

PENGENDALIAN KESEIMBANGAN PADA QUADROCOPTER PADA SAAT HOVERING MENGGUNAKAN KONTROL PROPOSIONAL INTEGRAL DEFERENSIAL (PID) BERBASIS MIKROKONTROLER ATMEGA 168-20 AU

Arif Dwi Jayanto¹, Ir. Purwanto., MT², Ir. Retnowati., MT³.

¹Mahasiswa Teknik Elektro UB, ^{2,3}Dosen Teknik Elektro UB
arifdwiblontank@gmail.com

Abstrak—*Quadrocopter* merupakan miniatur pesawat terbang yang memiliki empat buah *propeller*. Miniatur pesawat terbang jenis ini kebanyakan digunakan untuk pengambilan *visualisasi* suatu kegiatan dari udara. Dengan keempat baling-balingnya diharapkan miniatur *quadrocopter* ini dapat melakukan *hover* di udara.

Untuk mencapai *hover* diudara, keempat motor harus di jaga kesetabilannya saat di udara dengan variasi gangguan berupa angin di udara. Sistem kontrol yang digunakan untuk menstabilkan adalah kontroler PID (proporsional, integral dan diferensial). Keuntungan sistem kontrol PID yaitu dengan sistemnya yang sederhana sehingga lebih cepat dalam mengambil sebuah keputusan dan mudah dalam analisis *tuning* nilai Kp, Ki, dan Kd.

I. PENDAHULUAN

A. Latar Belakang

Quadrocopter merupakan salah satu bentuk dari sebuah pesawat terbang yang dilengkapi dengan empat baling-baling (*propeller*) pada ke empat lengan-lengannya. Dari ke empat baling-baling tersebut memiliki daya dorong ke bawah yang membuat *quadrocopter* dapat melayang di udara^[2]. Karena *quadrocopter* ini merupakan sebuah miniatur, daya jelajah dan ketahanan keseimbangan terhadap *disturbance* tergolong rendah.

Dalam menjaga keseimbangannya *quadrocopter* harus dilengkapi dengan sebuah sensor yang disebut dengan *gyro*, untuk mendeteksi tingkat keseimbangan sebuah *quadrocopter* yaitu, *roll axis*, *yaw axis* dan *pitch axis*^[2]. Dari ke tiga tingkat keseimbangan tersebut sangat berpengaruh terhadap *gain* masing-masing aktuatornya.

Dengan perubahan pada tiap-tiap aktuatornya maka harus menggunakan sebuah kontroler, yang digunakan adalah sebuah kontroler PID. Kontroler ini cukup handal untuk mengatasi masalah dari *disturbance* yang berubah-ubah^[3]. *Roll*, *pitch* dan *yaw axis* merupakan beberapa hal paling penting apabila *disturbance* pada saat keadaan diudara berubah-ubah. Hal ini dikarenakan adanya perubahan *gain* yang terjadi pada beberapa aktuatornya, sehingga apabila mengubah *gain* salah satu dari empat aktuator maka kondisi keseimbangan juga berpengaruh.

Kontroler PID mampu menghasilkan sinyal kontrol yang berubah-ubah, sesuai dengan perubahan kondisi dari *plant*^[3]. Dengan menggunakan kontroler PID, keseimbangan *quadrocopter* diharapkan mampu stabil meskipun dengan *disturbance* yang berubah-ubah

agar mendapatkan hasil dari pencitraan yang dibutuhkan saat di udara.

B. Rumusan Masalah

1. Bagaimana merancang kontroler PID untuk mempertahankan keseimbangan *roll*, *yaw* dan *pitch axis* pada *quadrocopter*?
2. Bagaimana merancang kondisi fisik *quadrocopter* dengan pemilihan komponen-komponen yang tepat?

C. Batasan Masalah

Untuk menekankan pada objek pembahasan yang ada, maka pada penelitian ini diberikan batasan masalah sebagai berikut:

1. *Quadrocopter* yang dibuat adalah merupakan sebuah miniatur.
2. Pembahasan ditekankan pada pengendalian keseimbangan dan respon sistem *quadrocopter*, kinerja driver dan elektronika tidak dibahas mendalam.
3. Gangguan berupa distribusi beban yang tidak merata dan angin yang berubah-ubah secara acak dalam batasan yang telah ditentukan.
4. Pencitraan geografis dan proses terbang tidak dibahas mendalam.

