

Perancangan Kontroler PID dan *Sliding Mode Control* untuk Kestabilan *Hover* pada UAV Trirotor

Rudy Kurniawan

Jurusan Teknik Elektro Fakultas Teknik Universitas Bangka Belitung
rudy14k@gmail.com

Abstract

Previous research has been done to overcome the problems that occur in UAV Trirotor, one of which is the problem of the control stability . Stability control problems in the presence UAV Trirotor yaw moment caused by torque reaction and the unpaired angle is not accurate in maintaining the stability of the system at the time of the UAV Trirotor hover movement . This paper presents a model of control that can maintain the stability of the system as well as get an accurate tilt angle to solve the UAV Trirotor yaw moment during a hover movement (hovering) . Control method used is the method of control Proportional Integral Derivative (PID) and the Sliding Mode Control (SMC) . Simulation results show that the PID controller can maintain the stability of the roll angle , pitch angle , yaw angle , and is able to suppress the errors that arise when there is uncertainty in the measurement parameters and the response of the system is able to achieve a given reference . From the results of this control tilt angle values obtained on one of the rotor . Then , PID controller and SMC are also able to cope with disturbances and maintain the position of a given height and maintain the robustness of the system .

Keywords : *PID Controller , Sliding Mode Control , UAV Trirotor , Hover*

Intisari

Sebelumnya telah banyak dilakukan penelitian untuk mengatasi permasalahan yang terjadi pada UAV Trirotor, salah satunya adalah permasalahan kontrol kestabilannya. Permasalahan kontrol kestabilan pada UAV Trirotor adanya momen *yaw* yang disebabkan oleh reaksi torsi yang tidak berpasangan serta sudut kemiringan yang tidak akurat dalam menjaga kestabilan sistem pada UAV Trirotor saat melakukan gerakan *hover*. Makalah ini menyajikan sebuah model pengendalian yang dapat menjaga kestabilan sistem serta mendapatkan sudut kemiringan yang akurat untuk mengatasi momen *yaw* pada UAV Trirotor saat melakukan gerakan *hover* (melayang). Metode pengendalian yang digunakan adalah dengan metode pengendalian *Proportional Integral Derivative* (PID) dan *Sliding Mode Control* (SMC). Hasil simulasi menunjukkan bahwa kontroler PID dapat menjaga kestabilan sudut *roll*, sudut *pitch*, sudut *yaw*, serta mampu menekan *error* yang timbul ketika terjadi ketidakpastian dalam pengukuran parameter dan respon sistem mampu mencapai referensi yang diberikan. Dari hasil pengendalian ini juga didapatkan nilai sudut kemiringan pada salah satu rotor. Kemudian, kontroler PID dan SMC juga mampu mengatasi gangguan yang diberikan dan mempertahankan posisi ketinggian serta menjaga kekokohan pada sistem.

Kata kunci: Kontroler PID, *Sliding Mode Control*, UAV Trirotor, *Hover*

1. Pendahuluan

Salah satu jenis *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) atau pesawat tanpa awak adalah UAV Trirotor yang memiliki sumbu rotor membentuk segitiga dan tiga buah rotor disetiap sumbunya dan sebuah motor servo yang terpasang pada salah satu sumbu rotor. Keuntungan dari UAV Trirotor adalah berkurangnya jumlah rotor yang digunakan yaitu tiga buah rotor sehingga dapat menghemat dalam konsumsi daya dan beban muatan. UAV Trirotor memiliki permasalahan pada momen *yaw* yang disebabkan oleh reaksi torsi yang tidak berpasangan dimana reaksi torsi yang dihasilkan oleh salah

satu rotor yang berlawanan arah (S. Salazar, 2005). Untuk membatalkan momen *yaw*, rotor ekor dimiringkan dengan sudut yang cocok menggunakan motor servo. Kecepatan gerak yang dihasilkan dari kemiringan rotor juga bisa menjadi kegagalan dari sistem ini karena memerlukan nilai yang sangat akurat untuk kemiringan sudut dalam menjaga stabilisasi sistem.

