

Disain dan Implementasi Kontrol PID *Model Reference Adaptive Control* untuk *Automatic Safe Landing* Pada Pesawat UAV *Quadcopter*

Teddy Sudewo, Eka Iskandar, dan Katjuk Astrowulan

Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111

E-mail: iskandar@elect-eng.its.ac.id

Abstrak—Pada fase penerbangan *quadcopter*, fase *landing* (pendaratan) merupakan fase paling kritis, dimana resiko terjadi kecelakaan paling besar. Permasalahan tersebut muncul karena adanya beberapa kendala, seperti kendala pada struktur rangka pesawat yang kecil, peningkatan beban pada sayap pesawat serta pengaruh angin sehingga menyebabkan pesawat tidak stabil. Pada penelitian tugas akhir ini, didesain suatu sistem kontrol pada UAV *quadcopter* menggunakan kontrol PID dengan *Model Reference Adaptive Control* (MRAC). Sistem pengendalian berbasis MRAC menawarkan beberapa kelebihan untuk mengatasi karakteristik plant non-linear salah satunya *quadcopter*. MRAC merupakan kontrol adaptif dimana performansi keluaran sistem (proses) akan mengikuti performansi keluaran model referensinya. Pada tugas akhir ini, model referensi sudah ditentukan diawal dan spesifikasinya tetap sehingga dapat langsung didisain mekanisme adaptasi dari MRAC. Parameter proses $\theta (\alpha_1, \alpha_2, b_0, b_1)$ diestimasi menggunakan metode *Extended Least Square*, parameter proses tersebut akan mentuning parameter kontroler (k_0, k_1, k_2, k_3) sehingga menghasilkan sinyal kontrol PID. Hasil pengujian menunjukkan bahwa ketika terjadi perubahan parameter pada plant, kontroler mampu memperbaiki respon agar tetap dapat mengikuti model referensinya dan dalam mengatasi gangguan metode adaptasi MRAC memiliki kemampuan yang baik dilihat dari waktu yang dibutuhkan yang relatif singkat.

Kata Kunci — *Landing, Least Square, Model Reference Adaptive Control, PID, UAV, Quadcopter*

I. PENDAHULUAN

Quadrotor merupakan pesawat yang memiliki empat buah motor yang dikendalikan secara terpisah satu sama lainnya. Pada perkembangannya *quadcopter* dirancang untuk kendaraan udara tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle*) yang dikendalikan jarak jauh oleh atau tanpa seorang pilot (*autopilot*). Pada fase penerbangan *quadcopter*, fase *landing* (pendaratan) merupakan fase paling kritis, dimana resiko terjadi kecelakaan paling besar. Permasalahan tersebut muncul karena adanya beberapa kendala, seperti kendala pada struktur rangka pesawat yang kecil, peningkatan beban pada sayap pesawat serta pengaruh beban angin sehingga menyebabkan pesawat tidak stabil.

Pada saat proses *landing* referensi ketinggian terus berubah dari set point tertentu sampai set point bernilai nol (di dasar). Kondisi beban pada saat *quadcopter* berada diatas jelas akan berbeda dibandingkan pada saat *quadcopter* berada dibawah. Kondisi beban yang berubah-ubah akan menyebabkan parameter-parameter *plant* berubah. Perubahan beban tersebut menyebabkan adanya ketidakpastian parameter *plant* yang dapat menyebabkan perubahan spesifikasi respon yang cukup signifikan.

Adanya permasalahan tersebut, dapat dikatakan sulit dalam perancangan kontroler yang didasarkan pada model analitis. Kontroler sebelumnya yakni kontroler PID biasa tidak mampu mengatasi masalah diatas karena dinamika sistem yang bervariasi kecuali dengan cara *di-tuning* berkala. Oleh karena itu, dibutuhkan suatu kontroler yang *robust* dan dapat diandalkan untuk menyelesaikan permasalahan diatas dan dipilihlah metode PID *model reference adaptive control* (PID-MRAC).

Sistem pengendalian berbasis MRAC menawarkan beberapa kelebihan untuk mengatasi karakteristik plant non-linear salah satunya *quadcopter*. MRAC merupakan salah satu skema adaptif dimana performansi keluaran sistem (proses) akan mengikuti performansi keluaran model referensinya. Parameter kontroler PID diskrit (k_0, k_1, k_2, k_3) diatur (mekanisme pengaturan) berdasarkan pada perubahan parameter *plant* yang diestimasi dengan metode *Least Square*.

