

Pendaratan Otomatis Quadcopter Pada Platform Yang Bergerak Menggunakan Neuro Fuzzy

N. Hanafi, Mochammad Rameli, Rusdhianto Effendi Ak

Jurusan Teknik Elektro
Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)
Surabaya, Indonesia
noharos@gmail.com

Abstract—Perkembangan teknologi UAV khususnya pesawat *rotary wing* yaitu pesawat sayap berputar semakin pesat. *Quadcopter* merupakan pesawat yang memiliki empat buah motor yang dikendalikan secara terpisah. UAV *quadcopter* dirancang untuk dikendalikan dari jarak jauh dengan atau tanpa pilot. Pada penerbangan fase *landing* merupakan fase paling kritis, dimana resiko terjadinya kecelakaan sangat besar terlebih pendaratan pada tempat yang bergerak ritmik. Permasalahan muncul karena banyak kendala seperti struktur rangka yang kecil, peningkatan beban dan kecepatan angin yang berubah sehingga menjadikannya sulit untuk dikendalikan. Penggunaan algoritma kontrol *neuro fuzzy* yang mengolah sinyal kesalahan untuk digunakan mendarat pada tempat pendaratan yang bergerak ritmik tepat disaat posisi *pad landing* pada keadaan mendarat. Pada proses *auto landing quadcopter on moving platform* berfrekuensi 0.1Hz yang merepresentasikan gerakan gelombang air laut dibutuhkan kestabilan, kestabilan *quadcopter* untuk *pitch* dan *roll* dibutuhkan kontroler PD. Parameter PD kontroler, PD *pitch* dan *roll* dari *tuning* terstruktur simulasi di dapat konstanta $K_p=500$ dan $K_d=30$. Kendali pendaratan di tempat bergerak menggunakan *neuro fuzzy* pada simulasi *quadcopter* mampu *landing* dalam waktu 10 detik dari awal ketinggian 4 meter. Pada implementasi pendaratan lebih cepat dalam waktu 5 detik dari ketinggian 4 meter.

Keywords—*Quadcopter*; *autolanding*; *moving platform*; *neuro fuzzy*

I. PENDAHULUAN

Penguasaan teknologi dalam bidang militer sangat dibutuhkan, dimana wilayah keamanan Negara meliputi darat, laut dan udara. Peralatan tempur udara yang mampu menjelajah dalam segala bentuk medan memiliki peran yang sangat penting. Oleh karena itu, riset dan pengembangan teknologi dalam bidang militer berjalan dengan pesat. Perkembangan peralatan tempur saat ini berkembang begitu cepat, dimana peperangan dapat dilakukan layaknya sebuah permainan *game* di depan layar monitor. Munculnya pesawat tanpa awak (Unmanned Aerial Vehicle) dalam 1 dasawarsa terakhir dengan membawa senjata yang dapat dikendalikan dari jarak yang jauh sangat membantu operasi militer agar misi tercapai dengan resiko hilangnya nyawa manusia sampai dengan 0% atau di sebut *zero victim* yaitu 100% selamat. Robot – robot udara ini juga dapat digunakan untuk melakukan *surveillance*, pemotretan udara untuk kebutuhan non-militer dan masih banyak yang lainnya untuk memberikan informasi.

Salah satu robot udara yaitu helikopter dengan model memiliki 4 buah baling – baling berstruktur segi empat yang sering disebut *Quadrotor* atau *Quadcopter*. Riset mengenai UAV khususnya *quadrotor* semakin banyak dilakukan dan Matilde Santos [3] dalam penelitiannya *Intelligent Fuzzy Controller of a quadrotor* dihasilkan gerak *quadrotor* yang baik saat terbang menuju ke ketinggian yang direncanakan, pengaturannya dengan menggabungkan pengendali PID dengan *fuzzy controller*. Hal ini menunjukkan bahwa *fuzzy controller* baik digunakan untuk sistem nonlinier yaitu *quadcopter*.