II. METODOLOGI

Merancang dan membuat suatu *Quadrocopter* dengan menitik beratkan keseimbangan pada sumbu (X, Y, Z) dengan pengendalian yang menggunakan kontroler PID yang bertujuan agar dapat menampilkan performansi sistem sesuai dengan yang direncanakan.

Langkah-langkah yang perlu dilakukan untuk merealisasikan alat yang dibuat adalah sebagai berikut:

1. Spesifikasi alat
2. Perancangan dan realisasi pembuatan alat
3. Pengujian alat
4. Pengambilan kesimpulan

III. PERANCANGAN SISTEM

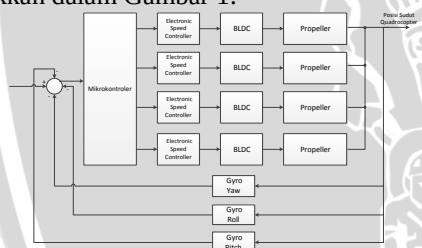
A. Tinjauan Umum

Dalam skripsi ini bertujuan untuk merancang beberapa perangkat maupun alat secara keseluruhan. Perancangan sistem *Quadrocopter* dirancang dengan spesifikasi sebagai berikut :

1. *Quadrocopter* yang dibuat menggunakan rangka dengan spesifikasi sebagai berikut:

- Panjang 4 (empat) buah lengan dengan masing-masing panjangnya 40 cm
 - Lengan *quadrocopter* menggunakan bahan aluminium berbentuk persegi dengan ketebalan 1 mm dan panjang masing-masing sisinya 1.2 cm.
 - Sudut antar lengan berjarak 90°
 - *Center plate* menggunakan bahan *acrylic* dengan tebal 5 mm sebanyak 2 (dua) buah untuk peletakan *board* elektrik utama dan mengunci masing-masing lengan bagian atas dan bawah
2. Pergerakan *quadrocopter* menggunakan 4 (empat) buah BLDC (*Brushless Motor Direct Current*) pada masing-masing lengannya.
 3. kV rating pada BLDC (*Brushless Motor Direct Current*) adalah 1200kV dengan maksimum tegangan masukan adalah 11.1 V^[1].
 4. *Propeller* pada ujung *shaft* motor menggunakan EPP (*electric propeller plane*) 1045 (10x4.5 inci).
 5. 4 (empat) ESC (*Electronic Speed Controller*) sebagai pengkondisi sinyal masukan pada BLDC (*Brushless Motor Direct Current*) sebesar 30 A.
 6. Menggunakan 3 (tiga) buah sensor *gyro*, satu untuk setiap sumbu (*axis*) *yaw*, *pitch* dan *roll*.
 7. Mikrokontroler yang digunakan adalah 1 (satu) buah ATMEGA 168-20AU.

Perancangan blok diagram sistem seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 1.



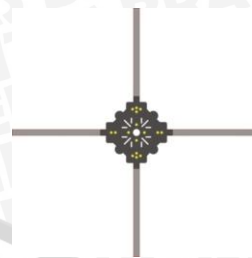
Gambar 1. Diagram Blok Sistem Quadrocopter

Keterangan dari diagram blok dalam Gambar 1:

- *Input* berupa sudut diberikan melalui *transmitter*, kemudian diterima melalui *port receiver* pada mikrokontroler (*throttle*, *aileron*, *rudder*, *elevator*).
- Mikrokontroler kemudian mengolah *input* dan menghasilkan sinyal kontrol yang kemudian akan dikeluarkan menuju ESC (*electronic speed controller*).
- ESC kemudian menguatkan sinyal kontrol dan diteruskan menuju BLDC (*Brushless Motor Direct Current*) sebagai penggerak *propeller*.
- Keluaran sudut (*present value*) kemudian di *feedback* pada tiga buah sensor *gyro*.
- Hasil pembacaan sensor kemudian dikurangkan dengan *input* sehingga mikrokontroler mampu mengkompensasi *error* yang terjadi.

