

SISTEM KENDALI KETINGGIAN *QUADCOPTER* MENGGUNAKAN PID Gembong Edhi Setyawan¹, Eko Setiawan², Wijaya Kurniawan³

^{1,2,3} Fakultas Ilmu Komputer Universitas Brawijaya Malang
Email: ¹gembong@ub.ac.id, ²ekosetiawan@ub.ac.id, ³wjaykurnia@ub.ac.id

(Naskah masuk: 11 Juni 2015, diterima untuk diterbitkan: 22 Juli 2015)

Abstrak

Quadcopter (Quadrotor Helicopter) merupakan salah satu jenis UAV yang memiliki 4 baling-baling. *Quadcopter* mempunyai kelebihan pada mobilitas dan fleksibilitas untuk menjelajahi wilayah yang sempit. Penelitian ini adalah tahap awal untuk merancang sistem navigasi otomatis UAV pada *quadcopter*, yaitu dengan merancang sistem kendali ketinggian UAV *quadcopter* menggunakan metode PID (*Proportional Integral Derivative*). Penalaan parameter PID menggunakan metode osilasi *zieger nichols*. Pemodelan matematis pergerakan *quadcopter* telah didapatkan di penelitian ini. Hasil dari pemodelan digunakan untuk menentukan parameter PID secara simulasi menggunakan MATLAB. Berdasarkan perangkat yang digunakan dalam *quadcopter*, pengendalian pergerakan dalam sudut *roll* (ϕ) dan *pitch* (θ) memperoleh nilai $K_p=0,12$; $K_i=0,037$ dan $K_d=0,0975$. Pengendalian sudut yaw (ψ) memperoleh $K_p=0,9$; $K_i=0,22$ dan $K_d=0,76$. Sedangkan pengendalian ketinggian (*altitude*) didapatkan $K_p=1,2$; $K_i=0,28$ dan $K_d=1,13$.

Kata kunci: ketinggian, PID, *quadcopter*, sistem kendali, UAV

Abstract

Quadcopter (Quad rotor Helicopter) is one type of UAV that has 4 propellers. The advantages of *quadcopter* UAV are the mobility and flexibility to explore a narrow region. This study is an early stage to design the automatic navigation system on the *quadcopter* UAV. The design of altitude control system of *quadcopter* UAV using PID (*Proportional Integral Derivative*) and method of *Zieger Nichols* became the focus in this study. This study have acquired mathematical modelling *quadcopter* UAV movement. The results of the modelling used to determine the PID parameters using MATLAB simulation. Based on the device used to control the movement of the roll angle (ϕ) and pitch (θ) obtained $K_p = 0.12$; $K_i = 0.037$ and $K_d = 0.0975$. Control of the yaw angle (ψ) obtained $K_p = 0.9$; $K_i = 0.22$ and $K_d = 0.76$. While controlling altitude obtained $K_p = 1.2$; $K_i = 0.28$ and $K_d = 1.13$.

Keywords: altitude, control system, PID, *quadcopter*, UAV

1. PENDAHULUAN

Quadcopter adalah salah satu jenis UAV yang digerakan dengan 4 rotor. Pengendalian sistem tersebut dicapai dengan memvariasikan kecepatan masing-masing rotor untuk membentuk gerakan dari *quadcopter* tersebut. *Quadcopter* pertama dalam sejarah dikembangkan oleh De Bothezat pada taun 1921. Setelah itu, beberapa model diciptakan, seperti mesicopter (Leishman, 2000). Banyak penelitian dan perbaikan terus dilakukan pada sistem *quadcopter*, misalnya *quadcopter* yang dimodelkan dengan memasukkan badan pesawat dan dinamika motor serta dikendalikan dengan memisahkan antara benda padat dengan dinamika motor (Hamel, dkk, 2002). Penggunaan kontroler PD (*proporsional* dan *derivative*) untuk menjaga kestabilan dari UAV telah diteliti oleh Erginer dan Altug (2007).