Pendaratan merupakan fase paling krusial pada penerbangan *quadcopter* dimana proses sebelum pendaratan yaitu *hover* harus terlebih dahulu didapatkan sebelum proses mendarat dengan menjaga kestabilan terbang *quadcopter*. Ukuran yang kecil dari *quadcopter* menjadikan UAV tersebut sulit untuk mendapatkan pengendalian kecepatan turun dan kestabilannya. Gangguan angin merupakan faktor yang sering muncul mempengaruhi kestabilan *quadcopter* pada saat melakukan pendaratan. Terlebih lagi pendaratan yang akan dicapai memiliki gerakan *roll* atau *pitch* yang merepresentasikan gelombang air. Riset menggunakan RC helikopter untuk pendaratan pada tempat yang bergerak oleh F. Saghafi [2] *automatic landing of small helicopter* pada tempat yang memiliki 4 derajat kebebasan cukup baik performa kontrol SDRE dengan kompensator pada kondisi proses pendaratan.

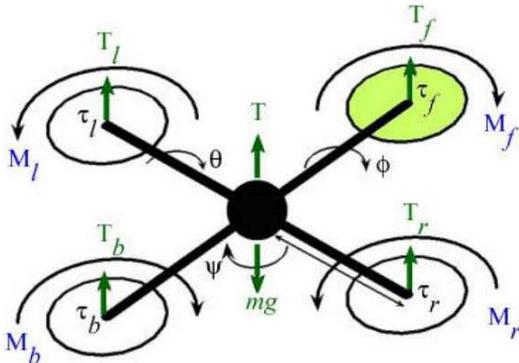
Auto landing menjadikan proses pendaratan pada tempat yang bergerak ritmik berfrekuensi 0.1Hz dapat dilakukan dengan baik menggunakan *neuro fuzzy*. Kontroler *neuro fuzzy* digunakan untuk mengetahui posisi ketinggian terhadap *platform* yang bergerak sehingga *quadcopter* mampu mendarat pada *platform* yang mempunyai gerakan *roll* dan *pitch* pada saat *platform* dalam keadaan mendarat. Kestabilan untuk mendarat digunakan kontroler PD agar posisi sudut *roll* dan *pitch* bernilai 0.

A. Subsection

Quadrotor atau disebut juga *quadcopter* adalah jenis helikopter yang memiliki gaya angkat berasal dari 4 buah rotor yang menyusunnya. Kontrol gerak *quadcopter* dapat dicapai dengan memberikan variasi kecepatan relatif dari masing-masing rotor untuk bergerak menuju suatu tujuan tertentu dengan torsi yang dihasilkan oleh masing – masing rotor penyusunnya. Keuntungannya adalah tidak mengatur sudut baling – baling seperti halnya pada helikopter

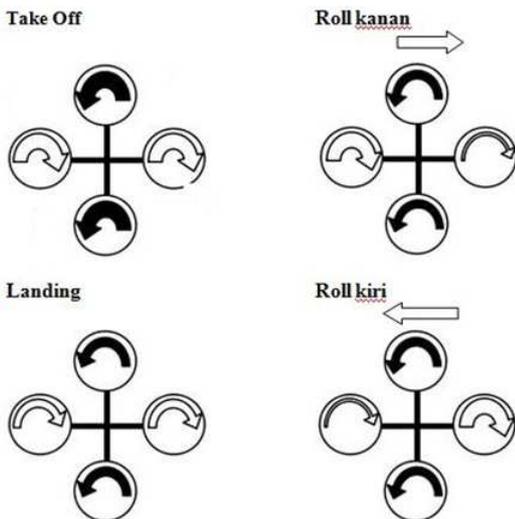
1. Gerakan Quadcopter

Bentuk quadcopter yang digunakan pada penelitian ini adalah jeni (+). Yang dimaksud bentuk + adalah motor depan dan belakang berpasangan berputar searah jarum jam dan motor kiri dan kanan berputar berlawanan dengan motor depan dan belakang. Gambar 1 ditunjukkan bentuk quadcopter.



Gambar 1. Bentuk quadcopter

Menambah kecepatan keempat motor akan menjadikan quadcopter bergerak keatas atau *take off* dan mengurangi kecepatannya akan menjadikan *quadcopter landing*. Dengan menambah kecepatan motor bagian kiri dan mengurangi kecepatan motor bagian kanan akan menjadikan gerak *roll* kanan pada *quadcopter* dan begitu pula sebaliknya. Hal ini terjadi gerakan translasi terhadap sumbu y. Gerakan maju dapat diperoleh dengan menambah kecepatan motor belakang dan mengurangi kecepatan motor bagian depan. Kondisi ini terjadi pergerakan translasi terhadap sumbu x.



