

Sistem Kendali PID pada Modus Transisi Terbang *Tiltrotor*

Syafrizal Akhzan*¹, Andi Dharmawan²

¹Program Studi Elektronika dan Instrumentasi, FMIPA UGM, Yogyakarta

²Jurusan Ilmu Komputer dan Elektronika, FMIPA UGM, Yogyakarta

e-mail: *¹rizal.akhzan@gmail.com, ²dharmawan@ugm.ac.id

Abstrak

Tiltrotor merupakan jenis pesawat tanpa awak yang dapat lepas landas secara vertikal dan terbang maju dengan kecepatan penuh. Kemampuan ini didukung dengan adanya aktuator yang dapat mengubah sudut baling-baling pada modus transisi. Tanpa adanya sistem kendali pada modus hovering dan transisi, akan menyebabkan tiltrotor sulit untuk dikendalikan. Penelitian ini bertujuan merancang dan membuat sistem yang mampu menstabilkan tiltrotor dengan mempertahankan sudut orientasi roll, pitch, dan yaw tiltrotor pada modus hovering dan transisi menggunakan pengendali PID.

Pengendali PID menggunakan negative feedback yang berasal dari pembacaan sensor accelerometer, gyroscope, dan magnetometer dengan metode DMP dan Madgwick quaternion menghasilkan keluaran pulsa untuk mengendalikan kecepatan motor brushless dan posisi sudut motor servo. Hasil dari pengendali PID juga dibandingkan dengan pengendali P dan PI.

Sesuai dengan pengujian, sistem kendali pada modus transisi pada sudut roll dengan setpoint 0° mampu mempertahankan posisi sudut roll pada sudut rata-rata 0.48° dengan standar deviasi 1.75°, pada sudut pitch dengan setpoint -25° mampu mempertahankan posisi sudut pitch pada sudut rata-rata -25.26° dengan standar deviasi 2.87°, pada sudut yaw mampu mempertahankan posisi sudut yaw pada rentang -10° hingga 0° dengan sudut rata-rata -3.78° dan standar deviasi 1.83°.

Kata kunci—tiltrotor, PID, modus transisi

Abstract

Tiltrotor is an unmanned aerial vehicle which can take off vertically and fly with full speed. These abilities are supported by actuators, which can change the angle of propellers in transition mode. Without control system in hovering mode and transition mode, it will be difficult to control tiltrotor. The purpose of this research is to design the system which can stabilize the tiltrotor by maintaining oriented angle of tiltrotor's roll, pitch, and yaw in hovering mode and transition mode using PID controller.

PID controller uses negative feedback which is obtained from accelerometer, gyroscope, and magnetometer by using DMP method and Madgwick quaternion to produce the pulse to control the velocity of brushless motor and angle position of servo motor. The result of PID controller is also compared to P controller and PI controller.

According to the test, control system in transition mode for roll angle with setpoint 0° is capable to maintain roll angle at average angle 0.48° with standard deviation 1.75°, for pitch angle with setpoint -25° is capable to maintain pitch angle at average angle -25.26° with standard deviation 2.87°, for yaw angle is capable to maintain yaw angle at range -10° to 0° with average angle -3.78° and standard deviation 1.83°.

Keywords—tiltrotor, PID, transition mode

1. PENDAHULUAN

Pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* kini menjadi suatu kebutuhan di dalam kehidupan untuk berbagai tujuan dan fungsi salah satunya adalah *tiltrotor*. *Tiltrotor* memiliki 3 modus penerbangan yaitu modus *hovering*, modus transisi, dan modus terbang maju. Kelebihan dari sistem ini adalah kemampuan terbang dengan kecepatan yang baik sehingga dapat menjangkau jarak yang jauh, dapat melayang di area tertentu, dan dapat lepas landas ataupun mendarat pada area yang terbatas.

Dengan kelebihan-kelebihan tersebut, tanpa adanya sistem kendali yang baik pada *tiltrotor* maka *tiltrotor* akan sangat sulit untuk dikendalikan. Sistem kendali yang baik disini adalah mampu untuk mempertahankan sudut orientasi *tiltrotor* pada 0° pada modus *hovering tiltrotor*. Kestabilan pada modus *hovering* akan mempengaruhi *tiltrotor* ketika memasuki modus transisi. Modus transisi berperan penting agar *tiltrotor* dapat berpindah dari modus *hovering* menuju modus terbang maju. Tanpa adanya sistem kendali pada modus transisi maka sistem tidak akan dapat menjaga keseimbangannya ketika memasuki modus transisi dimana terjadi perubahan pergerakan servo yang dapat mengubah sudut orientasi menjauh dari *setpoint*-nya. Beberapa jenis metode kendali telah banyak diperkenalkan untuk pengendalian pesawat tanpa awak misalnya pengendali P, PI, dan PID. Sistem kendali tersebut memiliki keunggulan tersendiri pada setiap masing-masing sistem sesuai dengan karakteristik sistem itu sendiri.

Berdasarkan pemaparan di atas maka dibutuhkan sistem kendali untuk modus *hovering* dan modus transisi *tiltrotor* menggunakan sistem kendali P, PI, atau PID berdasarkan pengujian yang paling baik untuk *tiltrotor*.

2. METODE PENELITIAN

2.1 Analisis Sistem

Dalam penggunaan pengendali P, PI, dan PID pada sistem, perlu dilakukan *tuning* untuk menentukan konstanta P, I, dan D yang akan diterapkan pada sistem. Metode *tuning* yang digunakan dalam penelitian ini adalah *classical tuning* Ziegler-Nichols metode osilasi. *Tuning* menggunakan metode ini dilakukan secara eksperimental dengan memasukkan nilai K_p atau konstanta P hingga sistem berosilasi. Nilai tersebut kemudian menjadi *ultimate gain* (K_u). Nilai konstanta P yang diterapkan pada sistem kemudian diambil dari persamaan Ziegler Nichols yang melibatkan *ultimate gain* tersebut. Sedangkan nilai konstanta I dan D dianalisa dari periode satu gelombang osilasi (P_u) yang dihasilkan sistem namun juga tetap melibatkan pengaruh nilai *ultimate gain*. Dengan metode *tuning* PID yang seperti ini, tidak diperlukan analisa pemodelan sistem untuk *tiltrotor*. Persamaan sistem kendali PID Ziegler Nichols [1] ditunjukkan pada persamaan (1) dengan penentuan konstanta ditentukan dengan mengacu pada Tabel 1.

$$G_c(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (1)$$

Tabel 1 Model penalaan konstanta PID dengan metode Ziegler-Nichols metode osilasi [1]

Tipe Pengendali	K_p	T_i	T_d
P	0,5 K_u	0	-
PI	0,45 K_u	$P_u / 1,2$	-
PID	0,6 K_u	0,5 P_u	0,125 P_u

