4.2.3 ESC (*Electronic Speed Control*)

Jenis *driver* yang digunakan untuk pesawat model ini adalah ESC (*Electronic Speed Control*). ESC ini memiliki 3 kabel *input* yang terdiri dari Vcc yang di catu 5 V, *ground* dan *control* yang masuk ke pin mikrokontroler. Fungsi dari ESC itu sendiri adalah sebagai pengatur kecepatan putaran motor pada *tricopter* dengan cara menterjemahkan sinyal PWM (*Pulse Width Modulation*) yang diterima dari mikrokontroler yang berupa lebar pulsa. Di dalam ESC terdapat rangkaian transistor E MOSFET kanal N yang berfungsi mengatur tegangan keluaran yang digunakan untuk masukan motor *brushless*. Gambar 4.9 menunjukkan pemasangan ESC pada pesawat model EXTRA300S.

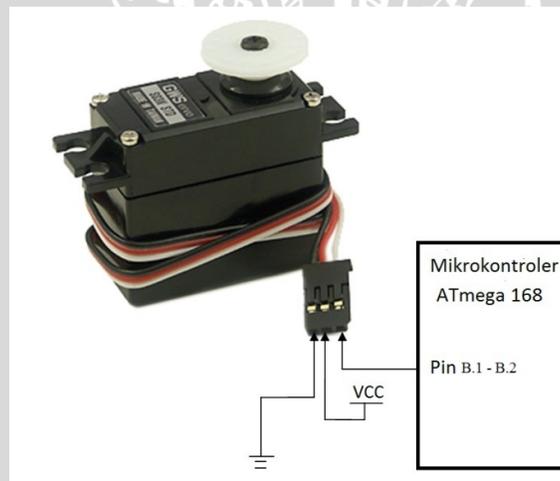


Gambar 4.9. Pemasangan ESC pada Pesawat Model EXTRA300S

Sumber : Perancangan

4.2.4 Rangkaian Motor Servo

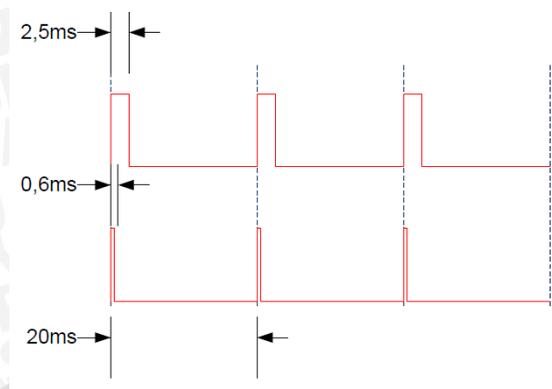
Motor servo merupakan komponen utama untuk menggerakkan *aileron* pesawat model. Servo memiliki tiga buah kaki yaitu pin kontrol, pin VCC dan pin GND. Komunikasi mikrokontroler dengan motor servo ditunjukkan dalam Gambar 4.10.



Gambar 4.10. Komunikasi Mikrokontroler dengan Motor Servo

Sumber : Perancangan

Servo memiliki periode sebesar 20ms dan motor ini hanya dapat berputar antara 0° sampai 180°. Dengan mengubah kondisi logika *high* dari *duty cycle* akan dapat mengatur besarnya sudut servo. Untuk menghasilkan sudut 0° dibutuhkan logika high sebesar 0,525ms dan sudut 180° sebesar 2,25ms. Pulsa minimal dan maksimal motor servo ditunjukkan dalam Gambar 4.11.



Gambar 4.11. Pulsa Maksimal dan Minimal Motor Servo

Sumber : Perancangan

Motor servo merupakan komponen utama untuk menggerakkan *Aileron, Rudder, Elevator*. Dalam perancangan motor servo pada pesawat model, sudut maksimal yang dibutuhkan adalah $\pm 60^\circ$. dengan ketentuan arah putar ke kiri 30° dan ke kanan 30° dengan pusat sudut 90° . Untuk mendapatkan sudut -30° dibutuhkan logika *high* sebesar 1,666ms dan sudut 30° dibutuhkan logika *high* 1,333 ms. Dan untuk sudut 0° dibutuhkan logika *high* 1,5ms. Perhitungan dapat dilihat dalam persamaan (4.1), (4.2), dan (4.3)

$$\begin{aligned}
 L(120^\circ) &= 1000 + \frac{100}{18} \times \text{sudut} \dots\dots\dots(4.1) \\
 &= 1000 + \frac{100}{18} \times 120^\circ \\
 &= 1,666 \text{ ms}
 \end{aligned}$$

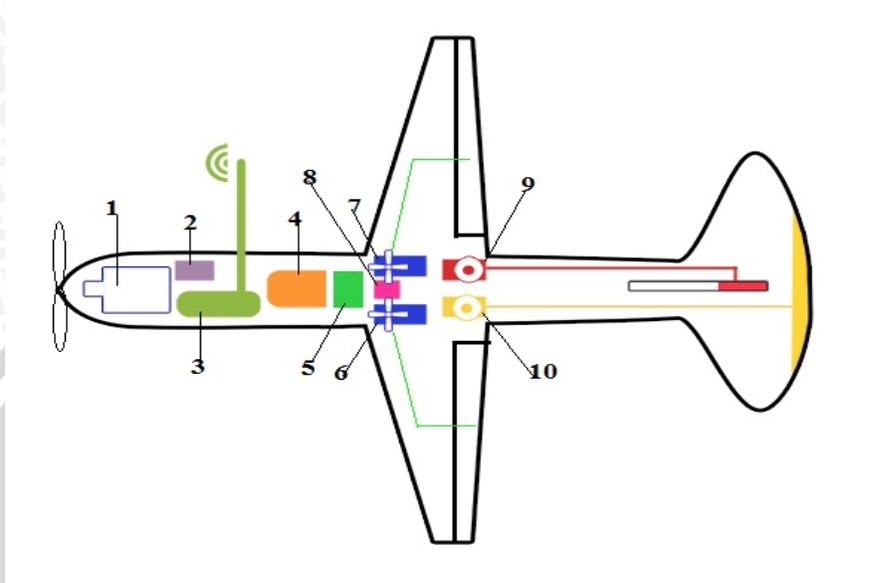
$$\begin{aligned}
 L(90^\circ) &= 1000 + \frac{100}{18} \times \text{sudut} \dots\dots\dots(4.2) \\
 &= 1000 + \frac{100}{18} \times 90^\circ \\
 &= 1,5 \text{ ms}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 L(60^\circ) &= 1000 + \frac{100}{18} \times \text{sudut} \dots\dots\dots(4.3) \\
 &= 1000 + \frac{100}{18} \times 60^\circ \\
 &= 1,333 \text{ ms}
 \end{aligned}$$