Dalam pemanfaatannya, salah satu kemampuan UAV Trirotor adalah melakukan gerakan *hover* untuk berbagai tujuan. Kestabilan gerakan *hover* pada UAV Trirotor sangatlah penting dan harus dimiliki agar pemanfaatannya dapat lebih optimal.

Untuk menjaga kestabilan gerakan ini, diperlukan metode pengendalian yang tepat dan akurat.

Salah satu metode pengendalian yang dapat diaplikasikan pada *plant* ini adalah metode SMC yang merupakan salah satu teknik kontrol yang dapat digunakan pada *plant* yang diskontinyu atau non-linier. Dengan metode ini, trayektori keadaan dikendalikan agar mengikuti trayektori acuan yang ditetapkan (Bandyopadhyay, 2009; Melbous, 2010). SMC juga merupakan salah satu metodologi pengaturan yang mampu mengatasi perubahan yang mengganggu pada sistem, tanpa menyebabkan gangguan pada performa sistem itu sendiri.

Dari uraian di atas, maka diperlukan suatu rancangan kontroler yang stabil dan akurat untuk mengatasi permasalahan pada *plant* non-linier khususnya UAV Trirotor saat melakukan gerakan *hover* dan menjaga kestabilan sudut serta posisi ketinggian menggunakan metode kontrol PID yang digunakan untuk menjaga kestabilan sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* saat mencapai titik ketinggian yang diinginkan dan metode pengendalian SMC yang digunakan untuk mempertahankan posisi ketinggian saat diberi gangguan pada sistem.

2. Perancangan Sistem

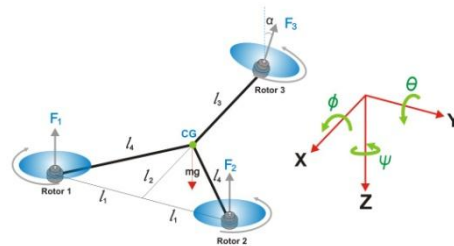
2.1 Model Matematika *Plant*

Sebelum pemodelan, sistem koordinat harus didefinisikan sedemikian rupa sehingga sinyal keluaran dapat dinyatakan. Koordinat umum yang menggambarkan posisi pesawat rotor dan orientasinya ditunjukkan pada Persamaan (1).

$$q^T = x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi \quad (1)$$

dimana (x, y, z) menunjukkan posisi pusat massa relatif dari UAV Trirotor terhadap kerangka inersia *I* dan ϕ , θ , serta ψ merupakan tiga sudut Euler *roll*, *pitch* dan *yaw* yang mewakili orientasi dari rotor pesawat. Pemodelan UAV

Trirotor dapat dilakukan dengan menggunakan pendekatan Euler-Lagrange. UAV Trirotor memiliki 6 *Degree of Freedom* (6 DOF). Untuk mendeskripsikan gerakan dari 6 DOF pada UAV Trirotor, digunakan dua *frame*, yaitu *earth inertial reference* (*E-frame*) dan *body fixed reference* (*B-frame*)(S.Salazar, 2005). Berikut ini adalah UAV Trirotor dengan Referensi *B-frame* terlihat pada Gambar 1.



Gambar 1. UAV Trirotor dengan Reference *B-frame*

Gambar 1 menjelaskan bahwa jarak l_1 , l_2 , l_3 , l_4 didefinisikan dimana panjang l_3 dan l_4 atau jarak dari CG (pusat gravitasi) ke rotor masing-masing adalah sama. Dua rotor depan (rotor 1 dan 2) memutar dalam arah yang berbeda, kemudian rotor miring (rotor 3) berputar ke arah yang sama dengan rotor 2. Oleh karena itu, tanpa memiringkan rotor 3, seluruh sistem cenderung memiliki momen *yaw* yang berlawanan arah jarum jam, dan diperlukan motor servo pada sumbu rotor 3 untuk tujuan kemiringan. Dengan kemiringan rotor 3 seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1, maka menciptakan momen yang dapat membatalkan momen *yaw* pada sistem. Selanjutnya, model persamaan aerodinamika UAV Trirotor (Yoon, 2013) dalam hal gaya (*force*) dan momen (*moment*) seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (2), (3), (4), (5), (6), dan (7).