Dengan mengacu pada Tabel 1 maka K_u (*ultimate gain*) dan P_u (periode gelombang osilasi) dapat disubstitusikan ke dalam persamaan (2) menghasilkan persamaa (3).

$$G_c(s) = 0.6 K_u \left(1 + \frac{1}{0.5 P_u s} + 0.125 P_u s \right) \quad (2)$$

$$G_c(s) = 0.6 K_u + \frac{0.6 K_u}{0.5 P_u s} + 0.075 K_u P_u s \quad (3)$$

Persamaan $G_c(s)$ dapat diubah ke dalam suatu persamaan K_p , K_i , dan K_d [2] yang dinyatakan dengan persamaan (4).

$$G_c(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (4)$$

Melihat persamaan 4 maka didapat hubungan-hubungan antara K_p , K_i , dan K_d dengan K_u dan P_u menghasilkan persamaan (5), (6), dan (7).

$$K_p = 0.6 K_u \quad (5)$$

$$K_i = \frac{0.6 K_u}{0.5 P_u} \quad (6)$$

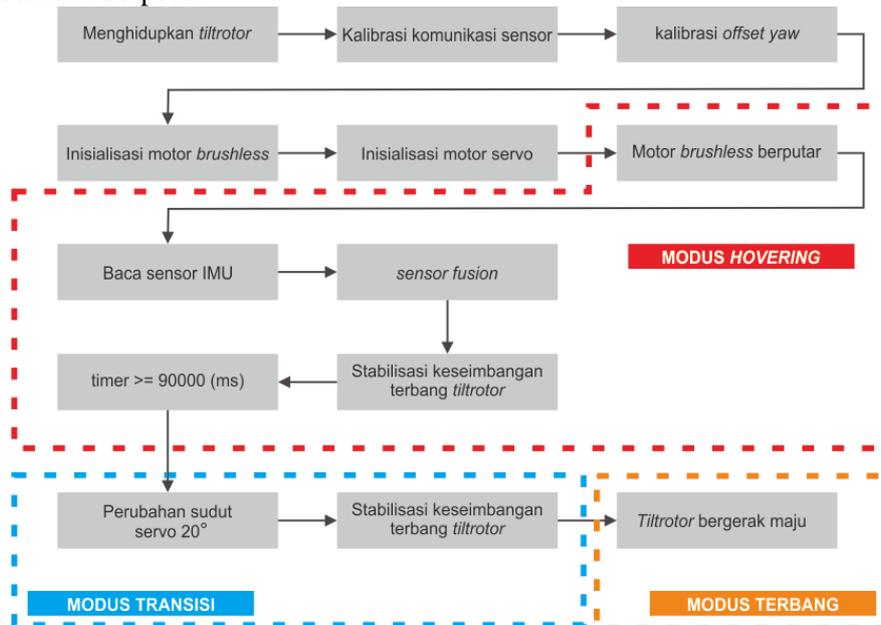
$$K_d = 0.075 K_u P_u \quad (7)$$

Dari nilai K_p , K_i , dan K_d yang telah didapatkan dari persamaan di atas kemudian diterapkan pada persamaan pengendali PID pada ranah waktu yang bergantung pada besarnya error pada sistem saat ini, integral dari *error* pada interval waktu saat ini, dan derivatif dari sinyal *error* yang akan menentukan seberapa besar koreksi yang akan diterapkan terhadap sistem. Persamaan keluaran kontroler PID dituliskan pada persamaan (8).

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d(\tau) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (8)$$

Keseimbangan dari *tiltrotor* diindikasikan dari nilai sudut orientasi yang terdiri dari *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Sudut *roll* (ϕ) merupakan perputaran terhadap sumbu X bumi, sudut *pitch* (θ) merupakan perputaran terhadap sumbu Y bumi, dan sudut *yaw* (ψ) merupakan perputaran terhadap sumbu Z bumi. Sistem kendali akan menjaga *tiltrotor* pada *setpoint* yang ditentukan dengan parameter sudut orientasi baik pada modus *hovering* maupun transisi.

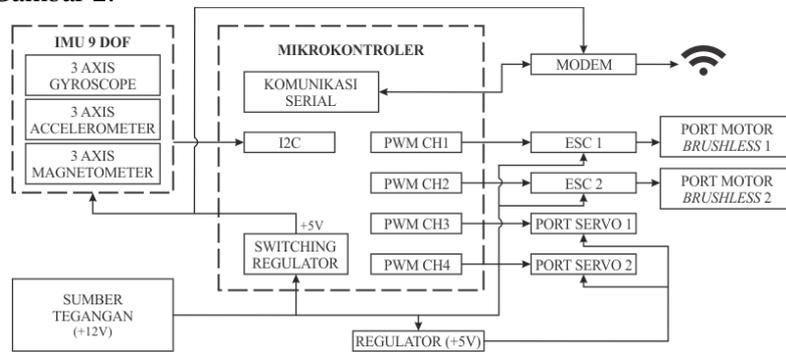
Skenario dari sistem kendali pada *tiltrotor* ditampilkan pada Gambar 1. Dimulai ketika *tiltrotor* memasuki modus *hovering*, sistem kendali yang akan mengatur kecepatan motor brushless dan motor servo untuk menjaga keseimbangan *tiltrotor*. Perpindahan dari modus *hovering* menuju modus transisi juga diatur oleh sistem kendali dengan mengubah sudut servo sebesar 20° . Modus transisi akan dijalankan pada 90 detik setelah *tiltrotor* memulai modus *hovering*. Sistem kendali akan mengatur keseimbangan ketika *tiltrotor* memasuki modus transisi. Kemudian *tiltrotor* akan mendarat dengan mengubah sudut servo kembali tegak lurus dengan *tiltrotor* serta kecepatan motor brushless dikurangi secara berkala hingga motor brushless berhenti berputar.



