

PERANCANGAN SISTEM PENGENDALIAN MENGGUNAKAN KONTROLER PID PADA GERAKAN *PITCH* DAN *ROLL* UNTUK STABILITAS *ATTITUDE HEXACOPTER*

Achmad Ryan Perdana

Jurusan Teknologi Industri dan Proses

Program Studi Teknik Mesin

Institut Teknologi Kalimantan

Email: 03161004@student.itk.ac.id

Illa Rizianiza

Jurusan Teknologi Industri dan Proses

Program Studi Teknik Mesin

Institut Teknologi Kalimantan

Email: rizianiza@lecturer.itk.ac.id

ABSTRAK

Drone Hexacopter merupakan salah satu jenis UAV tipe *rotary wing*. *Hexacopter* memiliki 6 buah motor penggerak, biasa disebut *multirotor*. *Drone Hexacopter* memiliki sistem yang kompleks dan *nonlinear*. Sifat sistem *hexacopter* menyebabkan proses pengendalian sulit dilakukan saat sistem kontrol tidak dirancang dengan baik sehingga menjadi tantangan untuk penelitian mendatang. Dibutuhkan perancangan sistem kontrol *hexacopter* yang dapat menjaga kestabilan gerak *attitude* saat *drone* berada di udara yaitu variabel *pitch* dan *roll*. Tujuan dari penelitian ini ialah menentukan parameter PID untuk gerakan *pitch* dan *roll* pada *hexacopter*. Penelitian ini, pemodelan sistem untuk mendapatkan *transfer function* dilakukan dengan *engineering tools black-box modeling* yaitu *Autoregressive Moving Average eXogenous* (ARMAX). Metode ini menggunakan data *input* dan *output drone* berupa sudut perintah dan sudut aktual (*pitch* dan *roll*). Perancangan kontroler dilakukan dengan mencari parameter PID lalu dilakukan simulasi menggunakan *software* komputer. Hasil setelah perancangan diharapkan mengalami improvisasi atau lebih baik dari sistem sebelumnya setelah dilakukan simulasi.

Kata kunci: ARMAX, attitude, hexacopter, PID

ABSTRACT

Hexacopter drone are one type of the UAV of rotary wing type. Hexacopter has 6 motors, commonly called multirotor. Hexacopter system is nonlinear and complex. The dynamic nature of the hexacopter makes it difficult to control the process when the control system is not well designed so it is a challenge for future research. A hexacopter control system is needed which can maintain the stability of the attitude when the drone is in the air that is pitch and roll variable. So, the aim of this research is to determine the PID parameters for pitch and roll movements on hexacopter. In this research, the system modeling process to get the transfer function is done with engineering tools black-box modeling namely Autoregressive Moving Average eXogenous (ARMAX). This method uses drone input and output data in the form of desired angles and actual angles (pitch and roll). The design of the controller is done by finding the PID parameters and then simulating using computer software. The results after the design are expected to experience improvisation or better than the previous system after the simulation.

Keywords: ARMAX, attitude, hexacopter, PID

1. PENDAHULUAN

Perkembangan teknologi saat ini bertumbuh dengan berbagai macam bentuk teknologi automasi. Salah satunya bidang aviasi yaitu pesawat udara tanpa awak atau biasa disebut dengan singkatan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), UAV merupakan sebuah robot terbang yang dapat dioperasikan dengan/tanpa pilot. Perkembangan teknologi UAV saat ini sangat pesat dan terintegrasi seiring berkembangnya ilmu pengetahuan dalam bidang kedirgantaraan. UAV dapat dikendalikan secara manual maupun *autonomous* (dengan komputer) [2].

Ada beberapa jenis dan tipe dari UAV yang secara umum terbagi menjadi dua yaitu *multirotor* dan *fixed wing*. Jenis *multirotor* dibedakan berdasarkan jumlah motor yang terdapat pada *drone* tersebut. Penggunaan *quadcopter* atau empat motor sangat populer dan merupakan jenis yang umum digunakan dalam penelitian di dalam maupun di luar ruangan. Saat ini secara luas perkembangan *multirotor* menggunakan lebih dari empat motor sedang banyak dilakukan salah satunya adalah *hexacopter* yang menggunakan enam motor. *Hexacopter* memiliki beberapa keunggulan dibanding *quadcopter* yaitu daya tahan (*endurance*) terbang lebih lama dan dapat mengangkat *pay-load* yang lebih besar karena memiliki jumlah motor yang lebih banyak [7].

Hexacopter merupakan sistem yang *nonlinear*, *multivariabel* dan dinamis sehingga perancangan sistem kendali serta kestabilannya akan menjadi tantangan dan fokus penelitian utama pada perkembangan *hexacopter* [3].

Beberapa penelitian sebelumnya telah dilakukan perancangan *Proportional-Integral-Derivative* (PID) untuk menjaga *attitude* pada UAV, diterapkan pada *multicopter* jenis *quadcopter* dan kebanyakan pemodelan UAV dilakukan menggunakan pemodelan fisika. Hasil yang ditunjukkan adalah permasalahan osilasi berlebih pada respon sistem sehingga mempengaruhi stabilitas *hexacopter* ketika melakukan gerak translasi. Salah satu kriteria sebuah kontrol stabilitas dikatakan baik ialah *quick response*, jika terjadi *rapid response* maka itu adalah penyebab osilasi berlebih pada respon sistem dan osilasi adalah permasalahan pada stabilitas *hexacopter* [6].