Pengembangan UAV untuk dimanfaatkan dalam aplikasi telah dilakukan oleh banyak orang. Caballero, Martinez-de-Dios dan Maza (2010) memanfaatkan UAV untuk melakukan pengamatan terhadap kebakaran hutan. Coifman, dkk, (2006) melakukan pengawasan terhadap kondisi trafik

jalan. Pemanfaatan UAV dalam aplikasi membutuhkan UAV yang bisa bergerak secara otomatis sesuai dengan lingkungan dan tanpa dikendalikan oleh manusia. Salah satu hal yang harus dirancang untuk membuat sistem navigasi otomatis yaitu dengan merancang sistem kendali posisi UAV. Salah satu parameternya yang harus dikendalikan agar posisi UAV stabil adalah dengan menjaga ketinggian atau *altitude hold* dari UAV.

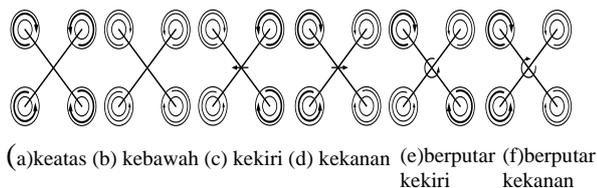
Menentukan metode sistem kendali posisi UAV *quadcopter* yang tepat merupakan suatu permasalahan tersendiri. Sistem kendali neural adaptive telah disimulasikan untuk mengendalikan UAV (Hazry dan Zairil, 2011). Raza (2010) menggunakan *Fuzzy* untuk mengendalikan posisi, ketinggian dan sikap dari UAV. Pengendalian posisi dan ketinggian dari UAV juga dilakukan oleh Lee (2011) menggunakan metode *Dynamic Surface Control* (DSC). Salih, dkk (2010) melakukan simulasi dengan Matlab untuk menguji kecepatan respon dari penggunaan kontroler PID di UAV *quadcopter*. Penelitian-penelitian ini dalam menguji kontroler nya menggunakan simulasi *software*, yang kemudian hasilnya diterapkan ke UAV. Hasil

penelitian menunjukkan bahwa kontroler PID mempunyai kinerja yang lebih baik untuk diterapkan dalam UAV *quadcopter* karena memiliki respon yang lebih cepat.

Penelitian ini bertujuan untuk mengendalikan ketinggian UAV dengan menggunakan kontroler PID. Kontroler PID merupakan gabungan dari beberapa tipe kontroler yaitu *proporsional*, *integral* dan *derivative*. Penggunaan PID dikarenakan tidak memerlukan memori pemrosesan yang besar, sehingga sangat cocok untuk diterapkan dalam sistem *embedded* yang mempunyai memori terbatas. Selain dari pada itu dengan menggunakan PID, kelebihan dari masing-masing tipe kontroler dapat digabungkan. Metode yang dilakukan untuk melakukan penalaan parameter PID adalah menggunakan metode osilasi *ziegler nichols*. Metode *ziegler nichols* adalah metode penalaan parameter PID secara eksperimental. Metode ini didasarkan pada reaksi plant yang dikenai suatu perubahan. Dalam menentukan parameter PID menggunakan simulasi MATLAB dari Quad-Sim (Hartman, 2014). Penggunaan simulasi sangat diperlukan untuk mengurangi resiko, jika menggunakan alat yang sebenarnya.

2. PERGERAKAN UAV

Quadcopter merupakan UAV yang digerakkan dengan 4 buah rotor, sehingga bisa disebut juga sebagai *quadrotor*. Empat buah rotor tersebut ditempatkan pada sisi-sisi *quadcopter* dan saling berpasangan dengan rotor yang ada dihadapannya. Tiap pasang rotor tersebut berputar dengan arah putar yang berbeda. Sepasang rotor berputar searah jarum jam, sedangkan sepasang lainnya berputar berlawanan arah jarum jam. Dengan mengubah-ubah besar kecepatan putar dari rotor-rotor tersebut, kita dapat memperoleh gaya angkat dan torsi yang berbeda-beda yang mempengaruhi *elevasi*, deklinasi, arah terbang, dan manuver dari *quadcopter*. Pengaruh kecepatan rotor terhadap pergerakan *quadcopter* dapat dilihat pada Gambar 1.