4.3. Perancangan Bentuk Pesawat Model

Dalam perancangan bentuk pesawat model hampir sama dengan pesawat sebenarnya dari sisi bentuk hingga fungsinya. Komponen yang dipakai selain motor sebagai mesin pesawat juga diperlukannya *ESC (electronic speed control)* dan *receiver* agar kecepatan motor dapat diatur oleh *remote control*. *ESC* ini juga terhubung ke motor servo *elevator* dan *rudder* agar dapat mengontrol posisi *elevator* dan *rudder* pada saat

terbang. Pada pesawat ini ditambahkan mikroprosesor agar dapat mengontrol *aileron* pesawat secara otomatis agar pesawat terbang stabil. Bentuk pesawat model ini ditunjukkan dalam Gambar 4.11.



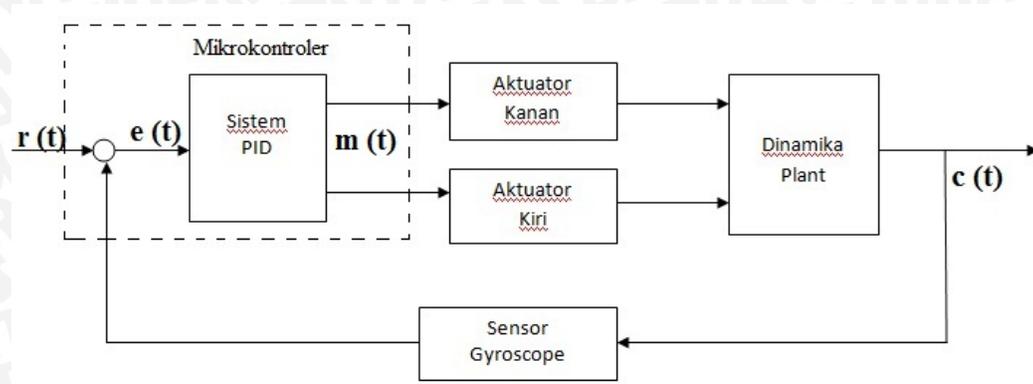
Gambar 4.12. Bentuk Pesawat Model Beserta Peletakkan Komponennya

Keterangan gambar 4.11.

1. Motor
2. *ESC (Electronic Speed Control)*
3. *Receiver*
4. Baterai
5. Mikroprosesor ATmega 168
6. Motor servo *aileron* kiri
7. Motor servo *aileron* kanan
8. Sensor *gyroscope*
9. Motor servo *rudder*
10. Motor servo *elevator*

4.4. Perancangan Kontroler PID serta Implementasinya pada Mikrokontroler

Di mana $e(t) = r(t) - c(t)$, $r(t)$ adalah set point, $c(t)$ adalah variabel proses, $m(t)$ adalah variabel manipulasi. Ditunjukkan pada gambar 4.10.



Gambar 4.13 Diagram Blok Perancangan Kontroller PID

Pengontrol PID dapat dinyatakan dengan persamaan differensial :

$$m(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.4)$$

Sumber: Ogata, 1995: 183

Untuk mengimplementasikan pengontrol PID dengan perangkat digital, maka harus dilakukan konversi dari bentuk kontinu ke bentuk diskrit. Dengan melihat bahwa :

$$\frac{df}{dt} = \frac{f(k) - f(k-1)}{\Delta t} \quad \text{dan} \quad e(t) d(t) = \sum_{k=1}^n e(k) \Delta t$$

maka persamaan (4.1) menjadi persamaan PID diskrit :

$$m(n) = K_p \left[T_d \left(\frac{e(n) - e(n-1)}{\Delta t} \right) + e(n) + \frac{1}{T_i} \sum_{k=1}^n e(k) \Delta t \right] \quad (4.5)$$

Sumber: Ogata, 1994: 115

di mana $m(n)$ menyatakan nilai m pada suatu interval $n\Delta t$, dengan n bilangan bulat.

Dengan memperkenalkan parameter :

$$K_i = K_p \left(\frac{T_s}{T_i} \right)$$

$$K_d = K_p \left(\frac{T_d}{T_s} \right)$$

di mana $T_s = \Delta t =$ waktu sampling dari ninput ADC , maka persamaan (4.5) dapat dinyatakan dalam sebuah algoritma sebagai berikut :

$$s(n) = s(n - 1) + e(n)$$

$$m(n) = K_p \cdot e(n) + K_i \cdot s(n) + K_d [e(n) - e(n - 1)] \quad (4.6)$$

Sumber: Ogata, 1994: 116

di mana $s(n)$ = jumlah semua nilai error pada interval 0 sampai nT_s .