Force equation :

$$F_x = m(\dot{u} - vr + wq) + mg \sin \theta \quad (2)$$

$$F_y = m(\dot{v} - ru + pw) - mg \sin \phi \cos \theta \quad (3)$$

$$F_z = m(\dot{w} + pv - qr) + mg \cos \phi \cos \theta \quad (4)$$

Moment equation :

$$L = I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} - I_{xz}pq + (I_{zz} - I_{yy})qr \quad (5)$$

$$M = I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \quad (6)$$

$$N = I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{xz}qr \quad (7)$$

dimana F_x, F_y, F_z adalah jumlah gaya eksternal pada tiap-tiap sumbu. L, M, N adalah jumlah momen yang ada pada tiap-tiap sumbu dan p, q, r adalah kecepatan sudut pada tiap-tiap sumbu. u, v, w adalah percepatan pada tiap-tiap sumbu dan ϕ, θ, ψ adalah sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*. Kemudian I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} adalah momen inersia pada tiap-tiap sumbu masing-masing kerangka tubuh sedangkan I_{xz} adalah gabungan inersia.

Berikutnya, momen yang dihasilkan oleh kecepatan sudut dari 3 rotor dan sudut kemiringan pada rotor 3 direpresentasikan pada Persamaan (8) dan (9) sebagai berikut :

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} 0 \\ f_1 \sin \alpha \\ f_1 + f_2 + f_3 \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} l_1(f_1 + f_2) \\ l_2(f_1 + f_2) - l_3 f_3 \cos \alpha \\ l_4(-\tau_1 + \tau_2) + l_3 \tau_3 + l_3 f_3 \sin \alpha \end{bmatrix} \quad (9)$$

dimana \vec{F} adalah gaya *thrust* pada tiap-tiap sumbu rotor, \vec{M} adalah momen sudut-sudut pada setiap sumbu rotor. f_1, f_2, f_3 adalah gaya pada rotor. τ_1, τ_2, τ_3 adalah torsi pada rotor. kemudian $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ adalah RPM pada tiap-tiap rotor dan α adalah sudut kemiringan. l_1, l_2, l_3 , dan l_4 adalah momen panjang lengan dari titik pusat gravitasi.

Selanjutnya, model dinamis UAV Trirotor didapatkan dengan model *state space* seperti pada Persamaan (10), (11), dan (12).

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (10)$$

dimana variabel *state* dan masukan kontrol digambarkan sebagai berikut :

$$x = [X \ \dot{X} \ Y \ \dot{Y} \ Z \ \dot{Z} \ \phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]^T \quad (11)$$

$$u = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3 \ \alpha]^T \quad (12)$$

Terdapat 12 buah keluaran dalam perancangan simulasi UAV Trirotor yang nantinya menentukan pergerakan dari UAV Trirotor. Untuk mempermudah perhitungan, model UAV Trirotor dapat disusun dalam bentuk *state space* seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (13).

$$\dot{X} = f(X) + g(X, U) + \delta; \quad X = [X_1, \dots, X_{12}] \quad (13)$$

$$X = [X \ \dot{X} \ Y \ \dot{Y} \ Z \ \dot{Z} \ \phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}] \quad (14)$$

Selanjutnya, dari persamaan model UAV Trirotor dan Persamaan (14) diperoleh representasi *state* seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (15).