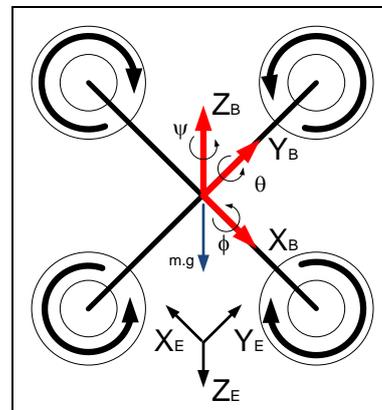
Gambar 1. Pergerakan quadcopter berdasarkan kecepatan motor

Pada Gambar 1. kecepatan dan arah masing-masing rotor ditunjukkan oleh gambar arah panah. Gambar arah panah yang terlihat lebih besar menunjukkan rotor yang bergerak lebih cepat dibandingkan dengan gambar arah panah yang lebih

kecil. Pada *quadcopter* yang bergerak lepas landas (keatas) dan melakukan hovering (terbang melayang dengan ketinggian tertentu dari tanah) ditunjukkan pada Gambar 1(a) dan (b). Pada gambar tersebut terlihat rotor diputar dengan kecepatan yang agar diperoleh gaya angkat yang sama dan identik pada setiap titiknya. Pada *quadcopter* yang bergerak kearah kiri atau kanan arah dan kecepatan masing-masing rotor ditunjukkan pada Gambar 1(c) dan (d). Sedangkan pada Gambar 1(e) dan (f) menunjukkan *quadcopter* yang bergerak memutar kekiri dan kekanan.

3. 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 seperti terlihat pada Gambar 2. 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.



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

4. TRANSFER FUNCTION QUADCOPTER

Perbedaan daya dorong yang ditimbulkan oleh masing-masing motor pada quadcopter, akan menimbulkan torsi gangguan/lawan yang persamaannya dapat dilihat pada (1), (2) dan (3).

$$\phi(s) = \frac{B^2bl}{I_{xx}s^2(s+A)^2} (u_4^2(s) - u_2^2(s)) \tag{1}$$

$$\theta(s) = \frac{B^2bl}{I_{yy}s^2(s+A)^2} (u_3^2(s) - u_1^2(s)) \tag{2}$$

$$\psi(s) = \frac{B^2bl}{I_{zz}s^2(s+A)^2} \sum_{i=4}^1 (-1)^{i+1} u_i^2(s) \tag{3}$$

Dimana:

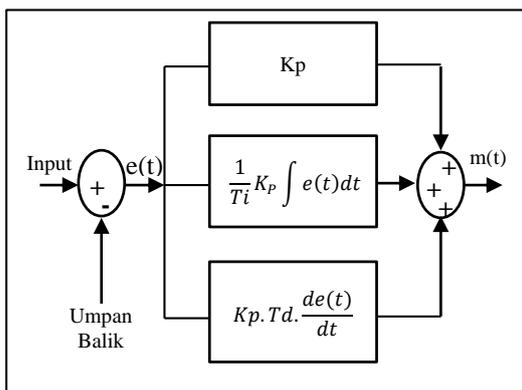
- ϕ : Sumbu roll
- θ : Sumbu pitch
- ψ : Sumbu yaw
- I_{xx} : Momen inersia pada sumbu x
- I_{yy} : Momen inersia pada sumbu y
- I_{zz} : Momen inersia pada sumbu z
- u : Masukan motor brushless
- J_r : Momen inersia rotor
- b : Faktor daya angkat
- d : Faktor gaya gesek
- l : Panjang lengan
- Ω : Kecepatang anguler propeller
- J_m : Inersia motor

Terlihat di persamaan (1), (2) dan (3) bahwa *plant quadcopter* mempunyai orde dua. Pengontrolan *plant* orde dua yang karakteristiknya mengandung *overshoot* dan peredaman yang besar dapat diperbaiki menjadi orde satu dengan menggunakan PID sehingga karakteristik responnya menjadi tanpa *overshoot* dan peredaman.

5. KONTROLER PID

Kontroler PID (*Proportional, Integral, Derivative*) merupakan kontroler untuk menentukan presisi suatu system instrumentasi dengan karakteristik adanya umpan balik pada sistem. Komponen kontrol PID ini terdiri dari tiga jenis yaitu Proporsional, Integratif dan Derivatif.

Elemen-elemen kontroler P, I dan D bertujuan untuk mempercepat reaksi sebuah sistem, menghilangkan *offset* dan menghasilkan perubahan awal yang besar (Gunterus, 1994). Blok diagram kontroler PID ditunjukkan pada Gambar 3.