Penelitian tentang pemodelan salah satunya adalah metode *black-box modeling* dimana terdapat sebuah pemodelan *Autoregressive Moving Average Exogenous* (ARMAX). Keunggulan dari pemodelan ARMAX adalah hasil data yang didapatkan untuk pemodelan sistem memiliki nilai *fitness/kecocokan* yang besar terhadap sistem aktualnya [8].

Perancangan sistem pengendalian stabilitas *attitude hexacopter* meliputi dua aspek utama yaitu desain PID dan identifikasi model. Identifikasi model sistem dilakukan menggunakan metode *Autoregressive Moving Average eXogenous* (ARMAX). Penelitian ini dilakukan untuk mendapatkan dan menganalisis hasil respon sistem menggunakan metode kontrol PID dengan judul Perancangan Sistem Pengendalian Menggunakan Kontroler PID (*Proportional-Integral-Derivative*) pada Gerakan *Pitch* dan *Roll* untuk Stabilitas *Attitude Hexacopter*.

2. METODOLOGI PENELITIAN

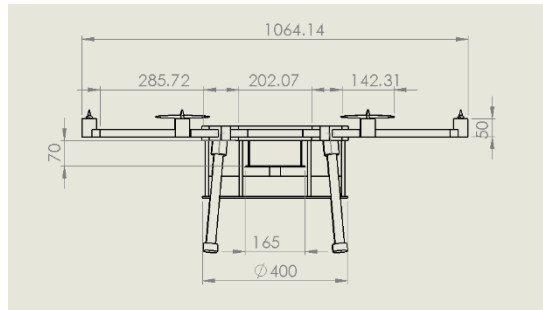
Penelitian ini merupakan hasil dari studi kasus Asmawarman *Team* yaitu salah satu penggiat pengembangan UAV di Kalimantan. Hasil perancangan *drone hexacopter* dalam Kontes Robot Terbang Indonesia (KRTI) tahun 2019. Berikut beberapa tahapan yang dilakukan dalam penelitian ini:

2.1. Studi Literatur

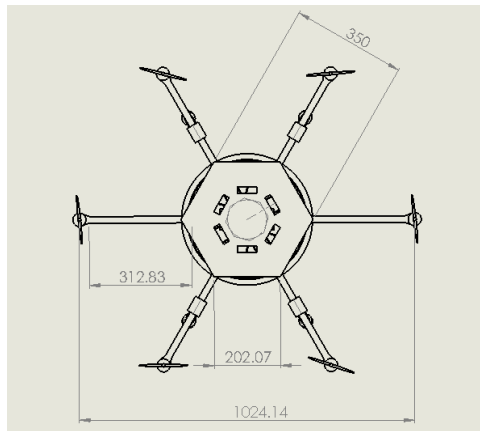
Tahap ini dilakukan proses pencarian serta pengkajian literatur baik berupa hasil penelitian maupun buku yang berkaitan guna membantu penyelesaian penelitian tugas akhir. Proses studi literatur menitik beratkan pencarian dan pengkajian pada materi seputar *drone hexacopter* [8], *Proportional-Integral-Derivative* (PID), *Black-Box Modeling Autoregressive Moving Average Exogenous* (ARMAX) [4], *Mission Planner* (MP) [1], dan Metode *Ziegler-Nichols* [10] serta Respon Sistem.

2.2. Perancangan Alat

Tahap ini dilakukan proses perancangan *drone hexacopter*. Pembuatan *hexacopter* dimulai dengan perancangan *frame* kemudian pemilihan komponen-komponen pendukung dari sistem maupun elektrik. Perancangan *drone* sepenuhnya dilakukan oleh *team*.



Gambar 1. Desain dan Dimensi Tampak Depan



Gambar 2. Desain dan Dimensi Tampak Atas



Gambar 3. Prototype Drone Hexacopter

2.3. Pengambilan Data

Data *drone hexacopter* berupa sudut perintah *drone* (*pitch* dan *roll*) dan sudut aktual (*pitch* dan *roll*) *drone* dengan melakukan uji terbang. Uji terbang menggunakan *remote control* dalam *flight mode autonomous* untuk mempertahankan ketinggian agar menghindari *human error* selama terbang. Selanjutnya mengunduh data dari *flight controller* ke laptop dengan aplikasi *Mission Planner* (GCS). Data berupa nilai *Pulse Width Modulation* (PWM) pada sudut *pitch* dan *roll*. Data tersebut direkam oleh sistem *black-box* pada *flight controller pixhawks* selama *drone* terbang.

2.4. Pemodelan Sistem

Pemodelan sistem adalah tahapan dalam melakukan perancangan sistem, meliputi 3 tahap yaitu identifikasi sistem *hexacopter* lalu pemodelan sistem *black-box ARMAX* [4]. Setelah pemodelan dilakukan perancangan kontroler PID menggunakan metode *Ziegler-Nichols* [10]. Gambar 3 menunjukkan proses *coding* pada tahap pemodelan sistem *black-box ARMAX* dan hasil yang didapatkan ialah transfer fungsi dari tiap gerakan serta nilai *fit/kecocokan* hasil estimasi *software* terhadap data yang diperoleh. *Line coding* tidak ditampilkan seutuhnya untuk privasi penelitian.