Gambar 1 Skenario sistem pergerakan *tiltrotor*

2.2 Arsitektur Sistem

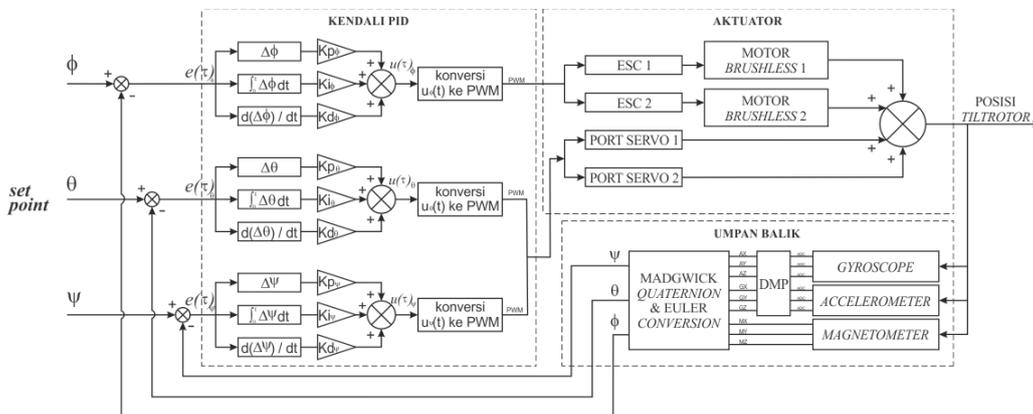
Tiltrotor yang akan dirancang dalam penelitian ini menggunakan beberapa sensor dan aktuator. Sensor yang digunakan adalah 9 DOF IMU yang terdiri dari sensor *accelerometer*, *gyroscope*, dan *magnetometer*. Sensor IMU berkomunikasi dengan mikrokontroler menggunakan jalur data I2C yang menggunakan pin SDA (*Serial Data*), SCL (*Serial Clock*), dan *interrupt*. Aktuator yang digunakan adalah motor *brushless* pada kedua sisi sayap tiltrotor sebagai tenaga penggerak yang dikendalikan menggunakan *Electronic Speed Controller* (ESC) dan motor servo sebagai pengatur derajat dari posisi motor *brushless* yang berpengaruh pada modus dari tiltrotor yaitu modus *hovering* atau modus terbang maju. Pengambilan data sudut orientasi dari tiltrotor diambil menggunakan YS-1020 menggunakan komunikasi serial dengan pin RX dan TX pada mikrokontroler. Seluruh kerja sensor dan aktuator dikendalikan oleh mikrokontroler. Arsitektur sistem secara keseluruhan terangkum pada diagram blok yang tampak pada Gambar 2.



Gambar 2 Arsitektur sistem

2.3 Rancangan Sistem Kendali

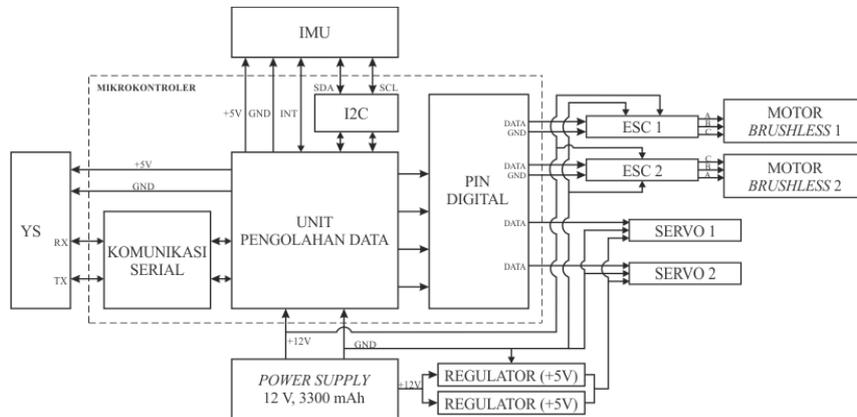
Sistem kendali pada transisi terbang tiltrotor dikendalikan menggunakan pergerakan *pitch* (pada sumbu *y*) tiltrotor yaitu dengan mengubah sudut dari kedua baling-baling dengan menggunakan motor servo secara bersamaan. Posisi baling-baling diatur pada sudut tertentu yaitu condong ke depan yang menyebabkan tiltrotor akan memasuki modus *fixed-wing* sehingga dapat terbang maju. Dalam sistem ini, sensor *accelerometer* dan *gyroscope* akan membaca kemiringan tiltrotor pada sumbu *x* dan sumbu *y* yang kemudian hasil pembacaannya dikirimkan ke mikrokontroler. Nilai referensi telah ditetapkan sebelumnya sebagai nilai *setpoint* dimana jika terdapat selisih (*error*) antara nilai *setpoint* tersebut dengan hasil pembacaan nilai kemiringan oleh sensor maka mengindikasikan kestabilan dari tiltrotor sedang terganggu sehingga pengendali PID akan mengolah selisih (*error*) nilai kemiringan sehingga diperoleh hasil (*output*) yang diharapkan. Hasil yang dipengaruhi oleh pengendali PID berupa kecepatan putaran dari baling-baling tiltrotor dan posisi sudut servo yang mempengaruhi posisi sudut baling-baling sehingga dapat mengembalikan tiltrotor pada keadaan yang lebih stabil. Rancangan sistem kendali PID pada transisi terbang tiltrotor dapat ditunjukkan pada Gambar 3.



Gambar 3 Diagram blok kendali

2.4 Elektronik Sistem

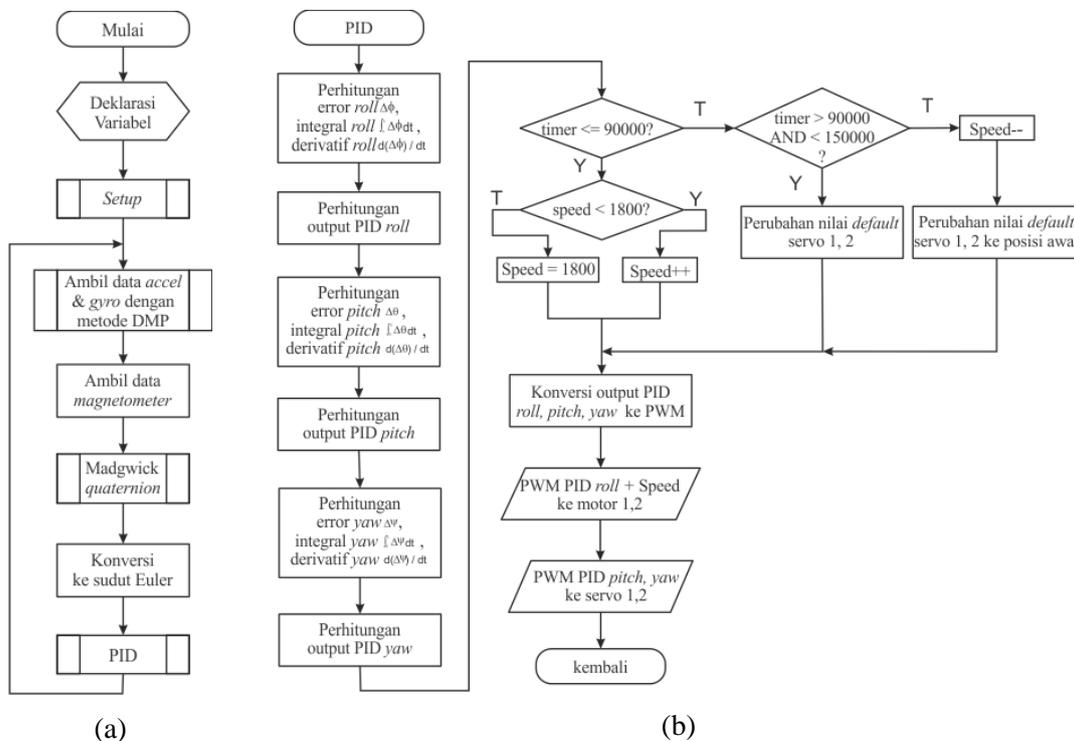
Rancangan elektronik dari sistem digambarkan secara jelas pada Gambar 4. Pada gambar tersebut terlihat bahwa ESC dan mikrokontroler mendapatkan suplai tegangan sebesar 12V, 3300 mAh dari *power supply* sedangkan tegangan yang diperoleh servo adalah 5V berasal dari tegangan suplai yang telah diregulasi menggunakan *regulator IC7805* sebanyak 2 buah untuk menyediakan arus yang cukup untuk menjalankan servo. Suplai tegangan untuk sensor dan serial komunikasi YS-1020 didapat dari mikrokontroler sebesar 5V.