Berdasarkan persamaan (4.6) dapat dibuat sebuah algoritma pemrograman untuk perhitungan algoritma PID diskrit sebagai berikut :

BEGIN

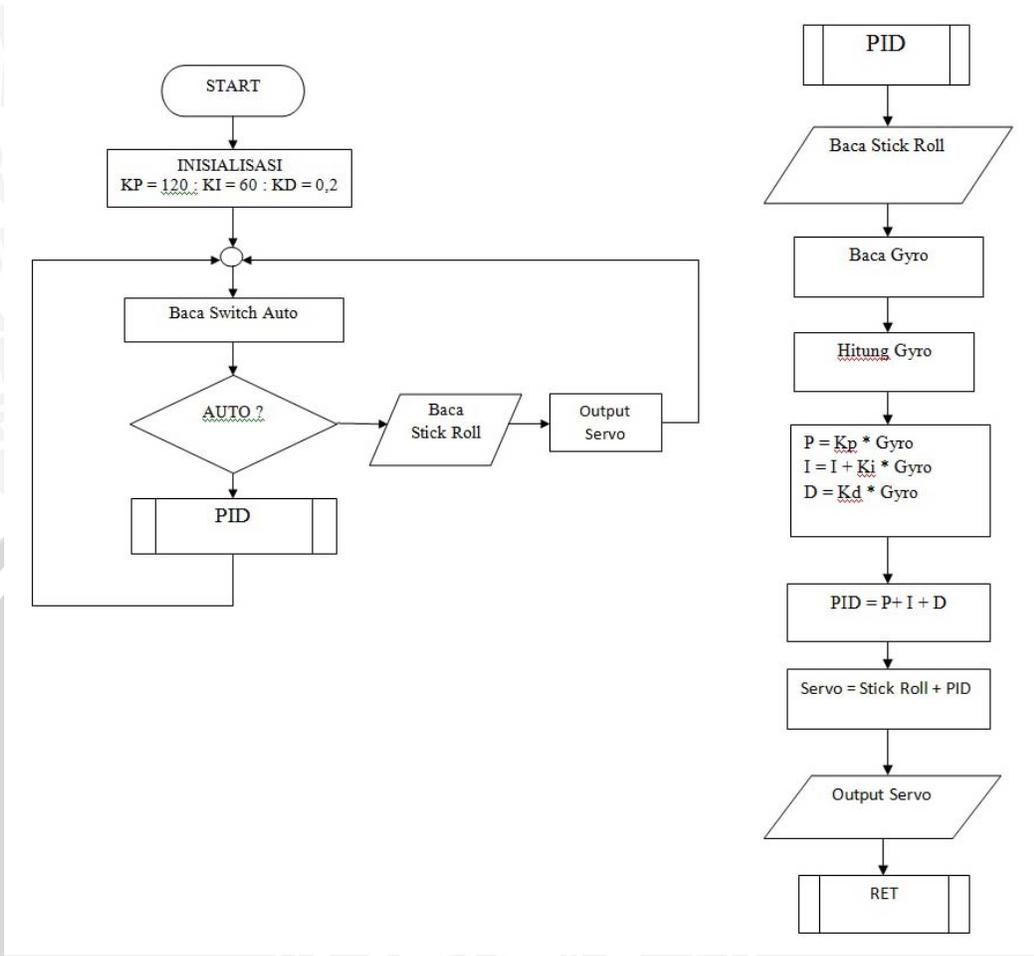
sn := sn + en;

mn := Kp*en +Ki*sn +Kd*(en - enOld);

enOld := en;

END

Perlu diperhatikan bahwa, algoritma PID diskrit melibatkan perhitungan aritmatika, yang walaupun tampak sederhana, tetapi cukup rumit jika ditulis dalam bahasa assembler. Perhitungan setiap suku dari persamaan (4.6) dihitung secara terpisah. Suku yang dipisahkan dalam hal ini adalah suku perkalian $K_p e(n)$, $K_i s(n)$, dan $K_d [e(n) - e(n-1)]$. Setelah dilakukan perhitungan matematika secara terpisah, akhirnya semua suku dijumlahkan untuk mendapatkan output akhir. Berikut adalah diagram alir dari sistem PID pada pesawat model EXTRA300S.



Gambar 4.14 Diagram Alir Program pada Sistem PID

Penentuan besar Kp, Ki, dan Kd pada skripsi ini adalah dengan melakukan tuning menggunakan metode *trial and error* sehingga memperoleh respon sensor *gyroscope* yang optimal. Dari hasil tuning Kp, Ki, dan Kd dengan menggunakan metode *trial and error* menggunakan tuning potensiometer yang terdapat pada board KKMulticopter.

BAB V

PENGUJIAN DAN ANALISIS

Pengujian dan analisis dilakukan untuk mengetahui apakah sistem telah bekerja sesuai perancangan yang telah dilakukan. Pengujian dilakukan per blok sistem kemudian secara keseluruhan. Pengujian per blok dilakukan untuk mempermudah analisis apabila alat tidak bekerja sesuai dengan perencanaan. Adapun pengujian yang dilakukan sebagai berikut:

- Pengujian catu daya sistem.
- Pengujian sensor *gyroscope ENC 03M* menggunakan mikrokontroler ATmega168.
- Pengujian motor servo.
- Pengujian sistem respon aileron terhadap kecepatan sudut gangguan yang berbeda.

5.1 Pengujian Catu Daya Sistem

Pengujian rangkaian catu daya sistem bertujuan untuk mengetahui apakah catu daya dari sumber sudah sesuai dengan kebutuhan motor, sensor dan kebutuhan rangkaian mikrokontroler. Pengujian dilakukan dengan menghubungkan masukkan rangkaian catu daya dengan *power supply* dan keluarannya diukur dengan multimeter yang difungsikan sebagai *voltmeter* untuk mengetahui besar tegangan keluaran rangkaian mikrokontroler.

5.1.1 Peralatan Pengujian

1. ESC 18 A Tower Pro
2. Multimeter
3. Baterai *Lipo 3 Cell 2200 mA*

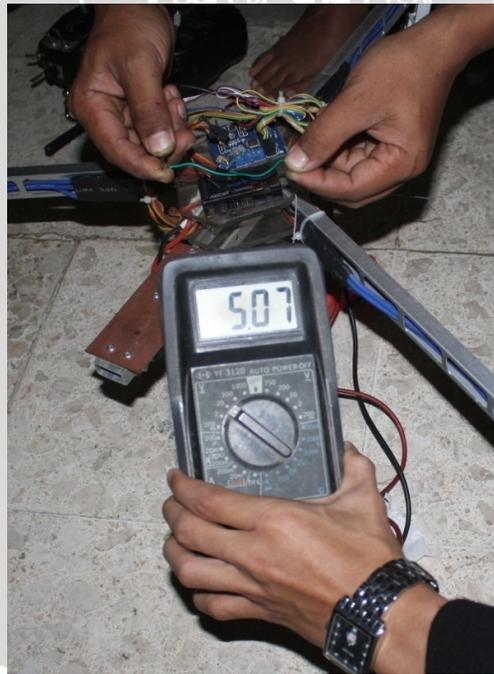
5.1.2 Prosedur Pengujian

1. Menghubungkan ESC dengan baterai Lipo 3 Cell.
2. Mengukur tegangan keluaran BEC dengan multimeter digital yang difungsikan sebagai voltmeter seperti dalam gambar 5.1.
3. Menabelkan hasil pengujian.