B. Perancangan Quadrocopter

Secara umum rancangan rangka *quadrocopter* ditunjukkan dalam Gambar 2 dan Gambar *Quadrocopter* di tunjukkan dalam Gambar 3 :



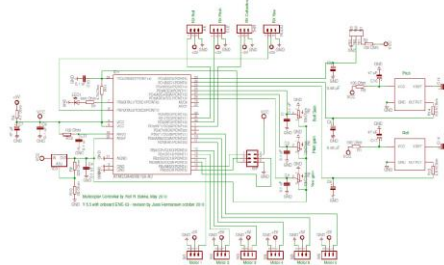
Gambar 2. Frame (rangka) Quadrocopter



Gambar 3. Quadrocopter

C. Rangkaian Board Mikrokontroler

Board mikrokontroler merupakan rangkaian utama dari system *quadrocopter*. Pada pengendalian *quadrocopter* digunakan ATMEGA 168-20AU. Rangkaian *board* utama dapat dilihat dalam Gambar 4:



Gambar 4. Rangkaian Board Mikrokontroler

D. ESC (Electronic Speed Controller)

ESC berfungsi sebagai penguat tegangan dari masukan *pin* motor dan juga berfungsi sebagai pemecah fasa. Karena BLDC (*Brushless Motor Direct Current*) yang digunakan merupakan motor DC dengan 3 fasa yang memiliki hubungan *star*. Seperti dalam Gambar 5:



Gambar 5. Electronic Speed Controller

E. BLDC dan Propeller

Dalam pemilihan BLDC dan *propeller* yang tepat harus mengkombinasikan keduanya agar mampu menghasilkan daya angkat (*thrust*) yang sesuai dengan berat keseluruhan *quadrocopter* (termasuk *battery*), ESC , BLDC dan komponen-komponen lainnya^[6]. Untuk mengetahui perhitungan *thrust* yang dihasilkan sebuah *propeller* dapat diperoleh melalui perhitungan dari persamaan (1)^[7]:

$$T = cT \frac{4\rho r^4}{\pi^2} \omega^2 \quad (1)$$

dimana : T = thrust propeller (N)
 cT = koefisien propeller (0.1154 untuk EPP 1045)

ρ = kerapatan udara (1.225 kg/m³)

ω = kecepatan angular propeller (rad/s)

R = jari-jari propeller (m)

Dengan EPP 1045 dengan BLDC 1200kV.. Tabel 1 menunjukkan thrust yang dihasilkan setiap kenaikan kecepatan BLDC.

Tabel 1. Perhitungan Thrust

RPM	RPS (rad/s)	Thrust (N)	Thrust x 4 (N)
600	62.83	0.0588	0.235
1200	125.66	0.2353	0.9414
1800	188.49	0.5295	2.1182
2400	251.32	0.9414	3.7657
3000	314.15	1.4710	5.8840
3600	376.99	2.1182	8.47303
4200	439.82	2.8831	11.5327
4800	502.65	3.7657	15.0631
5400	565.48	4.7660	19.0643
6000	628.31	5.8840	23.5362
6600	691.15	7.1197	28.4788
7200	753.98	8.4730	33.8921
7800	816.81	9.9440	39.7762
8400	879.64	11.5327	46.1309
9000	942.47	13.2391	52.9564
9600	1005.30	15.0631	60.2527
10200	1068.14	17.0049	68.0196
10800	1130.97	19.0643	76.2573
11400	1193.80	21.2414	84.9657
12000	1256.63	23.5362	94.1448

Jika berat maksimal quadcopter mencapai 1.8 Kg, maka perhitungan gaya berat quadcopter adalah :

$$F = m \cdot a$$

.....(2)

dengan : F = gaya berat (N)
 m = massa

benda (Kg)

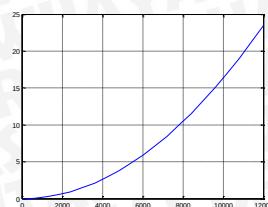
a

= gravitasi bumi (9,81 m/s²)

maka :

$$F = 1.8 \text{ Kg} \times 9.81 \text{ m/s}^2 = 17.568 \text{ N}$$

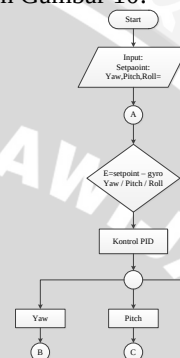
Hal ini berarti thrust minimal yang harus dihasilkan oleh keempat propeller adalah 17.658 N. Sesuai dengan perhitungan pada Tabel 2, pada kecepatan 5400 RPM menghasilkan thrust 19.04 N. Maka dapat dipastikan bahwa dapat quadcopter terbang dalam kondisi hover. Gambar 6 menunjukkan grafik hubungan linier antara RPM dan thrust pada EPP 1045:



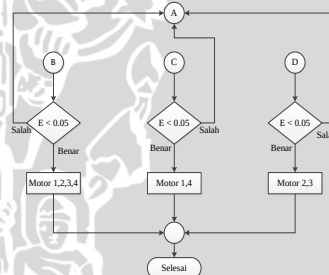
Gambar 6. Hubungan Thrust dan RPM EPP1045

F. Perancangan Perangkat Lunak

Perancangan perangkat lunak pada skripsi ini menggunakan bahasa pemrograman C++ dengan menggunakan software CodeVision AVR. Untuk Flowchart perancangan perangkat lunak dapat dilihat pada Gambar 9 dan Gambar 10:



Gambar 9. Flowchart Perangkat Lunak



Gambar 10. Flowchart Perangkat Lunak

IV. PENGUJIAN DAN ANALISA SISTEM

Tujuan pengujian sistem ini adalah untuk menentukan apakah alat yang telah dibuat berfungsi dengan baik dan sesuai dengan perancangan. Adapun langkah – langkah pengujian yang dilakukan adalah:

A. Pengujian sensor Gyro

Untuk pengujian suatu respon dari sensor gyro yang digunakan.

1. Peralatan Pengujian

1. Sensor gyro
2. Converter USB to RS232 PL2303
3. Laptop dengan OS (Operating System) Windows XP
4. Beberapa buah kabel
5. MATLAB R2011 Rev.B

2. Prosedur Pengujian

Pengujian dilakukan dengan menghubungkan keempat buah pin keluaran untuk motor dengan pin Rx pada board mikrokontroler. Kemudian pin untuk sinyal pada M6 dihubungkan dengan pin Rx pada RS232 dengan pin ground-nya juga

dihubungkan pada *pin ground* M6. USB kemudian dihubungkan dengan salah satu port USB pada laptop. Untuk melihat perubahan yang ditunjukkan oleh sensor *gyro*, *board* mikrokontroler harus diubah posisi sudutnya.

3. Hasil Pengujian

Dengan melakukan prosedur pengujian berdasarkan tegangan, maka akan didapatkan keluaran dari *gyro* sesuai dengan persamaan (3).

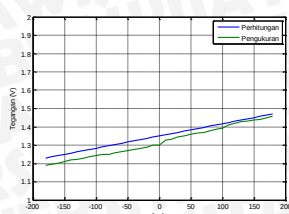
$$\theta = 1.35 + 0.67mV/deg/s \dots\dots\dots (3)$$

dan hasilnya dapat dilihat pada Tabel 2:

Tabel 2. Hasil Perhitungan dan Pengukuran Sensor Gyro

Kecepatan sudut (deg/s)	Tegangan Perhitungan (V)	Tegangan Terukur (V)	Error (%)
0	1.3500	1.3002	0.036
10	1.3567	1.3266	0.022
20	1.3634	1.3333	0.022
30	1.3701	1.3459	0.017
40	1.3768	1.3509	0.018
50	1.3835	1.3596	0.017
60	1.3902	1.367	0.016
70	1.3969	1.3701	0.019
80	1.4036	1.378	0.018
90	1.4103	1.3851	0.017
100	1.417	1.3925	0.017
110	1.4237	1.41	0.009
120	1.4304	1.419	0.007
130	1.4371	1.428	0.006
140	1.4438	1.431	0.008
150	1.4505	1.437	0.009
160	1.4572	1.44	0.011
170	1.4639	1.4501	0.009
180	1.4706	1.457	0.009
0	1.3500	1.3002	0.036
-10	1.3433	1.299	0.032
-20	1.3366	1.2894	0.034
-30	1.3299	1.283	0.034
-40	1.3232	1.277	0.034
-50	1.3165	1.2711	0.033
-60	1.3098	1.2642	0.033
-70	1.3031	1.258	0.033
-80	1.2964	1.25	0.034
-90	1.2897	1.2498	0.029
-100	1.2830	1.2421	0.030
-110	1.2763	1.2359	0.029
-120	1.2696	1.2293	0.029
-130	1.2629	1.222	0.030
-140	1.2562	1.2194	0.027
-150	1.2495	1.2093	0.029
-160	1.2428	1.2019	0.030
-170	1.2361	1.1960	0.029
-180	1.2294	1.1889	0.030