Gambar 4 Diagram blok elektronik sistem

2.5 Perangkat Lunak Sistem

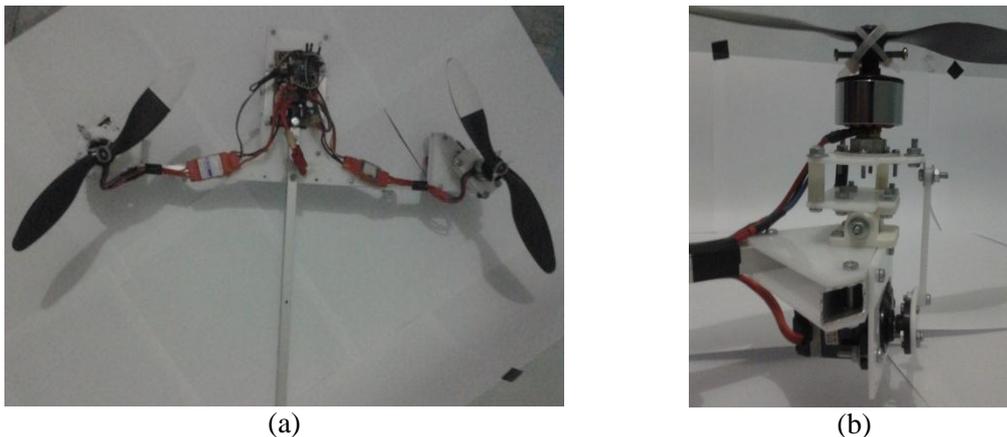
Perangkat lunak dalam sistem ini merupakan kumpulan instruksi dan algoritma yang akan dimasukkan ke dalam mikrokontroler. Fungsi perangkat lunak adalah untuk mengakses sensor, aktuator, dan perangkat lainnya yang terdapat dalam sistem. Perangkat lunak yang akan digunakan dalam sistem menggunakan bahasa pemrograman C dengan *compiler* Arduino IDE (*Integrated Development Environment*) karena mikrokontroler yang digunakan dalam sistem ini adalah Arduino. Gambar 5 merupakan flowchart dari perangkat lunak sistem.



Gambar 5 Flowchart program (a) utama (b) PID

2.6 Perangkat Keras Sistem

Tiltrotor yang dibuat dalam penelitian ini memiliki 2 buah baling-baling dengan bagian hidung *tiltrotor* memiliki bentuk kotak dan memiliki ekor sebagai penyeimbang yang tampak pada Gambar 6(a). *Tiltrotor* yang diimplementasikan memiliki panjang keseluruhan terukur dari hidung hingga ekor 50 cm, lebar 47 cm, dan tinggi terhitung dari kaki hingga baling-baling *tiltrotor* 16 cm. Rancangan mekanik untuk integrasi servo dengan motor *brushless* menggunakan *Single-Axis OAT (sOAT)* tampak pada Gambar 6(b). Dalam *sOAT*, baling-baling pada *tiltrotor* memiliki posisi yang tetap dan condong terhadap sumbu horizontal dengan sudut tetap sebesar λ dari arah longitudinal [3].



Gambar 6 Mekanik sistem (a) *tiltrotor* (b) integrasi motor servo

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

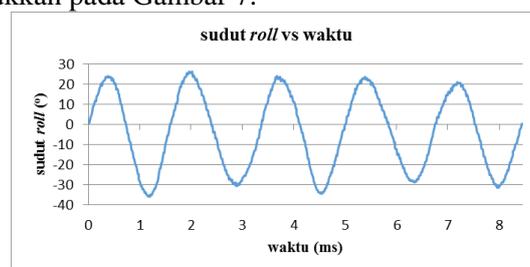
3.1 Pengujian Sudut Orientasi Tiltrotor pada Tuning Sistem Kendali

Tiltrotor memiliki 3 sudut orientasi yaitu sudut *roll* (ϕ), *pitch* (θ), dan *yaw* (ψ). Ketiga sudut ini berisikan informasi mengenai dinamika terbang *tiltrotor*. Oleh karena itu, sistem kendali yang akan diterapkan pada *tiltrotor* akan berbeda karakteristiknya pada masing-masing sudut orientasi sehingga *tuning* perlu dilakukan pada masing-masing sudut orientasi. Metode *tuning* yang akan digunakan adalah *classical tuning* Ziegler-Nichols metode osilasi. Dengan metode *tuning* ini, dapat dihasilkan suatu nilai yang disebut dengan *ultimate gain* (K_u) dan periode osilasi (P_u).

Tuning dilakukan dengan menggantung *tiltrotor* pada suatu tiang statis di ruang tertutup sehingga pengaruh angin tidak diperhitungkan dalam sistem ini. Untuk mendapatkan nilai K_u dan P_u , diberikan nilai 0 pada konstanta K_i dan K_d kemudian diberikan variasi nilai pada konstanta K_p hingga sistem dapat berosilasi secara tetap/konstan.

3.1.1 Penentuan nilai K_u dan P_u pada sudut *roll*

Nilai K_u yang dipilih untuk sistem kendali adalah $K_u = 0.96$ karena menghasilkan osilasi yang relatif stabil ditunjukkan pada Gambar 7.

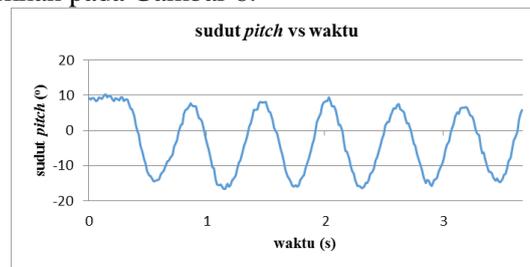


Gambar 7 Grafik sudut *roll* vs waktu dengan $K_u = 0.96$

Pemilihan K_u harus menghasilkan osilasi yang relatif stabil karena jika sistem tidak menghasilkan osilasi yang stabil maka persamaan yang digunakan untuk metode Ziegler-Nichols tidak berlaku untuk sistem tersebut dan akan menghasilkan osilasi atau *overshoot* pada sistem [4]. Terdapat 4 puncak acuan pertama yang digunakan untuk menentukan P_u . Rata-rata periode dari 3 data periode antar puncak tersebut kemudian yang menjadi nilai P_u sistem yang bernilai 1.683.

