

Implementasi PID Untuk Pengendalian Sudut Pitch Pada Quadcopter

Implementation of PID for Pitch Angle Control on a Quadcopter

Usulan Pengajuan Skripsi S-1

Disusun oleh :

Geby Wawan Prastya

18315057

Acc Revisi
23-11-2023
[Signature]

Acc Revisi
23/11
[Signature]
Jawa PS



Acc
23/11-23
[Signature]

PROGRAM STUDI S1 TEKNIK ELEKTRO
FAKULTAS TEKNIK DAN ILMU KOMPUTER
UNIVERSITAS TEKNOKRAT INDONESIA
BANDAR LAMPUNG

2023

LEMBAR PERSETUJUAN

Usulan Penelitian

**IMPLEMENTASI PID UNTUK PENGENDALIAN SUDUT *PITCH* PADA
*QUADCOPTER***

Yang Diajukan Oleh :

GEBY WAWAN PRASTYA

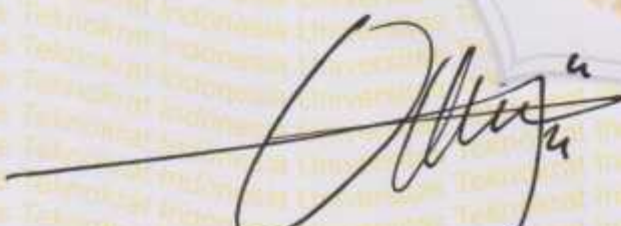
18315057

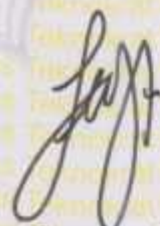
Telah Disetujui

Tanggal 23 November 2023

Mengetahui :
Program Studi Teknik Elektro
Ketua,

Disetujui :
Dosen Pembimbing


Qadhli Jafar Adrian, Bmm., MIT.
NIK. 022 16 07 02


Try Susanto, S.Pd., M.Cs.
NIK. 022 190 202

LEMBAR PENGESAHAN

Skripsi

Implementasi PID Untuk Pengendalian Sudut Pitch Pada Quadcopter

Dipersiapkan dan disusun oleh :

GEBY WAWAN PRASTYA

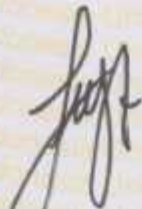
18315057

Telah dipertahankan di depan dewan penguji

Pada tanggal 10 November 2023

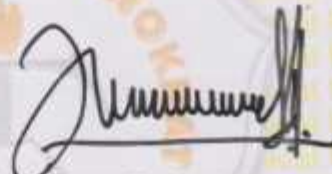
Pembimbing,

Penguji,



Tly Susanto, S.Pd., M.Cs

NIK. 022 190 202



Jaka Persada Sembiring, S.Kom., M.Cs

NIK. 021 140 206

Skripsi ini telah diterima sebagai salah satu persyaratan

Untuk memperoleh gelar sarjana

Pada tanggal 23 November 2023

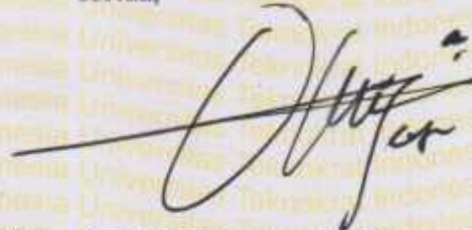
Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer
Dekan,

Ketua Studi Teknik Elektro
Ketua,



Dr. H. Mahathir Muhammad, SE., MM.

NIK. 023 05 00 09



Qadhli Jafar Adrian, Bmm., MIT.

NIK. 022 16 07 02

LEMBAR PERNYATAAN

Yang bertanda tangan dibawah ini :

Nama : Geby Wawan Prastya

NPM : 18315057

Program Studi : Teknik Elektro

Dengan ini menyatakan bahwa tugas akhir :

Judul : Implementasi PID Untuk Pengendalian Sudut Pitch Pada Quadcopter

Pembimbing : Try Susanto,S.Pd.,M.CS

Belum pernah diajukan untuk diuji sebagai persyaratan untuk mendapatkan gelar akademik pada berbagai tingkat universitas/ perguruan tinggi manapun, tidak ada bagian dalam skripsi ini yang pernah dipublikasikan oleh pihak lain, kecuali bagian yang dipergunakan sebagai referensi berdasarkan kaidah penulisan ilmiah yang benar.

Apabila dikemudian hari ternyata laporan atau tugas akhir yang saya tulis terbukti hasil saduran/ plagiat, maka saya akan bersedia menanggung segala resiko yang akan saya terima.

Dengan ini saya buat pernyataan dengan sebenar-benarnya.

Bandar Lampung, 23 November 2023

Yang menyatakan,



GEBY WAWAN PRASTYA

NPM 18315057

**HALAMAN PERNYATAAN PERSETUJUAN PUBLIKASI SKRIPSI
UNUK KEPENTINGAN AKADEMIS**

Sebagai sivitas akademis Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer, Universitas Teknokrat Indonesia, saya yang bertanda tangan dibawah ini :

Nama : Geby Wawan Prastya

NPM : 18315057

Program Studi : Teknik Elektro

Jenis Karya : Skripsi/ Tesis

Demi pengembangan ilmu pengetahuan, menyetujui untuk memberikan kepada Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer, Universitas Teknokrat Indonesia, **Hak Bebas Royalti Non-eksklusif (*Non-exclusive Royalty-Free Right*)** atas karya ilmiah saya yang berjudul :

“Implementasi PID Untuk Pengendalian Sudut Pitch Pada Quadcopter”

Dengan hak bebas royalti Non-eksklusif ini Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer, Universitas Teknokrat Indonesia berhak menyimpan, megalith media atau formatnya, mengelola dalam bentuk pangkalan data (*database*), merawat, dan memublikasikan tugas akhir saya selama tetap mencantumkan nama saya sebagai penulis atau sebagai pencipta dan sebagai pemilik Hak Cipta.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya.

Dibuat di : Bandar Lampung

Pada Tanggal : 23 November 2023

Yang menyatakan,



Geby Wawan Prastya

NPM. 18315057

KATA PENGANTAR


Syukur alhamdulillah penulis panjatkan atas kehadiran ALLAH SWT yang telah memberikan rahmat dan Hidayah-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir penulisan skripsi. Dan tak lupa penulis panjatkan shalawat dan salam di berikan kepada junjungan kita Nabi besar Muhammad SAW semoga kita mendapatkan syafaat di hari akhir kelak. Penulisan skripsi ini dilakukan dalam rangka memenuhi salah satu syarat untuk mendapat Gelar Sarjana Teknik (S.T) pada Program Studi S1 Teknik Elektro Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer Universitas Teknokrat Indonesia.

Penulis menyadari bahwa tanpa bantuan dan bimbingan dari berbagai pihak sangatlah sulit bagi penulis untuk menyelesaikan skripsi ini. Oleh karena itu pada kesempatan kali ini penulis ingin menyampaikan ucapan terima kasih sebesar-besarnya kepada :

1. Bapak Dr. H.M. Nasrullah Yusuf, S.E., M.B.A., selaku Rektor Universitas Teknokrat Indonesia.
2. Bapak Dr. H. Mahathir Muhammad, S.E., M.M., selaku Dekan Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer, Universitas Teknokrat Indonesia.
3. Bapak Qadli Jafar Adrian, Bmm., MIT. Selaku PLT ketua Program Studi S1 Teknik Elektro Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer Universitas Teknokrat Indonesia.
4. Bapak Try Susanto, S.Pd., M.Cs. selaku dosen pembimbing yang telah meluangkan waktu dalam membimbing pada penulisan tugas akhir ini.
5. Bapak Jaka Persada Sembiring, S.kom., M.Cs. selaku dosen penguji.
6. Seluruh jajaran dosen dan staf Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer Universitas Teknokrat Indonesia.
7. Bapak Ali Iswanto, Ibu Sri Supanti dan Ibu Ani Yusiyanti selaku orang tua tercinta yang sudah memberikan dukungan baik materi dan moril.
8. Teman-teman yang selalu mendukung dan memberi semangat dalam menyelesaikan penulisan tugas akhir ini.
9. Seluruh pihak yang tidak dapat disebutkan satu-satu yang turut memberikan dukungan.

Akhir kata penulis berharap semoga ALLAH SWT berkenan membalas segala kebaikan semua pihak yang telah membantu dan semoga skripsi ini dapat manfaat .

Bandar lampung, 23 November 2023

A handwritten signature in black ink, appearing to be 'A M / 21', written over a horizontal line.

Penulis

DAFTAR ISI

COVER	Error! Bookmark not defined.
LEMBAR PERSETUJUAN.....	Error! Bookmark not defined.
LEMBAR PENGESAHAN	ii
LEMBAR PERNYATAAN	iii
DAFTAR ISI.....	viii
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL.....	xii
ABSTRAK	xiii
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah.....	3
1.3 Tujuan Penelitian	3
1.4 Batasan Masalah	3
1.5 Manfaat Penelitian	3
1.6 Sistematika Penulisan	4
BAB II LANDASAN TEORI	5
2.1 Landasan Teori	5
2.1.1 Tinjauan Puataka Literatur 1	6
2.1.2 Tinjauan Pustaka Literatur 2	7
2.1.3 Tinjauan Pustaka Literatur 3	7
2.1.4 Tinjauan Pustaka Literatur 4	8
2.1.5 Tinjauan Pustaka Literatur 5	9
2.1.6 Tinjauan Pustaka Literatur 6	9

2.2 Unmaned Aerial Vehicle (UAV)	10
2.3 <i>Quadcopter</i>	10
2.3.1 Pergerakan <i>Quadcopter</i> Vertikal	11
2.3.2 Pergerakan <i>Quadcopter</i> Roll	11
2.3.3 Pergerakan <i>Quadcopter</i> Pitch.....	11
2.3.4 Pergerakan <i>Quadcopter</i> Pitch.....	11
2.4 Pemodelan <i>Quadcopter</i>	12
2.5 <i>Proportional Integraal Derivative</i> (PID)	13
BAB III METODOLOGI	14
3.1 Motode Penelitian	14
3.2 Alat dan Bahan	15
3.2.1 Alat	15
3.2.2 Bahan.....	15
3.3 Perancangan Perangkat Keras (<i>Hardware</i>)	16
3.3.1 Skema Rangka.....	16
3.3.2 <i>Board</i> PCB Mikrokontroller.....	16
3.3.3 Perancangan Blok Diagram Sistem.....	18
3.4 Perancangan Perangkat Lunak (<i>Software</i>).....	18
3.5 Respon Transien Sistem Kendali.....	20
3.6 Pengujian Sistem	21
3.7 Perancangan Pengujian Kestabilan Pada Sudut <i>Pitch</i> Wahana <i>Quadcopter</i>	21
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	23
4.1 Implementasi.....	23
4.2 Kalibrasi Komponen	24
4.2.1 Kalibrasi Sensor MPU6050.....	24
4.2.2 Kalibrasi <i>Electrical Speed Control</i> (<i>ESC</i>).	26

4.3 Pengujian Sistem	27
4.4 Penentuan Nilai PID	29
4.4.1 Pengujian Pertama $K_p=1$, $K_i=0.20$ dan $K_d=0.01$	30
4.4.2 Pengujian Kedua $K_p=1.60$, $K_i=0.20$ dan $K_d=0.01$	31
4.4.3 Pengujian Ketiga $K_p=5.90$, $K_i=0.50$ dan $K_d=0.02$	33
4.4.4 Pengujian Keempat $K_p=9$, $K_i=0.50$ dan $K_d=0.02$	34
4.4.5 Hasil Keseluruhan Pengujian Respon Sistem Sudut <i>Pitch Quadcopter</i> ..	36
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	40
5.1 Kesimpulan	40
5.2 Saran	40
DAFTAR PUSTAKA	40
LAMPIRAN	42

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 pergerakan potor brushless.....	10
Gambar 2. 2 pergerakan <i>quadcopter</i>	12
Gambar 2. 3 sistem koordinat cartesius B (frame) terhadap E (bumi/tanah).....	13
Gambar 2. 4 diagram blok pengendalian PID.....	13
Gambar 3. 1 diagram alir aenelitian.....	14
Gambar 3. 2 skema rangka <i>quadcopter</i>	16
Gambar 3. 3 PCB layer atas.....	17
Gambar 3. 4 PCB layer bawah.....	17
Gambar 3. 5 perancangan blok diagram sistem.....	18
Gambar 3. 6 fowchart perancangan <i>software</i>	19
Gambar 4. 1 <i>quadcopter</i>	23
Gambar 4. 2 kalibrasi sensor MPU6050.....	25
Gambar 4. 3 perbandingan alat ukur.....	25
Gambar 4. 4 proses kalibrasi sensor MPU6050.....	26
Gambar 4. 5 kalibrasi <i>Electrical Speed Control</i> (ESC).....	27
Gambar 4. 6 pengujian <i>quadcopter</i>	28
Gambar 4. 7 pengujian <i>quadcopter</i> tampak samping.....	29
Gambar 4. 8 pengujian Pertama $K_p=1$, $K_i=0.20$ dan $K_d=0.01$	30
Gambar 4. 9 pengujian kedua $K_p=1.60$, $K_i 0.20$ dan $K_d=0.1$	32
Gambar 4. 10 pengujian ketiga $K_p=5.90$, $K_i 0.50$ dan $K_d=0.02$	33
Gambar 4. 11 pengujian keempat $K_p=9$, $K_i 0.50$ dan $K_d=0.2$	35
Gambar 4. 12 hasil keseluruhan pengujian pertama.....	36
Gambar 4. 13 hasil keseluruhan pengujian kedua.....	36
Gambar 4. 14 hasil keseluruhan pengujian ketiga.....	37
Gambar 4. 15 hasil keseluruhan pengujian keempat.....	37

DAFTAR TABEL

Tabel 1. 1 tinjauan pustaka.....	5
Tabel 4. 1 analisa pengujian pertama	31
Tabel 4. 2 analisa pengujian kedua	32
Tabel 4. 3 analisa pengujian ketiga	34
Tabel 4. 4 analisa pengujian keempat	35
Tabel 4. 5 Kp, Ki dan Kp keseluruhan.....	38
Tabel 4. 6 analisa keseluruhan pengujian	38

ABSTRAK

Saat ini bidang teknologi mengalami kemajuan yang sangat signifikan. Salah satu teknologi yang saat ini terus disempurnakan adalah teknologi pada pesawat. Banyak yang dapat dimanfaatkan dari sebuah pesawat antara lain dibidang militer ataupun dibidang sipil. Pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) adalah sebuah perangkat yang dapat terbang dengan bantuan remote kontrol yang dapat dikendalikan dari jarak jauh ataupun dapat mengendalikan dirinya sendiri secara otomatis. Pada penelitian ini dilakukan pengimplementasian PID untuk Pengendalian sudut *pitch* pada *quadcopter*. Metode *Proporsional Integral Derivatif* (PID) adalah sistem kendali yang terdiri dari kontrol *Proportional* (P), kontrol *Integral* (I), serta kontrol *Derivative* (D), dinilai dapat mengurangi *error* pada sistem *quadcopter*. *Pengujian* dilakukan dengan cara *quadcopter* diikat pada frame bagian bawah menggunakan media tali. Dari hasil *tuning* yang telah dilakukan didapatkan hasil nilai PID yaitu, $P = 1.60$, $I = 0.20$ dan $D = 0.01$. Mendapatkan *rise time* 4.5 detik, nilai *overshoot* 13°, sedangkan untuk waktu kestabilan (*settling time*) adalah 9.0 detik.