Dari hasil Tabel 2 akan didapatkan karakteristik dari respon gyro yang dapat dilihat dalam Gambar 11:



Gambar 11. Respon Sensor Gyro CW dan CCW

B. Pengujian Karakteristik Motor BLDC

Pengujian ini bertujuan untuk mengetahui tingkat kelinieran kecepatan motor BLDC 1200kV dengan tegangan masukan yang diberikan. Tegangan diberikan melalui ESC dengan masukan ESC merupakan sinyal PWM dari mikrokontroler.

1. Peralatan Pengujian

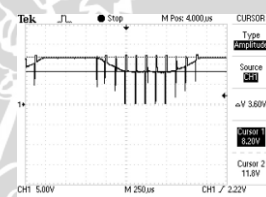
- Borad* Mikrokontroler
- Osiloskop
- ESC
- BLDC Motor
- Tachometer*

2. Prosedur Pengujian

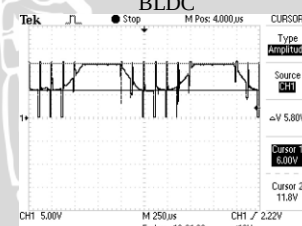
Pengujian dilakukan dengan memberikan tegangan melalui ESC dengan nilai PWM divariasi mulai dari 10% sampai dengan 100%. Salah satu *line* masukan dari BLDC dihubungkan dengan osiloskop dengan bagian luar motor diukur kecepatannya dengan menggunakan *tachometer*.

3. Hasil Pengujian

Dari prosedur pengujian yang dilakukan maka didapatkan hasil sinyal masukan yang pada motor BLDC yang digunakan seperti dalam Gambar 12 dengan tegangan 3.60 V dan Gambar 13 dengan tegangan 5.80 V :



Gambar 12. Sinyal Masukan dengan Tegangan 3.60V pada Motor BLDC



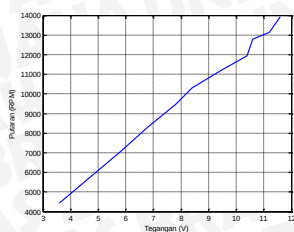
Gambar 13. Sinyal Masukan dengan Tegangan 5.80V pada Motor BLDC

Dari pengujian PWM (tegangan masukan dari ESC) dan kecepatan pengujian motor akan didapatkan hubungan dari keduanya yang dapat dilihat dalam Tabel 3:

Tabel 3. Tegangan ESC dan Kecepatan Motor

Tegangan	Kecepatan Motor (RPM)
3.6	4424
5.8	7060
6.8	8300
7.8	9460
8.4	10293
9.4	11150
10.4	11950
10.6	12800
11.2	13150
11.6	13932

Berdasarkan Tabel 3 akan didapatkan hasil karakteristik motor BLDC yang akan menghasilkan kecepatan putaran motor sesuai dengan tegangan masukan yang di berikan oleh ESC dapat dilihat dalam Gambar 14:



Gambar 14. Grafik Hubungan Tegangan dan RPM BLDC 1200Kv

C. Pengujian Sinyal Kontrol BLDC

Pengujian ini bertujuan untuk mengetahui ketepatan lebar sinyal *high* yang dihasilkan oleh mikrokontroler. Lebar sinyal *high* mempengaruhi kecepatan putaran motor BLDC.

1. Peralatan Pengujian
 - a) Board mikrokontroler
 - b) Laptop
 - c) BLDC
 - d) ELAB
 - e) Battery Li-Po 11.1 V
 - f) Transmitter
 - g) Osiloskop

2. Prosedur Pengujian

Pengujian dilakukan dengan menghubungkan pin keluaran motor BLDC pada board mikrokontroler dengan ELAB dan laptop. Perubahan lebar pulsa pada pin keluaran motor dapat dihasilkan dengan menaikkan atau menurunkan *stick* pada *transmitter*.