3.1.2 Penentuan nilai K_u dan P_u pada sudut *pitch*

Nilai K_u yang dipilih untuk sistem kendali adalah $K_u = 4.50$ karena menghasilkan osilasi yang relatif stabil ditunjukkan pada Gambar 8.

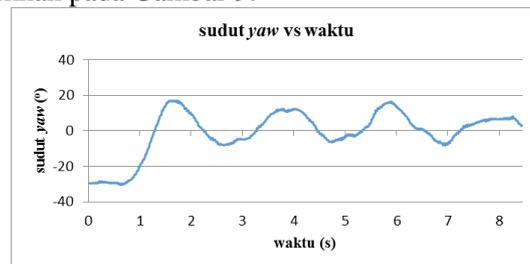


Gambar 8 Grafik sudut *pitch* vs waktu dengan $K_u = 4.50$

Terdapat 4 puncak acuan pertama yang digunakan untuk menentukan P_u . Rata-rata periode dari 3 data periode antar puncak tersebut kemudian yang menjadi nilai P_u sistem kendali pada sudut *pitch* yang bernilai 0.593.

3.1.3 Penentuan nilai K_u dan P_u pada sudut *yaw*

Nilai K_u yang dipilih untuk sistem kendali adalah $K_u = 4.80$ karena menghasilkan osilasi yang relatif stabil ditunjukkan pada Gambar 9.



Gambar 9 Grafik sudut *yaw* vs waktu dengan $K_u = 4.80$

Terdapat 3 puncak acuan pertama yang digunakan untuk menentukan P_u . Rata-rata periode dari 2 data periode antar puncak tersebut kemudian yang menjadi nilai P_u sistem kendali pada sudut *yaw* yang bernilai 2.612.

3.2 Pengujian Sistem Kendali pada Modus *Hovering*

Modus *hovering* merupakan suatu keadaan dimana *tiltrotor* lepas landas kemudian melayang. Oleh karena itu, *setpoint* dari sudut orientasi *roll* dan *pitch* pada modus ini adalah 0^0 . Modus ini sangat mempengaruhi modus selanjutnya yaitu modus transisi. Jika pada modus *hovering* sistem kendali tidak dapat menyeimbangkan *tiltrotor*, maka *tiltrotor* juga akan sulit untuk seimbang ketika *tiltrotor* dalam modus transisi.

Pengujian juga mencakup kecepatan respon sistem kendali pada sistem. Pengujian kecepatan respon bertujuan untuk mengetahui seberapa cepat respon kendali untuk mengembalikan *tiltrotor* pada posisi semula atau dalam keadaan tunak (*steady state*) ketika terdapat gangguan atau perubahan posisi pada suatu sudut orientasi *tiltrotor*.

3.2.1 Pengujian sistem kendali pada sudut *roll* modus *hovering*

Pengujian *tiltrotor* pada modus *hovering* dibagi menjadi 3 yaitu pengujian sistem kendali P, pengujian sistem kendali PI, dan pengujian sistem kendali PID menggunakan $K_u = 0.96$ dan $P_u = 1.683$.

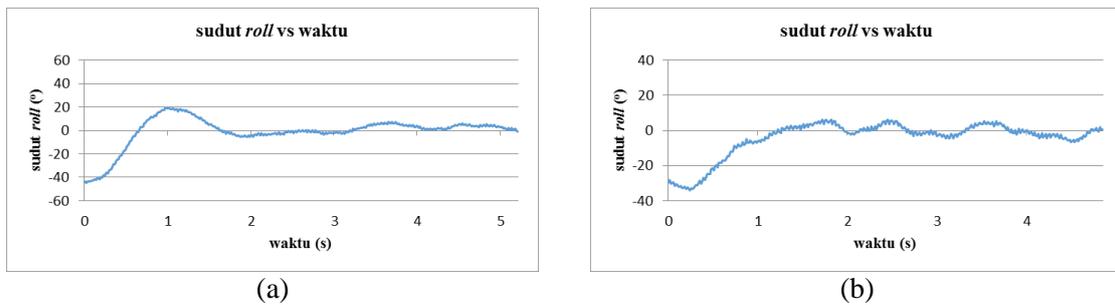
Penentuan konstanta P, I, dan D yang akan digunakan dalam pengujian sistem kendali PID pada sudut *roll* modus *hovering tiltrotor* adalah sebagai berikut.

$$K_p = 0.65 \times K_u = 0.650 \times 0.960 = 0.576$$

$$K_i = \frac{K_p}{0.5 \times P_u} = \frac{0.576}{0.500 \times 1.683} = 0.684$$

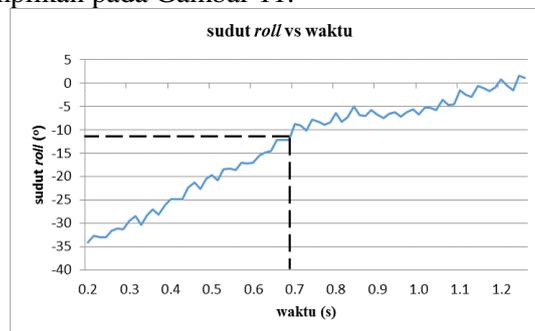
$$K_d = 0.075 \times K_u \times P_u = 0.075 \times 0.960 \times 1.683 = 0.121$$

Hasil pengujian sistem kendali PID pada sudut roll ditampilkan pada Gambar 10(a). Terlihat pada Grafik 10(a) bahwa pada hasil pengujian masih terdapat *overshoot*. Dengan besarnya *overshoot* pada sistem kendali maka nilai K_i perlu dikurangi. Selain itu, nilai K_p juga dikurangi untuk mengurangi osilasi sistem sementara nilai K_d ditambah dengan tujuan selain mengurangi *overshoot* juga meningkatkan stabilitas sistem yang ditampilkan pada Gambar 10(b).



Gambar 10 Grafik sudut roll vs waktu sistem kendali PID dengan (a) $K_p = 0.576$, $K_i = 0.684$, dan $K_d = 0.121$ (b) $K_p = 0.526$, $K_i = 0.068$, dan $K_d = 0.847$

Dilihat dari Gambar 10(b), sistem kendali PID yang diujikan terlihat lebih baik dengan pengurangan *overshoot* dari sistem. Selain itu, sistem memiliki kestabilan yang relatif tinggi dan sistem kendali mampu menjaga keadaan tunak *tiltrotor*. Perhitungan *rise time* diawali dengan mencari nilai konstanta waktu. Konstanta waktu (τ) merupakan waktu yang ditempuh oleh sistem untuk mencapai 63,2% menuju *setpoint* [4]. Caranya adalah dengan memplot karakteristik respon sistem yang ditampilkan pada Gambar 11.