5.1.3 Hasil Pengukuran

Tabel 5.1. Tabel Hasil Pengukuran Catu Daya untuk Rangkaian Mikrokontroler

NO	Tegangan (volt)
1	5.07
2	5.08
3	5.0
4	4.9
5	5.01
Rata-rata	5.012



Gambar 5.1 Hasil Pengujian Catu Daya Menggunakan Multimeter untuk rangkaian mikrokontroler

Sumber : Perancangan

Power supply yang digunakan dalam pesawat model EXTRA300S ini berupa baterai *Lipo* 11.1 V. Dari hasil pengujian, diperoleh besar tegangan keluaran rata-rata

untuk rangkaian mikrokontroler adalah 5.01 V, nilai tegangan ini digunakan untuk mengaktifkan modul rangkaian mikrokontroler ATmega168, sensor *gyroscope ENC 03M*, motor servo, dan *driver* motor. Untuk motor *brushless* menggunakan sumber langsung dari baterai *Lipo 3 cell* dihubungkan melalui *ESC (Electronic Speed Control)* dengan tegangan max 11.1 V yang dimiliki baterai.

5.2 Pengujian Sensor Gyroscope ENC 03M

Pengujian ini bertujuan untuk mengetahui berfungsi atau tidaknya sensor *Gyroscope ENC 03M* dalam mendeteksi kecepatan sudut. Pengujian ini dapat dilakukan dengan cara mengukur besar tegangan keluaran rangkaian sensor *Gyroscope ENC 03M* ketika sensor *Gyroscope ENC 03M* mengalami perubahan kemiringan per satuan detik. Diagram blok pengujian sensor dapat dilihat dalam Gambar 5.2.



Gambar 5.2 Diagram Blok Pengujian Sensor Gyroscope

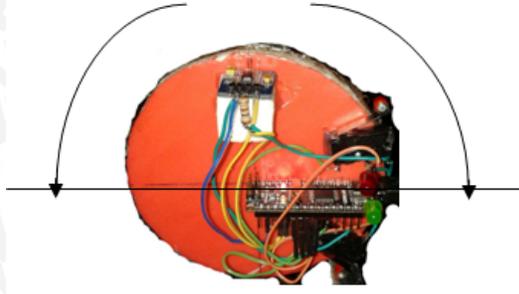
Sumber : Perancangan

5.2.1 Peralatan Pengujian

1. Komputer.
2. Sistem mikrokontroler (ATmega168, motor servo dan Sensor *gyroscope ENC 03M*).
3. Mikrokontroler ATmega 328p.
4. Penampang sensor.

5.2.2 Prosedur Pengujian

1. Menghubungkan catu daya ke sistem mikrokontroler ATmega 328p.
2. Menghubungkan Mikrokontroler ATmega 328 ke sensor *gyroscope*.
3. Menggerakkan penampang sistem mikrokontroler dengan gerakan roll dengan ke kiri dan ke kanan.
4. Melihat data keluaran dan menampilkan grafik keluaran sensor *gyroscope*.
5. Membandingkan