Gambar 3. Diagram blok kontroler PID (Gunterus, 2004)

Keluaran kontroler PID merupakan jumlahan dari keluaran kontroler proporsional, kontroler integral dan kontroler differensial. Karakteristik kontroler PID sangat dipengaruhi oleh kontribusi besar dari ketiga parameter P, I dan D. Penyetelan konstanta K_p , T_i , dan T_d akan mengakibatkan menonjol sifat dari masing-masing elemen. Satu atau dua dari ketiga konstanta tersebut dapat disetel lebih menonjol dibanding yang lain.

6. PENALAAAN PARAMETER PID

Penalaan parameter kontroler PID selalu didasari atas tinjauan terhadap karakteristik yang diatur (*Plant*). Dengan demikian betapapun rumitnya suatu plant, perilaku plant tersebut harus diketahui terlebih dahulu sebelum penalaan parameter PID itu dilakukan. Karena penyusunan model matematik plant tidak mudah, maka dikembangkan suatu metode eksperimental. Metode ini didasarkan pada reaksi plant yang dikenai suatu perubahan. Dengan menggunakan metode itu model matematik perilaku plant tidak diperlukan lagi, karena dengan menggunakan data yang berupa kurva keluaran, penalaan kontroler PID telah dapat dilakukan. Pada penelitian ini menggunakan metode osilasi *zieger nichols*.

Metode ini didasarkan pada reaksi sistem untaiian tertutup. Plant disusun serial dengan kontroler PID. Semula parameter parameter integrator disetel tak berhingga dan parameter diferensial disetel nol ($T_i = \infty$; $T_d = 0$). Parameter proporsional kemudian dinaikkan bertahap. Mulai dari nol sampai mencapai harga yang mengakibatkan reaksi sistem beresilasi. Reaksi sistem harus beresilasi dengan magnitud tetap (*Sustain oscillation*) (Gunterus, 1994).

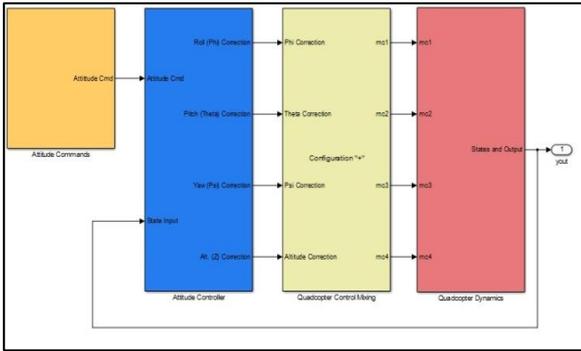
Nilai penguatan proportional pada saat sistem mencapai kondisi *sustain oscillation* disebut *ultimate gain* K_u . Periode dari *sustained oscillation* disebut *ultimate period* P_u (Gunterus, 1994). Penalaan parameter PID didasarkan terhadap kedua konstanta hasil eksperimen, K_u dan P_u . Ziegler dan Nichols menyarankan penyetelan nilai parameter K_p , T_i , dan T_d berdasarkan rumus yang diperlihatkan dalam Tabel 1.

Tabel 1. Penalaan parameter PID dengan osilasi

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

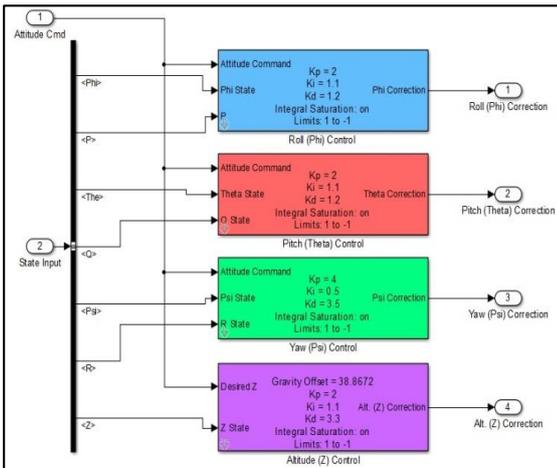
7. SIMULASI DENGAN MATLAB

Simulasi digunakan untuk membantu menentukan parameter PID (K_p , T_i dan T_d), karena terlalu beresiko jika menggunakan UAV *quadcopter* secara langsung. Pemodelan *quadcopter* secara matematis telah didapatkan dipersamaan (1), (2) dan (3). Dari pemodelan matematis tersebut kemudian dimodelkan dengan menggunakan simulink pada matlab yang terlihat pada Gambar 4.