Gambar 11 Grafik sudut roll vs waktu untuk penentuan *rise time*

Simpangan yang diberikan pada sistem sebesar -34.15 sehingga konstanta waktu dihitung dari -34.15 hingga -12.57. Waktu tempuhnya yaitu sebesar 0.455 s ($0.697 \text{ s} - 0.242 \text{ s}$). Dengan konstanta waktu yang telah ditentukan maka *rise time* juga dapat ditentukan.

$$tr = \tau \times 2.20 = 0.455 \times 2.20 = 1.00 \text{ s}$$

Waktu tempuh sebesar 1.00 s untuk sistem kendali pada sudut roll sudah dapat dinyatakan baik namun dapat diotimalkan lagi dengan mengganti motor brushless dengan daya angkat yang tinggi dikarenakan daya angkat *tiltrotor* hanya dipengaruhi oleh 2 buah motor *brushless*.

3.2.2 Pengujian sistem kendali pada sudut pitch modus hovering

Pengujian *tiltrotor* pada modus hovering dibagi menjadi 3 yaitu pengujian sistem kendali P, pengujian sistem kendali PI, dan pengujian sistem kendali PID menggunakan $K_u = 0.96$ dan $P_u = 1.683$.

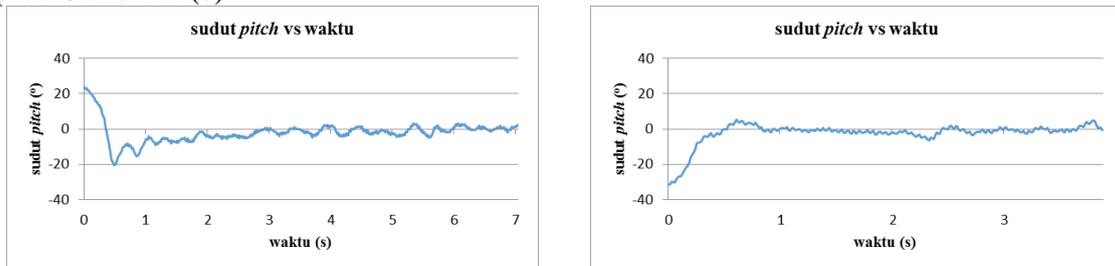
Penentuan konstanta P, I, dan D yang akan digunakan dalam pengujian sistem kendali PID pada sudut *pitch* modus *hovering tiltrotor* adalah sebagai berikut.

$$K_p = 0.65 \times K_u = 0.650 \times 4.500 = 2.700$$

$$K_i = \frac{K_p}{0.5 \times P_u} = \frac{2.700}{0.500 \times 0.593} = 2.277$$

$$K_d = 0.075 \times K_u \times P_u = 0.075 \times 4500 \times 0.593 = 0.200$$

Hasil pengujian sistem kendali PID pada sudut *pitch* ditampilkan pada Gambar 12(a). Gambar 12(a) menunjukkan bahwa penerapan sistem kendali PID memiliki *overshoot* yang tinggi. *Overshoot* bernilai kurang lebih sebesar -20° dengan simpangan sebesar 24° . Namun, kelebihan dari sistem kendali PID adalah sistem dapat mengurangi *steady state error* atau dengan kata lain sistem kendali mampu menjaga sudut *pitch tiltrotor* pada 0° . Untuk mengurangi *overshoot* maka nilai K_p dan K_i perlu dikurangi. Pengujian selanjutnya menggunakan konstanta K_p dan K_i yang telah dikurangi yang secara berurutan bernilai 2.600 dan 0.017. Hasil pengujian ditampilkan pada Gambar 12(b).



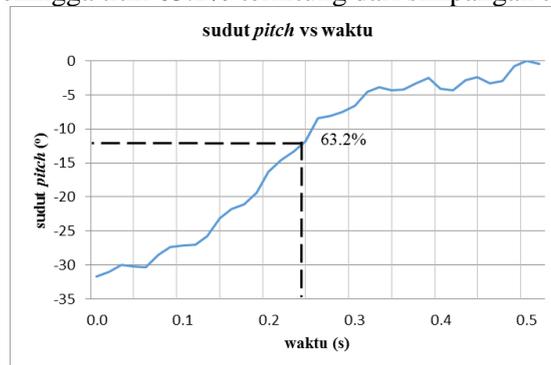
(a)

(b)

Gambar 12 Grafik sudut *pitch* vs waktu sistem kendali PID dengan (a) $K_p = 2.700$, $K_i = 2.277$, dan $K_d = 0.200$ (b) $K_p = 2.600$, $K_i = 0.017$, dan $K_d = 0.200$

Terbukti dengan pengurangan K_p dan K_i dapat mengurangi *overshoot*. Dengan tetap menjaga nilai K_d maka *steady state error* dapat juga dikurangi dengan respon yang hampir sama dengan pengujian sebelumnya. Sistem kendali mampu meredam *overshoot* dan dapat menjaga kestabilan sistem.

Plot grafik penentuan titik ke 63.2% ditampilkan pada Gambar 13. Simpangan pada sistem adalah sebesar -31.74° sehingga titik 63.2% terhitung dari simpangan adalah sebesar -11.68° .



Gambar 13 Grafik sudut *pitch* vs waktu untuk penentuan *rise time*

Waktu yang dibutuhkan adalah sebesar 0.242 sekon sehingga perhitungan *rise time* adalah sebagai berikut.

$$tr = \tau \times 2.2 = 0.242 \times 2.2 = 0.532 \text{ s}$$

Dengan nilai $tr = 0.532 \text{ s}$ maka dapat dinyatakan bahwa *rise time* sistem kendali pada sudut *pitch* relatif cepat. Hal ini membuktikan bahwa mekanika sistem *pitching* menggunakan sistem OAT memiliki efektifitas yang tinggi untuk *pitching* tiltrotor.

3.2.3 Pengujian sistem kendali pada sudut yaw modus hovering

Penentuan konstanta P, I, dan D yang akan digunakan dalam pengujian sistem kendali PID pada sudut yaw modus *hovering tiltrotor* dituliskan pada persamaan berikut.