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = vr - wq + g \sin \theta + \frac{F_x}{m} \\ x_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = ur - pw + g \sin \phi \cos \theta + \frac{F_y}{m} \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = -pv + qr + g \cos \phi \cos \theta - \frac{F_z}{m} \\ x_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [I_x I_z + I_z (I_{xx} - I_{yy}) pq + (I_z (I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz}^2) qr + I_z L + I_{xz} N] \\ x_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = \frac{-(I_{xx} - I_{zz}) pr - I_{xz} (p^2 - r^2) + M}{I_y} \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} [I_{xz}^2 + I_{xx} (I_{xx} - I_{yy}) pq + (I_z (I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz} I_{xz}) qr + I_{xz} L + I_{xz} N] \end{cases} \quad (15)$$

2.2 Desain Kontroler

2.2.1 Kontroler PID

Pengaturan untuk pengendalian sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* yang akan dirancang dengan kontroler PID merupakan pengaturan dengan masukan nol, dengan harapan UAV Trirotor dapat melakukan gerakan *hover* dengan stabil dan tidak berpindah posisi. Penentuan nilai K_p, K_i , dan K_d dilakukan secara manual *tuning* agar didapatkan respon sinyal yang stabil.

2.2.2 Kontroler SMC

Pada penelitian ini, perancangan sistem dengan metode kontroler SMC digunakan untuk pengendalian posisi ketinggian. Ketinggian pada UAV Trirotor berhubungan dengan sumbu z . *State* \dot{x}_5 dan \dot{x}_6 yang merepresentasikan persamaan untuk ketinggian UAV

Trirotor dari bumi, diperoleh dari Persamaan (15).

Dari Persamaan (15) didapatkan persamaan *state* untuk ketinggian UAV Trirotor seperti Persamaan (16).

$$\begin{cases} \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = -pv + qr + g \cos\phi \cos\theta - \frac{F_z}{m} \end{cases} \quad (16)$$

Persamaan (16) dapat dibuat dalam bentuk *state space* sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -pv + qr + g \cos\phi \cos\theta - \frac{F_z}{m} \end{bmatrix} \quad (17)$$

maka persamaan *state* pada Persamaan (17) dapat dituliskan seperti Persamaan (18).

$$\dot{z} = f(x) + g(x)U \quad (18)$$

Selanjutnya adalah mendisain permukaan luncur dimana *sliding mode* akan terjadi. Respon sistem yang diinginkan adalah orde satu. Persamaan (19) merupakan persamaan untuk respon sistem orde satu.

$$s = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{n-1} e \quad (19)$$

jika dipilih $n=2$, maka permukaan luncurnya:

$$s = \frac{de}{dt} + \lambda e$$

$$s = \dot{e} + \lambda e \quad (20)$$

Dari Persamaan (20) didapatkan nilai kesalahan $e = z_d - z$, kemudian diturunkan menjadi $\dot{e} = \dot{z}_d - \dot{z}$ dan $\ddot{e} = \ddot{z}_d - \ddot{z}$. Setelah permukaan luncur didapatkan, selanjutnya dilakukan perancangan sinyal kontrol ekivalen dan natural. Jika $\dot{s} = 0$, maka selanjutnya didapatkan Persamaan (21).

$$\dot{s} = \ddot{e} + \lambda \dot{e} = \ddot{z}_d - \ddot{z} + \lambda(\dot{z}_d - \dot{z}) = 0 \quad (21)$$

jika diketahui $\dot{z} = w$ dan $\ddot{z} = \dot{w}$ maka dari Persamaan (21) didapatkan Persamaan (22).

$$\ddot{z}_d - \dot{w} + \lambda(\dot{z}_d - w) = 0 \quad (22)$$

jika diketahui $\dot{w} = -pv + qr + g \cos\phi \cos\theta + \frac{F_z}{m}$,

maka didapatkan persamaan untuk sinyal kontrol ekivalen $F_{z_{eq}}$ atau u_{eq} seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (23).

$$u_{z_{eq}} = m(\ddot{z}_d + \lambda\dot{z}_d + pv - qr - g \cos\phi \cos\theta - \lambda w) \quad (23)$$

Selanjutnya, adalah menentukan perancangan sinyal kontrol natural dengan menggunakan kestabilan Lyapunov dengan mensubstitusikan $u_z = u_{z_{eq}} + u_{z_{nat}}$ sehingga didapatkan persamaan kontrol natural. Agar trayektori tetap berada pada permukaan luncur, maka syarat kestabilan Lyapunov harus terpenuhi seperti terlihat pada Persamaan (24) dan (25).