Kata kunci: UAV, PID, Sudut *pitch*,

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Saat ini bidang teknologi mengalami kemajuan yang sangat signifikan. Teknologi diciptakan guna untuk mempermudah pekerjaan manusia. Banyak inovasi-inovasi baru yang terus diteliti demi kesempurnaan sebuah alat. Salah satu teknologi yang saat ini terus disempurnakan adalah teknologi pada pesawat. Banyak yang dapat dimanfaatkan dari sebuah pesawat antara lain dibidang militer ataupun dibidang sipil. Pemanfaatan teknologi dibidang militer antara lain sebagai alat pengintai, pemantauan perbatasan wilayah pulau, pemantauan pada bencana alam yang sulit dijangkau menggunakan kendaraan darat, sedangkan untuk rakyat sipil dapat memanfaatkan teknologi pesawat sebagai pengiriman barang, monitoring lahan pertanian, pemetaan tanah yang akan dibangun (Sirojuddin et al., 2019).

Pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) adalah sebuah perangkat yang dapat terbang dengan bantuan remote kontrol yang dapat dikendalikan dari jarak jauh ataupun dapat mengendalikan dirinya sendiri secara otomatis. *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) terbagi menjadi dua jenis yaitu *fixed wing* dan *rotari wing*. *Fixed wing* adalah sebuah pesawat yang mempunyai sayap yang berbentuk aerodinamis, UAV ini mendapatkan *thrust* atau daya dorong dari kecepatan horizontal yang dihasilkan dari perputaran propeller yang berputar karena terhubung dengan motor brushless. Sedangkan *rotary wing* adalah sebuah pesawat yang memanfaatkan proller sebagai daya dorong. *Rotary wing* mempunyai beberapa jenis yaitu *helicopter* dengan satu atau dua baling-baling, *tricopter* dengan tiga baling-baling, *quadcopter* dengan empat buah baling-baling, *hexacopter* dengan enam baling-baling dan *octocopter* dengan delapan baling-baling (Amin et al, 2018).

Quadcopter adalah salah satu jenis *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) yang sistem kerjanya menggunakan empat buah baling-baling yang terdapat diempat sudut yang berbeda. Keempat baling-baling tersebut digerakkan oleh empat buah brushless motor. Perputaran keempat brushless motor tersebut dapat dikendalikan

secara terpisah, dua motor berputar searah dengan jarum jam dan dua motor lainnya berputar berlawanan arah jarum jam (Suksmadana et al., 2020). *Quadcopter* memiliki beberapa kelebihan yaitu memiliki mobilitas dan fleksibel untuk menjelajahi daerah yang rumit, dapat melakukan *takeoff* dilandasan yang tidak terlalu luas, dapat melakukan terbang serta mendarat secara *vertical takeoff and landing* (VTOL) dan *quadcopter* memiliki kemampuan gerakan yang tidak bisa dilakukan oleh pesawat jenis *fixed wing*, yaitu terbang diudara dengan posisi diam (*hovering*) (Zulkarnain et al., 2016).

Pergerakan *quadcopter* pada saat diudara mempunyai beberapa faktor yang mempengaruhi kestabilannya. Faktor lingkungan yaitu tekanan angin sangat mempengaruhi kestabilan *quadcopter*, jika terjadi ketidakstabilan dapat mengakibatkan *quadcopter* tersebut terjatuh. Faktor kendali juga berpengaruh terhadap kestabilan *quadcopter*, seperti masih banyaknya nilai *error* pada pemrograman sehingga *output* yang dikeluarkan belum sesuai dengan *setpoint* yang diinginkan. Salah satu gerakan yang berpengaruh terhadap *quadcopter* adalah sudut *pitch*, dimana sudut *pitch* berfungsi sebagai kendali *quadcopter* agar dapat maju serta mundur. Sudut *pitch* dikendalikan dengan cara menambah ataupun mengurangi kecepatan motor brushless depan ataupun belakang sesuai dengan yang diinginkan.

Dari faktor yang mempengaruhi kestabilan *quadcopter* di atas, *quadcopter* memerlukan sebuah sistem pengontrol yang dapat mengurangi nilai *error* pada *quadcopter* agar dapat melakukan sudut *pitch* dengan baik. Sistem kendali menggunakan *Proporsional Integral Derivatif* (PID) adalah sistem kendali yang terdiri dari kontrol *Proportional* (*P*), kontrol *Integral* (*I*), serta kontrol *Derivative* (*D*). Manfaat dari kontroler adalah sebagai pengendali sistem beserta mengatur sinyal *error*, sehingga respon keluaran (*output*) sesuai dengan yang dihendaki (*input*). Dengan menggabungkan tiga sistem kendali tersebut bertujuan agar kinerja sistem saling melengkapi dan menutupi kelemahan serta kekurangan masing-masing. Penelitian pemanfaatan kontrol pengendali PID pada pesawat tanpa awak jenis *twincopter* untuk kestabilan juga telah diteliti oleh (Taufandy et al., 2022) dengan kesimpulan pengendalian manuver pada *twincopter* berhasil diterapkan dalam kondisi terbatas, yaitu tergantung pada tali.

Dari permasalahan yang timbul pada pembahasan di atas dapat disimpulkan bahwa pada *quadcopter* membutuhkan pengendalian yang baik untuk melakukan sudut *pitch* secara stabil pada saat melakukan manuver. sudut *pitch* adalah salah satu bagian terpenting dalam melakukan manuver pada *quadcopter*. Untuk itu peneliti akan melakukan penelitian dan mengangkat judul “Implementasi PID Untuk Pengendalian Sudut *Pitch* Quadcopter”. Untuk mengetahui seberapa pengaruhnya PID pada penelitian ini untuk menyetabilkan *quadcopter*.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang diatas maka dapat dirumuskan :

1. Bagaimana cara membuat rancang bangun dengan pengimplementasian PID pada pengendalian sudut *pitch* pada *quadcopter*.
2. Bagaimana analisa pengaruh kendali pada sudut *pitch* pada *quadcopter*.

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan penelitian adalah sebagai berikut :

1. Membuat rancang bangun dengan pengimplementasian metode PID dalam mengatur sudut *pitch* pada *quadcopter*.
2. Menganalisa pengaruh kendali pada sudut *pitch* pada *quadcopter*.

1.4 Batasan Masalah

Agar memudahkan dalam penelitian ini maka diberikan batasan masalah adalah sebagai berikut :

1. Metode pemrograman menggunakan kendali PID.
2. Pembahasan hanya mengenai tentang kestabilan *quadcopter* dalam melakukan sudut *pitch*.
3. Tidak membahas tentang ketinggian terbang *quadcopter*.
4. Data diambil berdasarkan hasil uji coba alat dilapangan.
5. Pengujian *quadcopter* dilakukan secara stastik.

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat dalam penelitian ini adalah :

1. Mengetahui apakah *Proporsional Integral Derivatif* (PID) dapat menyetabilkan *quadcopter* saat melakukan sudut *pitch*.
2. Mengetahui bagaimana PID dapat mengatur keseimbangan saat melakukan sudut *pitch*.

1.6 Sistematika Penulisan

BAB I PENDAHULUAN

Pada bab ini diuraikan mengenai latar belakang masalah, rumusan masalah, tujuan penelitian, batasan masalah, manfaat penelitian, sistematika penulisan.

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Pada bab ini membahas yang mengemukakan tentang teori yang akan digunakan dalam sistem pengendalian PID pada *quadcopter*.

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

Pada bab ini diuraikan tentang bagaimana analisa system pengendalian *Proporsional Integral Derivatif* (PID) pada *quadcopter*.

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini diuraikan hasil dari pelaksanaan uji coba sistem pengembangan sistem pengendalian *Proporsional Integral Derivatif* (PID) pada *quadcopter*.

BAB V SIMPULAN DAN SARAN

Pada bab ini berisikan tentang kesimpulan dan saran.

BAB II

LANDASAN TEORI

2.1 Landasan Teori

Pada penelitian ini penulis menggunakan beberapa tinjauan pustaka yang menjadi dasar acuan sebagai pendukung dasar landasan penelitian. Berikut beberapa tinjauan pustaka yang akan digunakan dapat dilihat pada tabel 2.1 :

Tabel 1. 1 tinjauan pustaka

Nomor literatur	penulis	tahun	Judul
Literatur 1	Adi Mulyadi, Wijono, Bambang Siswojo	2020	Desain dan Simulasi Sistem Kontrol PID Pada Pengendalian Kecepatan Motor Penggerak Quadcopter
Literatur 2	Agus Sofwan, M Ikrar Yamin, Budi Santoso	2023	Sistem Pengendalian Kestabilan Pesawat Tanpa Awak Berbasis Kontrol PID
Literatur 3	Ardy Seto Priambodo, Adha Imam Cahyadi, Samiadji Herdjunanto	2017	Analisis Kestabilan Terbang Quadcopter Dengan Pengendali PD Terhadap Gangguan
Literatur 4	Yulfan Aditya, Budhi	2017	Perancangan Dan

	Irawan, S.Si., M.T. , Randy Erfa Saputra,S.T.,M.T.		Implementasi Sistem Kendali Penerbangan Quadcopter Berdasarkan PID Menggunakan GPS Dan Komunikasi Lora Pada Pencarian Pendaki Gunung Yang Hilang
Literatur 5	Abdul Manan, Agung Nugroho Jati S.T., MT., Randy Erfa Saputra,S.T.,M.T.	2020	Perancangan Dan Simulasi Kendali Otonom Untuk <i>Take-OFF</i> Dan Landing Pada Quadcopter Drone
Literatur 6	Andi Prianto, Aulia Rahman, Alfatirta Mufti, Al Bahri	2021	Rancang Bangun Sistem Kendali Attitude Hold Satu Derajat Kebebasan Berdasarkan Metode PID Untuk Penggerak Dua Rotor

2.1.1 Tinjauan Puataka Literatur 1

Pada literatur 1 ini disusun oleh Adi Mulyadi, Wijono, Bambang Siswojo dari program studi teknik elektro, Universitas Brawijaya Malang dengan judul “Desain Dan Simulasi Sistem Kontrol PID Pada Pengendalian Kecepatan Motor Penggerak *Quadcopter*”. Penelitian ini merancang sebuah sistem pengontrol

kecepatan motor untuk mendapatkan kestabilan dari gerakan *altitude vertical take-off quadcopter*. Sistem kontrol melibatkan beban motor dan kecepatan gaya angkat. Perhitungan *vertical take-off* dilakukan dengan menggunakan metode Euler-Newton. Penggunaan pengendali *Proportional-Integral-Derivative* (PID) digunakan untuk mendapatkan kestabilan gerakan. Simulasi menggunakan MATLAB Simulink digunakan untuk memvalidasi hasil perancangan. Hasil simulasi menunjukkan bahwa dengan kontrol PID pada ketinggian 10 m sampai 90 m didapatkan respon waktu naik lebih cepat 0.01 detik, overshoot 0%, dan waktu *steady state* 0.06 detik. Sedangkan pengaturan PI pada ketinggian 10 m sampai 90 m menghasilkan respon waktu naik lebih lama 0.013 detik, *overshoot* 0% dan waktu *steady state* 0.1 detik (Mulyadi et al., 2020).

2.1.2 Tinjauan Pustaka Literatur 2

Pada literatur 2 ini disusun oleh Agus Sofwan, M Ikrar Yamin, Budi Santoso. Teknik Elektro S1, Fakultas Teknologi Industri, Institut Sains dan Teknologi Nasional, dengan judul Sistem Pengendalian Kestabilan Pesawat Tanpa Awak Berbasis Kontrol PID. Pada penelitian ini penulis menulis tentang kendala yang terdapat pada sistem pengontrolan kendali yang dipengaruhi oleh altitude yang menjadi masalah untuk kestabilan terbang UAV. Untuk mengatasi masalah diatas penulis menambahkan kendali yaitu PID untuk mengatur nilai error pada inputan umpan balik dari sensor yang terdapat pada UAV, UAV dikendalikan menggunakan remot kontrol. Bentuk rancangan dan kendali PID di susun untuk kemudian di simulasikan menggunakan sebuah perangkat yaitu MATLAB, dengan hasil untuk nilai PID pada sistem pengendalian *hovering* Proportional = 15, Integral= 0, dan Derivative= 0. Sistem pengendalian roll mendapatkan nilai PID yaitu *Proportional* = 8.8, *Integral* = 0, dan *Derivative* =4. Untuk sistem pengendalian *yaw* mendapatkan nilai PID yaitu *proportional* = 14, *Integral* = 0 dan *Derivative* = 10 (S et al., 2023)

2.1.3 Tinjauan Pustaka Literatur 3

Pada literatur 3 ini disusun oleh Ardy Seto Priambodo, Adha Imam Cahyadi, Samiadji Herdjunto Departemen Teknik Elektro dan Teknologi Informasi Fakultas Teknik di Universitas Gadjah Mada dengan judul Analisis Kestabilan Terbang *Quadcopter* Dengan Pengendali PD Terhadap Gangguan.