3. Hasil Pengujian

Setelah melakukan prosedur pengujian, maka akan didapatkan hasil yang ditunjukkan dalam Gambar 15 dan Gambar 16 sesuai dengan lebar sinyal yang telah di berikan.



Gambar 15 Sinyal PWM Waktu Kondisi Diam



Gambar 16 Sinyal PWM Waktu Kondisi Berputar

Pada kedua Gambar 15 dan Gambar 16 dapat disimpulkan bahwa keempat motor BLDC bekerja secara bersamaan dan dengan lebar sinyal yang sama. Dengan demikian akan menghasilkan kesetimbangan saat melakukan *hover*.

Berdasarkan hasil pengujian sinyal kontrol, dapat disimpulkan bahwa rangkaian board mikrokontroler ATMEGA 168-20AU dapat mengeluarkan sinyal kontrol dengan baik dan sesuai dengan sistem yang direncanakan

D. Pengujian Thrust

Pengujian ini bertujuan untuk melihat perbandingan antara *thrust* dari perhitungan secara teori dan dari pengambilan data pada saat pengujian sistem.

1. Peralatan Pengujian
 - a) Board mikrokontroler
 - b) Timbangan digital
 - c) Motor test bench
 - d) Li-Po Battery 11.1 V
 - e) BLDC 1200kV
 - f) Propeller EPP 1045
 - g) Transmitter
 - h) Tachometer

2. Prosedur Pengujian

Pengujian dilakukan dengan memasang dan mengaktifkan motor BLDC yang sudah terpasang dengan *propeller* EPP1045 pada motor *test bench*. *Test Bench* kemudian diletakkan pada bagian atas timbangan digital. Untuk melihat perubahan *thrust* yang terjadi, *stick* pada *transmitter* dinaikkan atau diturunkan.

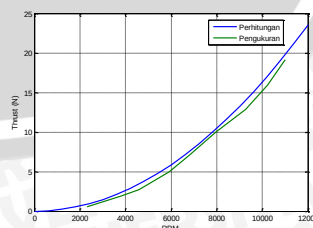
3. Hasil pengujian

Setelah melakukan pengujian didapatkan hasil seperti dalam Tabel 4:

Tabel 4. Hasil Pengujian Thrust

No.	RPM	Thrust Pengukuran (N)	Thrust Perhitungan (N)
1.	2314	2.132	0.665
2.	3781	3.433	1.959
3.	4590	4.694	2.967
4.	5900	7.113	5.157
5.	6788	9.992	7.124
6.	7991	12.33	10.001
7.	9267	14.556	13.42
8.	10239	18.783	16.958
9.	11006	22.75	20.145
10.	12045	23.235	20.860

Dengan membandingkan hasil pengujian di Tabel 5 dengan hasil perhitungan teori sesuai dengan persamaan (1), maka didapatkan hasil seperti dalam Gambar 19 :



Gambar 19. Grafik Perbandingan Thrust Perhitungan dan Hasil

E. Pengujian Keseluruhan

Pengujian ini bertujuan untuk melihat respon kesetimbangan sistem *quadrocopter* secara keseluruhan yang mencakup gerak rotasional *yaw*, *pitch*, *roll* yang di butuhkan saat *quadrocopter* melakukan *hover* di udara.

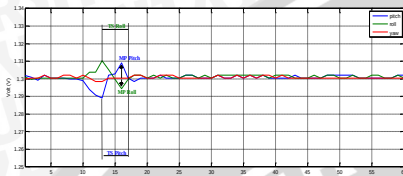
1. Peralatan Pengujian
 - a) Converter USB to RS232 PL2303
 - b) Komputer
 - c) Minimum Sistem ATmega8
 - d) Beberapa buah kabel

2. Prosedur Pengujian

Untuk dapat melihat respon dari sensor *gyro*, pin *output* dari *gyro* dihubungkan dengan pin *adc* dari mikrokontroler ATmega8. Dari ATmega8, pin Tx dan Rx dihubungkan dengan pin Tx dan Rx pada RS232. Kemudian dihubungkan pada komputer secara serial.

3. Hasil Pengujian

Setelah melakukan prosedur pengujian, maka didapatkan hasil seperti Gambar 20.