Gambar 2. Bentuk quadcopter

2. Pemodelan Quadcopter [3]

Pemodelan fisik quadcopter cukup kompleks oleh karena itu asumsi – asumsi digunakan untuk menyederhanakan persamaannya. Asumsi yang dimaksud adalah sebagai berikut:

1. Quadcopter berstruktur simetris
2. Quadcopter memiliki baling – baling rigid
3. Struktur quadcopter rigid
4. Gaya drag dan thrust proporsional dengan kuadrat kecepatan baling-baling.

B. Dinamika Quadrotor

Quadcopter memiliki 6 DOF dan untuk mendeskripsikan gerakan digunakan dua frame referensi yaitu earth inersial reference (E-frame) dan bodifixed reference (B-frame).[3]

Dinamika quadcopter diasumsikan rigid yang di representasikan pada persamaan Euler-Newton.

$$\begin{bmatrix} ml & 0 \\ 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v}^b \\ \dot{\omega}^b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^b \times mv^b \\ \omega^b \times Jv^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^b \\ \Gamma^b \end{bmatrix} \quad (1)$$

m merupakan massa keseluruhan quadcopter, $J \in R^3$ merupakan matrik inersia quadcopter, ω^b dan v^b merupakan notasi untuk kecepatan putar dan kecepatan translasi dari bodi. $I \in R^3$ merupakan matrik identitas, F^b dan Γ^b adalah vektor gaya dan momentum pada quadcopter. Bentuk dari matrik-matrik dan vektor-vektor ini terdapat pada persamaan 2

$$J = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \quad I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \omega^b = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad F^b = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}$$

$$v^b = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \quad \Gamma^b = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

$\omega^b \times mv^b$ boleh diabaikan pada saat quadcopter terbang dengan kecepatan rendah. Kecepatan motor dinotasikan dengan simbol Ω_i , i adalah nomor urut motor.

$$T_i = C_T \rho A r^2 \Omega_i^2 \quad (3)$$

$$D_i = C_D \rho A r^2 \Omega_i^2 \quad (4)$$

C_T adalah koefisien *thrust*, sedangkan C_D adalah koefisien *drag*. Orientasi quadcopter terhadap frame bumi dapat dituliskan melalui persamaan (5)

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$R_E^B = R(\phi, \theta, \psi) = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi)$$

$$R_E^B = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - c\phi c\psi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\phi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{U_1}{m} \quad (6)$$

$$\ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \phi \sin \psi) \frac{U_1}{m} \quad (7)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{U_1}{m} \quad (8)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{Jr}{I_{xx}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \quad (9)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr - \frac{Jr}{I_{yy}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{yy}} \quad (10)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{U_4}{I_{zz}} \quad (11)$$

C. Kinematik Quadcopter

ξ adalah vektor kecepatan yang mengacu pada *E-frame*, v adalah vektor kecepatan mengacu *B-frame* dan J_{Θ} adalah matrik *Jacobian*. ξ terdiri dari *quadrotor linier* Γ^E [m] dan sudut Θ^E [rad] posisi pada *E-frame*

$$\dot{\xi} = J_{\Theta} v \quad (12)$$

$$\xi = [\Gamma^E \ \Theta^E]^T = [X \ Y \ Z \ \phi \ \theta \ \psi]^T \quad (13)$$

Matrik rotasi (R_{Θ}) dan matrik translasi (T_{Θ}) ditunjukkan pada persamaan

$$R_{\Theta} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - c\phi\psi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\phi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$T_{\Theta} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta \sin\phi & \tan\theta \cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sec\theta \sin\phi & \sec\theta \cos\phi \end{bmatrix} \quad (15)$$