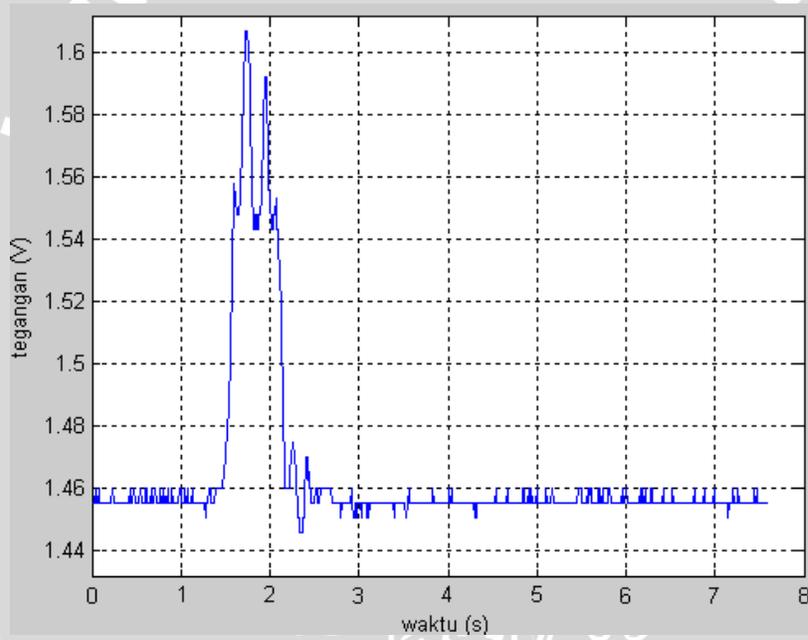


Gambar 5.3 Arah Putar Sensor Gyroscope ENC 03M

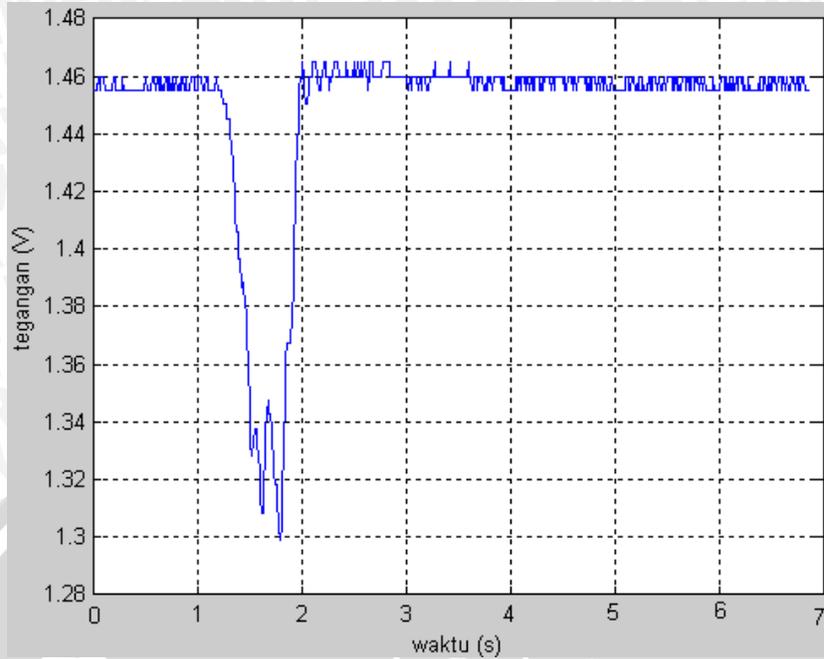
Sumber : Perancangan

5.2.3. Hasil Pengujian

Dari hasil pengujian sensor *gyroscope* didapatkan grafik seperti pada Gambar 5.4 dan Gambar 5.5.



Gambar 5.4. Grafik Keluaran Sensor Gyroscope pada Sudut 90°



Gambar 5.5. Grafik Keluaran Sensor *Gyroscope* pada Sudut -90°

Gambar 5.4 merupakan grafik hasil pengujian sensor *gyroscope* pada sudut 90° /s yang menunjukkan tegangan 1,62 V dari sensor *gyroscope* dan pada Gambar 5.5 merupakan grafik hasil keluaran sensor dengan sudut -90° /s yang menunjukkan tegangan 1.3 V dari keluaran sensor *gyroscope*. Hasil pengujian ini mendekati hasil pengukuran secara teori yang ditunjukkan dalam Tabel 5.2.

Tabel 5.2. Hasil Pengukuran Tegangan Keluaran Rangkaian Sensor *Gyroscope ENC 03M*

Percobaan	Sudut/second ($^{\circ}$ /s)	Tegangan (V)
1	90	1,522
2	60	1,498
3	30	1,474
4	10	1,458
5	0	1,45
6	-10	1,441
7	-30	1,425
8	-60	1,401
9	-90	1,377

Dimana hasil pengujian pada sudut 90 menunjukkan 1,62 V sedangkan hasil pengukuran secara teori sesuai *datasheet* menunjukkan tegangan 1,52 V

dan untuk sudut -90 pada hasil pengujian menunjukkan tegangan 1,3 V sedangkan hasil pengukuran secara teori menunjukkan 1,37 V. Dapat disimpulkan bahwa hasil pengujian dengan hasil perhitungan secara teori memiliki selisih yang kecil. Sehingga sensor dapat bekerja dengan baik untuk pesawat model.

5.3 Pengujian Motor Servo

Pengujian motor servo ini bertujuan untuk mengetahui sudut yang dihasilkan motor servo untuk pesawat model EXTRA300S . Motor servo ini digunakan untuk mengontrol gerakan *roll* pada pesawat model EXTRA300S.

5.3.1 Peralatan Pengujian

1. ESC 18 A Tower Pro
2. Baterai Lipo 3 Cell.
3. Servo Thunder blue 15 gr.
4. Busur derajat

5.3.2 Prosedur Pengujian

1. Menghubungkan baterai Lipo 3 cell dengan ESC.
2. Menghubungkan 3 kawat kontrol ESC dengan RX (receiver) kanal 1.
3. Menghubungkan 3 kawat kontrol ke RX kanal 2 (kontrol roll).
4. Mengatur tuas rudder TX dengan input sesuai dengan tabel 5.4.3
5. Membaca besarnya sudut servo.
6. Menabelkan hasil pengukuran.

5.3.3 Hasil Pengujian

Tabel 5.3 Hasil Pengujian Motor Servo dengan *Output* Sudut terhadap Penambahan Tuas Rudder

No	Tuas rudder (%)	Besar sudut servo ($^{\circ}$)
1	0	0
2	20	6
3	40	11
4	60	18
5	80	25
6	100	30

Dari tabel 5.3 nilai tuning *rudder* negatif merupakan tuning ke arah kiri, sudut yang dihasilkan 0-30 dengan acuan sumbu lurus (vertikal) ke kiri. Sedangkan nilai rudder positif

merupakan tuning ke arah kanan sudut yang dihasilkan $0^\circ - 30^\circ$ dengan acuan sumbu lurus (vertical) ke kanan.

5.4 Pengujian Keseluruhan Sistem

Pengujian ini bertujuan untuk mengetahui keberhasilan dari keseluruhan sistem yang dirancang. Pada pengujian ini semua sistem digabungkan menjadi satu kesatuan dan menggunakan kontrol PID dengan parameter $K_p = 60\%$, $K_i = 60\%$, dan $K_d = 20\%$ dengan menggunakan tuning potensiometer yang terdapat pada board KKMulticopter sebagai sistem kontrolnya. Pengujian yang dilakukan adalah pengujian statis untuk mengukur respon sistem terhadap aileron dengan gangguan yang berbeda-beda.

5.4.1 Peralatan Pengujian

Peralatan yang dibutuhkan antara lain:

1. Pesawat model EXTRA300S.
2. Sistem pengontrol Mikrokontroler ATmega168 beserta *Gyroscope* ENC 03M dan motor servo.
3. TX dan RX fly sky 8 kanal
4. Lipo 3 Cell.
5. Busur derajat.

5.4.2 Prosedur Pengujian

Adapun prosedur pengujiannya adalah sebagai berikut :

1. Menghubungkan ESC yang terdapat di pesawat dengan lipo 3 cell
2. Mengaktifkan sensor *gyroscope* melalui remote kontrol.
3. Menggerakkan pesawat dengan gerak roll ke kiri dan ke kanan sesuai sudut yang tertulis pada tabel.
4. Mengukur sudut aileron dengan membaca busur derajat.
5. Mengulangi dengan sudut gangguan yang berbeda sebanyak 5 kali pengukuran ke arah kiri dan kanan.
6. Menabelkan hasil pengukuran.