Dipergunakan Euler-Newton untuk menentukan matematika dari proyek pembuatan quadcopter. Sistem kendali *Proporsional Derivatif* (PD) dipakai dalam proyek ini karena PD mempunyai parameter K_p dan K_d yang dapat mempengaruhi respon dari sistem kendali. Bentuk rancangan dan kendali PD di susun untuk kemudian di simulasikan menggunakan sebuah perangkat yaitu MATLAB. Gangguan yang diinputkan saat melakukan simulasi jenis *quadcopter* adalah perubahan *pitch*, *roll* serta *yaw* dan juga perubahan ketinggian. Hasil dari penelitian tersebut yaitu, *quadcopter* adalah sebuah sistem MIMO (*Multiple Input Multiple Output*) terdapat empat *input* (kecepatan pada setiap motor) dan terdapat enam *output* (posisi translasi x,y,z serta posisi sudut *pitch*, *roll* serta *yaw*). Untuk mendesain sistem MIMO agar menjadi simpel, tetapi pada tipe *quadcopter* sistem kendalinya bisa dikatakan simpel apabila menjadi SISO (Single Input Single Output). Hasil dari pengujian alat mengenai aktivitas ketinggian, sudut roll, *pitch* serta *yaw* bisa dikatakan baik karena dapat dilihat dari grafik menghasilkan respon mendekati perintah yang di inginkan sesaat sebelum mendapat gangguan step (Seto Priambodo et al., 2017).

2.1.4 Tinjauan Pustaka Literatur 4

Pada literatur 4 ini disusun oleh Yulfan Aditya, Budhi Irawan, S.Si., M.T. , Randy Erfa Saputra, S.T., M.T. Sistem komputer, Fakultas Teknik Elektro, Universitas Telkom dengan judul “Perancangan Dan Implementasi Sistem Kendali Penerbangan *Quadcopter* Berbasis PID Menggunakan GPS Dan Komunikasi Lora Pada Pencarian Pendaki Gunung Yang Hilang”. Pada penelitian ini penulis mendesain serta mengimplementasikan sistem kendali pengendali *quadcopter* menggunakan algoritma *Proportional Integral Derivative* (PID) yang bertugas sebagai penyetabil robot, input sistem PID menggunakan sensor *accelerometer* dan *gyroscope*, pengujian dilaksanakan dimulai dari *Proportional* (P), *Proportional Derivative* (PD), kemudian *Proportional Integral Derivative* (PID). Proyek ini juga merancang sistem pengendali menggunakan remot yaitu radio *long range* 2.4 Ghz dengan modul nRF24101. Hasil dari penelitian ini adalah *output* dari PID tidak seimbang disebabkan karena empat motor *brushless* yang digunakan tidak cocok. Sistem pengendali mampu bekerja dengan baik, disebabkan kurangnya arus yang seharusnya 115 mA sedangkan pada saat

pengujian *quadcopter* arusnya hanya 50 mA yang masuk dari *rasberry PI* menuju modul radio sehingga menyebabkan jarak untuk berkomunikasi hanya 500 meter (Irawan et al., 2017).

2.1.5 Tinjauan Pustaka Literatur 5

Pada literatur 5 ini disusun oleh Abdul Manan, Agung Nugroho Jati S.T., MT., Randy Erfa Saputra, S.T., M.T. S1 Teknik Elektro, Fakultas Teknik Elektro, Universitas Telkom dengan judul “Perancangan Dan Simulasi Kendali Otonom Untuk *Take-Off* Dan Landing Pada *Quadcopter Drone*”. *Proportional Integral Derivative* (PID) digunakan dalam penelitian ini dimana PID tersebut berfungsi sebagai sistem kontrol penengdali kesetabilan *quadcopter* ketika berada di udara. Estimasi waktu yang diperlukan *quadcopter* untuk melakukan lepas landas serta landing saat ketinggian tertentu digunakan Extended Kalman Filter dimana saat kecepatan angin 10km/h sampai dengan 20km/h, dihasilkan bahwa sistem tersebut bekerja dengan baik dengan kestabilan nilai X, Y serta Z mendekati 0 (Manan et al., 2020).

2.1.6 Tinjauan Pustaka Literatur 6

Pada literatur 6 ini disusun oleh Andi Prianto, Aulia Rahman, Alfatirta Mufti, Al Bahri. Jurusan Teknik Elektro dan Komputer, Fakultas Teknik, Universitas Syiah Kuala. Sistem kendali *attitude hold* pada *multirotor* adalah sebuah sistem kendali penjaga sikap untuk mempertahankan sikap stabil saat terbang. Sistem attitude hold pada penelitian ini diaplikasikan dalam bentuk *seesaw* atau pengungkit yang diatur di 1 derajat kebebasan (DOF) yang ditetapkan sebagai setpoint pada kemiringan 0° . Kestabilan pada *seesaw* dikendalikan dengan metode kendali PID untuk penyeimbang yang dapat membaca sudut kemiringan pada lengan *seesaw*. Pembacaan sudut tersebut menjadi acuan kecepatan putaran baling-baling motor brushless dc (BLDC). Sensor yang digunakan adalah *gyroscope*. Penggerak baling-baling digunakan aktuator berupa dua motor BLDC 920 kv. Setpoint ditentukan pada kemiringan 0° terhadap gaya gerak 1 DOF lengan. Motor BLDC akan melakukan putaran CW dan putaran CCW untuk membuat gaya angkat sehingga mencapai kestabilan. Pengaruh besarnya variasi kecepatan baling-baling yang diberikan berdasarkan besarnya nilai eror yang terjadi antara setpoint dengan *input*. Penelitian ini telah menghasilkan prototipe alat yang dapat bekerja pada

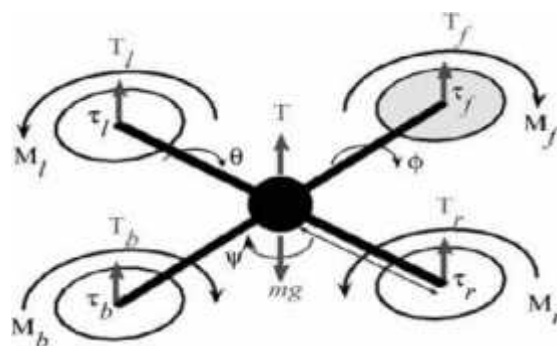
kemiringan -30 derajat hingga 30 derajat dengan setpoint stabil pada 0 derajat. Dari perhitungan penalaan konstanta PID Ziegler-Nichols kurva reaksi didapat nilai $K_p = 2,94$, $K_i = 1,2$ dan $K_d = 0,33$. Dari hasil nilai penalaan tersebut didapatkan hasil stabil sesuai terhadap setpoint dengan hasil pengujian nilai *rise time* = 18 detik, *setling time* = $7,5$ detik, *overshoot* = $3,1\%$, *peak time* = 18 detik (Prianto et al., 2021).

2.2 Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) merupakan teknologi pesawat tanpa awak, dimana sebuah perangkat teknologi yang dapat terbang dengan bantuan remote kontrol atau sering dinamakan dengan *Remotely Piloted Vehicle* (RPV) yang dapat dikendalikan dari jarak jauh. Akan tetapi UAV juga dapat beroperasi secara otomatis mengikuti dengan program atau perintah yang sudah di input ke dalam perangkatnya.

2.3 Quadcopter

Quadcopter adalah sebuah teknologi yang terinspirasi dari sebuah helikopter dimana mempunyai satu buah baling-baling. *Quadcopter* memakai empat buah baling-baling dimana setiap baling-baling terletak disetiap ujung rangka quadcopter yang memiliki bentuk "x". Keempat baling-baling ini memiliki putaran yang berbeda, dua baling-baling berputar kekanan sedangkan dua baling-baling lainnya berputar kekiri. Perputaran dari keempat baling-baling dapat menghasilkan daya angkat atau *takeoff*, dengan kata lain mempercepat putaran baling-baling atau memperlambat perputaran baling-baling dapat menghasilkan pergerakan vertikal (Bimo Jati Utomo, 2015). *Quadcopter* sendiri memiliki empat pergerakan antara lain dapat dilihat pada gambar 2.1 :



Gambar 2. 1 pergerakan motor brushless

2.3.1 Pergerakan *Quadcopter* Vertikal

Pergerakan vertikal merupakan pergerakan dasar yaitu pergerakan naik juga pergerakan turun. Hal tersebut dapat terjadi karena mempercepat perputaran baling-baling dapat menyebabkan *quadcopter* naik sedangkan memperlambat perputaran baling-baling dapat menyebabkan *quadcopter* turun (Seto Priambodo et al., 2017).

2.3.2 Pergerakan *Quadcopter* Roll

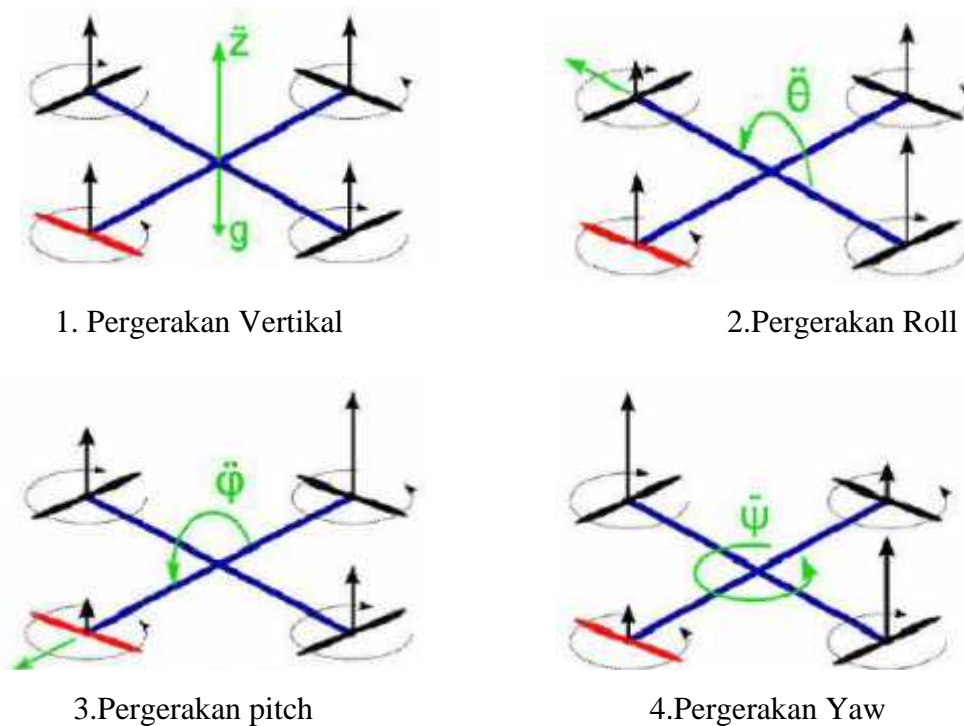
Pergerakan *Roll* adalah nilai negatif atau positif mengalami perubahan terhadap sumbu X. Pergerakan ini didapatkan karena adanya perbedaan putaran antar baling-baling, dalam artian yang lain pergerakan *pitch* adalah dimana *quadcopter* dapat bergerak kekanan ataupun ke kiri (Seto Priambodo et al., 2017).

2.3.3 Pergerakan *Quadcopter* Pitch

Pergerakan *Pitch* memiliki sistem gerak yang hampir mirip dengan pergerakan *roll*, perbedaan hanya di perubahan sudut sumbu Y. Dengan begitu dapat disimpulkan bahwa pergerakan *pitch* adalah *quadcopter* dapat bergerak maju ataupun mundur (Seto Priambodo et al., 2017).

2.3.4 Pergerakan *Quadcopter* Pitch

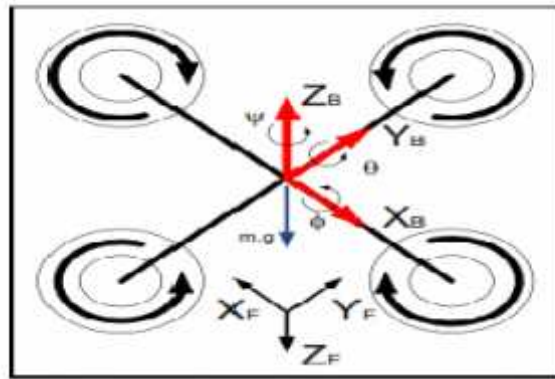
Pergerakan *Yaw* adalah pergerakan pada *quadcopter* dimana, *quadcopter* dapat berputar arah.