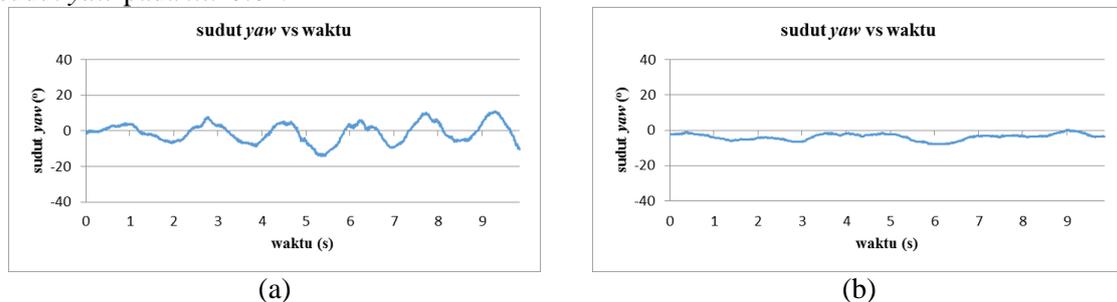
$$K_p = 0.65 \times K_u = 0.650 \times 4.800 = 2.880$$

$$K_i = \frac{K_p}{0.5 \times P_u} = \frac{2.880}{0.500 \times 2.162} = 2.664$$

$$K_d = 0.075 \times K_u \times P_u = 0.075 \times 4.800 \times 2.162 = 0.778$$

Hasil pengujian kendali PID pada sudut yaw ditampilkan pada Gambar 14(a). Sistem kendali menggunakan perhitungan masih menimbulkan osilasi sistem yang semakin kuat seiring

bertambahnya waktu. Pengurangan osilasi dapat dilakukan dengan mengurangi nilai K_p dan K_i . Pengujian kemudian dilanjutkan dengan mengubah nilai K_p menjadi 1.440 dan $K_i = 0.027$ (1%) sementara K_d tetap. Hasil pengujian ditampilkan pada Gambar 14(b). Sudut rata-rata hasil pengujian tersebut adalah sebesar -3.78° dengan standar deviasi 1.83° . Pada grafik tersebut menunjukkan kestabilan yang relatif baik sehingga dapat digunakan untuk mempertahankan sudut yaw pada *tiltrotor*.



Gambar 14 Grafik sudut yaw vs waktu sistem kendali PID dengan (a) $K_p = 2.880$, $K_i = 2.664$, dan $K_d = 0.778$ (b) $K_p = 1.440$, $K_i = 0.027$, dan $K_d = 0.778$

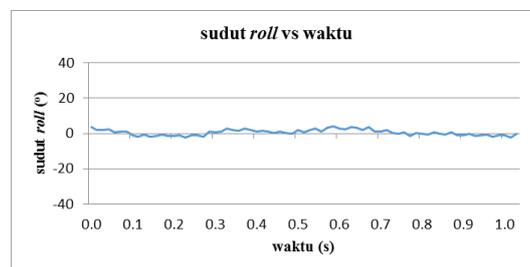
3.3 Pengujian Sistem Kendali pada Modus Transisi

Pengujian sistem kendali pada modus transisi menggunakan sistem kendali terbaik yang didapatkan pada pengujian sistem kendali pada modus *hovering tiltrotor*. Pengujian sistem kendali pada modus transisi juga akan dilakukan pada sudut orientasi *roll* dan *pitch*.

Modus transisi merupakan suatu keadaan dimana *tiltrotor* berganti dari modus *hovering* menjadi modus terbang. Dalam modus transisi ini terjadi pergerakan servo yang semula tegak lurus dengan *tiltrotor* menjadi condong ke depan. Hal ini dilakukan agar *tiltrotor* dapat terbang maju pada modus terbang. Perubahan sudut servo pada modus transisi adalah sebesar 20° . Dengan perubahan posisi sudut servo dan untuk menghasilkan pergerakan terbang maju pesawat maka *setpoint* sudut *pitch* pada *tiltrotor* perlu diubah. Perubahan *setpoint* sudut *pitch* yang semula 0° pada modus *hovering* menjadi sebesar -25° pada modus transisi. Dengan berubahnya derajat baling-baling pada *tiltrotor* maka daya dorong juga akan menurun dikarenakan dorongan tidak searah dengan gaya berat *tiltrotor*. Oleh karena itu, diperlukan penambahan kecepatan putar baling-baling pada modus transisi.

3.3.1 Pengujian sistem kendali pada sudut roll modus transisi

Sistem kendali yang akan digunakan pada pengujian sudut *roll* modus transisi adalah sistem kendali PID dengan $K_p = 0.526$, $K_i = 0.068$, dan $K_d = 0.847$. Sistem kendali PID tersebut merupakan sistem kendali terbaik pada pengujian sistem kendali pada sudut *roll* modus *hovering*. Hasil pengujian sistem kendali pada sudut *roll* modus transisi ditampilkan pada Gambar 15.

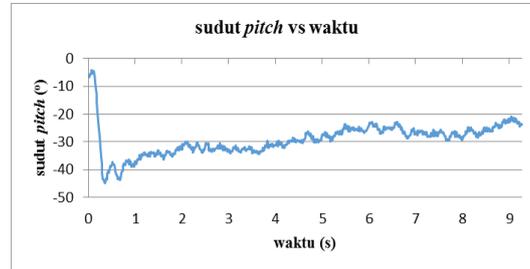


Gambar 15 Grafik sudut roll vs waktu pada modus transisi

Rata-rata sudut *roll* yang dihasilkan dari grafik pada Gambar 15 adalah sebesar 0.48° dengan standar deviasi sebesar 1.75° (data lengkap disajikan pada Lampiran). Hasil pengujian ini membuktikan bahwa pada sudut *roll*, sistem kendali PID yang digunakan pada modus *hovering* juga mampu menghasilkan kestabilan sistem secara efektif pada modus transisi.

3.3.2 Pengujian sistem kendali pada sudut pitch modus transisi

Sistem kendali yang akan digunakan pada pengujian sudut *pitch* modus transisi adalah sistem kendali PID dengan $K_p = 2.600$, $K_i = 0.017$, dan $K_d = 0.200$. Sistem kendali PID tersebut merupakan sistem kendali terbaik pada pengujian sistem kendali pada sudut *pitch* modus *hovering*. Hasil pengujian sistem kendali pada sudut *pitch* modus transisi ditampilkan pada Gambar 16.



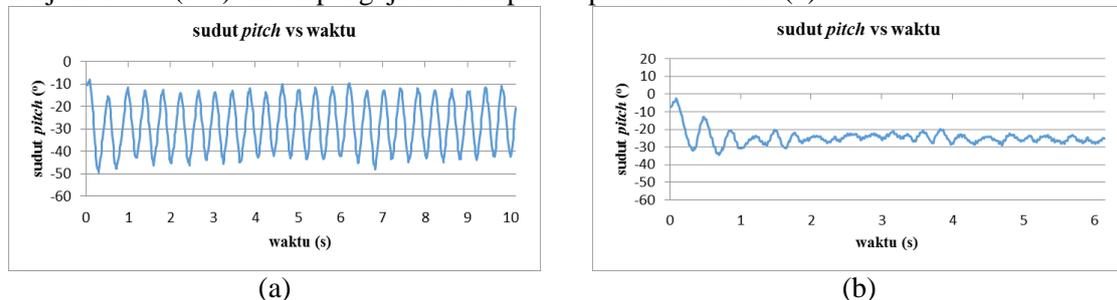
Gambar 16 Grafik sudut *pitch* vs waktu pada modus transisi dengan $K_p = 2.600$, $K_i = 0.017$, dan $K_d = 0.200$

Terlihat bahwa pada grafik Gambar 16, analisis data tidak dapat dilakukan pada 1 detik saja. Sistem kendali dapat mengembalikan *tiltrotor* pada *setpoint* (25°) setelah detik ke-5. Hal ini tentunya akan mengakibatkan sistem menjadi tidak stabil dengan respon yang sangat lambat. Kasus seperti ini diakibatkan karena pergerakan motor servo sangat berpengaruh terhadap sudut *pitch tiltrotor*. Hal inilah yang menyebabkan terjadinya simpangan sudut *pitch* yang cukup besar ketika *tiltrotor* memasuki modus transisi. Untuk menanggulangi hal tersebut diperlukan sistem kendali yang lebih responsif agar *tiltrotor* dapat kembali ke *setpoint* dengan lebih cepat.