Gambar 4. Model simulink *quadcopter* (Hartman, 2014)

Blok *attitude commands* merupakan input dari model dalam hal ini adalah posisi dari *quadcopter*. Posisi *quadcopter* meliputi *attitude/sikap* yaitu ϕ (roll), θ (pitch) dan ψ (yaw) serta z (*altitude/ketinggian*) *quadcopter*. *Attitude* dan *altitude* (*ketinggian*) inilah yang harus bisa dijaga agar pergerakan *quadcopter* sesuai dengan yang diinginkan. Sebagai pengendali digunakan kontroler PID, dimana dalam model simulink tersebut terletak pada blok *attitude controller*. Didalam blok *attitude controller* dapat dilihat pada Gambar 5.

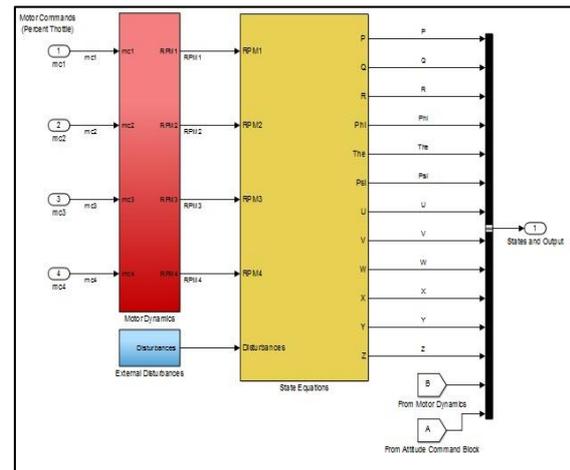


Gambar 5 Blok *attitude controller*

Masing-masing parameter PID dari *roll*, *pitch*, *yaw* dan *altitude* dapat diatur secara manual. Blok *quadcopter control mixing* digunakan untuk mengisikan variabel-variabel yang ada di *quadcopter*, seperti berat, *frame* (rangka), baterai dan lain-lain. Kemudian blok *quadcopter dynamics* digunakan untuk mengisikan pemodelan matematis dari *quadcopter*. Isi dari blok ini dapat dilihat pada Gambar 6. Pada Gambar 6 terlihat bahwa terdapat dua blok yang digunakan untuk mengisikan pemodelan matematis, yaitu blok *motor dynamics* dan *state equation*. Blok *motor dynamics* digunakan untuk mengisikan persamaan matematis dari motor sedangkan blok *state equation* digunakan untuk matematis dari *quadcopter*. Output dari blok *motor dynamics* dan *state equation* ini adalah kecepatan putar dari masing-masing motor yang ada pada

quadcopter. Karena prinsip dari pengendalian *quadcopter* sebenarnya adalah mengendalikan kecepatan putar dari 4 motor pada baling-baling *quadcopter*.

Hasil dari pergerakan *quadcopter*, yaitu *attitude* dan *altitude*, kemudian diumpukan balikkan untuk dibandingkan dengan input (kondisi yang diinginkan), jika terdapat selisih dengan kondisi yang diinginkan berarti terdapat *error* (kesalahan) yang harus diperbaiki oleh kontroler PID. Fungsi dari kontroler PID ini adalah untuk meminimalkan *error* (kesalahan).