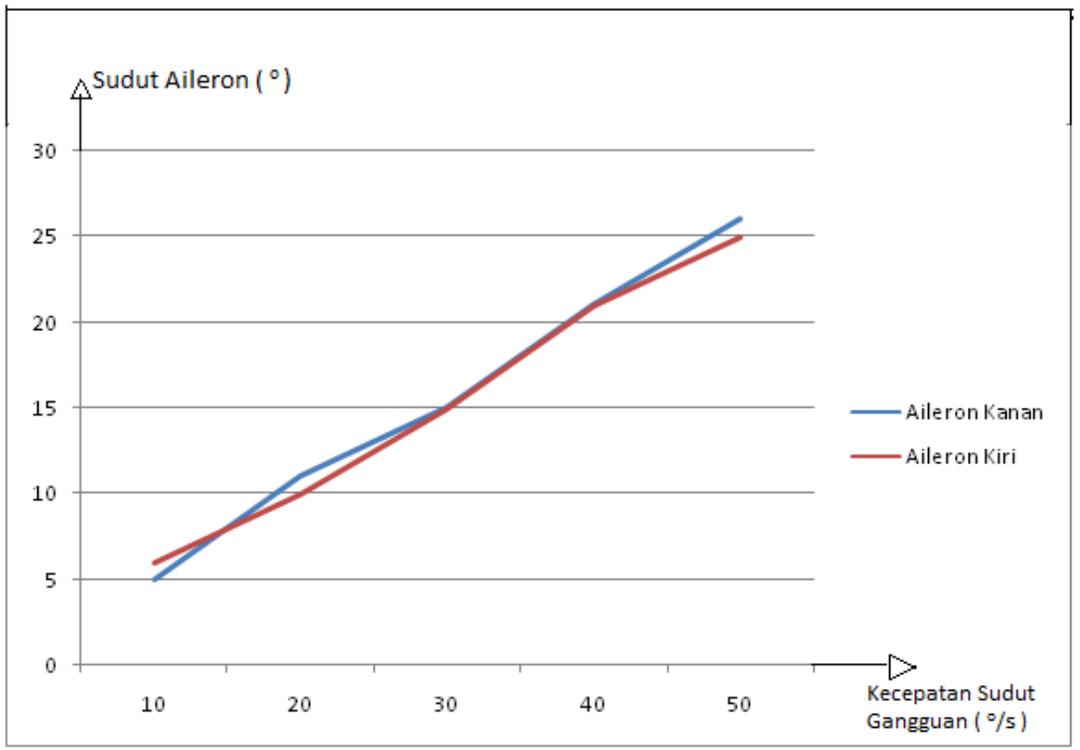
5.4.3 Hasil Pengujian

Pada pengujian ketiga adalah pengujian respon keseluruhan secara statik. Tujuan dari pengujian ini adalah untuk mengetahui pergerakan aileron ketika sudut gangguan berubah-ubah.

Tabel 5.4 Hasil Pengujian Sudut Aileron dengan Kecepatan Sudut yang Berbeda-beda.

NO	Kecepatan Sudut Gangguan ($^{\circ}/s$)	Sudut aileron ($^{\circ}$)
1	10	5
2	20	11
3	30	15
4	40	21
5	50	26
6	-10	-6
7	-20	-10
8	-30	-15
9	-40	-21
10	-50	-25

Dari Tabel 5.4 didapatkan hasil sudut aileron dengan memberikan sudut gangguan yang berbeda-beda. Besar sudut gangguan maksimal yang diberikan sebesar 50° ke kanan dan 50° ke kiri dengan melihat respon sudut aileron secara berulang-ulang didapatkan pergerakan aileron sebesar 26° . Dari Tabel 5.4 dapat disimpulkan semakin besar sudut gangguan yang diberikan semakin besar pula sudut aileron yang dihasilkan.



Gambar 5.6 Grafik Sudut *Aileron* Kanan dan Kiri Terhadap Perubahan Sudut Gangguan.

Pada grafik dapat dilihat aileron kanan dan kiri memiliki perbedaan sudut aileron. Hal ini dikarenakan sistem pesawat model memiliki *error* sebesar 3,33% yang didapatkan dari perbedaan gerakan aileron kiri dan kanan.

BAB VI

KESIMPULAN DAN SARAN

6.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil pengujian tiap blok dan pengujian sistem secara keseluruhan yang telah dilakukan dalam Bab V, dapat disimpulkan beberapa hal sebagai berikut:

1. Sistem elektronika yang telah dirancang dapat berfungsi dengan baik, hal tersebut ditunjukkan oleh:
 - Ketika dilakukan pengujian catu daya mikrokontroler, tegangan keluaran dari rangkaian catudaya sudah sesuai yang dibutuhkan mikrokontroler yaitu sebesar 5 V.
 - Hasil pengujian sensor *gyroscope* menghasilkan tegangan 1,37 V untuk sudut $-90^{\circ}/s$ dan 1,522 V untuk sudut $90^{\circ}/s$. Maka saat terjadi perubahan kecepatan sudut sensor *gyroscope*, mikrokontroler akan mendeteksi perubahan logika.
 - Sudut servo maksimal pada pesawat model EXTRA300S yang didapatkan dari pengujian adalah 30° yang sudah sesuai dengan perancangan pada bab IV.

Maka sistem elektronika yang telah dirancang dapat berfungsi dengan baik dan menunjang sistem pesawat model EXTRA300S secara keseluruhan. Hal ini ditunjukkan dengan adanya kesesuaian antara tujuan dengan sistem yang telah dibuat.

2. Mikrokontroler ATmega168 dengan menggunakan kontroler PID yang telah dirancang dan diimplementasikan untuk mengatur ke stabilan terbang pada saat *rolling* dari pesawat model EXTRA300S Parameter PID ditentukan dengan metode *trial and error* dan didapatkan nilai $K_p = 60\%$, $K_i = 60\%$, dan $K_d = 20\%$ dengan menggunakan tuning potensiometer yang terdapat pada board KKMulticopter dan memiliki *error* sebesar 3,33% yang didapatkan dari perbedaan gerakan aileron kiri dan kanan dengan parameter tersebut sistem mampu mengatur kestabilan terbang pesawat model pada saat *rolling*.