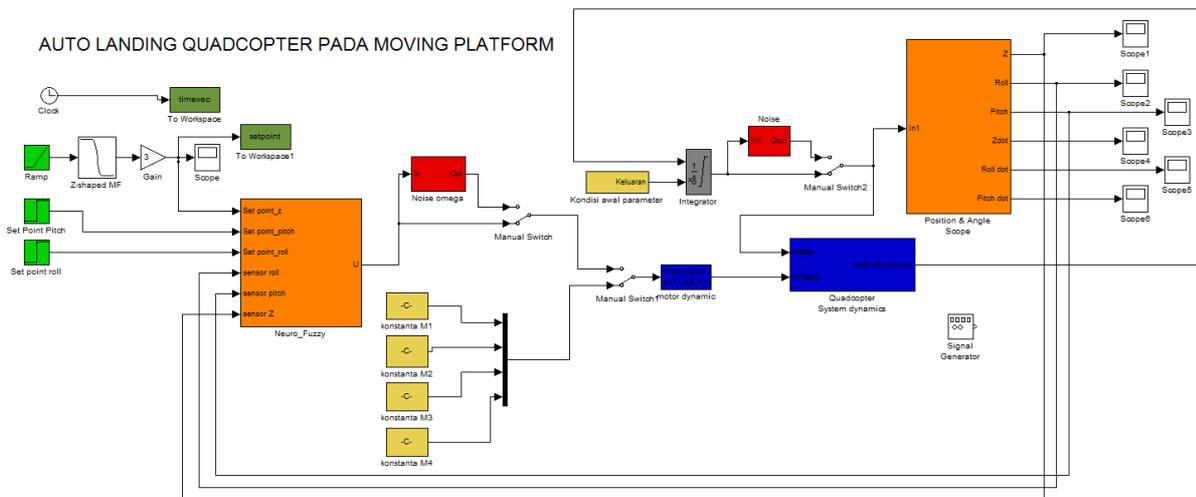
Hubungan antara posisi dan kecepatan dituliskan pada persamaan (16)

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - c\phi\psi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\phi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (16)$$

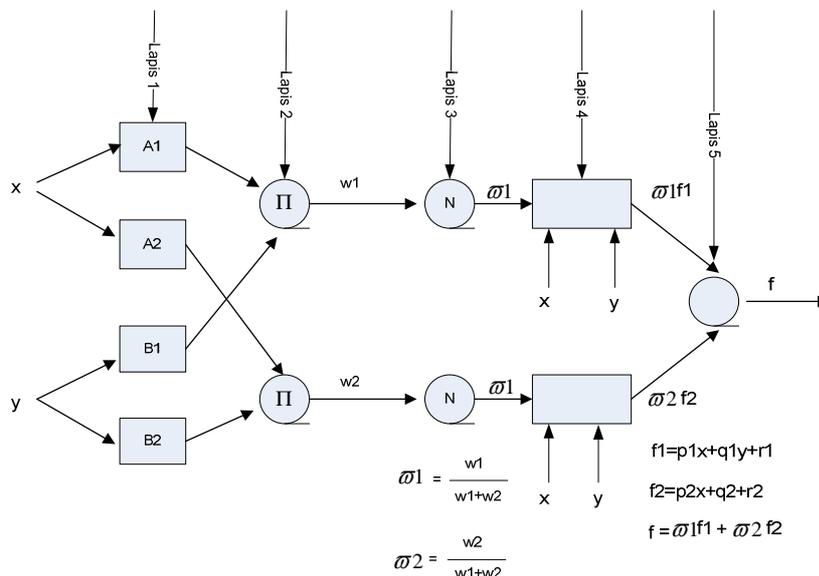
D. Gaya dan momen

Gaya dan momen pada *quadcopter* terjadi dikarenakan gaya yang terjadi pada masing-masing motor. *Quadcopter* tidak berbentuk aerodinamis sehingga gaya aerodinamis bisa diabaikan. Thrust atau gaya pada masing-masing motor dapat dituliskan dalam persamaan (17 s/d 20).

$$U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (17)$$



Gambar 4. Simulasi autoland quadcopter



Gambar 5. Struktur Neuro Fuzzy

$$U_1 = bl(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \quad (18)$$

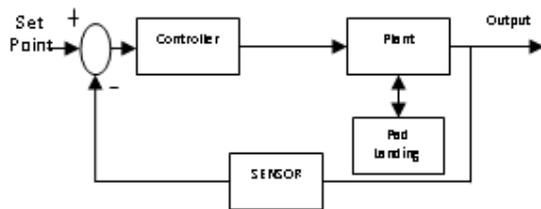
$$U_3 = bl(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (19)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (20)$$

Notasi atau lambang l merupakan panjang *quadcopter* yang terukur dari pusat baling-baling ke pusat *quadcopter*, b adalah *thrust* dan d adalah *drag*. Nilai *thrust* dan *drag* didapatkan berdasarkan eksperimen

II. PERUMUSAN MASALAH

Sistem kendali pendaratan *quadcopter* dalam bentuk blok sederhana ditunjukkan pada Gambar 3.