Gambar 20. Grafik Hasil Pengujian Keseluruhan

Dari gambar 20 dapat diketahui performansi sistem sebagai berikut:

a. Time Settling (ts)

- *Time settling* pada respons kesetimbangan *pitch axis* adalah 4s.
- *Time settling* pada respons kesetimbangan *roll axis* adalah 4s.

b. Error Steady State (ESS)

Nilai osilasi maksimum dalam Gambar 20 di setiap *axis*-nya adalah 1.302 dengan *setpoint* adalah 1.3, maka :

$$ESS = \frac{1.302 - 1.3}{1.3} \times 100\% = 0.15 \%$$

c. Maximum Overshoot (Mp)

- Untuk *Pitch axis*
Nilai tertinggi dari gambar 5.11 adalah 1.309, maka:

$$Mp = \frac{1.309 - 1.3}{1.3} \times 100\% = 0.7 \%$$

- Untuk *Roll axis*
Nilai tertinggi dari gambar 5.11 adalah 1.295, maka:

$$Mp = \frac{1.294 - 1.3}{1.3} \times 100\% = 0.5 \%$$

V. PENUTUP

A. Kesimpulan

Dari perancangan, pengujian dan pengamatan yang telah dilakukan pada *quadrocopter*, maka dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Dengan menggunakan algoritma PID, sistem *quadrocopter* mampu menaikkan/menurunkan kecepatan motor BLDC 1 dan 3 untuk pergerakan *pitch*, menaikkan/menurunkan kecepatan motor BLDC 2 dan 4 untuk pergerakan *roll*, menaikkan kecepatan motor BLDC 2 dan 4 serta menurunkan kecepatan motor BLDC 1 dan 3 untuk pergerakan *yaw*. Parameter PID ditentukan dengan menggunakan metode *hand tuning* dan didapatkan nilai $K_p = 3.4$, $K_i = 4$ dan $K_d = 0.4$. Dengan menggunakan parameter tersebut sistem mampu mempertahankan posisi setimbang masing-masing sumbu pada sudut rotasional 0° .
2. *Quadrocopter* yang dirancang memiliki respon sistem sesuai dengan yang direncanakan dengan panjang lengan masing-masing 40cm dan sudut antar lengan 90° . *Quadrocopter* menggunakan sensor *gyro* sebagai *feedback* sistem dan BLDC motor 1200 kV sebagai aktuator. Gaya dorong dihasilkan melalui perpaduan kecepatan putaran motor dan *propeller* EPP1045 dengan *thrust* maksimal mencapai 20.860 N akan mampu membuat *quadrocopter* terbang pada kecapan putaran *propeller* sebesar 5400 RPM .

B. Saran

Dalam perancangan dan pembuatan alat ini masih terdapat beberapa kelemahan. Untuk memperbaiki kinerja *quadrocopter* dan pengembangan lebih lanjut disarankan :

1. Penambahan data *logger* agar mampu merekam data pada saat benar-benar terbang, sehingga dapat menganalisa sistem *quadrocopter*.
2. *Frame* diganti dengan serat karbon agar bisa lebih ringan dan kuat.
3. Algoritma PID perlu digabungkan dengan kalman filter dengan untuk sistem yang lebih *robust*.
4. Penambahan sensor *accelerometer* agar mampu melakukan *auto level* saat melakukan *hover* di udara.
5. Penambahan LCD pada *quadrocopter* agar saat pengaturan sensor *gyro*, kerja sensor tersebut tidak terbalik.

REFERENIS

- [1] Buchi, Roland. 2012. *Brushless Motors and Controllers*. Norderstedt. Books on Demand.
- [2] Bresciani, Tomasso. 2008. *Modelling, Identification and Controlling of Quadrotor Helicopter*. Lund. Department of Automatic Control (Lund University).
- [3] Ogata, Katsuhiko. 1997. *Teknik Kontrol Automatik*. Jakarta. Penerbit Erlangga.
- [4] Murata Manufacturing.,Co.Ltd. *Piezoelectric Vibrating Gyroscope ENC Series*.
- [5] Atmel Corporation. 2011. *ATMEGA 168 Series*.
- [6] Brown, Ward. 2002. *Brushless DC Motor Control Made Easy*. Microchip Technology. Inc.
- [7] Domingues, Jorge. 2009. *Quadrotor Prototype*. Instituto Superior Technico.