Gambar 2. 2 pergerakan *quadcopter*

2.4 Pemodelan Quadcopter

Pemodelan pergerakan *quadcopter* menggunakan formula *Euler Lagrange*. Diasumsikan bahwa Bumi/tanah menjadi pusat sistem koordinat Cartesius E sedangkan *quadcopter* menjadi pusat sistem koordinat Cartesius B. Pergerakan *quadcopter* terhadap bumi bekerja pada sumbu-sumbu yang terbentuk pada *quadcopter* yaitu sumbu x, y dan z dari koordinat kartesius serta sudut *roll* (ϕ), *pitch* (θ) dan *yaw* (ψ). Sudut *roll* (ϕ) yaitu sudut yang bekerja pada sumbu x, sudut *pitch* (θ) adalah sudut yang bekerja pada sumbu y, dan sudut *yaw* (ψ) merupakan sudut yang bekerja pada sumbu z dapat dilihat pada gambar dibawah ini:



Gambar 2. 3 sistem koordinat cartesius B (frame) terhadap E (bumi/tanah)

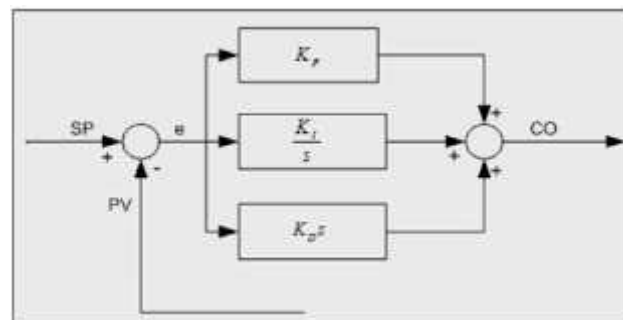
2.5 Proportional Integral Derivative (PID)

Proportional Integral Derivative (PID) adalah sistem kendali yang mempunyai sebanyak tiga buah kontroler, kontrol *Proportional* (*P*), kontrol *Integral* (*I*), serta kontrol *Derivative* (*D*). Manfaat dari kontroler adalah sebagai pengendali sistem beserta mengatur sinyal *error*, sehingga respon keluaran (*output*) sesuai dengan yang dihendaki (*input*). Dengan menggabungkan tiga sistem kendali tersebut bertujuan agar kinerja sistem saling melengkapi dan menutupi kelemahan serta kekurangan masing-masing (Utomo, 2015).

Sistem kontinu untuk *transfer function* pengendalian PID bisa dinyatakan menggunakan rumus dibawah ini:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p + K_d s + K_i \frac{1}{s}$$

Masukan pengendali ialah sinyal *error* $e(t)$, sedangkan keluarannya adalah sinyal pengendali $u(t)$. K_p , K_d , dan juga K_i merupakan koefisien kendali (Subrata et al., 2017).



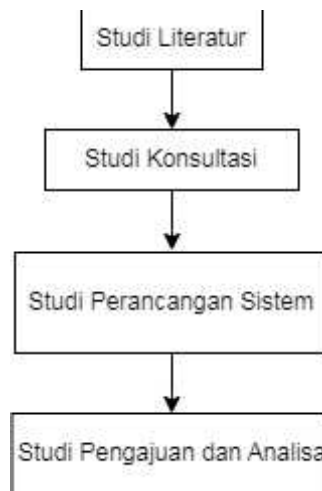
Gambar 2. 4 diagram blok pengendalian PID

BAB III

METODOLOGI

3.1 Metode Penelitian

Pelaksanaan penelitian ini dilakukan dalam beberapa tahap untuk mempermudah dan memperjelas arah penelitian pengendalian sudut *pitch* menggunakan PID, adapun tahapan yang penulis lakukan dalam penyelesaian tugas akhir ini adalah sebagai berikut :



Gambar 3. 1 diagram alir aenelitian

1. Studi Literatur

Studi literatur dilakukan untuk penelitian yang bertujuan guna mengkaji hal-hal yang berhubungan dengan teori-teori relevan yang dapat mendukung perencanaan dan perancangan sistem.

2. Studi Konsultasi

Sebelum penulis menyelesaikan penelitian, terlebih dahulu melakukan konsultasi dengan dosen pembimbing terkait perancangan prototipe sistem kendali sudut *pitch* pada *quadcopter* menggunakan metode kendali PID.

3. Studi Perancangan Sistem

Merancang dan membuat prototipe sistem kendali sudut *pitch* pada *quadcopter* menggunakan metode kendali PID.

4. Studi Pengajuan dan Analisa

Studi pengajuan dan analisa digunakan untuk menguji dan menganalisa

sistem penyeimbang apakah bekerja dengan baik atau tidak, kemudian menganalisa data keluaran sistem.

3.2 Alat dan Bahan

Adapun peralatan serta baha-bahan yang dibutuhkan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut :

3.2.1 Alat

Alat yang dibutuhkan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Laptop
2. Obeng (-) dan (+)
3. Solder
4. Timah
5. Atractor (sedotan timah)
6. Bor
7. Tang
8. Solatip
9. Kabel Ties

3.2.2 Bahan

Bahan-bahan yang dibutuhkan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Motor Brushless
2. Propeller
3. Baterai Lippo
4. *Electric speed control* (ESC)
5. *Microcontroller teensy*
6. Sensor MPU 6050
7. Frame *Quadcopter*
8. *Receiver*
9. Remot Kontrol
10. Ubec

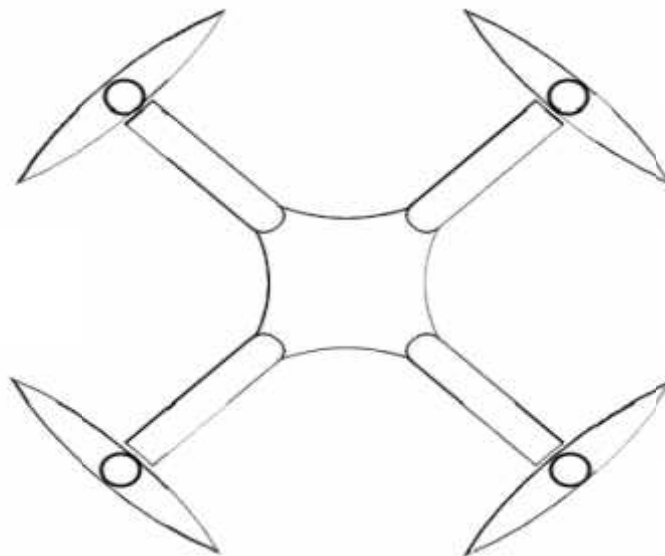
3.3 Perancangan Perangkat Keras (*Hardware*)

Perangkat keras atau *hardware* adalah sebuah komponen alat yang dibutuhkan untuk membuat suatu alat yang dimana pada penelitian ini adalah *quadcopter*. Pada penelitian ini terdapat tiga jenis perangkat keras yaitu :

1. Skema rangka *quadcopter*
2. Board PCB mikrokontroller
3. Perancangan blok diagram sistem

3.3.1 Skema Rangka

Pada skema rangka digunakan *quadcopter* berbentuk silang “X” disetiap ujung sudutnya menggunakan masing masing motor brushless beserta baling-baling. Untuk bahan pembuatan rangka *quadcopter* sendiri terbuat dari bahan *fiberglass* yang ringan dengan tujuan untuk mengurangi beban berlebih. Skema rangka *quadcopter* dapat dilihat pada gambar 3.2.

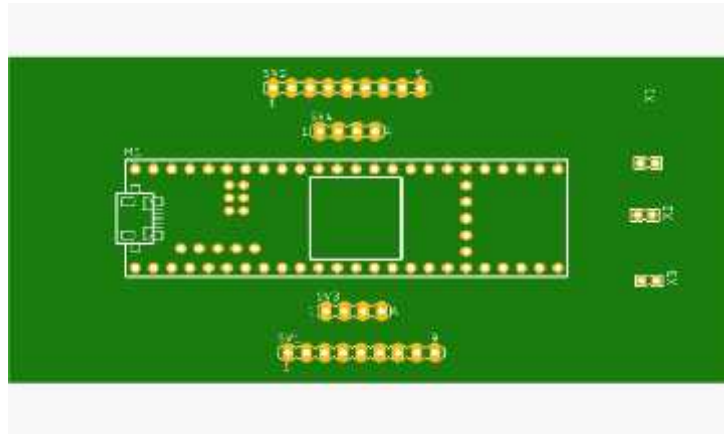


Gambar 3. 2 skema rangka *quadcopter*

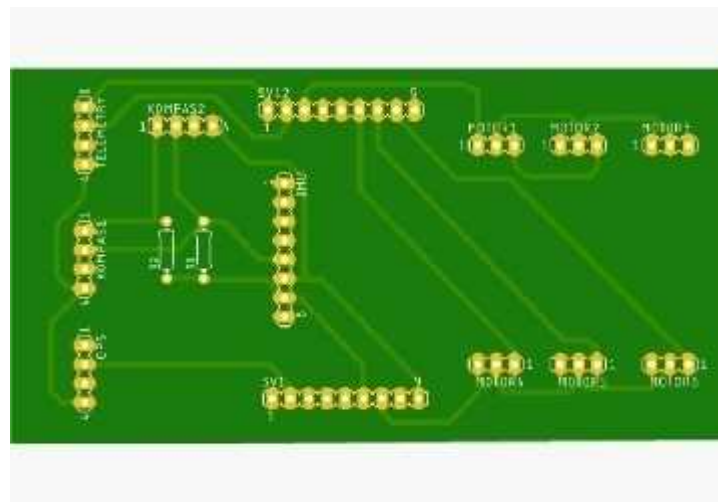
3.3.2 Board PCB Mikrokontroller

Board PCB (Printed Circuit Board) adalah sebuah papan yang berisikan dengan jalur / sirkuit logam, yang berfungsi sebagai penghubung komponen satu dengan komponen yang lain sesuai dengan yang diinginkan. Logam / tembaga tersebut mempunyai fungsi sebagai pengganti kabel. *Board PCB* mikrokontroller disini digunakan sebagai tempat untuk dipasangnya mikrokontroller yaitu teensy

yang mempunyai fungsi sebagai *inputan* dan juga *output* data, dimana data yang dimasukkan kemudian diproses untuk melakukan perintah ke komponen lainnya. Berikut adalah skema jalur atau sirkuit pcb yang digunakan :

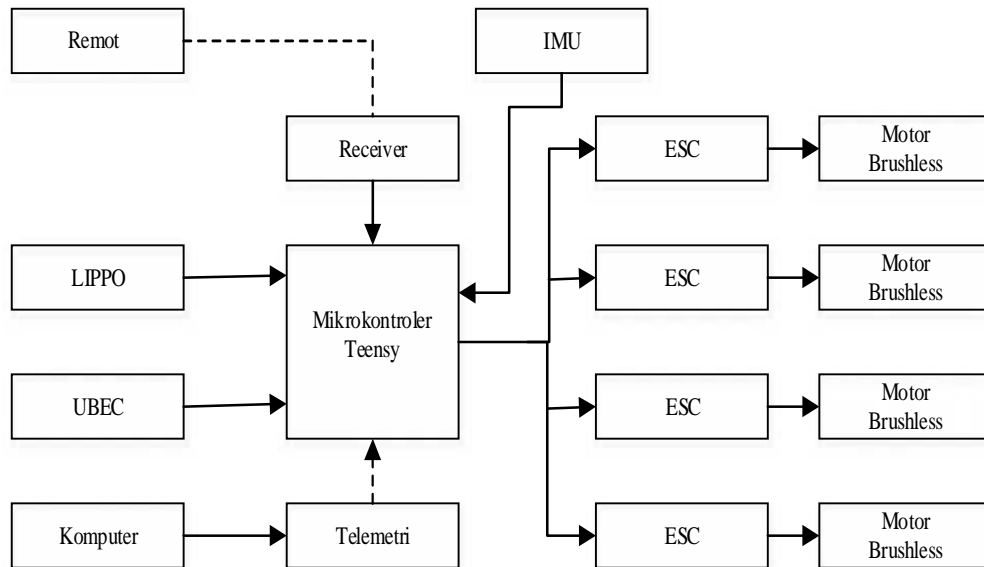


Gambar 3. 3 PCB layer atas



Gambar 3. 4 PCB layer bawah

3.3.3 Perancangan Blok Diagram Sistem

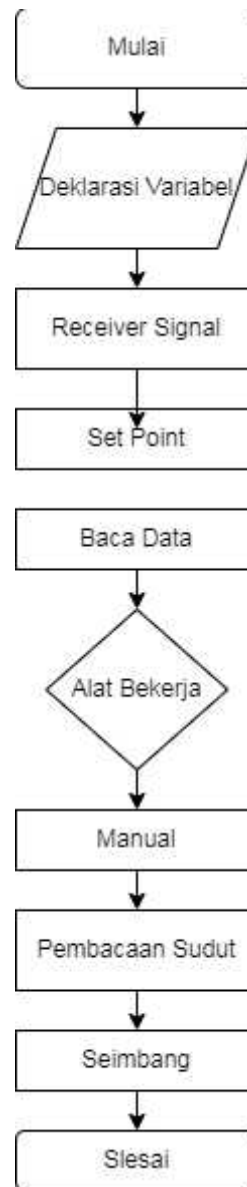


Gambar 3. 5 perancangan blok diagram sistem

Pada perancangan blok diagram sistem pengendalian sudut *pitch* pada *quadcopter* ini membentuk sebuah *embedded* sistem yang terdiri dari mikrokontroler teensy yang berfungsi sebagai *inputan* dan juga *output* data, dimana data yang dimasukkan kemudian diproses untuk melakukan perintah ke komponen lainnya, dan IMU (*Inertial Measurement Unit*) adalah sensor yang digunakan untuk membaca kemiringan *quadcopter*.

3.4 Perancangan Perangkat Lunak (*Software*)

Perancangan *software* atau perangkat lunak adalah rancangan program yang disusun agar dapat bekerja dengan baik pada setiap komponen *quadcopter*. Perancangan *software* yang dirancang pada sistem ini meliputi perancangan sistem kendali *Proporsional Integral Derivatif* (PID) yang berfungsi sebagai pengendali kestabilan *quadcopter* pada saat melakukan sudut *pitch*. Parameter dalam pengendalian *Proporsional Integral Derivatif* (PID) ialah nilai *error* atau selisih dari keluaran sistem dengan nilai yang diinginkan. *Microkontroler teensy* pada penelitian ini berfungsi perangkat pengendali utama.