$$V(x) = s \quad (24)$$

$$\dot{V}(x) = s\dot{s} > 0 \quad (25)$$

Dari kondisi ini, maka dapat ditentukan bahwa :

$$\dot{s} = -\beta \text{sign}(s) \quad (26)$$

Kemudian, dari Persamaan (26) didapatkan sinyal kontrol natural $F_{z_{nat}}$ atau u_n seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (27).

$$u_{z_{nat}} = -\beta \text{sign}(s) \quad (27)$$

jika diketahui $s = \dot{e} + \lambda e = \dot{z}_d - \dot{z} + \lambda z_d - \lambda z$ maka persamaan sinyal kontrol naturalnya seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (28) berikut :

$$u_{z_{nat}} = -\beta \text{sign}(\dot{z}_d - \dot{z} + \lambda z_d - \lambda z) \quad (28)$$

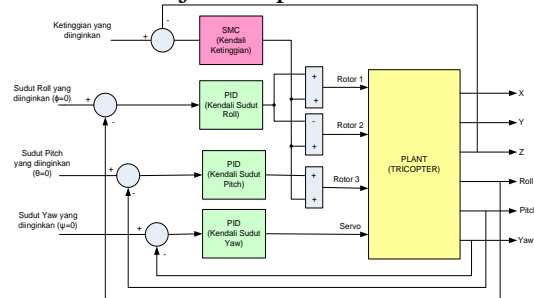
Selanjutnya didapatkan sinyal kontrol total (u_z) seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (29).

$$u_z = u_{z_{eq}} + u_{z_{nat}} \quad (29)$$

2.2.3 Kombinasi Kontrol PID dengan SMC

Selanjutnya adalah melakukan kombinasi antara dua buah kontroler secara bersamaan terhadap *plant* UAV

Trirotor sehingga kestabilan posisi dan kestabilan sudut saat melakukan gerak *hover* dapat terjaga dengan baik dan segala macam bentuk perubahan-perubahan parameter serta gangguan pada sistem dapat teratasi. Diagram blok untuk perancangan kontroler UAV Trirotor ditunjukkan pada Gambar 2.



Gambar 2. Diagram Blok Perancangan Kontroler UAV Trirotor

2.3 Identifikasi Plant

Saat merancang suatu kontroler dibutuhkan suatu identifikasi *plant* untuk mendapatkan nilai-nilai dari parameter-parameter yang ada pada pesawat UAV Trirotor. Berikut ini Tabel 1 merupakan tabel dari parameter-parameter fisik dari UAV Trirotor.

Tabel 1: Parameter Fisik UAV Trirotor

Parameter	Nilai (satuan)	Parameter	Nilai (satuan)
I_{xx}	$5.7211e^{-3}$ (kgm ²)	l_2	0.129 (meter)
I_{yy}	$7.3933e^{-3}$ (kgm ²)	l_3	0.23 (meter)
I_{zz}	$1.2545e^{-3}$ (kgm ²)	l_4	0.23 (meter)
I_{xz}	$3.514e^{-3}$ (kgm ²)	b	$1.3678e^{-4}$ (Ns ²)
m	1 (kg)	d	$2.4323e^{-5}$ (Ns ²)
l_1	0.19 (m)		

3. Hasil dan Analisa

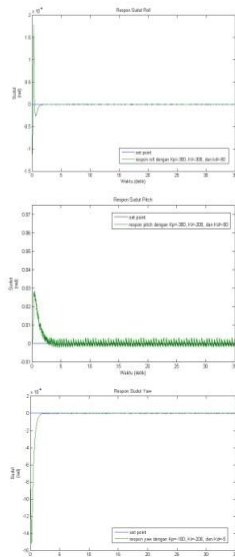
Pada makalah ini, pengujian sistem hanya dilakukan dengan cara simulasi dan analisis data untuk menguji kemampuan kinerja dari sistem yang telah dibangun. Pengujian dibagi dalam beberapa tahap yaitu pengujian *plant* dengan kontroler PID, pengujian *plant* dengan kontroler SMC, dan pengujian *plant* saat diberi gangguan.