II. DASAR TEORI

A. *Plant Quadcopter*

UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan salah satu teknologi yang sedang mengalami perkembangan yang pesat dan memiliki potensi yang sangat besar, baik untuk keperluan militer maupun sipil. Ada banyak tipe UAV yang dikenal. Contohnya adalah *fixed wing, axial wing, coaxial wing, dan quadcopter*. [1]

Quadcopter seperti yang dapat dilihat pada Gambar 1 adalah helikopter yang tersusun atas empat buah rotor yang diletakkan simetris pada tepi-tepi ujungnya. *Quadcopter* memiliki kemampuan untuk melakukan pendaratan dan lepas landas secara vertikal, yang biasa dikenal dengan istilah *Vertical Take-Off and Landing* (VTOL). *Quadcopter* juga memiliki kemampuan untuk bergerak dalam arah sumbu x, y, dan z. Gerakan dan kecepatan *quadcopter* ditentukan oleh kecepatan masing-masing motor. Disamping harus mengendalikan kecepatan masing-masing motor, dalam *Unmanned Aerial Vehicle* harus diperhatikan juga mengenai pengendalian dalam hal *attitude* (sikap) dari *quadcopter* tersebut. Sikap tersebut antara lain gerakan akselerasi (*throttle*), gerakan mengguling (*roll*), gerakan mengangguk (*pitch*) dan gerakan memutar (*yaw*). [2]



Gambar 1. Plant quadcopter

B. Pemodelan Fisis Quadcopter

Perhitungan untuk mendapatkan pemodelan fisis yang tepat dapat dilakukan dengan memakai pendekatan asumsi mengenai kondisi fisik dari *quadcopter*. Hal ini bertujuan untuk menyederhanakan kompleksitas sistem yang dihasilkan dari dinamika *quadcopter*. Beberapa asumsi tersebut antara lain :

1. Struktur *body* dari *quadcopter* merupakan benda kaku (*rigid*).
2. Struktur *body frame* dari *quadcopter* bersifat simetris sepanjang sumbu x dan y.
3. Struktur dari *propeler* merupakan benda kaku (*rigid*).
4. Gaya *thrust* dan *drag* adalah proporsional dengan kuadrat dari kecepatan *propeler*.
5. Keadaan model diasumsikan dalam keadaan *hovering*.
6. Aerodinamika seakan-akan diabaikan.
7. Nonlinieritas dari baterai diabaikan.
8. Tidak ada *slip* antara *propeler* dan motor.

Quadcopter memiliki 6 *Degree of Freedom (DoF)* yang menghasilkan 12 keadaan (*state*) keluaran. Keadaan keluaran tersebut menghasilkan gerakan yang merepresentasikan *altitude* dari *quadcopter* yakni gerakan translasi (u,v,w) dan gerakan rotasi (ϕ, θ, ψ). [3] Berikut variabel keluaran yang akan digunakan untuk menggambarkan posisi dan gerakan *quadcopter*.

- x = posisi *quadcopter* terhadap sumbu X_e
- y = posisi *quadcopter* terhadap sumbu Y_e
- z = posisi *quadcopter* terhadap sumbu Z_e
- u = kecepatan *quadcopter* yang diukur pada sumbu X_b
- v = kecepatan *quadcopter* yang diukur pada sumbu Y_b
- w = kecepatan *quadcopter* yang diukur pada sumbu Z_b
- ϕ = sudut *roll* terhadap sumbu X_e
- θ = sudut *pitch* terhadap sumbu Y_e
- ψ = sudut *yaw* terhadap sumbu Z_e
- p = kecepatan sudut *roll* yang diukur pada sumbu X_b
- q = kecepatan sudut *pitch* yang diukur pada sumbu Y_b
- r = kecepatan sudut *yaw* yang diukur pada sumbu Z_b

Persamaan model dari *quadcopter* didapatkan melalui pemodelan fisis yang dasar teorinya didapat dari Tomasso Bresciani (*Modelling, Identification and Control of a Quadcopter Helicopter.*, 2005). Dalam perancangan simulasi *quadcopter* ada 12 buah keluaran yang nantinya menentukan pola gerakan dari *quadcopter*. Persamaan tersebut dituliskan pada Persamaan (1)-(10). [4]

$$\ddot{x} = (\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\sin\theta\cos\phi) \frac{U_1}{m} \quad (1)$$

$$\ddot{y} = (-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi) \frac{U_1}{m} \quad (2)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos\theta\cos\phi) \frac{U_1}{m} \quad (3)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{J_r}{I_{xx}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \quad (4)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{J_r}{I_{yy}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{yy}} \quad (5)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{U_4}{I_{zz}} \quad (6)$$

$$U_1 = b(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (7)$$

$$U_2 = lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \quad (8)$$

$$U_3 = lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \quad (9)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (10)$$