Gambar 3. 6 fowchart perancangan *software*

Flowchart perancangan *software* gambar 3.6 pada *quadcopter* adalah proses dimulai dari deklarasi variabel pada program aplikasi arduino kemudian codingan yang sudah ada pada aplikasi arduino di *upload* ke mikrokontroller *teensy*. Mikrokontroller akan membaca data keluaran dari pendeklarasian variabel kemudian memproses dan membuat alat atau produk secara manual yaitu dikontrol menggunakan remote kontrol. Selanjutnya alat atau produk akan memposisikan seimbang saat alat atau produk bekerja, namun jika belum simbang akan mengulang kembali ke proses mencari set poin yang diinginkan, selanjutnya

setelah keseluruhan proses sudah selesai dilakukan, maka perancangan perangkat lunak siap digunakan.

3.5 Respon Transien Sistem Kendali

Respon transien sistem kendali sering digunakan untuk menganalisis performa karakter dari suatu sistem kendali. Respon transien yang digunakan biasanya menggunakan unit *step* dengan kondisi awal pada kondisi diam. Hal tersebut dilakukan guna mempermudah pengamatan dan perhitungan dalam analisis respon transien yang dihasilkan oleh sistem tersebut. Beberapa respon sistem yang digunakan antara lain yaitu :

1. *Delay time* (t_d) merupakan waktu yang dibutuhkan sistem untuk pertama kali merespon hingga mencapai setengah dari nilai yang menjadi acuan atau nilai akhir sistem.
2. *Rise time* (t_r) merupakan waktu yang dibutuhkan sistem untuk merespon dari nilai 10% hingga 90%, 5% hingga 95% atau 0% hingga 100% nilai akhir sistem. Nilai *rise time* dapat dicari menggunakan persamaan (3.1)

$$t_r = \frac{\pi - \beta}{\omega} \quad (3.1)$$

dengan

$$= t_d - 1 \frac{\omega}{-\sigma}$$

3. *peak time* (t_p) merupakan waktu yang dibutuhkan sistem untuk mencapai nilai tertinggi pada *overshoot* pertama.
4. *Maximum overshoot* (M_p) adalah nilai maksimal yang dihasilkan dari nilai respon sistem yang diselisihkan dengan nilai akhir yang diinginkan pada sistem dan disajikan dalam bentuk persentase. *Overshoot* maksimum didapatkan ketika respon sistem berada pada nilai tertinggi dan dihitung dalam persen terhadap *setpoint*.
5. *Settling time* (t_s) merupakan waktu yang dibutuhkan sistem untuk mencapai nilai yang stabil dengan toleransi *error* sebesar 2% hingga 5% (Ogata & Brewer, 2010). Nilai *settling time* dapat dicari menggunakan persamaan (3.2)

$$t_s = \frac{3}{\sigma} \quad (3.2)$$

3.6 Pengujian Sistem

Pengujian pada *quadcopter* dilakukan setelah penginputan data pada *quadcopter* telah dilakukan. Pengujian dilakukan secara manual yang dilakukan oleh pilot dengan menggunakan *remote control* (RC) yang mempunyai tujuan untuk mengetahui fungsi sistem dapat bekerja dengan baik. Pengujian dilakukan dengan cara frame *quadcopter* diikat / ditali kencang pada bagian frame bawah.

3.7 Perancangan Pengujian Kestabilan Pada Sudut *Pitch* Wahana

Quadcopter

Perancangan pengujian dilakukan untuk melihat hasil keluaran berdasarkan simulasi menggunakan sistem kendali PID. Perolehan nilai terbaik diujikan pada sudut *pitch* pada wahana *quadcopter* pada nilai tertentu yang diinginkan (*setpoint*). Nilai *setpoint* didapat dari sudut kemiringan pada sensor MPU6050, pengujian ini bertujuan untuk melihat wahana *quadcopter* dapat memposisikan kesetabilan saat dilakukan pengujian. Hal yang harus diperhatikan pada kondisi saat wahana *quadcopter* melayang adalah gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan dari gerakan pada motor brushless. Perubahan gaya dorong (*thrust*) akan mengakibatkan *overshoot* yang berlebih dan berdampak pada sikap atau gaya terbang pada wahana *quadcopter*. Sehingga untuk mengatasi hal tersebut akan dilihat kembali pada respon sistem berupa *risetime*, *settlingtime*, *overshoot*, dan *steady state error* untuk sudut *pitch* pada *quadcopter* yang didapat saat melakukan simulasi.

Pengujian dilakukan dengan mengamati respon sistem pada sudut *pitch*. Hasil pengujian yang diamati dan dibandingkan dengan data anti rotasi wahana apakah sistem sudah mencapai hasil yang diinginkan dengan simulasi. Perlakuan tersebut sebagai bahan analisa respon sistem terhadap sudut *pitch* pada wahana *quadcopter* dengan acuan kebutuhan sistem sebagai berikut :

1. Wahana *quadcopter* dapat mempertahankan posisinya pada *setpoint* 0° kemiringan.
2. Nilai *steady state* dibawah batas toleransi 5% dari nilai ketinggian yang dijadikan *setpoint*.
3. *Rise time* yang dihasilkan kurang dari 5 detik.
4. *Settling time* yang dihasilkan kurang dari atau sama dengan 10 detik

5. Maksimal *overshoot* yang dihasilkan saat wahana quadcopter bertahan pada sumbu X adalah 15° dari nilai *setpoint* ketinggian yang dipertahankan terhadap permukaan bumi.

BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Implementasi

Implementasi merupakan sebuah tindakan atau pelaksanaan dari sebuah perencanaan yang sudah direncanakan untuk kemudian diterapkan pada sistem. Tahap implementasi merupakan hasil dari perealisasiian dari sebuah proses pemodelan sistem kendali untuk pengendalian sudut *pitch* pada *quadcopter*. Sistem pengendalian sudut *pitch* terdiri dari mikrokontroller teensy, sensor MPU6050, ubec, ESC, *reciever*, motor brushless, dan juga baling-baling.



Gambar 4. 1 *quadcopter*

Komponen yang digunakan pada *quadcopter* ini adalah sebagai berikut :

1. Mikrokontroller *teensy* berfungsi sebagai *inputan* dan juga *output* data, dimana data yang dimasukkan kemudian diproses untuk melakukan perintah ke komponen lainnya.
2. IMU (*Inertial Measurement Unit*) adalah sensor yang digunakan untuk membaca kemiringan *quadcopter*.
3. *Electrical Speed Control (ESC)* bertugas sebagai pengatur kecepatan putaran motor dan arah putaran motor.

4. Motor brushless memiliki fungsi sebagai penggerak propeller atau baling-baling agar berputar.
5. Frame *quadcopter* berperan penting sebagai tempat untuk meletakkan seluruh komponen yang digunakan.
6. Remote Kontrol digunakan untuk pengendalian oleh pilot untuk melakukan pemberian perintah pada *quadcopter*.
7. Receiver berfungsi sebagai penerima sinyal perintah dari remote kontrol untuk kemudian diproses oleh mikrokontroler *teensy*.

4.2 Kalibrasi Komponen

Kalibrasi adalah proses pengecekan serta pengaturan akurasi dari sebuah alat ataupun komponen yang akan digunakan pada sebuah sistem. Kalibrasi dilakukan dengan tujuan untuk memastikan bahwa alat ataupun komponen yang akan digunakan dapat melakukan pengukuran dengan akurat dan konsisten. Dimana pada penelitian ini kalibrasi dilakukan pada IMU (*Inertial Measurement Unit*) dan juga *Electrical Speed Control (ESC)*.

4.2.1 Kalibrasi Sensor MPU6050

Sensor MPU6050 adalah sebuah komponen alat yang digunakan untuk membaca kemiringan, dimana pada penelitian ini sensor MPU6050 digunakan untuk membaca kemiringan pada *quadcopter*. Sebelum sensor MPU6050 disusun pada *quadcopter* dan dihubungkan dengan komponen lain, perlu terlebih dahulu sensor MPU6050 dilakukan kalibrasi. Kalibrasi pada sensor MPU6050 ini menggunakan *software* Arduino. Dibawah ini adalah proses kalibrasi pada sensor MPU 6050:

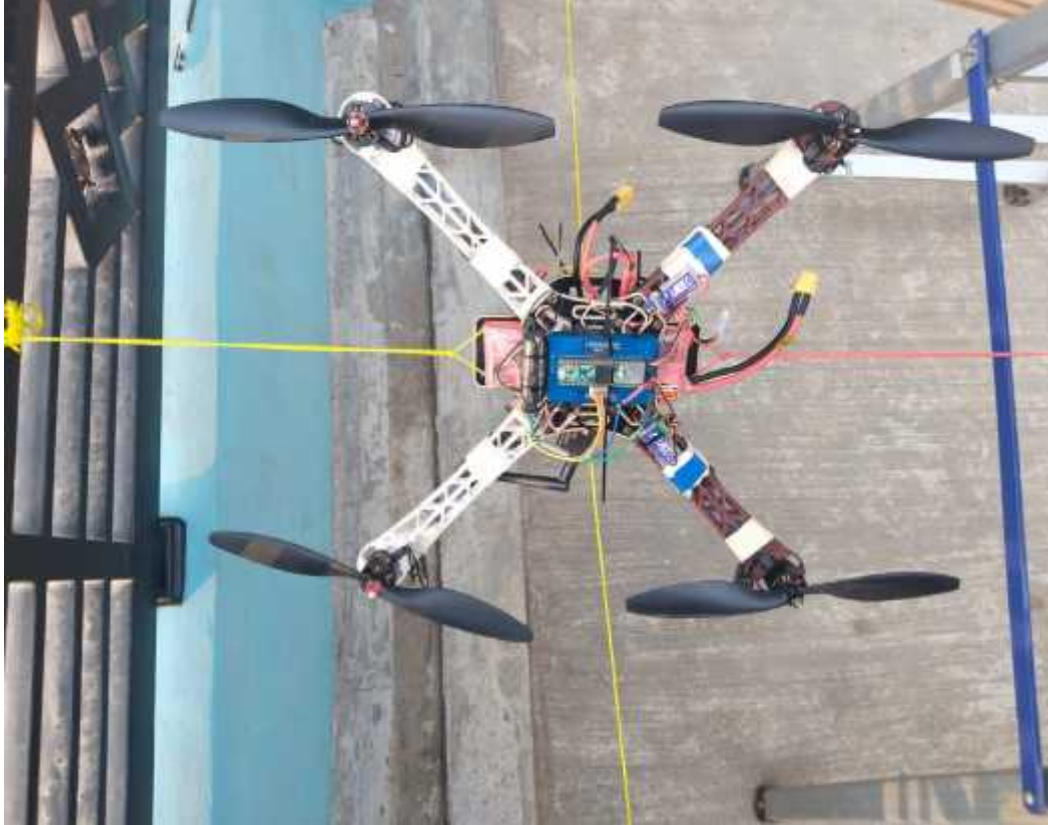
secara tiba tiba berputar kencang tidak sesuai dengan *throttle* remote kontrol. Kalibrasi ESC motor dilakukan dengan cara menghubungkan kabel ESC ke *receiver* lalu naikkan *throttlet* pada remote kontrol kemudian hubungkan dengan baterai, tunggu beberapa saat hingga motor berbunyi lalu turunkan *throttlet* remote kontrol, tunggu lagi beberapa saat hingga motor berbunyi kembali kemudian naikkan *throttlet* remote kontrol secara perlahan, turunkan *throttlet* remote kontrol lalu cabut konektor baterai. Penulis melakukan cara yang sama untuk mengkalibrasi ESC motor yang lainnya. gambar 4.5 saat penulis melakukan kalibrasi pada ESC:



Gambar 4.5 kalibrasi *Electrical Speed Control* (ESC)

4.3 Pengujian Sistem

Pengujian sistem ini dilakukan untuk mengetahui apakah yang direncanakan bekerja dengan baik. Pengujian ini dilakukan dengan tujuan untuk menentukan tingkar kinerja dari suatu fungsi, setiap rangkaian diuji untuk mengetahui ketika terjadi kesalahan. Pengujian sistem kendali pid untuk pengendalian sudut *pitch* dilakukan dengan cara *quadcopter* diikat pada ujung frame bagian bawah menggunakan media tali. Pengujian dilakukan diluar ruangan dan pengambilan data dilakukan secara *trial and error*.



Gambar 4. 6 pengujian *quadcopter*

Pengujian *quadcopter* gambar 4.5 adalah posisi *quadcopter* saat proses *tuning* sedang dilakukan, dimana frame bagian bawah diikat dengan menggunakan tali. Saat melakukan *tuning* semua komponen sudah dicek kembali untuk memastikan semua konektor tersambung dengan sempurna. Yang terpenting adalah memastikan sensor MPU6050 sudah berada diposisi tengah untuk mendapatkan *center of gravity* (CG).



Gambar 4. 7 pengujian *quadcopter* tampak samping

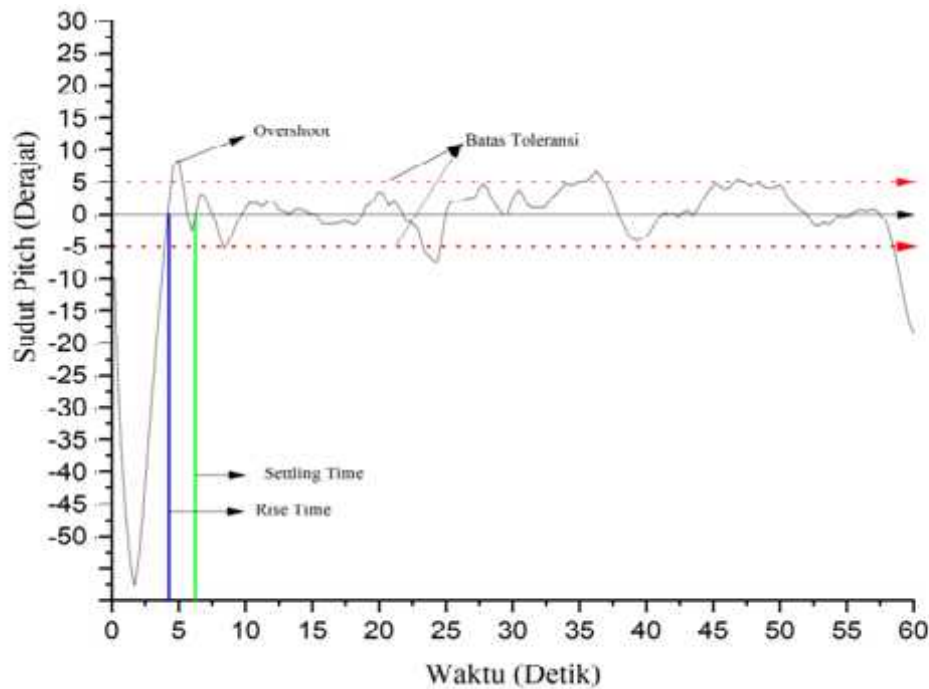
pengujian *quadcopter* tampak samping gambar 4.7 adalah proses *tuning quadcopter* pengujian respon sistem tampak dari samping. Saat melakukan *tuning* sudut *pitch* bagian yang diikat adalah frame *quadcopter* bagian bawah. Untuk bagian sudut *roll* diikat dengan kencang, karena yang akan di *tuning* adalah sudut *pitch* maka untuk bagian sudut *pitch* tidak diikat dengan kencang agar *quadcopter* saat melakukan sudut *pitch* dapat bergerak naik ataupun turun. Untuk selanjutnya dilakukan *tuning* untuk mengetahui apakah *quadcopter* dapat melakukan sudut *pitch* dengan stabil sesuai dengan set point yang diinginkan.