2.5. Simulasi

Tahap simulasi adalah proses pengujian kontroler PID yang telah dibuat. Pengujian dilakukan secara simulasi menggunakan *software*. Simulasi dikatakan sesuai jika menunjukkan hasil maksimal pada salah satu penggunaan kontroler P, PI, maupun PID.

2.6. Analisis dan Pembahasan

Analisis dan pembahasan dilakukan setelah mendapat hasil dari simulasi sistem *default*. Analisis yang dilakukan adalah analisis respon guna mencari parameter PID terbaru terhadap PID *default*. Analisis dilakukan dengan melihat nilai parameter PID rancangan [9].

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Berikut hasil dan analisis pembahasan pada penelitian Perancangan Sistem Pengendalian Menggunakan Kontroler PID pada Gerakan *Pitch* dan *Roll* untuk Stabilitas *Attitude Hexacopter*.

3.1. Hasil Pengambilan Data

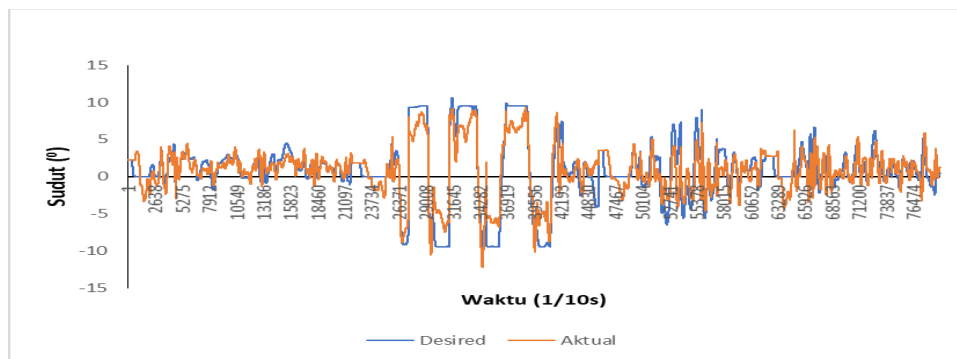
Proses pengambilan data dilakukan secara langsung dengan menerbangkan *hexacopter* dan melakukan gerak *attitude* khususnya gerakan *roll* dan *pitch*. Proses perekaman data dilakukan secara *real-time* oleh *flight controller* kemudian ditransmisikan menggunakan *telemetry* ke laptop. Ketelitian perolehan data ialah 1 data per 1/10 detik. Sehingga 1 detik didapatkan 10 data. Total data yang diperoleh ialah 79076 data gerak *attitude*. Data yang diperoleh berupa sudut perintah sebagai *input* dan sudut aktual sebagai *output*, kemudian data diolah menggunakan *excel*, berikut Tabel 1:

Tabel 1. Hasil Pengambilan Data

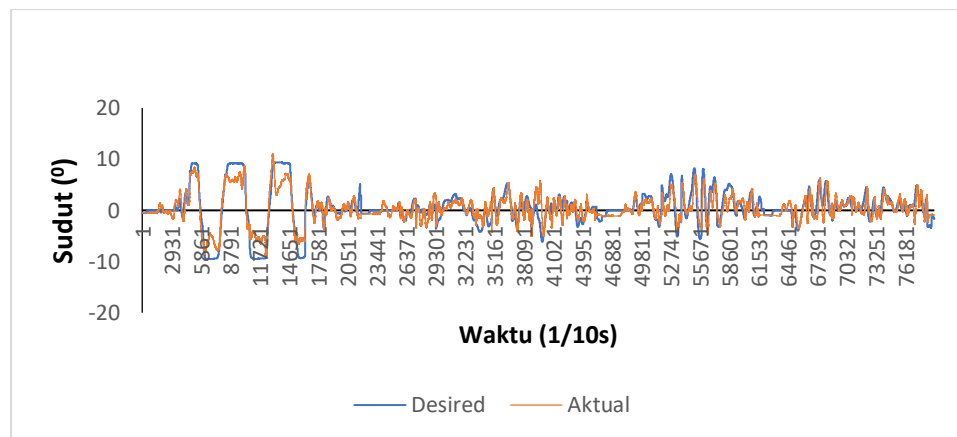
No	ROLL		PITCH		YAW	
	Desired (⁰)	Aktual (⁰)	Desired (⁰)	Aktual (⁰)	Desired (⁰)	Aktual (⁰)
1	-0,53	-0,53	2,24	2,24	266,25	266,26
2	-0,52	-0,52	2,24	2,24	266,25	266,26
3	-0,52	-0,52	2,25	2,25	266,25	266,26

No	ROLL		PITCH		YAW	
	Desired ($^{\circ}$)	Aktual ($^{\circ}$)	Desired ($^{\circ}$)	Aktual ($^{\circ}$)	Desired ($^{\circ}$)	Aktual ($^{\circ}$)
4	-0,52	-0,52	2,25	2,25	266,25	266,26
5	-0,52	-0,52	2,25	2,25	266,25	266,26
-	-	-	-	-	-	-
79073	-1,62	-0,91	0,39	1,25	279,53	275,64
79074	-1,62	-0,92	0,4	1,25	279,53	275,64
79075	-1,62	-0,92	0,41	1,24	279,53	275,64
79076	-1,63	-0,92	0,41	1,24	279,53	275,65

Gambar 4 dan Gambar 5 menunjukkan grafik hasil pengambilan data gerakan *pitch* dan *roll*. *Trend* dengan grafik signifikan menunjukkan waktu pengambilan data gerakan tersebut.