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (10)$$

Dari serangkaian hasil pengukuran fisik *quadcopter* yang dirancang, maka didapatkan beberapa parameter seperti yang dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1. Parameter fisik plant

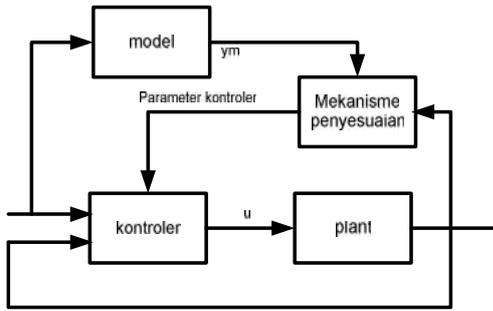
No.	Parameter Fisik	Hasil Pengukuran
1	m (massa total)	1.2 kg
2	b (konstanta)	9.8 kg
3	l (jarak)	1.98 m
4	d (drag)	2.5×10^{-7}
5	I_{xx} (sumbu X_b, Y_b)	0.0024519 kg.m ²
6	I_{yy} (sumbu Y_b, Z_b)	0.0059166 kg.m ²
7	I_{zz} (sumbu Z_b, X_b)	0.005224 kg.m ²
8	J_r (tors)	3.375×10^{-3} kg.m ²
9	z (panjang)	0.253 m

C. Model Reference Adaptive Control

Model Reference Adaptive Control merupakan salah satu dari mekanisme kontroler adaptif. Pada dasarnya bertujuan untuk memecahkan masalah yang spesifikasi performansinya digambarkan dalam bentuk model referensi. Model ini menyatakan bagaimana proses output seharusnya merespon secara ideal. Diagram blok sistem ditunjukkan pada Gambar 2.[5]

Dapat dilihat bahwa diagram blok MRAC terdiri dari dua *loop*. *Loop* yang pertama adalah *loop* umpan balik pada umumnya. Sedangkan *loop* yang kedua adalah *loop* yang menuju pada blok *adjustment* parameter (mekanisme penyesuaian) untuk membandingkan kesalahan $y_m - y_p$. Permasalahan dalam MRAC ini adalah menentukan mekanisme penyesuaian agar sistem menjadi stabil dan tidak ada kesalahan dalam keadaan tunak.

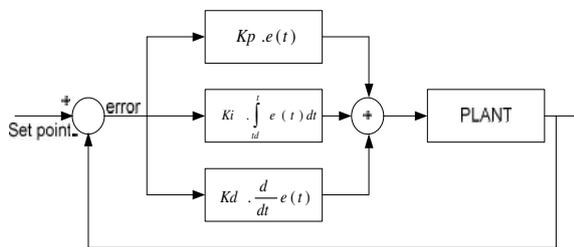
Mekanisme perhitungan parameter kontroler pada *direct* MRAC terjadi dengan mempertimbangkan perbandingan *input* dan *output plant*. Kemudian mekanisme tersebut mengadakan *auto learning* sehingga didapat parameter kontroler untuk waktu selanjutnya. Pada Gambar 2 menunjukkan skema dari MRAC.[2]



Gambar 2. Skema MRAC

D. Kontroler PID

Sebuah kontroler proporsional ditambah integral ditambah derivatif (PID) adalah salah satu mekanisme umpan balik yang banyak digunakan dalam sistem pengaturan industri. Sebuah kontroler PID menghitung nilai kesalahan sebagai perbedaan antara variabel proses terukur dan *set point* yang diinginkan. Digram blok kontroler PID standar disajikan pada Gambar 3.