4.4 Penentuan Nilai PID

Pengujian penentuan nilai PID dilakukan dengan tujuan untuk melihat respon gerakan sudut *pitch* pada *quadcopter*. Pengujian penentuan nilai PID dilakukan dengan *tuning* nilai PID dengan metode *trial and error*. Tahapan proses *tuning* dilakukan dengan cara beberapa kali percobaan. Berikut ini adalah hasil *tunning* yang telah dilakukan:

4.4.1 Pengujian Pertama $K_p=1$, $K_i=0.20$ dan $K_d=0.01$

Pengujian dilakukan dengan cara mengikat *frame quadcopter* bagian bawah, dengan menginputkan $K_p=1$, $K_i=0.20$ dan $K_d=0.01$ pada aplikasi arduino kemudian upload codingan yang sudah dimasukkan nilai tersebut ke mikrokontroler *teensy*, tunggu beberapa saat hingga upload codingan selesai. Pastikan semua komponen terkoneksi dengan baik seperti sensor MPU6050 yang harus berada diposisi tengah, soket konektor komponen terkoneksi ke mikrokontroler dengan baik, Kemudian koneksikan quadcopter dengan baterai. Pengiriman data menggunakan telemetri yang setiap pengujian berdurasi kurang lebih 1 menit. Data yang dihasil telemetri kemudian dimasukkan ke aplikasi origin untuk kemudian dijadikan grafik seperti gambar 4.6 :



Gambar 4. 8 pengujian Pertama $K_p=1$, $K_i=0.20$ dan $K_d=0.01$

Pengujian pertama pada gambar 4.6 adalah hasil grafik respon sistem dari perhitungan $K_p=1$, $K_i=0.20$ dan $K_d=0.01$. Berdasarkan dari grafik yang telah didapatkan hasil analisisnya adalah dapat dilihat pada tabel 4.1.

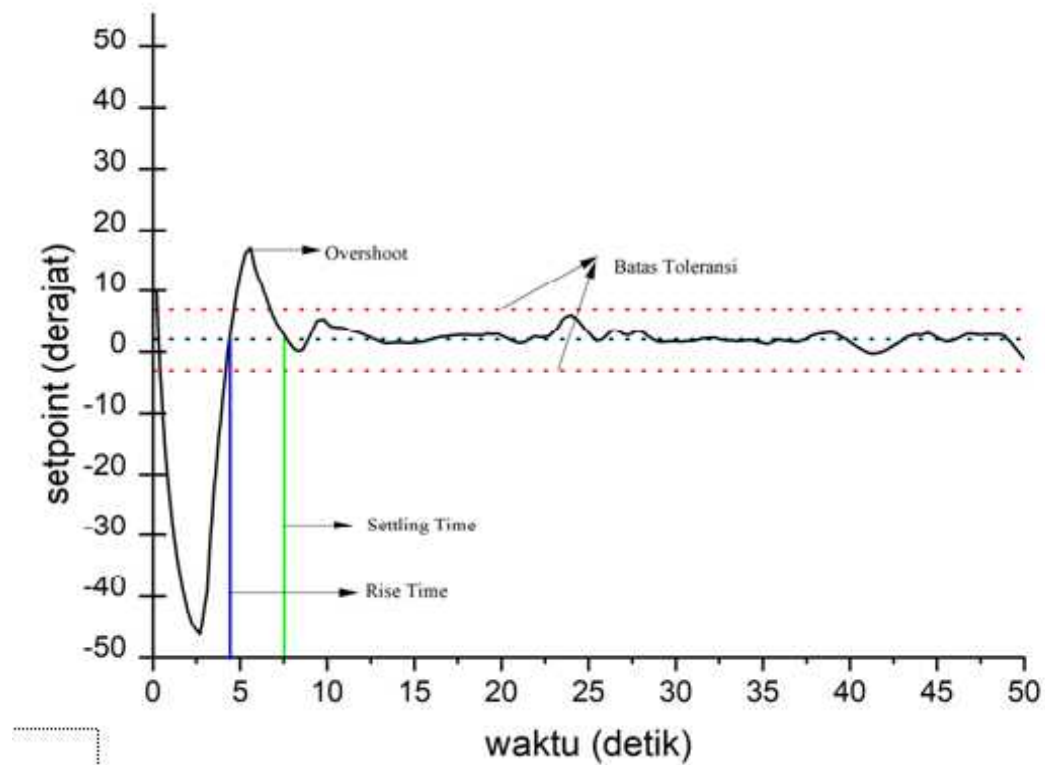
Tabel 4. 1 analisa pengujian pertama

No	Respon Quadcopter	Nilai
1	Rise Time	3.8 detik
2	Settling Time	7.1 detik
3	Overshoot	8.6°
4	Steady State Error	0.7

Analisa pengujian pertama pada tabel 4.1 dapat disimpulkan bahwa didapatkan *overshoot* sebesar 8.6°, *risetime* sebesar 3.8 detik dan *settling time* sebesar 7.1 detik. Berdasarkan hasil dari pengujian diatas dapat dilihat bahwa grafik pergerakan quadcopter cenderung belum stabil. Masih banyaknya respon yang naik ataupun turun dari nilai setpoint. Nilai Kp yang cenderung kurang membuat respon dari quadcopter cenderung kurang *responsive*.

4.4.2 Pengujian Kedua Kp=1.60, Ki=0.20 dan Kd 0.01

Pengujian dilakukan dengan cara mengikat *frame quadcopter* bagian bawah, dengan menginputkan Kp=1.60, Ki 0.20 dan Kd=0.1 pada aplikasi arduino kemudian upload codingan yang sudah dimasukkan nilai tersebut ke mikrokontroller *teensy*, tunggu beberapa saat hingga upload codingan selesai. Pastikan semua komponen terkoneksi dengan baik seperti sensor MPU6050 yang harus berada diposisi tengah, soket soket komponen terkoneksi ke mikrokontroller dengan baik, Kemudian koneksikan quadcopter dengan baterai. Pengiriman data menggunakan telemetri yang setiap pengujian berdurasi kurang lebih 1 menit. Data yang telah direkam oleh telemetri kemudian dimasukkan ke aplikasi origin untuk kemudian dijadikan grafik seperti gambar 4.7 :



Gambar 4. 9 pengujian kedua $K_p=1.60$, K_i 0.20 dan $K_d=0.1$

Pengujian kedua pada gambar 4.7 adalah hasil grafik respon sistem dari perhitungan $K_p=1.60$, $K_i=0.20$ dan K_d 0.01 didapatkan hasil analisisnya dapat dilihat pada tabel 4.2.

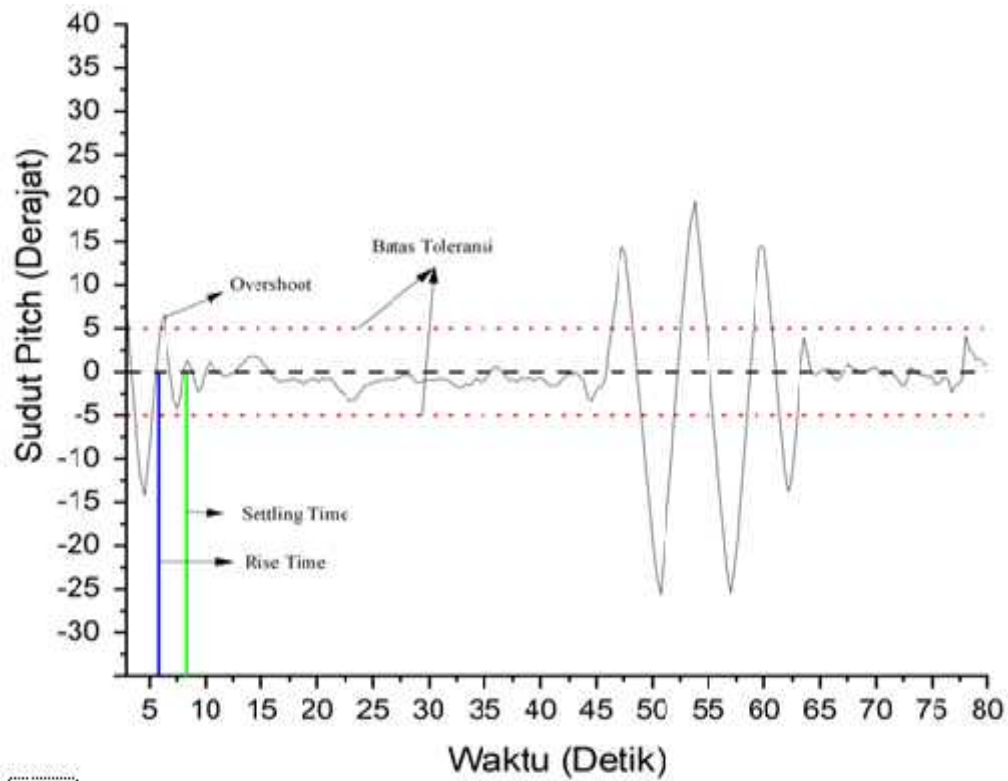
Tabel 4. 2 analisa pengujian kedua

No	Respon Quadcopter	Nilai
1	Rise Time	4.5 detik
2	Settling Time	7.1 detik
3	Overshoot	13°
4	Steady State Error	0.9

Analisa pengujian kedua pada tabel 4.2 didapatkan hasil analisa yaitu waktu naik (*rise time*) 4.5 detik, nilai *overshoot* 13°, sedangkan untuk waktu kestabilan (*settling time*) adalah 7.1 detik. Berdasarkan hasil dari pengujian diatas dapat dilihat bahwa grafik pergerakan quadcopter cenderung stabil. Dimana respon dari quadcopter sudah berada pada nilai setpoint. Nilai K_p dinilai sudah cukup dengan *responsive* yang cukup baik.

4.4.3 Pengujian Ketiga $K_p=5.90$, $K_i=0.50$ dan $K_d=0.02$

Pengujian dilakukan dengan cara mengikat *frame quadcopter* bagian bawah, dengan menginputkan $K_p=5.90$, $K_i=0.50$ dan $K_d=0.2$ pada aplikasi arduino kemudian upload codingan yang sudah dimasukkan nilai tersebut ke mikrokontroler *teensy*, tunggu beberapa saat hingga upload codingan selesai. Pastikan semua komponen terkoneksi dengan baik seperti sensor MPU6050 yang harus berada diposisi tengah, soket soket komponen terkoneksi ke mikrokontroler dengan baik, Kemudian koneksikan quadcopter dengan baterai. Pengiriman data menggunakan telemetri yang setiap pengujian berdurasi kurang lebih 1 menit. Data yang dihasil telemetri kemudian dimasukkan ke aplikasi origin untuk kemudian dijadikan grafik seperti gambar 4.10 :



Gambar 4. 10 pengujian ketiga $K_p=5.90$, $K_i=0.50$ dan $K_d=0.02$

Pengujian kedua pada gambar 4.10 adalah hasil grafik respon sistem dari perhitungan $K_p=5.90$, $K_i=0.50$ dan $K_d=0.02$ didapatkan hasil analisa dapat dilihat pada tabel 4.3.

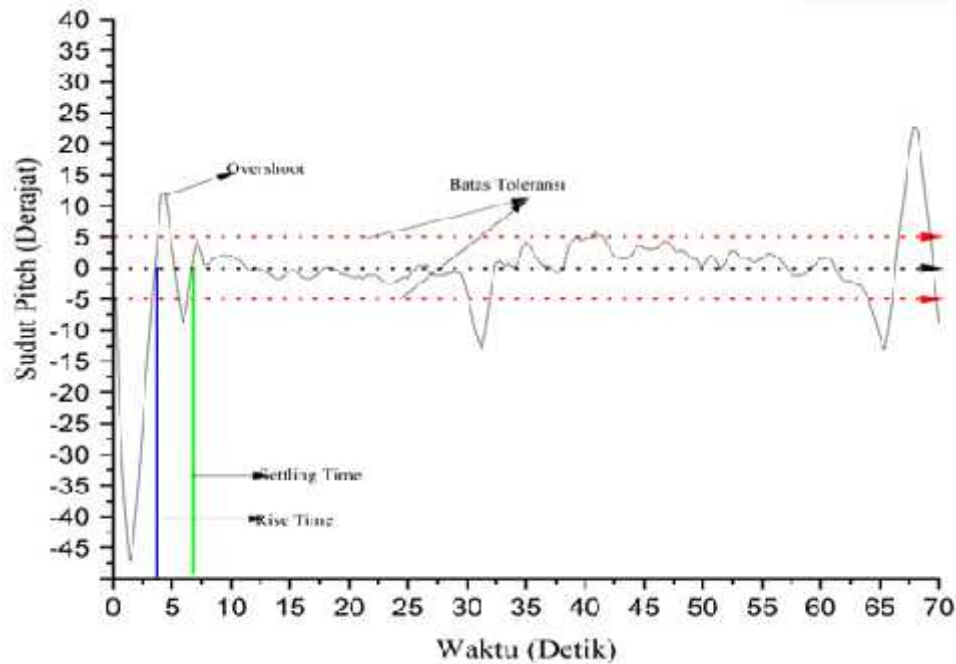
Tabel 4. 3 analisa pengujian ketiga

No	Respon Quadcopter	Nilai
1	Rise Time	5.8 detik
2	Settling Time	8.1 detik
3	Overshoot	6.2°
4	Steady State Error	0.6

Analisa pengujian ketiga tabel 4.3 didapatkan hasil analisisnya adalah waktu naik (*rise time*) 5.8 detik, nilai *overshoot* 6.2°, sedangkan untuk waktu kestabilan (*settling time*) adalah 8.1 detik. Berdasarkan hasil dari pengujian diatas dapat dilihat bahwa grafik pergerakan quadcopter cenderung belum stabil. Masih banyaknya respon yang turun dan naik dari nilai setpoint. Nilai Kp yang terlalu besar membuat *respon quadcopter* terlalu cepat, sehingga menyebabkan respon motor brushless membalas kemiringan terlalu cepat. Sehingga respon sistem cenderung tidak stabil.