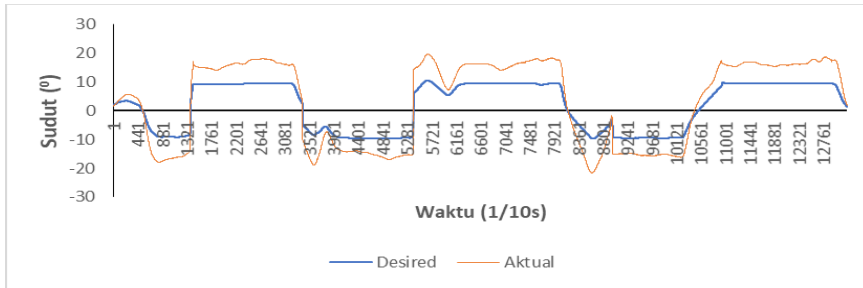


Gambar 4. Grafik Data Gerakan Pitch

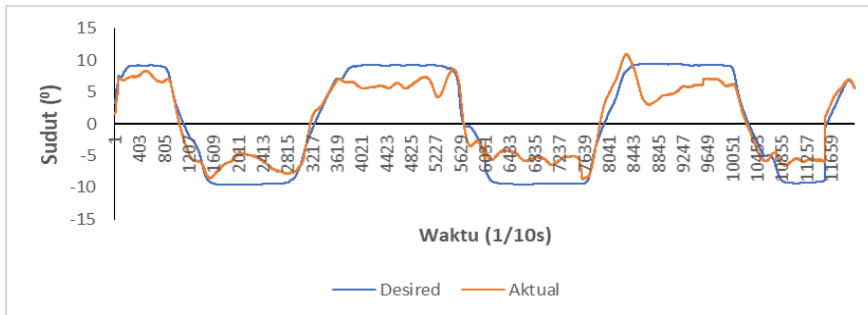


Gambar 5. Grafik Data Gerakan Roll

Data yang berjumlah 79076 itu kemudian dipisahkan dan dipilih sesuai waktu pengambilan data gerakan. *Blue line* merupakan sudut yang diinginkan dan *orange line* merupakan sudut aktual dari *hexacopter*. Hasil pemisahan grafik data ini selanjutnya akan digunakan untuk melakukan pemodelan sistem dan simulasi untuk mendapatkan parameter PID terbaru. Berikut Gambar 6 dan Gambar 7 menunjukkan grafik data gerakan:



Gambar 6. Grafik Data Pitch



Gambar 7. Grafik Data Roll

3.2. *Pemodelan Sistem*

Hasil pemodelan sistem yang didapatkan setelah proses *coding* menggunakan *engineering tools* ARMAX menunjukkan nilai transfer fungsi gerakan *pitch* dan roll dan nilai *fit*/kecocokan pemodelan terhadap data sesungguhnya sebagai validasi. Berikut hasilnya:

3.2.1. *Pemodelan Sistem Gerakan Pitch*

Berikut hasil pemodelan sistem untuk gerakan *pitch* menggunakan *engineering tools* ARMAX:

Continuous-time ARMAX model: $A(s)y(t) = B(s)u(t) + C(s)e(t)$

$$A(s) = s^3 + 6,365 s^2 + 9,111 s + 0,2635$$

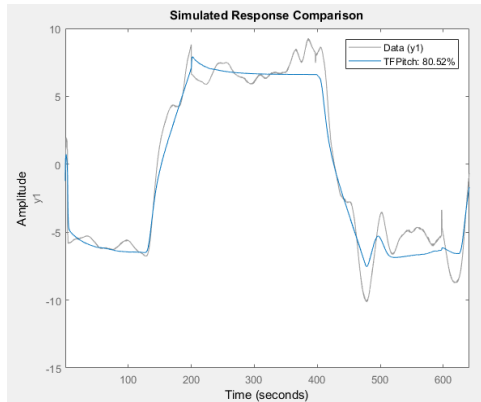
$$B(s) = 0,8843 s^2 + 7,556 s + 0,1826$$

$$C(s) = s^3 + 17,07 s^2 + 56,71 s + 82,92$$

Transfer Fungsi *Pitch* =

$$\frac{0,8843 s^2 + 7,556 s + 0,1826}{s^3 + 6,365 s^2 + 9,111 s + 0,2635} \quad (1)$$

Transfer fungsi (TF) untuk gerakan *pitch* telah didapatkan, TF berbentuk fungsi *laplace* agar dapat meramal respon sistem sampai waktu tak hingga. TF berorde tinggi yaitu ditunjukkan dari nilai *s* berpangkat lebih dari 2, hal ini disebabkan sifat *hexacopter* yang *non-linear*, *multivariable* dan dinamis. Setelah TF didapat, kemudian hasil *fit* pemodelan dilihat untuk menentukan apakah model sistem yang dihasilkan dapat digunakan untuk merancang kontroler PID terbaru. Gambar 8 menunjukkan nilai *fit*:



Gambar 8. Grafik Nilai Fit Sistem Gerakan Pitch

Gambar 8 menunjukkan nilai *fit*/kecocokan pemodelan terhadap data percobaan dimana nilai *fit* sebesar 80,52%. *Grey line* adalah data *pitch* pada Gambar 6 dan *blue line* adalah Nilai TF hasil simulasi. Hasil nilai *fit* dari model sistem gerakan *pitch* baik untuk melakukan desain kontroler PID ketahap selanjutnya [9].

3.2.2. Pemodelan Sistem Gerakan Roll

Berikut hasil pemodelan sistem untuk gerakan *pitch* menggunakan *engineering tools* ARMAX:

Continuous-time ARMAX model: $A(s)y(t) = B(s)u(t) + C(s)e(t)$

$$A(s) = s^3 + 29,93 s^2 + 9,311 s + 0,3051$$

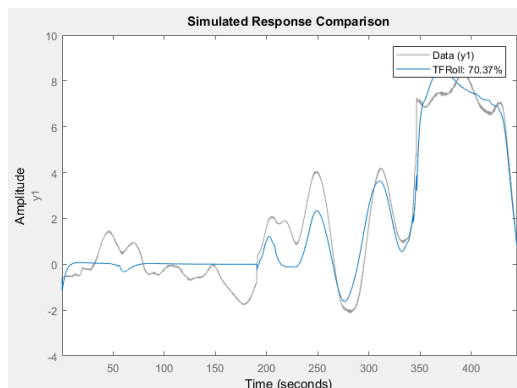
$$B(s) = -18,46 s^2 + 9,792 s + 0,2267$$

$$C(s) = s^3 + 47,28 s^2 + 339,5 s + 127,3$$

Transfer Fungsi Roll =

$$\frac{-18,46 s^2 + 9,792 s + 0,2267}{s^3 + 29,93 s^2 + 9,311 s + 0,3051}$$

Transfer fungsi (TF) untuk gerakan *roll* telah didapatkan, hasil yang didapat sama halnya dengan gerakan *pitch*. TF berorde tinggi yaitu ditunjukkan dari nilai *s* berpangkat lebih dari 2, hal ini disebabkan sifat *hexacopter* yang *non-liner*, *multivariable* dan dinamis. Setelah TF didapat, kemudian hasil *fit* pemodelan untuk menentukan apakah model sistem yang dihasilkan dapat digunakan untuk merancang kontroler PID terbaru. Gambar 9 menunjukkan nilai *fit*:

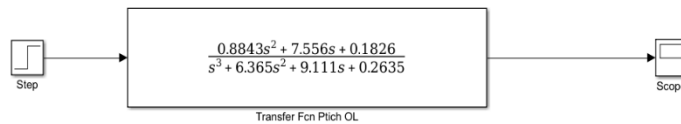


Gambar 9. Grafik Nilai Fit Sistem Gerakan Roll

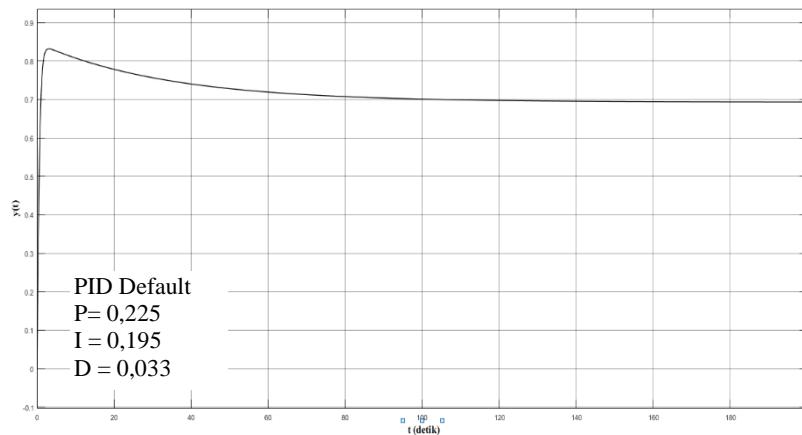
Sama halnya dengan gerakan *pitch*. Gambar 9 menunjukkan nilai *fit* pemodelan sistem terhadap data percobaan dimana nilai *fit* sebesar 70,37%. *Grey line* adalah data *roll* pada Gambar 7 dan *blue line* adalah Nilai TF hasil simulasi. Hasil nilai *fit* dari model sistem gerakan *pitch* baik untuk melakukan desain kontroler PID ketahap selanjutnya berdasar penelitian terdahulu [9].