Gambar 3 Sistem pengaturan loop tertutup dengan kontroler PID Hubungan sinyal eror dan sinyal kontrol pada kontroler tipe-PID standar dapat dinyatakan pada Persamaan (7)-(8) sebagai berikut:

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{\tau_I} \int e(t) dt + \tau_D \frac{d}{dt} e(t) \right] \tag{7}$$

Atau dalam bentuk fungsi alih:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{\tau_I s} + \tau_D s \right)$$

$$\frac{U(s)}{E(s)} = \frac{K_p (\tau_I \tau_D s^2 + \tau_I s + 1)}{\tau_I s} \tag{8}$$

III. PERANCANGAN SISTEM

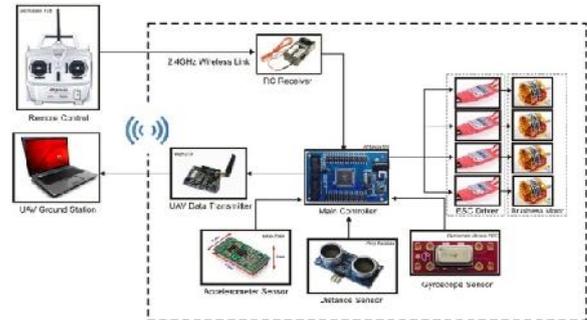
A. Arsitektur Sistem Navigasi pada UAV Quadcopter

Sistem Navigasi pada *quadcopter* ini dilengkapi dengan beberapa sensor, kontroler dan sistem komunikasi *wireless*. Kontroler yang digunakan untuk pengaturan kestabilan terbang pada sistem ini adalah sebuah mikrokontroler. Mikrokontroler juga digunakan untuk mengirim data-data pengukuran dari sensor yang ada pada *quadcopter*. Sedangkan komputer dalam diagram blok pada Gambar 4 hanya digunakan untuk *monitoring* data-data penerbangan seperti ketinggian, sudut *pitch*, sudut *roll* dan sinyal masukan pada tiap-tiap motor.

Perangkat lunak yang digunakan untuk monitoring dan meyimpan data penerbangan digunakan LabView 8.5.

Untuk menghubungkan komputer dengan *plant* digunakan modul *wifi wifizi20* yang memiliki gelombang frekuensi 2.4 GHz. Untuk sinyal umpan balik dari sistem didapatkan dari sensor unit yang terdiri dari *gyroscope*, *accelerometer* dan *ping ultrasonik*.

Diagram alir perancangan sistem navigasi UAV dapat dilihat pada Gambar 4. Perhitungan kontroler PD untuk keseimbangan gerak terbang akan terus dilakukan ketika nilai kesalahan sudut *quadcopter* tidak sesuai dengan toleransi yang diinginkan. Sedangkan PID-MRAC digunakan untuk mengatur ketinggian *quadcopter* pada saat mendarat. Aksi kontrol yang dihasilkan oleh kontroler PD dan PID-MRAC mempengaruhi nilai keluaran pulsa pada *port* mikrokontroler untuk mengendalikan motor *brushless*.



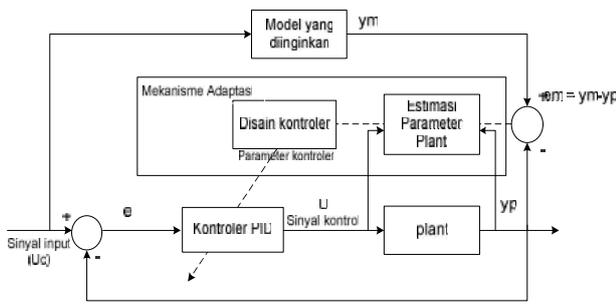
Gambar 4. Diagram blok arsitektur sistem navigasi UAV *quadcopter*

B. Perancangan Kontroler PID-MRAC

Pada penelitian ini kontroler PID-MRAC digunakan untuk menjaga kestabilan pesawat saat terbang mengikuti lintasan *landing* yang telah direncanakan sebelumnya. Sinyal kesalahan yang diperoleh berasal dari masukan setpoint jarak (0m) dengan sinyal yang terbaca pada sensor ultrasonik. Dengan demikian ketinggian pesawat sekarang akan selalu di *update* setiap waktu sampel yang telah ditentukan. Sinyal keluaran kontroler akan dikonversikan ke dalam sinyal PWM untuk menggerakkan keempat motor sebagai kemudi utama pesawat *quadcopter*.

Untuk menjaga *quadcopter* agar tetap berada posisi stabil dengan tetap bergerak turun maka pengendalian saja tidak cukup, oleh karena itu perlu ditambahkan pengendalian sudut *roll* dan sudut *pitch* dengan menggunakan kontroler PD. Sinyal keluaran kontroler ini kemudian dijumlahkan dengan keluaran kontroler PID-MRAC untuk mengendalikan *quadcopter*.