Gambar 3. Diagram blok fungsional.

Pada diagram blok fungsional yang ditunjukkan Gambar 3 *quadcopter* akan dibuat landing pada platform. Platform tersebut bergerak secara ritmik berfrekuensi 0.1Hz yang merupakan representasi dari bentuk gelombang air.

Pada Gambar 4 bagian simulasi autolanding yaitu kontrol neuro fuzzy terdapat pengendali untuk mengatur posisi roll dan pitch yang akan dibahas pada bagian hasil.

A. Pengendali

Bagian pengendali sistem dibagi menjadi dua bagian yaitu pengendali untuk kestabilan *quadcopter* dengan kontroler PD dan bagian untuk *landing* pada tempat bergerak dengan neuro fuzzy.

B. Pengendali Kestabilan

Langkah pertama adalah membuat variabel *error* dan *delta error* untuk mendapatkan perhitungan aksi dari pengendali PD. *Update* data sensor dilakukan secara berkala setiap kali program kembali ke awal dengan mendapatkan data dari sensor yang digunakan dengan membandingkan dengan data sebelumnya. Keluarannya akan diolah menjadi nilai pwm yang akan menjadi input ke masing-masing motor sesuai dengan gerakan yang terjadi baik *pitch* maupun *roll*. Karena *quadcopter* memiliki banyak input maka nilai konstanta PD dilakukan tuning secara eksperimen.

Tabel 1. Hasil uji kontroler PD

Kp	Kd	Respon Sudut Simulasi
500	30	Respon cepat, stabil, tanpa osilasi

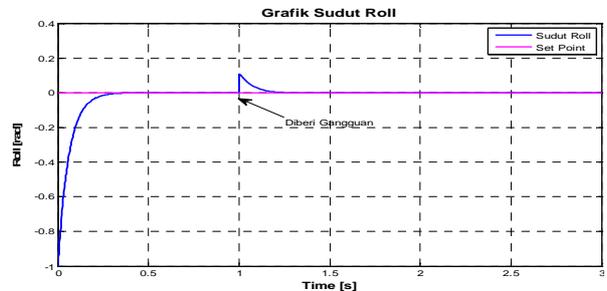
C. Pengendali Landing

Pengendali landing pada tempat pendaratan yang bergerak menggunakan neuro fuzzy yang memiliki lima buah layer seperti pada Gambar 5. Input x dan y pada pengendali tersebut berasal dari parameter kesalahan ketinggian yang dibaca oleh

sensor dan frekuensi pergerakan pad landing yaitu 0.1Hz (θ_{landing})

III. PENYELSAIAN

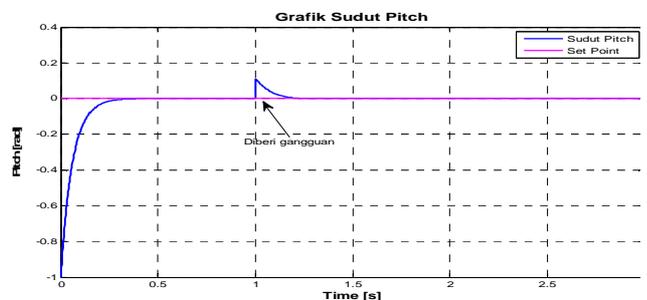
Dari permasalahan yang telah disajikan maka bagian ini akan disajikan penyelesaian. Hasil tuning eksperimen kontroler PD disajikan pada Tabel 1. Kendali kestabilan pada simulasi roll ditunjukkan pada Gambar 6.