Untuk mendapatkan sistem kendali, cara yang digunakan adalah dengan metode osilasi Ziegler-Nichols pada sudut *pitch* mode transisi. Didapat nilai K_u sebesar 9.50 dengan metode osilasi pada sudut *pitch* modus transisi. Hasil pengujian nilai $K_u = 9.50$ pada sudut *pitch* ditampilkan pada Gambar 17(a).

K_u dengan nilai 9.50 menunjukkan bahwa osilasi yang dihasilkan sistem relatif stabil sehingga nilai K_u tersebut digunakan untuk penentuan konstanta P, I, dan D. Sistem kendali yang akan digunakan adalah sistem kendali PID karena pada pengujian-pengujian yang telah dilakukan sebelumnya membuktikan bahwa PID lebih baik dibandingkan sistem kendali P maupun PI. Nilai P_u didapat dari rata-rata periode osilasi dari puncak ke puncak. Terdapat 4 puncak acuan yang akan dijadikan acuan pada perhitungan P_u . P_{u1} bernilai 0.469, P_{u2} bernilai 0.339, dan P_{u3} bernilai 0.441 sehingga rata-ratanya bernilai 0.327 yang menjadi nilai P_u .

K_u dengan nilai 9.50 dan P_u dengan nilai 0.327 menghasilkan konstanta P sebesar 5.7, konstanta I sebesar 34.862, konstanta D sebesar 0.233. Namun, dengan perhitungan Ziegler-Nichols menghasilkan nilai K_i yang sangat besar. Nilai K_i yang besar ini dapat meningkatkan *overshoot* sehingga dalam pengujian sistem kendali nilai K_i diturunkan secara drastis hingga menjadi 0.349 (1%). Hasil pengujian ditampilkan pada Gambar 17(b).



Gambar 17 Grafik sudut *pitch* vs waktu (a) *tuning* dengan $K_u = 9.50$ (b) sistem kendali PID dengan $K_p = 5.700$, $K_i = 0.349$, dan $K_d = 0.233$

Dapat terlihat pada Gambar 17(b) bahwa sudut kendali mampu mengembalikan *tiltrotor* ke *setpoint* pada modus transisi. *Steady-state error* juga mampu diredam dengan menggunakan sistem kendali ini meskipun *overshoot* tetap muncul dalam respon sistem. Kemudian dari hasil

pengujian tersebut ditentukan rata-rata dan standar deviasi. Rata-rata dan standar deviasi dihitung dari titik pertama yang mencapai -25° hingga data terakhir pada grafik. Titik pertama yang mencapai -25° ketika waktu transisi mencapai 0.242 s. Data hasil pengujian disajikan pada lampiran. Rata-rata sudut *pitch* adalah sebesar -25.26° dengan standar deviasi 2.87° . Dengan melihat hasil pengujian tersebut maka dapat dinyatakan bahwa sistem kendali yang cocok untuk sudut *pitch* modus transisi *tiltrotor* adalah sistem kendali PID dengan $K_p = 5.700$, $K_i = 0.349$, dan $K_d = 0.233$. Sistem kendali ini mampu mempertahankan posisi sudut *pitch* pada -25° ketika *tiltrotor* memasuki modus transisi.

4. KESIMPULAN

Dari hasil pengamatan, pengujian, dan analisis pada hasil yang diperoleh dalam penelitian ini, kesimpulan yang dapat diambil adalah sebagai berikut:

1. Telah dirancang dan dibuat sistem kendali untuk menjaga kestabilan sudut orientasi *roll*, *pitch*, dan *yaw tiltrotor* pada modus *hovering* dan transisi menggunakan PID.
2. Sistem kendali pada modus transisi pada sudut *roll* dengan *setpoint* 0° mampu mempertahankan posisi sudut *roll* pada sudut rata-rata 0.48° dengan standar deviasi 1.75° , pada sudut *pitch* dengan *setpoint* -25° mampu mempertahankan posisi sudut *pitch* pada sudut rata-rata -25.26° dengan standar deviasi 2.87° , pada sudut *yaw* mampu mempertahankan posisi sudut *yaw* pada rentang -10° hingga 0° dengan sudut rata-rata -3.78° dan standar deviasi 1.83° .

5. SARAN

Pada penelitian ini masih terdapat banyak kekurangan sehingga perlu dilakukan penyempurnaan. Berikut saran-saran untuk semakin menyempurnakan penelitian ini.

1. Peran aktuator pada *tiltrotor* sangat berpengaruh besar terhadap sistem kestabilan *tiltrotor* sehingga perlu perhatian penuh pada pemilihan spesifikasi aktuator. Misalnya menggunakan motor *brushless* dengan *thrust* yang besar sehingga dapat mempercepat respon sistem kendali.
2. Diperlukan metode tuning yang lebih baik pada sudut *yaw* agar didapat sistem kendali yang akurat dan mampu mempertahankan sudut *yaw tiltrotor* dengan baik. Untuk penelitian selanjutnya, mekanika sistem *tilting* pada *tiltrotor* dapat ditingkatkan kemampuannya dengan menggunakan *dual oblique active tilting* yang dapat mengurangi interferensi sistem kendali pada sudut *pitch* terhadap perilaku perubahan sudut motor servo pada modus transisi sehingga *tiltrotor* dapat menghasilkan perilaku terbang maju secara maksimal.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Ogata, K., 2010, *Modern Control Engineering Fifth Edition*, Prentice Hall, New Jersey.
- [2] Copeland, B.R., 2008, *The Design of PID Controllers Using Ziegler Nichols Tuning*. New York.
- [3] Gress, G.R., 2007, *Lift fans as Gyroscopes for Controlling Compact VTOL Air Vehicles: Overview and Development Status of Oblique Active Tilting*. Gress Aerospace, Toronto, Canada.
- [4] Kardono, Effendi, R.A.K., Fatoni, A., 2012, *Perancangan dan Implementasi Sistem Pengaturan Optimal LQR untuk Menjaga Kestabilan Hover pada Quadcopter*, Jurnal Teknik ITS Vol.1.