Permasalahan dalam MRAC ini adalah menentukan mekanisme penyesuaian agar sistem menjadi stabil dan tidak ada kesalahan dalam keadaan tunak. Seperti dapat dilihat bahwa diagram blok MRAC pada Gambar 5 terdiri dari dua *loop*. *Loop* yang pertama adalah *loop* umpan balik pada umumnya. Sedangkan *loop* yang kedua adalah *loop* yang menuju pada blok *adjustment* parameter (mekanisme penyesuaian).



Gambar 5. Diagram Blok Model Reference Adaptif Control

Pada Gambar 5, terlihat ada 4 blok utama yang membangun diagram PID Model Reference Adaptive Control, yakni

1. Perancangan Plant

Dalam tugas akhir ini dipilih model pendekatan Auto Regressive Moving Average (ARMA) yang mendekati persamaan matematis plant. Struktur ARMA sendiri dapat di gambarkan secara singkat sebagai berikut. Orde plant diinginkan memiliki orde 2, dengan $n_a=2$, $n_b=1$ dan factor delay $d=1$, sehingga dihasilkan Persamaan (9) berikut ini:

$$\frac{Z(z)}{U(z)} = \frac{b_0 z^{-1} + b_1 z^{-2}}{1 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2}} \tag{9}$$

Dari Persamaan 16 di atas terlihat ada 4 parameter yang harus dicari nilainya (diestimasi) agar Persamaan tersebut memberikan respon yang sama dengan respon plant. Untuk plant nonlinear nilai parameter tersebut dapat berubah pada kondisi tertentu. Keempat parameter plant tersebut dapat di tampilan dalam bentuk vektor yang disebut parameter θ .

$$\theta = [a_1 \ a_2 \ b_0 \ b_1] \tag{10}$$

2. Model Reference

Pada sistem model reference adaptive control dibutuhkan model referensi. Pada perancangan tugas akhir ini diinginkan model dengan spesifikasi disain memiliki karakteristik orde pertama dengan % Ess=0, tidak ada overshoot dan offset, konstanta waktu $\tau_m = 1$ detik dengan nilai gain overall (K) = 1. Dalam waktu kontinyu orde satu dapat kita repressentasikan dalam bentuk Persamaan (11):

$$\frac{Y_m(s)}{U_c(s)} = \frac{K}{\tau_m s + 1} = \frac{1}{s + 1} \tag{11}$$

Dengan metode pendekatan zoh, maka persamaan diskrit orde satu menjadi Persamaan (12):

$$\frac{Y_m(z)}{U_c(z)} = \frac{0.3935}{z - 0.6065} = \frac{C z^{-1}}{1 - D z^{-1}} \tag{12}$$

3. Identifikasi Online Parameter

Untuk mencari nilai parameter dari plant seperti yang telah diuraikan di atas, maka diperlukan sebuah metode/ algoritma tertentu. Pada tugas akhir ini dipilih algoritma Extended Least Square sesuai dengan Persamaan (13) yang memiliki kelebihan update nilai matriks gain yang selalu konstan.

$$\hat{\theta}(k) = \hat{\theta}(k - 1) + F(k)\{y(k) - (\varphi^T(k - 1) \theta(k - 1))\} \varphi(k - 1) \tag{13}$$

Dimana untuk F(k) merupakan representasi dari Persamaan (14):

$$F(k + 1) = \frac{1}{\alpha_1} \left[F(k) - \frac{F(k) \varphi(k-1) \varphi^T(k-1) F(k)}{\alpha_2 + \varphi^T(k-1) F(k) \varphi(k-1)} \right] \tag{14}$$

4. Disain Parameter Kontroler

Dari diagram blok Model Reference Adaptive Control terdapat blok mekanisme adaptasi. Mekanisme adaptasi sendiri terdiri dari estimasi parameter dan desain parameter kontroler. Uraian kedua blok ini digabung menjadi satu karena saat pendesainan kontroler juga secara tidak langsung akan memformulasikan persamaan untuk mekanisme adaptasi. Setiap terjadi perubahan parameter pada plant maka secara otomatis akan menentukan parameter kontroler yang baru. Pada desain Model Reference Adaptive Control ini digunakan kontroler PID, sehingga mampu mengontrol plant agar memiliki respon yang dikehendaki. Karena model referensi sudah ditentukan sesuai dengan yang diinginkan pada awal disain dan model tersebut tetap, maka dapat dihitung parameter kontroler dari PID.