Gambar 6. Respon sudut roll

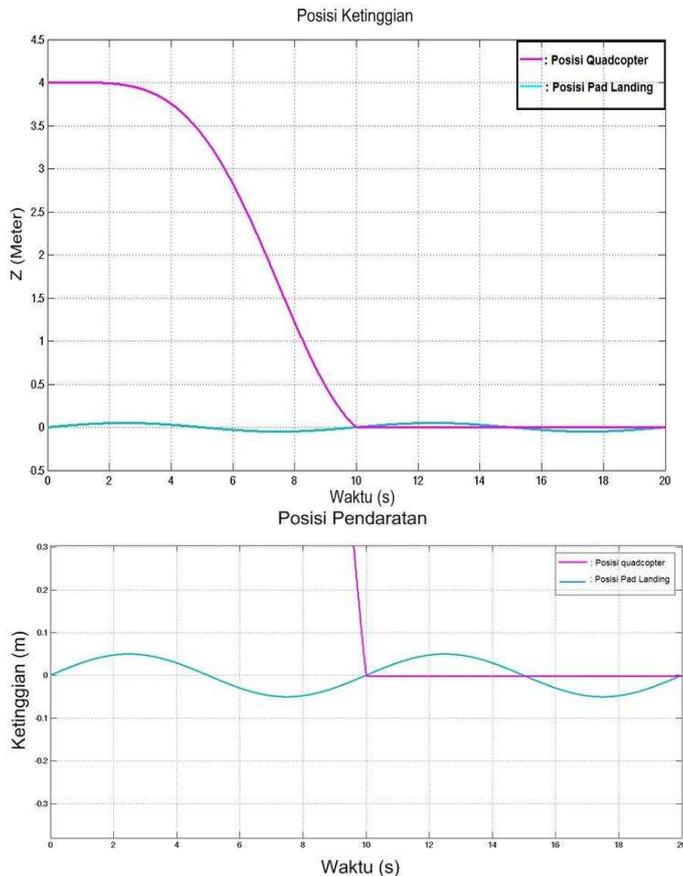
Dari permasalahan yang telah disajikan maka bagian ini akan disajikan penyelesaian. Hasil tuning eksperimen kontroler PD disajikan pada Tabel 1. Kendali kestabilan pada simulasi roll ditunjukkan pada Gambar 6.

Dari Gambar 6 dapat dilihat bahwa pada saat *plant* diberi gangguan pada *roll rate* pada detik ke-1 berupa sinyal uji step sebesar 10 radian, sudut *roll* dapat kembali ke *set point* 0. Pada saat diberi gangguan pada *roll rate* pengaruh gangguan terhadap sudut sebesar 0.28 radian dan kembali ke set point 0 dalam waktu 0.3 detik, ini menandakan respon koreksi dari kontroler bekerja dengan cepat. Gambar 7 menampilkan repon sudut pitch *quadcopter* yang telah diberikan gangguan.



Gambar 7. Respon sudut pitch dengan gangguan

Respon yang sangat baik oleh kontroler untuk melakukan koreksi. Pada saat mendapatkan gangguan terhadap sudut sebesar 0.3 radian maka kontroler mampu mengarahkan kembali ke posisi nol *set point* dalam waktu 0.3 detik. Hasil Simulasi pendaratan pada platform yang bergerak menggunakan *neuro fuzzy controller* ditunjukkan pada Gambar 8.