3.1 Pengujian dengan Kontroler PID

Berikut ini pengujian dilakukan dengan memberikan kontroler PID untuk kontrol kestabilan sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Hasil respon keluaran sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* dengan memasukkan nilai K_p , K_i , dan K_d yang telah diperoleh dan juga respon dari pengendalian sudut *yaw* untuk mendapatkan nilai sudut servo yang akan digunakan sebagai sudut kemiringan pada motor servo. Hasil manual *tuning* PID terlihat pada Tabel 2. Respon didapatkan dari hasil pengujian *plant* tanpa diberi gangguan pada sistem terlihat pada Gambar 4.

Tabel 2: Nilai Parameter dari Hasil Manual Tuning

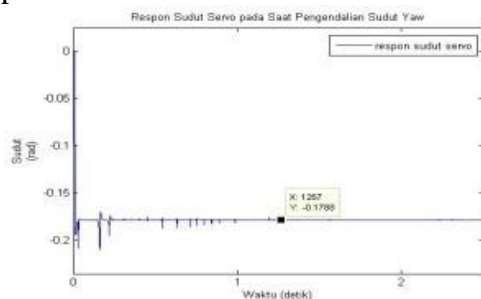
Kontrol Sudut	K_p	K_i	K_d
<i>Roll</i>	-300	-300	-50
<i>Pitch</i>	-300	-200	-50
<i>Yaw</i>	-100	-200	-5



Gambar 4. Respon Sudut Roll (ϕ), Pitch (θ), dan Yaw (ψ) dengan Kontroler PID

Seperti yang terlihat pada Gambar 4, hasil respon kontroler PID untuk pengendalian sudut roll terjadi overshoot sebesar $1,7 \times 10^4$ rad dengan rise time 0,4 detik, untuk pengendalian sudut pitch terjadi overshoot sebesar 0,075 rad dengan rise time 0,8 detik dengan sedikit osilasi tetapi sistem tetap stabil, selanjutnya untuk pengendalian sudut yaw terjadi overshoot sebesar -15×10^4 rad dengan rise time 0,44 detik. Berdasarkan hasil simulasi, respon sistem mampu mencapai referensi (set-point) yang diberikan.

Selanjutnya, hasil respon keluaran dari sudut servo untuk mendapatkan nilai sudut servo seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.



Gambar 5. Respon Sudut Servo

Gambar 5 menunjukkan bahwa nilai sudut servo pada saat pengendalian sudut yaw sebagai sudut kemiringan pada

motor servo adalah 0,1788 rad atau $10,24^\circ$. Respon sistem mampu mencapai referensi (set-point) yang diberikan serta mampu membatalkan momen yaw yang terjadi pada sistem.

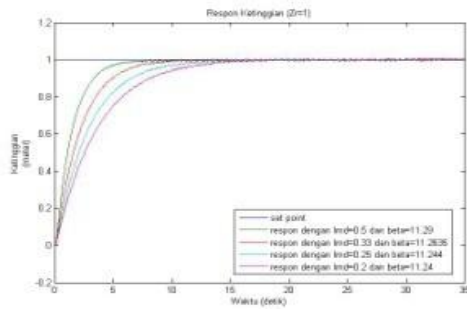
3.4 Pengujian dengan Kontroler SMC

Pengujian dilakukan dengan cara memasukkan beberapa nilai pada kondisi awal dan kemudian didapatkan nilai λ dan β yang berbeda. Berdasarkan hasil pengujian didapatkan nilai λ dan β seperti yang ditunjukkan pada Tabel 3.