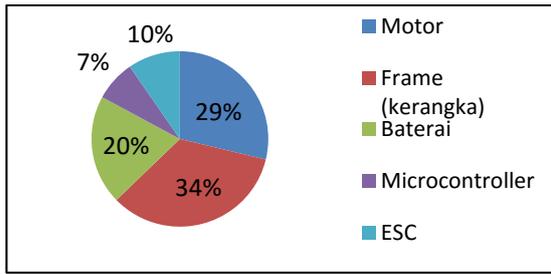
Gambar 6. Blok *quadcopter dynamics*

8. HASIL PERANCANGAN UAV QUADCOPTER

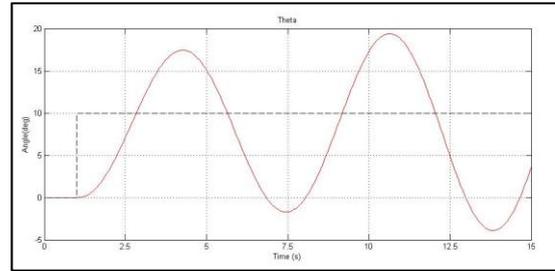
Hasil perancangan UAV *quadcopter* dapat dilihat di Gambar 7. Berdasarkan perangkat *hardware* yang digunakan, *quadcopter* pada Gambar 7 mempunyai berat total sebesar 918,24 g, dengan distribusi berat terlihat pada Gambar 8.



Gambar 7. Hasil Perancangan UAV Quadcopter



Gambar 8. Distribusi berat Quadcopter

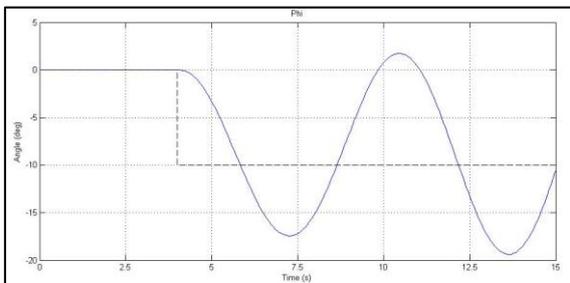


Gambar 10. Keadaan beresilasi saat penalaan parameter PID pada sudut θ

9. HASIL SIMULASI

Kontroler PID digunakan untuk mengendalikan *attitude* (ϕ , θ , ψ) dan *altitude* (z) dari quadcopter. Masing-masing dari parameter *attitude* dan *altitude* tersebut membutuhkan PID dari sendiri-sendiri. Penalaan parameter kontroler PID menggunakan metode ziegler nichols secara osilasi.

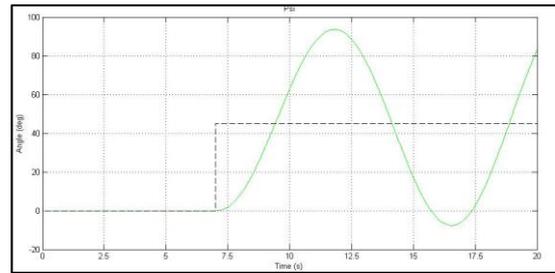
Penalaan parameter PID pertama kali dilakukan untuk mengendalikan pergerakan/sudut *roll* (ϕ) dari *quadcopter*. Pada saat penalaan parameter PID di *roll*(ϕ) ini, PID di *pitch* (θ), *yaw* (ψ) dan *altitude* (z) tidak difungsikan. Keadaan beresilasi pada sudut *roll* ditunjukkan pada Gambar 9. Keadaan beresilasi tersebut diperoleh pada saat nilai $K_u = 0,2$ dan sesuai dengan grafik pada Gambar 9, diperoleh nilai $P_u = 6,5$ s. Berdasarkan Tabel 1, jika menggunakan kontroler PID maka diperoleh $K_p = 0,12$; $T_i = 3,25$ s dan $T_d = 0,8125$ s, sehingga $K_i = 0,037$ dan $K_d = 0,0975$.



Gambar 9 Keadaan beresilasi saat penalaan parameter PID pada sudut ϕ

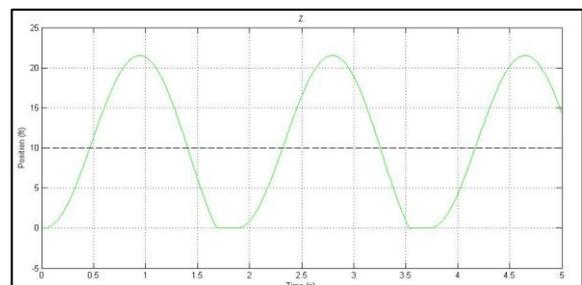
Gambar 10. menunjukkan keadaan beresilasi pada penalaan parameter PID sudut θ , dimana diperoleh pada saat $K_u = 0,2$. Berdasarkan grafik pada Gambar 10. diperoleh $P_u = 6,5$ s. Berdasarkan Tabel 1, jika menggunakan kontroler PID maka diperoleh $K_p = 0,12$; $T_i = 3,25$ s dan $T_d = 0,8125$ s, sehingga $K_i = 0,037$ dan $K_d = 0,0975$.