3.3. Simulasi Model Sistem Gerakan Pitch

Simulasi ini menggunakan sistem *open loop*. ARMAX sudah mewakili keseluruhan sistem gerakan *pitch hexacopter* yang sebenarnya memiliki sistem *close loop*. *Transfer function* yang telah didapatkan dari hasil simulasi *coding* digunakan dalam simulasi sistem. Berikut Gambar 10 menunjukkan diagram blok simulasi dan Gambar 11 menunjukkan hasil respon sistem *pitch*:



Gambar 10. Diagram Blok Gerakan Pitch



Gambar 11. Respon Sistem Gerakan Pitch

Simulasi respon sistem dilakukan selama 200 detik. Grafik respon sistem tidak sampai pada *set point* yaitu 1 tetapi hanya sampai 0,6944 walaupun *rise-time* sistem cukup baik. Waktu yang dibutuhkan sistem agar stabil cukup lama untuk sampai pada titik 0,6944 yaitu lebih dari 140 detik. Respon sistem yang dihasilkan memiliki nilai antara lain:

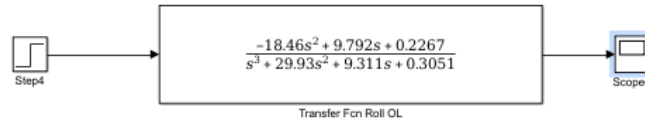
1. Nilai *Overshoot* sebesar 19,880%
2. Nilai *Rise-Time* sebesar 0,728 detik
3. Nilai *Settling Time* sebesar 0 detik karena tidak mencapai *set point*

Hasil respon sistem PID *default* memiliki *overshoot* yang cukup besar, akibatnya ialah terjadi osilasi sebesar nilai *overshoot* setelah melakukan gerakan *pitch* yang dapat berakibat fatal. *Rise-time* yang dihasilkan sangat cepat sehingga perubahan sudut *drone* ketika melakukan gerakan menjadi sangat cepat, akibatnya berpengaruh pada peningkatan nilai *overshoot*. Selanjutnya nilai akhir sistem tidak mencapai *set point*. Hasil respon sistem ini tidak optimal dan belum dapat membuat sistem untuk gerakan *pitch* stabil.

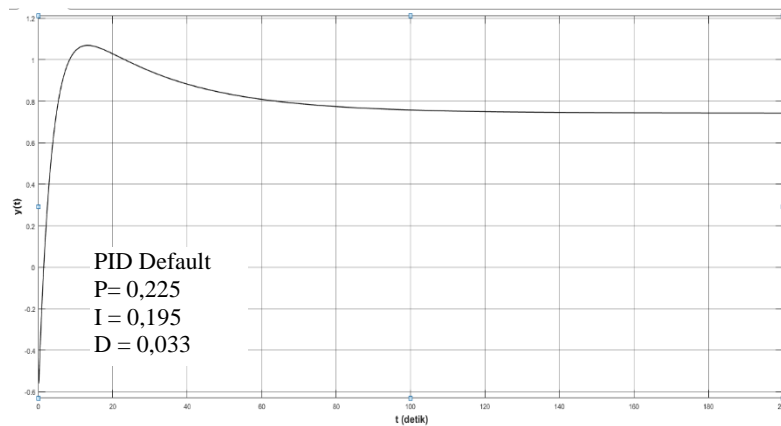
Hasil di atas merupakan nilai dari respon sistem untuk gerakan *pitch* menggunakan PID *default*/belum dilakukan perancangan kontroler PID baru.

3.4. Simulasi Model Sistem Gerakan Roll

Simulasi ini sama halnya dengan gerakan *pitch* yaitu menggunakan sistem *open loop*. transfer fungsi dari gerakan *roll* yang didapat menggunakan ARMAX sudah mewakili keseluruhan sistem *hexacopter* untuk gerak *roll*, dimana sistemnya berbentuk *close loop*. Berikut Gambar 12 menunjukkan diagram blok simulasi dan Gambar 13 menunjukkan hasil respon sistem *roll*:



Gambar 12. Diagram Blok Gerakan Roll



Gambar 13. Respon Sistem Gerakan Roll

Simulasi respon sistem dilakukan selama 200 detik. Grafik respon sistem tidak sampai pada *set point* yaitu 1 tetapi hanya sampai 0,7519 walaupun *overshoot* sempat melewati *set point*. Kemudian waktu yang dibutuhkan sistem untuk stabil cukup lama agar sampai pada titik 0,7519 (titik stabil) yaitu lebih dari 100 detik. Hal ini disebabkan tidak maksimalnya kontroler PID untuk gerakan *roll*. Respon sistem yang dihasilkan memiliki nilai antara lain ialah:

1. Nilai *Overshoot* sebesar 24,375%
2. Nilai *Rise-Time* sebesar 3,608 detik
3. Nilai *Settling Time* sebesar 0 detik karena tidak mencapai *set point*

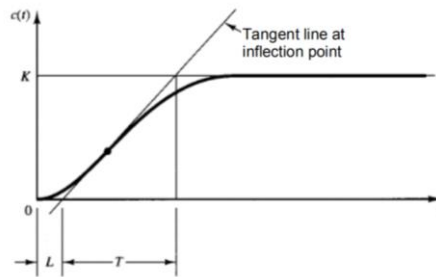
Hasil respon sistem PID *default* memiliki *overshoot* yang cukup besar, akibatnya ialah terjadi osilasi sebesar nilai *overshoot* setelah melakukan gerakan *pitch* yang dapat berakibat fatal, salah satu penyebabnya juga karena gerakan *roll* menggunakan 3 motor untuk melakukan translasi sedangkan gerakan *pitch* menggunakan 2 motor. *Rise-time* yang cukup besar mempengaruhi kecepatan perubahan sudut *drone* ketika akan melakukan gerakan, akibatnya *drone* kurang tangkas dalam bergerak. Kemudian sama halnya dengan *pitch*, nilai akhir tidak mencapai *set point*. Sistem menggunakan PID *default* belum optimal dalam menjaga stabilitas gerakan *Hexacopter*.