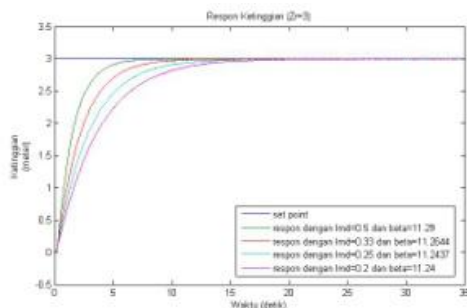
Tabel 3: Hasil Pengujian dengan Beberapa Kondisi Awal yang Diberikan

Ketinggian (zr)	λ	β	$z_{0_{ss}}$	Sinyal Kontrol (Fz)
1 meter	0.5	11.29	1.002	1.473
	0.33	11.2635	0.9994	1.445
	0.25	11.244	1.001	1.435
	0.2	11.24	1.002	-21.03
3 meter	0.5	11.29	2.999	1.433
	0.33	11.2644	3.001	1.469
	0.25	11.2437	3.001	1.452
	0.2	11.24	3.002	-20.04

Untuk respon keluaran pada pengendalian ketinggian dengan kondisi awal zr=1 (ketinggian=1 meter) dan zr=3 (ketinggian=3 meter), serta nilai λ dan β berdasarkan hasil pengujian pada Tabel 3 ditunjukkan pada Gambar 6 dan 7.



Gambar 6. Respon Ketinggian $z_r=1$ dengan SMC



Gambar 7. Respon Ketinggian $z_r=3$ dengan SMC

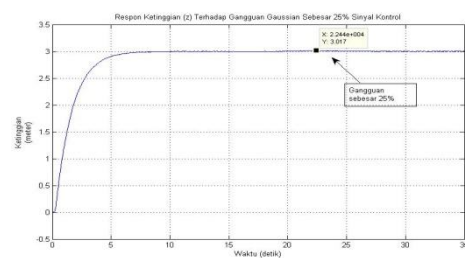
Pada hasil pengujian dapat dilihat bahwa nilai λ dan β mempengaruhi waktu respon untuk mencapai *steady state*. Dapat dilihat bahwa kondisi awal ($z_r=1$) dengan nilai λ dan nilai β mempunyai konstanta waktu pada masing-masing respon adalah 1,19 detik, 1,68 detik, 2,38 detik, dan 2,86 detik, memiliki *error* sekitar 0,2% dan untuk kondisi awal ($z_r=3$) dengan nilai λ dan nilai β mempunyai konstanta waktu pada masing-masing respon adalah 1,29 detik, 1,79 detik, 2,56 detik, dan 2,86 detik, memiliki *error* sekitar 0,03%. Dengan ini dapat dikatakan bahwa nilai β akan mempengaruhi konstanta waktu pada respon sistem, karena respon sistem akan memiliki konstanta waktu yang mendekati nilai β yang dipilih, didukung dengan adanya konstanta λ sebagai parameter yang berfungsi menambah kekokohan sistem, jika nilai λ semakin besar, maka respon sistem akan semakin kokoh dan cepat untuk mencapai kondisi *sliding mode*, namun pemilihan konstanta λ yang besar akan

mengakibatkan *chattering* semakin besar dan juga mengakibatkan adanya *error steady state* yang kecil.

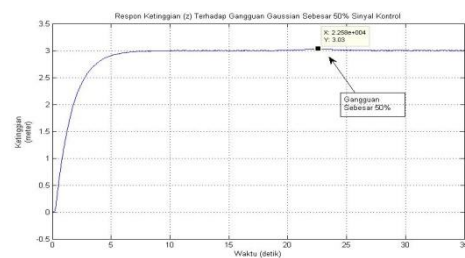
3.5 Pengujian dengan Memberi Gangguan pada UAV Trirotor

Pengujian kali ini adalah menguji kekokohan sistem pada *plant* terhadap gangguan. Pengujian dilakukan dengan cara memberi gangguan pada ketinggian z saat melakukan gerak *hover* dengan harapan sistem dapat mempertahankan posisi ketinggian dan sudut pada *plant* agar tetap stabil dan kokoh dengan memberikan gangguan pada sinyal kontrol u_z berupa sinyal gaussian. Pengujian ini dilakukan dalam beberapa tahap pengujian pada tingkat 25%, 50%, 75%, 100% dari sinyal kontrol untuk menentukan nilai modulasi dari sinyal gaussian.