Gambar 11. menunjukkan keadaan beresilasi pada penalaan parameter PID sudut ψ , dimana diperoleh pada saat $K_u = 1,5$. Berdasarkan grafik pada Gambar 11. diperoleh $P_u = 9,5$ s. Berdasarkan Tabel 1, jika menggunakan kontroler PID maka diperoleh $K_p = 0,9$; $T_i = 5,25$ s dan $T_d = 1,1875$ s, sehingga $K_i = 0,22$ dan $K_d = 0,76$.



Gambar 11 Keadaan beresilasi saat penalaan parameter PID pada sudut ψ

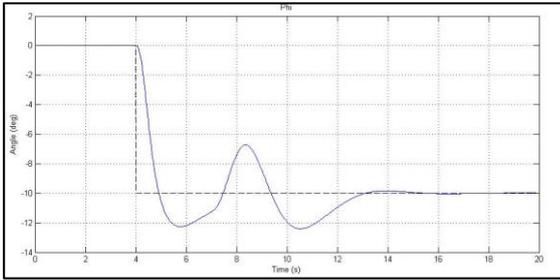
Penalaan parameter PID untuk *altitude* atau ketinggian pada saat beresilasi ditunjukkan pada Gambar 12. Pada grafik tersebut diperoleh nilai $K_u = 2$ dan $P_u = 8,5$. Berdasarkan Tabel 1, dengan menggunakan kontroler PID diperoleh $K_p = 1,2$; $T_i = 4,25$ dan $T_d = 1,0625$, sehingga $K_i = 0,28$ dan $K_d = 1,13$.



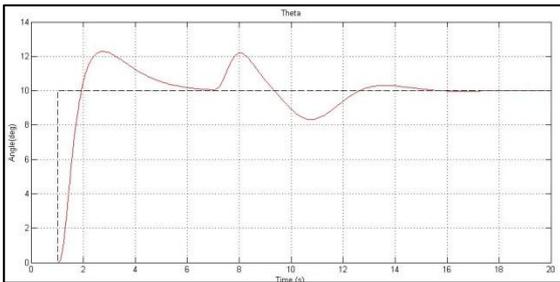
Gambar 12. Keadaan beresilasi saat penalaan parameter PID pada *altitude*

10. Pengujian UAV Quadcopter

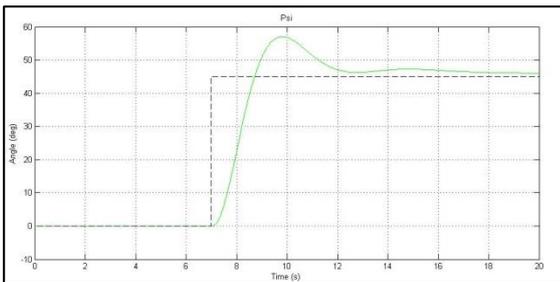
Hasil pengujian quadcopter berdasarkan parameter-parameter PID yang diperoleh dengan menggunakan metode osilasi *ziegler nichols* ditunjukkan pada Gambar 13. untuk *roll*, Gambar 14 untuk *pitch*, Gambar 15 untuk *yaw* dan Gambar 16 untuk *altitude* (ketinggian). Pengujian ini diberikan dengan memberikan kecepatan pada ke empat motor pada *quadcopter* sebesar 4000 rpm. Dengan memberikan kecepatan yang sama pada keempat motor diharapkan *quadcopter* akan stabil pada ketinggian tertentu.



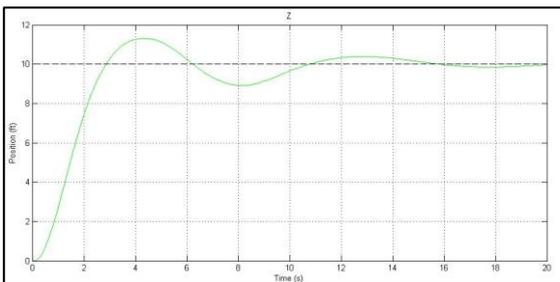
Gambar 13. Hasil pengujian pada sudut roll (ϕ)



Gambar 14. Hasil pengujian pada sudut pitch(θ)



Gambar 15. Hasil pengujian pada sudut yaw(ψ)



Gambar 16. Hasil pengujian *altitude*/ketinggian

Berdasarkan Gambar 16, dengan memberikan kecepatan yang sama pada keempat motor di *quadcopter* yaitu sebesar 5400rpm, terlihat bahwa *quadcopter* akan stabil pada ketinggian sekitar 10 ft atau 3,05 m. Waktu yang diperoleh untuk mencapai keadaan stabil (*settling time*) sebesar 14,5 detik.