5. Perancangan kontroler PID Diskrit

Pada perancangan tugas akhir ini digunakan PID modifikasi yang secara umum dapat dituliskan pada Persamaan (15) sebagai berikut:

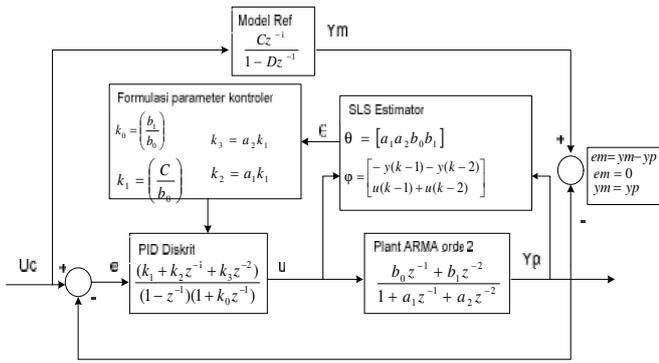
$$\frac{U(s)}{E(s)} = H_{PID}(s) = K \left[1 + \frac{1}{\tau_i s} + \frac{\tau_d s}{1 + \frac{\tau_d s}{N}} \right] \tag{15}$$

Beberapa metode untuk mendiskritkan Persamaan kontinyu banyak digunakan untuk memperoleh bentuk PID diskrit. Tetapi secara umum bentuk digital kontroler akan sama. Untuk kasus ini diperoleh metode Backward Difference Approximation di mana factors (derivative) akan didekati dengan pendekatan $\frac{1 - q^{-1}}{Ts}$, dan 1/s (integral) akan didekati dengan $\frac{Ts}{1 - q^{-1}}$, dari Persamaan (15) akan diperoleh Persamaan (16):

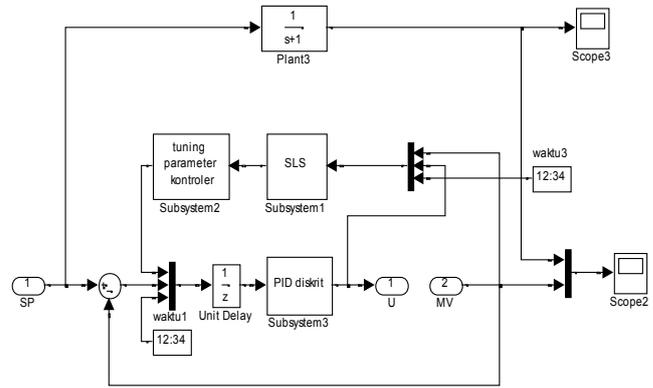
$$\frac{U(z)}{E(z)} = \frac{k_1 + k_2 z^{-1} + k_3 z^{-2}}{(1 - z^{-1})(1 + k_0 z^{-1})} \tag{16}$$

Maka semua parameter kontroler PID telah ditemukan dalam bentuk parameter plant dan dalam bentuk orde 1, bentuk lengkap blok PID Model Reference Adaptive Control dengan model referensi statis dapat dilihat pada Gambar 6. Sinyal kontrol yang akan diumpangkan ke plant dalam bentuk Persamaan beda diberikan oleh Persamaan (17) sebagai berikut:

$$u(k) = (k_0 - 1) u(k - 1) + k_0 u(k - 2) + k_2 e(k - 1) + k_3 e(k - 2) \tag{17}$$