6.2 Saran

Beberapa hal yang direkomendasikan untuk pengembangan lebih lanjut adalah:

1. Penggunaan sensor yang digunakan sebaiknya sensor *gyroscope* dengan menggunakan teknologi MEMS (*Micro Electro Mechanical System*) yang dapat mengeluarkan output analog dan digital serta telah terdapat accelerometer di dalam satu sensor, sehingga kestabilan pada pesawat model bisa lebih baik.

DAFTAR PUSTAKA

- Toha, M. 2009. *Gyroscope dan Accelerometer 2 in 1*.
<http://seribubintang.com/?p=503>. Diakses tanggal 9 Januari 2012.
- ENC-03M Sensor
<http://www.datasheetarchive.com/ENC-03M-datasheet.html>
Diakses tanggal 20 Desember 2011.
- Pengenalan Dasar-dasar Pesawat Terbang RC
http://www.silverarrowhobby.com/artikel_view.php?id=1
Diakses tanggal 20 November 2011.
- Mengakses Motor Servo
<http://elektro-kontrol.blogspot.com/2011/06/mengakses-motor-servo.html>
Diakses tanggal 1 Desember 2011.
- Raharjo, Panggih. 2010. *Gerak Dasar Pesawat Terbang*.
<http://panggih15.wordpress.com/2010/02/17/gerak-dasar-pesawat-terbang/>, Diakses tanggal 5 Januari 2012.
- ATMEL. 2007. 8-bit AVR with 16K Bytes In-System Programmable Flash Atmega168.
San Jose: ATMel.
- Michael. 2005. Pesawat Bertenaga Baterai.
<http://mikeltigabelas.webs.com/pesawat.html>. Diakses tanggal 2 Februari 2012.
- Pemula, aeromodelling.blogspot, 2012.
<http://aeromodellingpemula.blogspot.com/20/2008/12/sistem-rc.html>. Diakses tanggal 10 Februari 2012.
- Tjasyono, Bayong. 2004. *Klimatologi Edisi ke -2*. Penerbit ITB. Bandung
- Ogata, Katsuhiko. 1997. *Teknik Kontrol Automatik (Sistem Pengaturan)*. Erlangga, Jakarta.
- Ogata, K.1995. *Discrete-Time Control Systems 2nd edition*. Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey.