4.4.4 Pengujian Keempat Kp=9, Ki=0.50 dan Kd=0.02

Pengujian dilakukan dengan cara mengikat *frame quadcopter* bagian bawah, dengan menginputkan Kp=9, Ki 0.50 dan Kd=0.2 pada aplikasi arduino kemudian upload codingan yang sudah dimasukkan nilai tersebut ke mikrokontroller *teensy*, tunggu beberapa saat hingga upload codingan selesai. Pastikan semua komponen terkoneksi dengan baik seperti sensor MPU6050 yang harus berada diposisi tengah, soket soket komponen terkoneksi ke mikrokontroller dengan baik, Kemudian koneksikan *quadcopter* dengan baterai. Pengiriman data menggunakan telemetri yang setiap pengujian berdurasi kurang lebih 1 menit. Data yang dihasil telemetri kemudian dimasukkan ke aplikasi origin untuk kemudian dijadikan grafik seperti gambar 4.11 :



Gambar 4. 11 pengujian keempat $K_p=9$, K_i 0.50 dan $K_d=0.2$

Pengujian keempat pada gambar 4.11 adalah hasil grafik respon sistem dari perhitungan $K_p=9$, $K_i=0.50$ dan K_d 0.02 didapatkan hasil analisisnya dapat dilihat pada tabel 4.4.

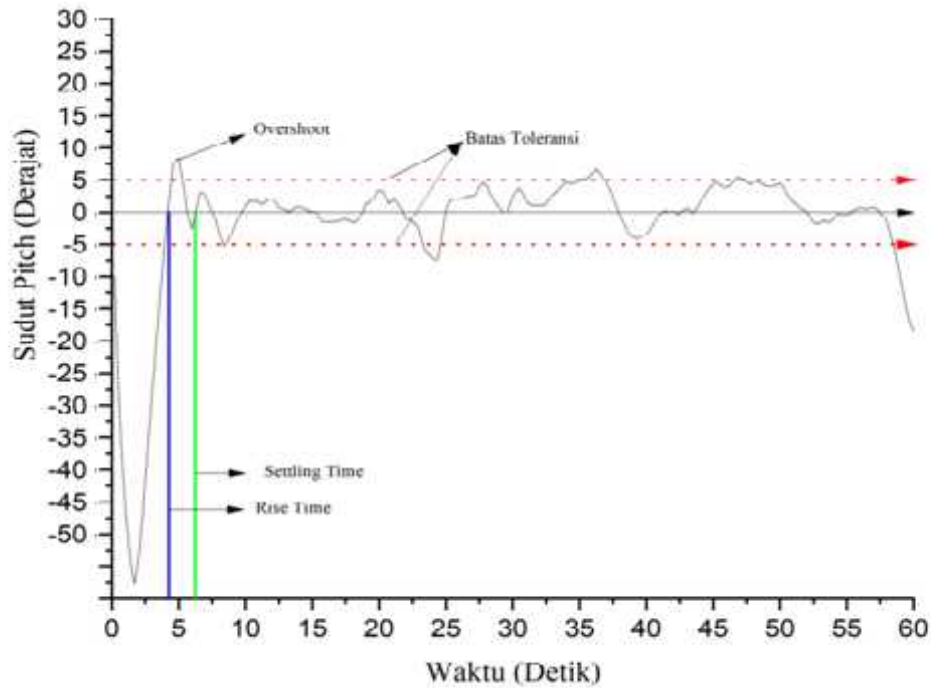
Tabel 4. 4 analisa pengujian keempat

No	Respon Quadcopter	Nilai
1	Rise Time	5.8 detik
2	Settling Time	8.1 detik
3	Overshoot	6.2°
4	Steady State Error	0.10

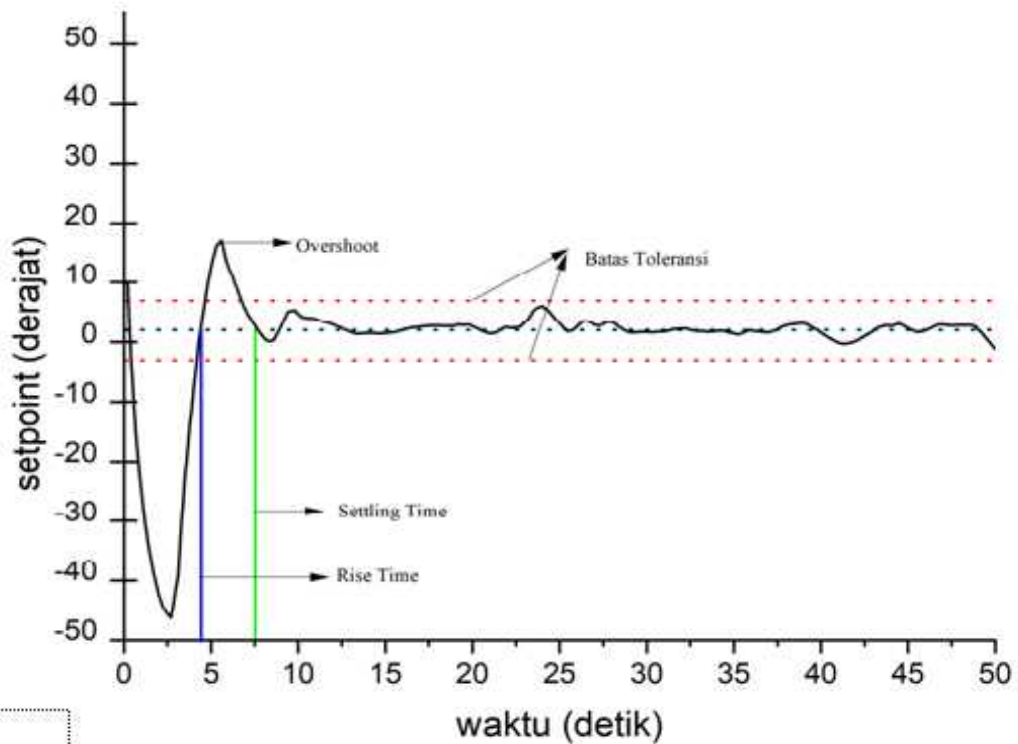
Analisa pengujian keempat pada tabel 4.4 didapatkan hasil analisa yaitu waktu naik (*rise time*) 4.9 detik, nilai *overshoot* 13.4° , sedangkan untuk waktu kestabilan (*settling time*) adalah 7.1 detik. Berdasarkan hasil dari pengujian diatas dapat dilihat bahwa grafik pergerakan quadcopter cenderung belum stabil. Masih banyaknya respon yang naik ataupun turun dari nilai setpoint. Nilai K_p yang terlalu besar membuat *respon quadcopter* terlalu cepat, sehingga menyebabkan respon motor brushless membalas kemiringan terlalu cepat. Sehingga respon sistem cenderung tidak stabil.

4.4.5 Hasil Keseluruhan Pengujian Respon Sistem Sudut *Pitch Quadcopter*

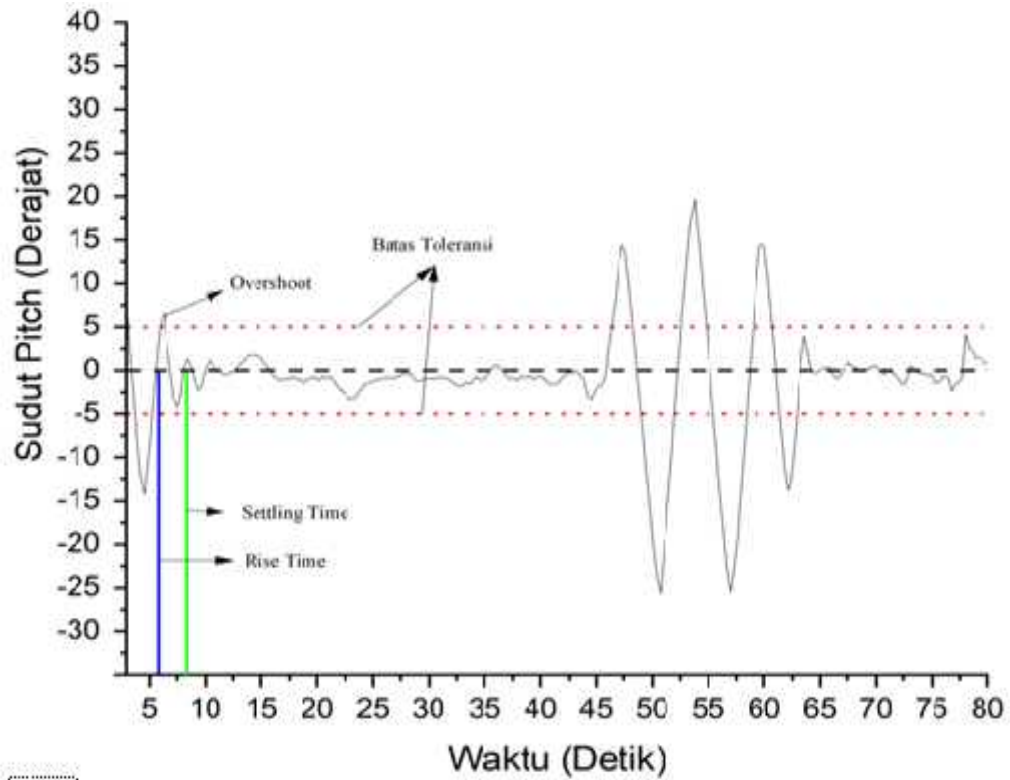
Berdasarkan dari pengujian respon sistem yang telah dilakukan dapat dilihat hasil grafik dari seluruh pengujian pada gambar 4.12..



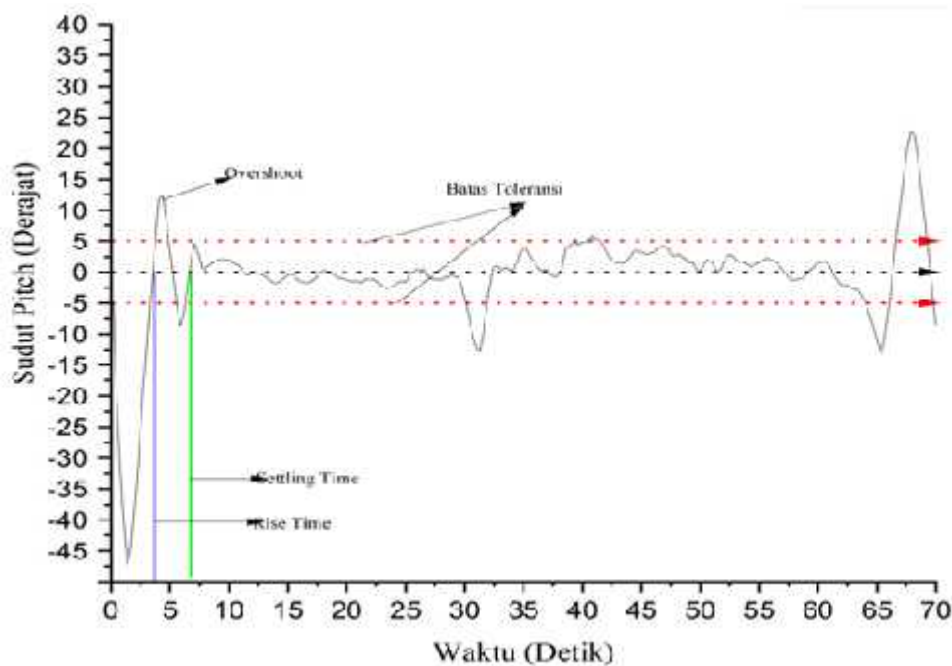
Gambar 4. 12 hasil keseluruhan pengujian pertama



Gambar 4. 13 hasil keseluruhan pengujian kedua



Gambar 4. 14 hasil keseluruhan pengujian ketiga



Gambar 4. 15 hasil keseluruhan pengujian keempat

Berdasarkan dari pemaparan hasil grafik keseluruhan analisa grafik hasil dari pengujian respon sistem yang telah dilakukan sebanyak empat kali. respon sistem perhitungan K_p , K_i dan K_d dapat dilihat pada tabel 4.5.

Tabel 4. 5 Kp, Ki dan Kd keseluruhan

No	Pengujian	Kp	Ki	Kd
1	Pengujian 1	1	0.20	0.01
2	Pengujian 2	1.60	0.20	0.01
3	Pengujian 3	5.90	0.50	0.02
4	Pengujian 4	9	0.50	0.02

Setelah melakukan empat kali pengujian respon sistem perhitungan, didapatkan data hasil analisa dari seluruh hasil pengujian respon sistem dapat dilihat pada tabel 4.6.