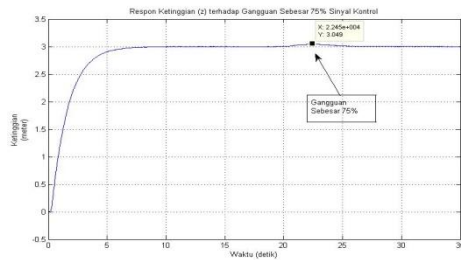
Respon keluaran dari hasil pengujian terlihat pada Gambar 8, 9, 10, dan 11.



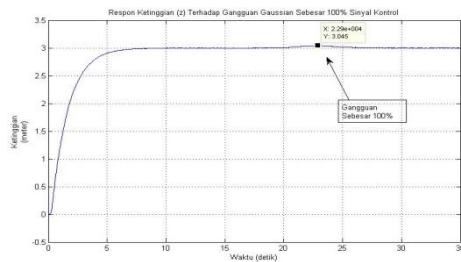
Gambar 7. Respon Ketinggian dengan Persentase Gangguan sebesar 25%



Gambar 8. Respon Ketinggian dengan Persentase Gangguan sebesar 50%



Gambar 9. Respon Ketinggian dengan Persentase Gangguan sebesar 75%



Gambar 10. Respon Ketinggian dengan Persentase Gangguan sebesar 100%

Respon dari hasil pengujian pada tingkat 25%, 50%, 75%, dan 100% menunjukkan nilai perubahan pada pengujian dengan tingkat 25%, 50%, 75%, dan 100% adalah 0,008, 0,014, 0,023, dan 0,021 dimana syarat untuk sistem bisa dikatakan sangat kokoh adalah jika nilai perubahannya $<0,1$. Dari nilai perubahan yang didapat pada pengujian dengan memberikan gangguan pada sinyal kontrol bisa dikatakan bahwa sistem kontrolnya cukup kokoh.

4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil pengujian dan analisa yang dilakukan dari penelitian ini maka dapat disimpulkan bahwa kontroler PID dan SMC dapat digunakan untuk menjaga kestabilan sudut dan mencapai posisi ketinggian yang diinginkan dan metode PID dan SMC dapat mengatasi gangguan yang diberikan dan menjaga keseimbangan pada saat UAV Trirotor melakukan gerakan *hover*. Waktu respon untuk mencapai kondisi *steady state* sangat dipengaruhi oleh besaran nilai λ dan β . Respon dari sudut kemiringan untuk motor servo yang didapatkan dari

hasil pengendalian sudut *yaw* adalah 0,1788 rad atau sebesar $10,24^\circ$.

5. Pustaka

- [1] Åström, K. J. , Hägglund, T. (1995) *PID Controllers: Theory, Design, and Tuning, 2nd Edition*. ISBN 978-1-55617-516-9.
- [2] Bandyopadhyay, B., Deepak, F., Kim, K. S. (2009). *Sliding Mode Control Using Novel Sliding Surfaces*. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg.
- [3] Cruz, S. S., Kendoul, F., Lozano, R., Fantoni, I. (2008). *Real-Time Stabilization of a Small Three-Rotor Aircraft*. IEEE Transactions of Aerospace and Electronic Systems, vol.44, No.2.
- [4] Melbous, A., Tami, Y., Guessoum, A., Hadjsadok, M. (2010). *UAV Controller Design and Analysis using Sliding Mode Control*. Laboratory of Electric System and Remote Control, Electronic Department University Saad Dahleb Blida, Algeria.
- [5] Ogata, K. (1997). *Modern Control Engineering*, Prentice Hall, New Jersey.
- [6] Utkin, V. I. (1977). *Variable Structure Systems with Sliding Modes*. IEEE Transactions on Automatic Control 22 (2), 212-222.
- [7] Vecchio, C. (2008). *Sliding Mode Control : Theoretical Developments and Applications to Uncertain Mechanical Systems*. Universita Degli Studi Di Pavia.
- [8] Yoon, S., Lee, S. J., Lee, B., Kim, C. J., Lee, Y. J., Sung, S., (2013). *Design and Flight Test of a Small Tri-Rotor Unmanned Vehicle with a LQR Based Onboard Attitude Control System*. International Journal of Innovative Computing, Information and Control, vol.9, No.6.