LAMPIRAN I

FOTO ALAT



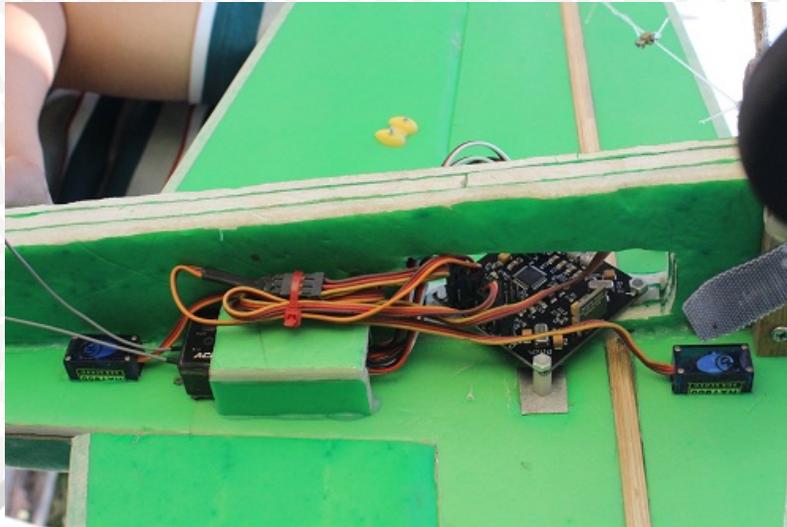


Foto Rangkaian Elektrik , Motor Servo, dan *Transmitter*



Foto Penempatan Motor Servo Sebagai Penggerak *Aileron*

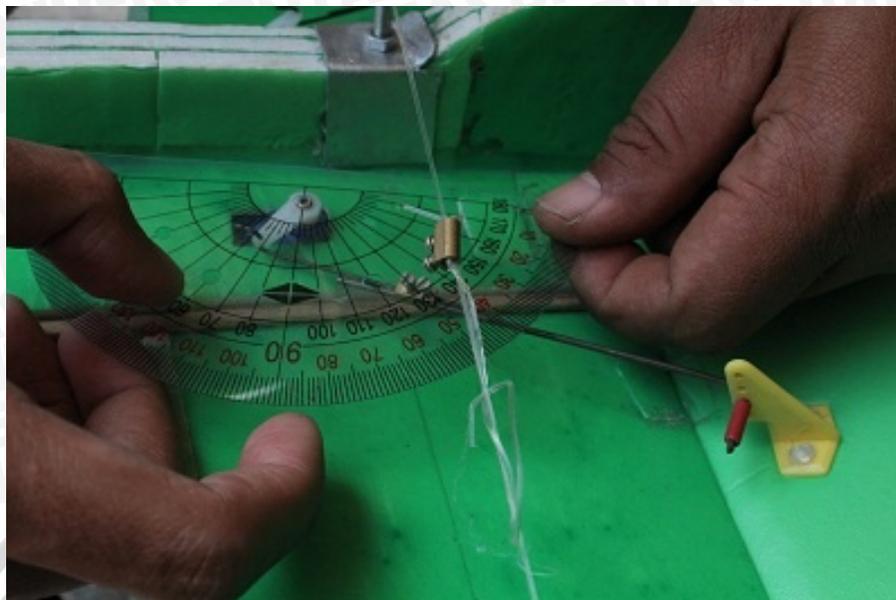


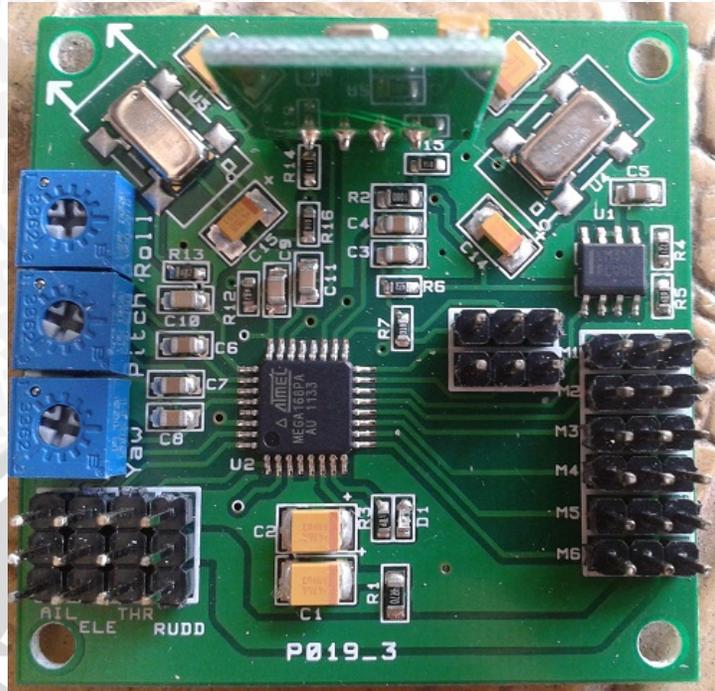
Foto Pergerakan Maksimal Sudut Servo



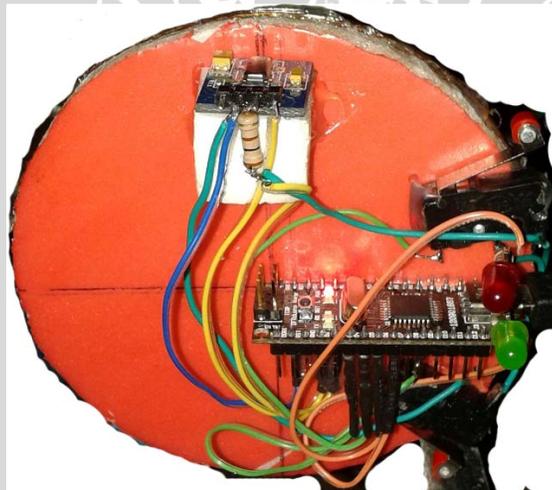
LAMPIRAN II

GAMBAR SKEMATIK ALAT





KKMULTICOPTER 168PA



Sensor Gyroscope ENC-03M

LAMPIRAN III

LISTING PROGRAM
MIKROKONTROLER ATMEGA168 PA



LAMPIRAN IV

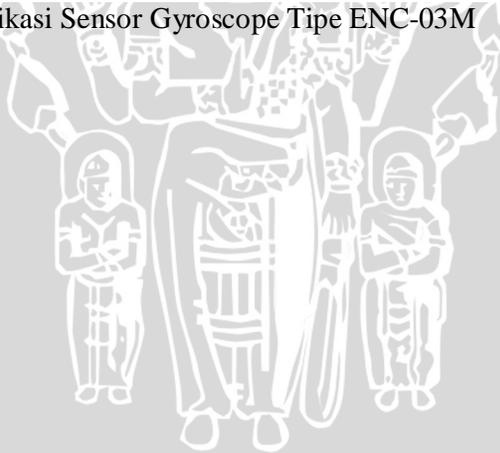
DATASHEET



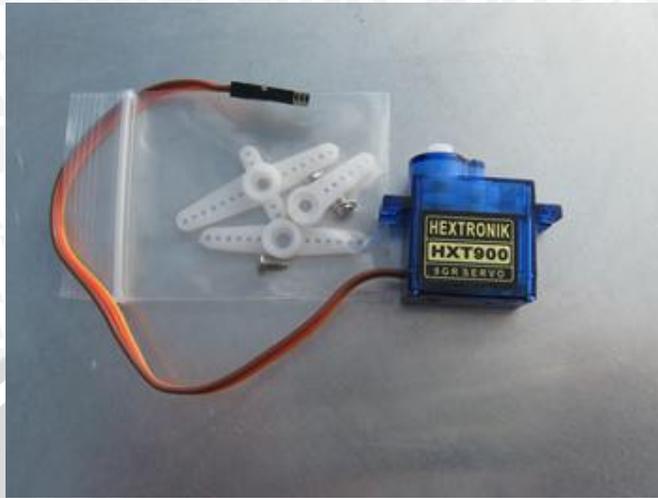
Characteristics	Symbol	Condition	MIN.	STD.	MAX.	Unit
Supply voltage	Vcc		+2.7	+3.0	+5.25	VDC
Current consumption	I _{sup}	at Vcc = +3.0V	2.5	3.2	4.5	mA
Reference voltage	V _{ref}	at -5 to +75 deg. C	+1.25	+1.35	+1.45	VDC
Static output (Bias)	V ₀	angular velocity = 0 at -5 to +75 deg. C	V _{ref} -0.6	V _{ref}	V _{ref} +0.6	VDC
Scale factor	S _v		-20%	0.67	+20%	mV/deg/s
Temp. coefficient of scale factor		Reference : T _a at -5 to +75 deg.C	-20	-	+10	%FS
Resonance frequency						
- version ENC-03MA	f _a		-	22.4	-	kHz
- version ENC-03MB	f _b		-	25.0	-	kHz
Linearity		in the maximum angular velocity range	-5	-	+5	%FS
Response		Phase delay : 90deg	DC to 50			Hz
Operating temp. range	T _{opr}		-5	-	+75	deg C
Storage temp. range	T _{stg}		-30	-	+85	deg C
Weight			-	0.4	-	g
Dimension		Refer to page 3	12.2 x 7.0 x 2.6 mm			

All typical values

Spesifikasi Sensor Gyroscope Tipe ENC-03M



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



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: 9g / 0.32oz

Speed : 0.12 sec/60(4.8V)

Torque : 1.6 kg-cm

Working Temp : -30C~60C

Teflon Bushing, 15cm wire, coreless motor

Servo arms & screw included

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