Tabel 4. 6 analisa keseluruhan pengujian

No	Respon Quadcopter	Banyak Pengujian			
		Pengujian 1	Pengujian 2	Pengujian 3	Pengujian 4
1	Rise Time	3.8 detik	4.5 detik	5.8 detik	4.9 detik
2	Settling Time	7.1 detik	7.1 detik	8.1 detik	7.1 detik
3	Overshoot	8.6°	13°	6.2°	13.4°
4	Steady State Error	0.7	0.9	0.6	0.10

Berdasarkan dari hasil grafik dan tabel yang telah didapatkan, penulis menyimpulkan bahwa hasil pengujian terbaik adalah terdapat pada pengujian yang ke dua yaitu respon sistem dari perhitungan $K_p=1.60$, $K_i=0.20$ dan $K_d 0.01$, dimana berdasarkan hasil grafik respon sistem cenderung lebih stabil dimana grafik berada pada set poin. Dari hasil pengujian terbaik dapat dianalisa bahwa *rise time* 4.5 detik, *Settling time* 7.1 detik sedangkan untuk *overshootnya* adalah 13°.

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Dari hasil penelitian yang telah dilakukan dapat disimpulkan bahwa :

1. Penggunaan sistem kendali PID dapat diaplikasikan serta berhasil dimplementasikan pada wahana *quadcopter* untuk pengendalian sudut *pitch*.
2. Dari hasil *tuning* yang telah dilakukan respon sistem perhitungan terbaik didapatkan adalah $K_p = 1.60$, $K_i = 0.20$ dan $K_d = 0.01$, dengan mendapatkan osilasi terbas dengan analisa *rise time* 4.5 detik, *Settling time* 7.1 detik sedangkan untuk *overshootnya* adalah 13° .
3. Semua sistem yang terdapat pada rangkaian *quadcopter* dapat bekerja dengan baik, mikrokontroller bekerja dengan baik dalam melakukan inputan ataupun outputan perintah ke komponen lainnya sedangkan sensor MPU6050 mampu membaca kemiringan sudut *pitch* dengan baik.

5.2 Saran

Adapun saran pada penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Meminimalisir berat dari *quadcopter* agar dapat memaksimalkan daya angkat *quadcopter*.
2. Perlu ditambahkannya pengendalian sudut *roll* dan *yaw* untuk melakukan percobaan *quadcopter* terbang tanpa tali.
3. Untuk penelitian selanjutnya, dapat melakukan penerapan penggabungan dengan sistem kendali yang lain yang diharapkan dapat menambah kestabilan.

DAFTAR PUSTAKA

- Amin, Z., & Meldi, D. (2018). Pengidentifikasian dan Pencarian Manusia Berbasis Citra Menggunakan Unmanned Aerial Vehicle. *METAL: Jurnal Sistem Mekanik Dan Termal*, 2(2), 50. <https://doi.org/10.25077/metal.2.2.50-60.2018>
- Irawan, B., Saputra, R. E., Elektro, F. T., & Telkom, U. (2017). *Pada Pencarian Pendaki Gunung Yang Hilang Design and Implementation of Quadcopter Flight Control System Based on Pid Using Gps and Communication of Lora on Search of Mountaineer*. 4(3), 4186–4193.
- Manan, A., T, A. N. J. S., & T, M. T. R. E. S. S. (2020). *Perancangan Dan Simulasi Kendali Otonom Untuk Take-Off Dan Landing Pada Quadcopter Drone Design and Simulation Autonomy Control for Take-Off and Landing on Quadcopter Drone*. 7(2), 4864–4871.
- Mulyadi, A., Wijono, & Siswojo, B. (2020). Kecepatan Motor Penggerak Quadcopter. *Jurnal Transmisi*, 22(4), 107–116.
- Ogata, K., & Brewer, J. W. (2010). *Modern Control Engineering*(5th Edition). In *Pearson*. New York
- Prianto, A., Rahman, A., Mufti, A., & Bahri, A. (2021). Rancang Bangun Sistem Kendali Attitude Hold Satu Derajat Kebebasan Berbasis Metode Pid Untuk Penggerak Dua Rotor. *Jurnal Komputer, Informasi Teknologi, Dan Elektro*, 6(1), 32–37. <https://doi.org/10.24815/kitektro.v6i1.21931>
- S, T. E., Industri, F. T., Sains, I., Moh, J., Ii, K., Indah, B. S., & Selatan, J. (2023). *BERBASIS KONTROL PID. 1*, 42–51.
- Seto Priambodo, A., Cahyadi, A. I., Herdjunanto, S., Kunci, K., & Pd, K. (n.d.). *Analisis Kestabilan Terbang Quadrotor Dengan Pengendali PD Terhadap Gangguan*.
- Sirojuddin, M. R., Wibowo, S. B., & Nugroho, G. (2019). Perancangan dan Pengujian Terbang Pesawat Tanpa Awak Lokeswara. *Seminar Nasional Inovasi Dan Aplikasi Teknologi Di Industri*, 334–338.
- Subrata, R. H., Tarumasely, R., S, C. D., Elektro, J. T., Industri, F. T., Trisakti, U., Kiai, J., No, T., & Barat, J. (2017). *Perancangan Pengendali Pid*. 14, 1–

16.

- Suksmadana, M. B., Ramli, Z., & Wiriasto, G. W. (2020). Implementasi Dan Perancangan Sistem Kendali Posisi Ketinggian (Altitude) Quadcopter Berbasis Arduino Uno R3. *Dielektrika*, 7(1), 38. <https://doi.org/10.29303/dielektrika.v7i1.233>
- Taufandy, A., Sulo, B. D., Basuki, B. M., Elektro, M. T., Elektro, D. T., & Malang, U. I. (2022). *RANCANG BANGUN TWINCOPTER DENGAN SISTEM VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING (VTOL) DENGAN VEKTOR SATU SUMBU UNTUK EFISIENSI ENERGI MENGGUNAKAN METODE PID*. 1–8.
- Utomo, B. J. (2015). Rancang Bangun UAV (Unmanned Aerial Vehicle) Model Quadcopter dengan Menggunakan Algoritma Proportional Integral Derivative. *Jurnal Teknik Komputer Universitas Telkom*, 1(1), 1–7.
- Zulkarnain, T., Susanto, E., & Wibowo, A. S. (2016). Perancangan Dan Implementasi Autonomous Quadcopter Dengan Kemampuan Follow Me Yang Terintegrasi Pada Android Design and Implementation of Android-Based “Follow Me” Application on an Autonomous Quadcopter. *E-Proceeding of Engineering*, 3(2), 1–8.

LAMPIRAN

Lampiran 1 *Frame Quadcopter*



Lampiran 2 *Charge dan Baterai*



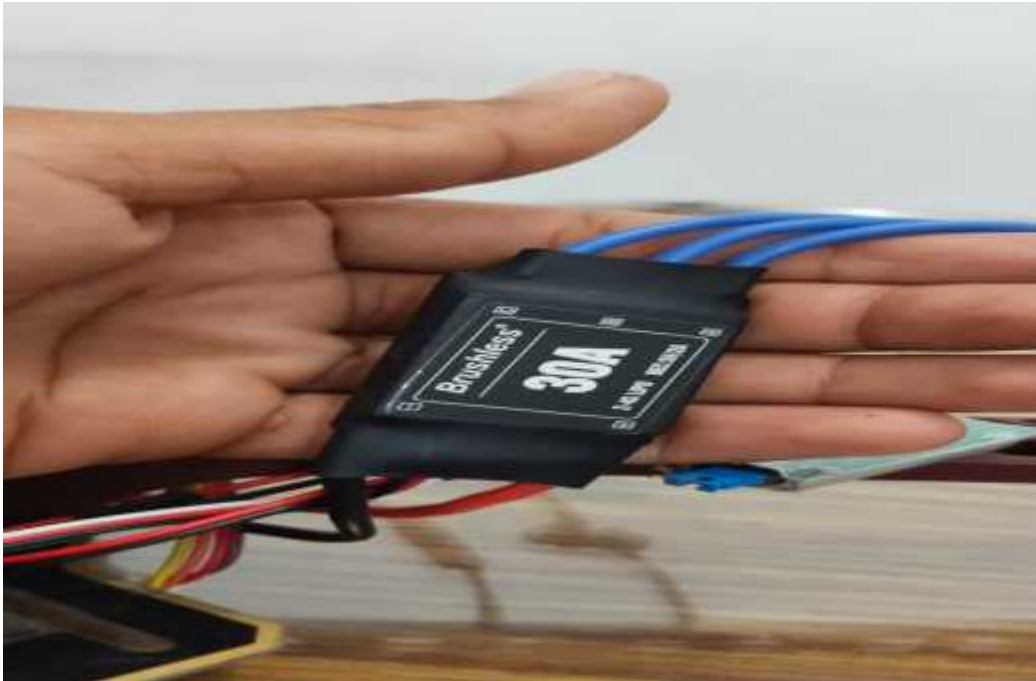
Lampiran 3 Motor Brushless



Lampiran 4 Baling-Baling



Lampiran 5 *Electronic Stability Control (ESC)*



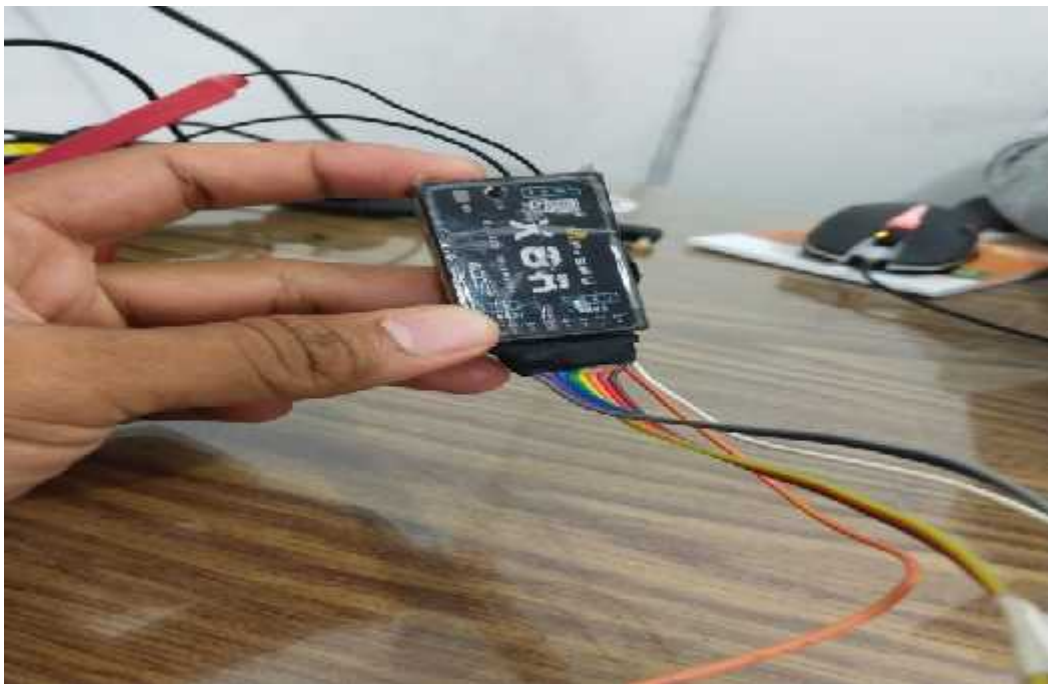
Lampiran 6 Ubec



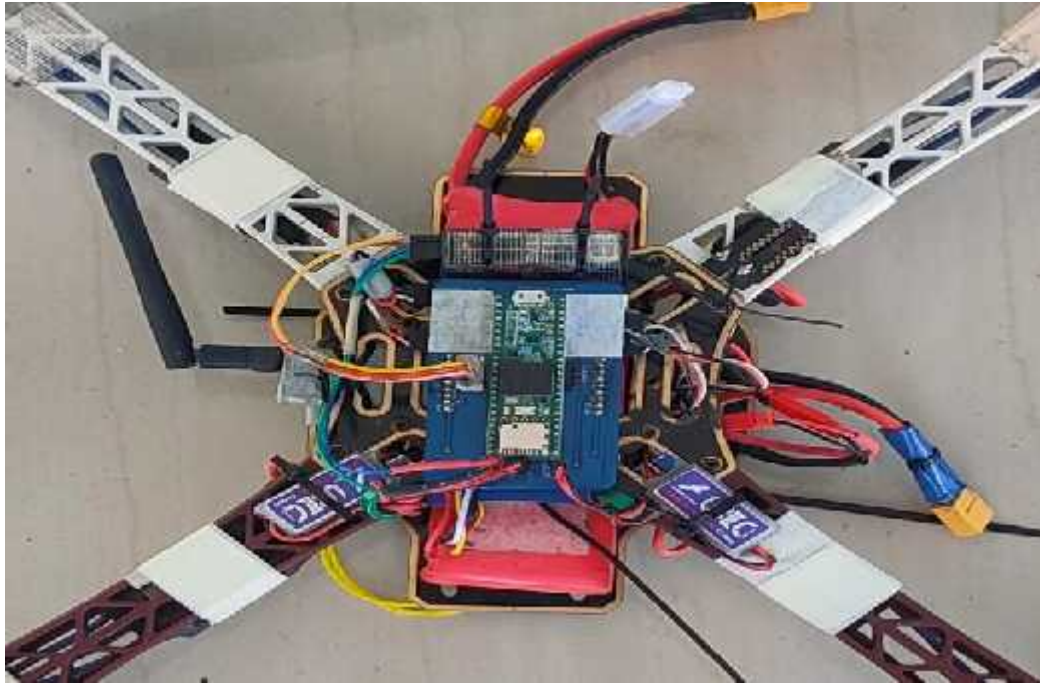
Lampiran 7 Mikrokontroler *Teensy*



Lampiran 8 *Receiver*



Lampiran 9 Rangkaian *embedded system*



Lampiran 10 Pengecekan Komponen



Lampiran 10 Proses *Tunning*



Lampiran 11 Pengambilan Data