Hasil di atas merupakan nilai dari respon sistem gerakan *roll* menggunakan PID *default*/belum dilakukan perancangan kontroler PID baru. Tahap selanjutnya adalah Perancangan Kontroler PID menggunakan metode *Ziegler-Nichols* (ZN) pada hasil tiap respon sistem gerak *attitude*.

3.5. Perancangan Kontroler PID dan Analisis

Perancangan kontroler PID untuk gerakan *pitch* dan *roll* mengacu pada grafik respon sistem berturut-turut pada Gambar 11 dan Gambar 13. Metode perancangan kontroler PID baru ialah *Ziegler-Nichols tipe 1* karena grafik respon sistem kedua gerakan berbentuk kurva tangensial. Grafik

respon sistem yang dihasilkan setiap gerakan kemudian dilakukan pencarian nilai L dan T dengan metode ZN tipe 1 seperti pada Gambar 14:



Gambar 14. Perolehan Parameter/Nilai L dan T pada Kurva

Sumber: *Modern Control Engineering* [5]

3.5.1. Perancangan dan Analisis Kontroler Pitch

Berikut nilai T dan L yang diperoleh dari hasil respon sistem *default* gerakan *pitch*:

$$T = 0,548$$

$$L = 0,28$$

Hasil nilai T dan L yang telah didapat kemudian digunakan untuk mencari parameter kontroler PID gerakan *pitch* mengacu persamaan rumus pada Tabel 2 berikut:

Tabel 2. Rumus Parameter Metode ZN Tipe 1

Tipe Kontroler	K_p	τ_i	τ_d
P	$\frac{T}{L}$	∞	0
PI	$0,9 \frac{T}{L}$	$\frac{T}{0,3L}$	0
PID	$1,2 \frac{T}{L}$	$2L$	$0,5L$

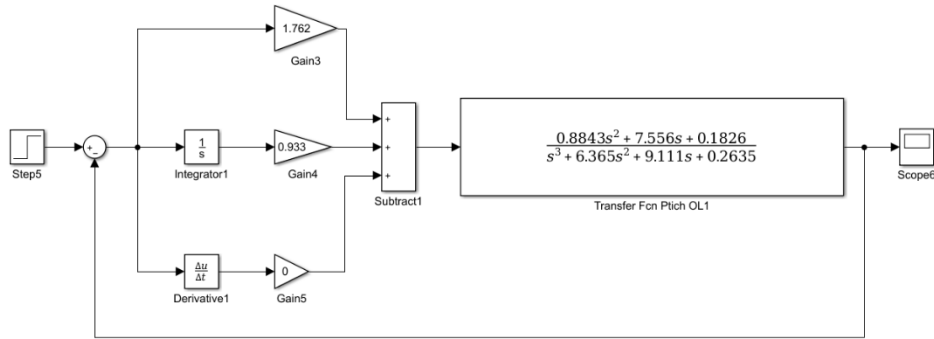
Sumber: *Modern Control Engineering* [5]

Nilai parameter diperoleh setelah dilakukan perhitungan menggunakan nilai T dan L seperti pada Tabel 2 dan menunjukan hasil yang maksimal pada penggunaan **kontroler PI** dibanding menggunakan kontroler P dan PID. Berikut nilai parameter K_p dan τ_i yang didapat:

$$K_p = 1,762$$

$$\tau_i = 0,933$$

Nilai parameter yang dihasilkan untuk gerakan *pitch* menunjukan perbedaan yang signifikan dibanding PID *default* Hasil pemodelan sistem dengan kontroler PID rancangan ini selanjutnya dapat disimulasikan dan dilihat perbandingan respon sistem sebelum dan sesudah perancangan kontroler. Pemodelan sistem kontroler rancangan untuk gerakan *pitch* ditunjukkan oleh gambar Gambar 15:



Gambar 15. Diagram Blok Pemodelan Sistem Pitch

3.5.2. Perancangan dan Analisis Kontroler Roll

Berikut nilai T dan L yang didapatkan dari hasil respon sistem gerakan *roll*:

$$T = 0,26$$

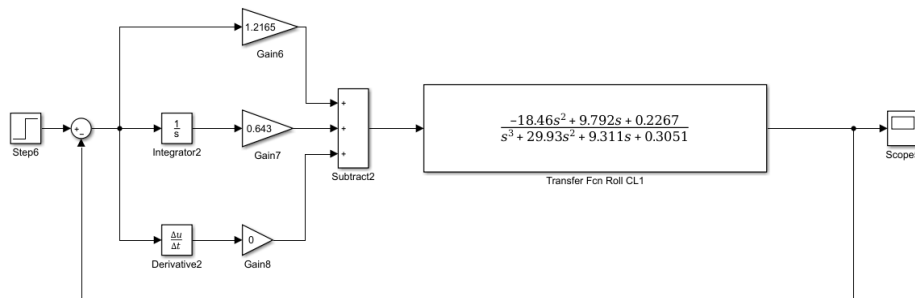
$$L = 0,193$$

Hasil nilai T dan L yang telah didapat, digunakan untuk mencari parameter kontroler PID untuk gerakan *roll* mengacu persamaan rumus pada Tabel 2 diatas. Nilai parameter setelah dilakukan perhitungan nilai T dan L menunjukan hasil yang maksimal pada penggunaan **kontroler PI** dibanding menggunakan kontroler P dan PID. Berikut nilai parameter K_p dan τ_i yang didapat:

$$K_p = 1,2165$$

$$\tau_i = 0,643$$

Nilai parameter yang dihasilkan untuk gerakan *roll* menunjukan perbedaan yang cukup signifikan dibanding PID *default*. Hasil Pemodelan sistem gerakan *roll* ini selanjutnya dapat disimulasikan untuk melihat perbandingan respon sistem sebelum dan sesudah perancangan kontroler. Gambar 16 menunjukan diagram blok pemodelan sistem dengan kontroler rancangan:



Gambar 16. Diagram Blok Pemodelan Sistem Roll

Respon sistem gerakan *pitch* dan *roll* sebelum dilakukan perancangan kontroler menunjukan nilai respon yang kurang baik karena memiliki *settling time* yang sangat tidak maksimal atau waktu yang dibutuhkan sistem untuk stabil disekitar nilai *set point*. Salah satu peran utama kontroler ialah harus dapat membuat sistem mencapai *set point* atau nilai yang diinginkan. Jika kehadiran kontroler tidak dapat melakukan hal tersebut maka tidak ada baiknya menggunakan kontroler. Hasil perancangan kontroler PID untuk gerakan *pitch* dan *roll* pada penelitian selanjutnya dapat dilakukan simulasi perbandingan respon sistem sebelum dan sesudah perancangan kontroler guna mengetahui sejauh mana kemampuan perancangan kontroler PID dalam mempertahankan stabilitas *attitude Hexacopter*.

3. KESIMPULAN

Kesimpulan yang dapat ditarik dari penelitian Perancangan Sistem Pengendalian Menggunakan Kontroler PID pada Gerakan *Pitch* dan *Roll* untuk Stabilitas *Attitude Hexacopter* ialah :

1. Mendapatkan parameter kontroler PID untuk gerakan *pitch* dan *roll* pada *hexacopter* dilakukan dengan pengambilan data, pemodelan sistem dan simulasi, mencari parameter PID. Nilai parameter yang didapat untuk gerakan *roll* ialah K_p sebesar 1,2165 dan K_i sebesar 0,643. Nilai parameter yang didapat untuk gerakan *pitch* ialah K_p sebesar 1,762 dan K_i sebesar 0,933.
2. Hasil respon sistem dari kontroler PID *default* menunjukkan nilai yang tidak optimal dan tidak dapat membuat sistem stabil untuk gerakan *roll* maupun gerakan *pitch*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Adi Susila Putera & Fatwa Ramdani. 2017. "Software Testing by Standard Software Metrics Method; Study Case "Mission Planner" as UAV Ground Station Software.". *e-ISSN: 2289-8131* Vol. 10, 1-8. Malang: Universitas Brawijaya.
- [2] Artale V., C.L.R. Milazzo dan A. Ricciardello. 2013, "Mathematical Modeling of Hexacopter." *Mathematical Sciences* Vol. 7, 2013, no. 97, 4805 – 4811.
- [3] Baldeón, J., et al. (2016), "Control for Hexacopters: A Sliding Mode Control and PID Comparison." *Rev. Téc. Ing. Univ. Zulia*. Vol. 39, No. 3.
- [4] Kugelberg, I., (2016). *Black-Box Modeling and Attitude Control of a Quadcopter in Master of Science Thesis in Electrical Engineering*, Linköping University.
- [5] Ogata, K., (2010). *Modern Control Engineering 5 th Edition*. New Jersey: Pearson Education, Inc.
- [6] Rahaja, et al. 2017. "Hovering Control of Quadrotor Based on Fuzzy Logic". *International Journal of Power Electronics and Drive System (IJPEDS)*. ISSN: 2088-8694. Vol. 8, No. 1. Institute of Advanced Engineering and Science.
- [7] Suprpto, et al. 2017. *Design and Development of Heavy-Lift Hexacopter for Heavy Payload*. Direktorat Riset dan Pengabdian Masyarakat (DRPM).
- [8] Tobias Magnusson. (2014). *Attitude Control of a Hexarotor*. Department of Electrical Engineering. Sweden: Linköpings universitet.
- [9] Vanin, Matteo. (2013). *Modeling, Identification and Navigation of Autonomous Air Vehicle in Tesi in Laurea Magistrale*. Dipartimento di Ingegneria Dell 'Informazione. Universit'a degli Studi di Padova.
- [10] Zefang, He, Long Zhao. 2014. "A Simple Attitude Control of Quadrotor Helicopter Based on Ziegler-Nichols Rules for Tuning PD Parameters". *The Scientific World Journal*. Beijing: Hindawi Publishing Corporation.