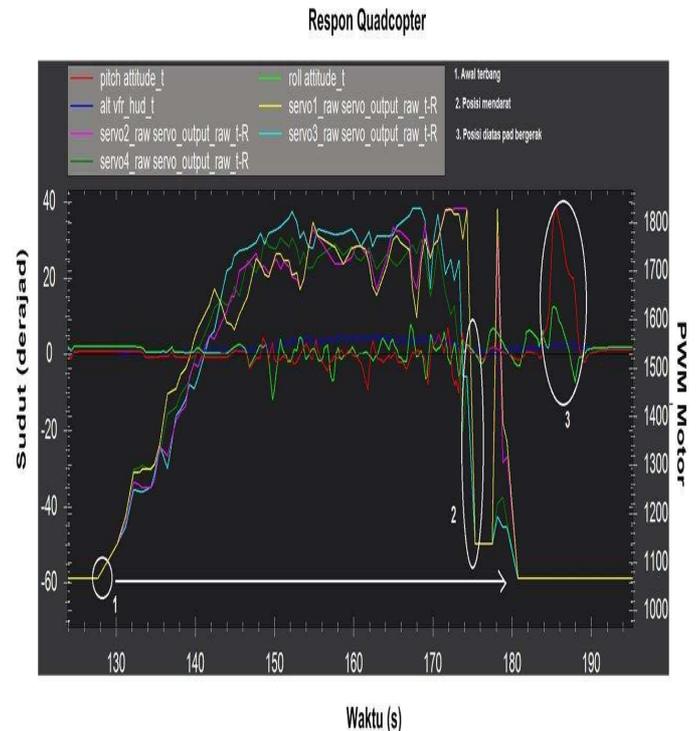


Gambar 9. Detail landing quadcopter

Quadcopter terbang dengan ketinggian menyesuaikan keadaan posisi pergerakan *pad landing*, akan tetapi ketinggian *quadcopter* semakin lama semakin menurun dan mampu melakukan pendaratan pada *pad landing* dengan posisi yang datar dalam waktu 10 detik. Hal ini dapat dicapai karena keluaran kontroler *neuro fuzzy* yang berpengaruh terhadap pengurangan $w_{nom}=82.88$ (putaran motor) mampu untuk mengurangi ketinggian dan mengetahui posisi mendarat *pad landing*. Detail pergerakan *quadcopter* ditunjukkan pada Gambar 9.

Landing quadcopter pada implementasi dilakukan dengan *lookuptable* karena mikrokontroller tidak mampu memproses metode *neuro fuzzy*. Sudut kemiringan dari quadcopter pada saat terbang baik *roll* maupun *pitch* akan membuat motor bekerja untuk menyeimbangkan *quadcopter*. Pada detik ke 150 tampak sudut *pitch* -15° hal ini menunjukkan quadcopter terjadi gerak *roll* ke kiri sebesar 15° oleh karena itu motor 3 mengalami peningkatan nilai PWM sampai dengan 1850 untuk menyeimbangkan posisi *quadcopter*. Pada saat proses menyeimbangkan, pada detik ke 162 dari grafik nampak *quadcopter* terjadi gerakan *pitch* -8° sehingga motor 1 mengalami peningkatan PWM untuk menyeimbangkan. Proses *landing* terjadi mulai detik ke 174 dimana kecepatan keempat motor mengalami penurunan dan nilai sudut *pitch* dan *roll* mendekati nol. Waktu yang dibutuhkan untuk mendarat kurang lebih 5 detik yaitu dari detik ke 175 sampai dengan detik ke

180. Pada grafik detail *attitude* quadcopter putaran motor berhenti pada detik 180 yang menandakan *quadcopter* mendarat pada tempat pendaratan. Gerakan *pitch* yang dominan pada grafik menunjukkan bahwa *quadcopter* mengalami gerakan *pitch* dari *pad landing* yang bergerak searah dengan sudut *pitch* quadcopter. Ketinggian terhadap tanah menjadi 0.8 meter dikarenakan titik pendaratan berada pada *pad* yang memiliki ketinggian 50 Cm.



Gambar 10. Respon quadcopter gerak landing

IV. KESIMPULAN

Dalam *paper* ini *quadcopter* mampu landing dari ketinggian *z* pada tempat yang bergerak ritmik berfrekuensi 0.1Hz dalam waktu 10 detik tepat pada posisi *pad landing* mendarat menggunakan simulasi. Dan kemampuan kontroler PD untuk kestabilan dapat tercapai dalam waktu 0.3 detik menuju set point 0.

REFERENCES

- [1] F.Saghafi, S. M. Esmailifar, Automatic Landing of Small Helicopter on 4 DOF Moving Platforms. JAST Vol. 4, No.4 pp37-36, (2007).
- [2] Matilde Santos, Victoria Lopez and Francisco Morata, Intelligent Fuzzy Controller of Quadrotor. Intelligent System and Knowledge Engineering International Conference. Page 141 – 146, (2010).
- [3] Tomasso Bresciani, Modelling Identification and Control Of a Quadrotor Helicopter, Master Thesis, Lund University, (2009).
- [4] Srikanth Saripalli and Gurav S. Sukhatme, Landing a Helicopter on Moving Target, IEEE International Conference on Robotics and Automation, Roma, (2007).
- [5] T. Abdelhamid and Stephen McGilvray, Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft, IEEE, (2006).

- [6] Fadri Andika Permadi, "Perancangan dan Implementasi *Autonomous Landing* Menggunakan *Behavior-Based* dan *Fuzzy Controller* pada *Quadcopter*", Tugas Akhir, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya,(2012).
- [7] Kardono, "Perancangan dan Implementasi Sistem Pengaturan Optimal LQR untuk Menjaga Kestabilan Hover pada Quadcopter", Tugas Akhir, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, (2012).