11. KESIMPULAN

- Pemodelan matematis UAV *quadcopter* telah didapatkan dan berhasil digunakan untuk

melakukan simulasi pergerakan *quadcopter* dengan matlab.

- Perancangan kontroler PID untuk sudut *roll* (ϕ), menghasilkan $K_p = 0,12$; $K_i = 0,037$ dan $K_d = 0,0975$.
- Perancangan kontroler PID untuk sudut *pitch*(θ), menghasilkan $K_p = 0,12$; $K_i = 0,037$ dan $K_d = 0,0975$.
- Perancangan kontroler PID untuk sudut *yaw* (ψ), menghasilkan $K_p = 0,9$; $K_i = 0,22$ dan $K_d = 0,76$.
- Perancangan kontroler PID untuk *altitude*/ketinggian, menghasilkan $K_p = 1,2$; $K_i=0,28$ dan $K_d = 1,13$.

Dengan kecepatan pada keempat motor di *quadcopter* sebesar 4000 rpm, diperoleh ketinggian yang stabil sekitar 3,05 m dengan waktu (*settling time*) 14,5 detik.

12. DAFTAR PUSTAKA

Caballero, F., Martinez-de-Dios, J.R., Maza, I., Automatic Forest Fire Monitoring and Measurement Using Unmanned Aerial Vehicle, International Conference on Forest Fire Research, D.X.Viegas (Ed.)

Coifman, B., McCord, M., Mishalani, R.G, Iswalt, M., and Ji, Y., 2006, Roadway Traffic Monitoring from an Unmanned Aerial Vehicle, IEE Proc. Intell. Transp. Syst. Vol. 153, No. 1.

Erginer, B., and Altug, E., 2007, Modelling and PD control of a quadrotor VTOL vehicle, in *Proceedings of the IEEE Intelligent Vehicles Symposium, Istanbul, Turkey*, pp. 894-899.

Gunterus, F. 1994, *Falsafah Dasar: Sistem Pengendalian Proses*. Elex Media Komputindo, Jakarta.

Hamel, T., Mahony, R., Lozano, R., and Ostrowski, 2002, Dynamic modeling and configuration stabilization for an X-4-flyer, in *Proceedings of the 15th IFAC World Congress, Barcelona, Spai*.

Hartman, D., Landis, K., Mehrer, M., Moreno, S. And Kim, J., 2014, Quadcopter Dynamic Modelling and Simulation (Quad-Sim) V. 1.00. <https://github.com/dch33/Quad-Sim>. 10 Nopember 2014.

Hazry, D. dan Zairil, S., 2011, Adaptive Neural Controller Implementation In Autonomous Mini Aircraft Quadrotor (AMAC-Q) For Attitude Control Stabilization, IEEE 7th International Colloquium on Signal Processing and its Applications

Lee, K.U., 2011, Modeling and Altitude Control of Quad-rotor UAV, in *proc (IEEE)International conference on Control, Automation and Systems (ICCAS)*, Gyeonggi-do, SouthKorea.

- Leishman, J., 2000, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, New York.
- Merino, L., Caballero, F., Martinez, R.J., Maza, I., Ollero, A., 2010, Automatic Forest Fire Monitoring and Measurement using Unmanned Aerial Vehicles, VI International Conference on Forest Fire Research D. X. Viegas (Ed.).
- Raza, S.A., 2010, Intelligent Flight Control of an Autonomous quadrotor, www.intechopen.com
- Salih, A.L., Moghavvemi, M., Mohamed, A.H.F., Gaeid, K.S., 2010, Flight PID Controller Design for a UAV Quadrotor, Scientific Research and Essays Vol. 5(23), pp. 3660-3667, ISSN 1992-2248, Academic Journals