Gambar 6. Diagram blok perhitungan parameter

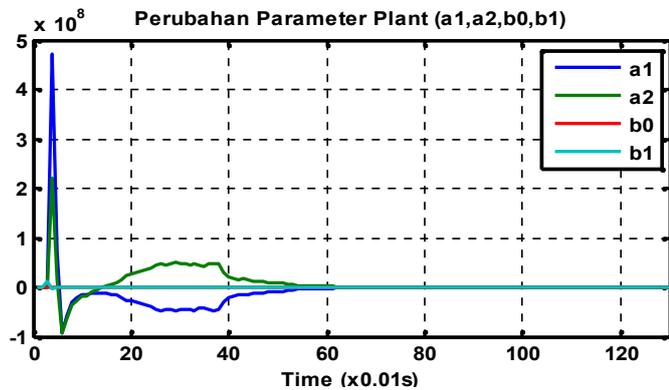


Gambar 9. Blok PID-MRAC

IV. HASIL DAN ANALISA

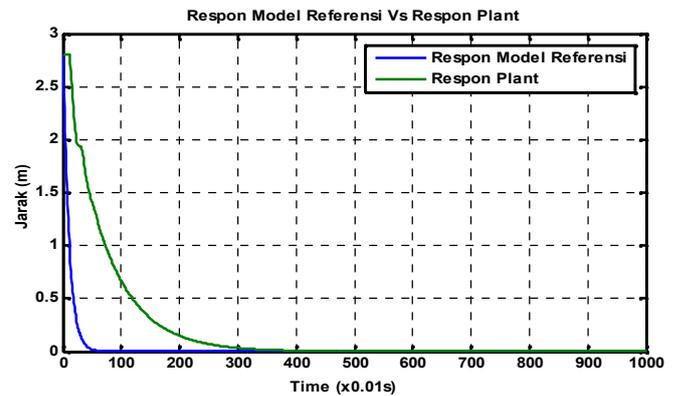
A. Hasil Simulasi

Pada penelitian ini kontroler PID-MRAC digunakan untuk menjaga kestabilan pesawat saat terbang mengikuti lintasan landing yang telah direncanakan sebelumnya. Sinyal kesalahan yang diperoleh berasal dari masukan setpoint jarak (0m). Diberikan kondisi awal pada ketinggian 2.8m. kondisi awal disini dimaksudkan adalah pada keadaan awal quadcopter terbang hover (bertahan di ketinggian tertentu). Untuk blok simulasi dapat dilihat pada Gambar 8. Sedangkan PID-MRAC dapat dilihat pada Gambar 9. Adapun data respon perubahan parameter proses $\theta (a_1, a_2, b_0, b_1)$ terlihat pada Gambar 7.



Gambar 7. Perubahan parameter plant dari model dinamik quadcopter

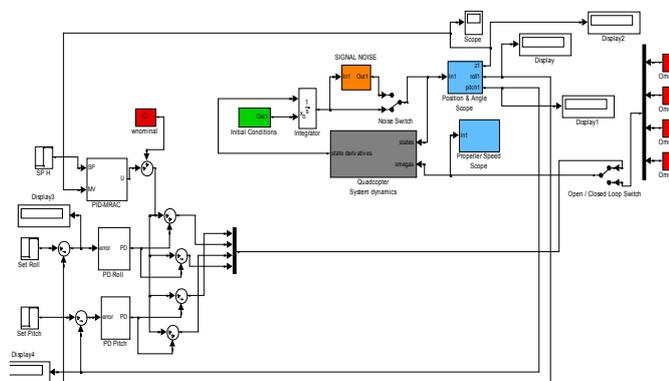
Dari Gambar 8 dapat dilihat bahwa PID-MRAC digunakan pada kontrol ketinggian, hasil sinyal kontrol ditambah dengan w nominal akan menghasilkan keluaran sebagai Δw untuk keempat motor. Kondisi kestabilan untuk Pitch dan Roll akan dikontrol oleh PD. Hasil dari sinyal kontrol PD akan menjadi w untuk masing-masing motor. Pada sistem close-loop ini dilakukan dengan melakukan pengujian tracking setpoint turun dengan pemberian sinyal referensi 0 (m) dari keadaan awal 2.8 (m).



Gambar 10. Grafik respon model referensi dengan respon plant

Dari sistem pengendalian sistem yang telah dirancang, maka melalui pengujian didapatkan nilai performansi sistem. Dari Gambar 10 terlihat bahwa respon sistem dapat mencapai setpoint dan mendekati model yang diinginkan dengan karakteristik performansi orde satu. Sehingga dapat diperoleh konstanta waktu (τ) = 0.4s, τ_s = 2s, τ_r = 1.17s dan τ_d = 0.99s dan waktu steady state yaitu 2.2s.

Perubahan parameter proses $\theta (a_1, a_2, b_0, b_1)$ terlihat pada Gambar 11. Berdasarkan gambar, parameter proses mengalami perubahan ketika respon belum mencapai keadaan tunak. Terjadi perubahan nilai yang kecil pada parameter a_2, b_0 dan b_1 . Lain halnya ketika respon mencapai keadaan tunak, parameter proses cenderung lebih stabil.



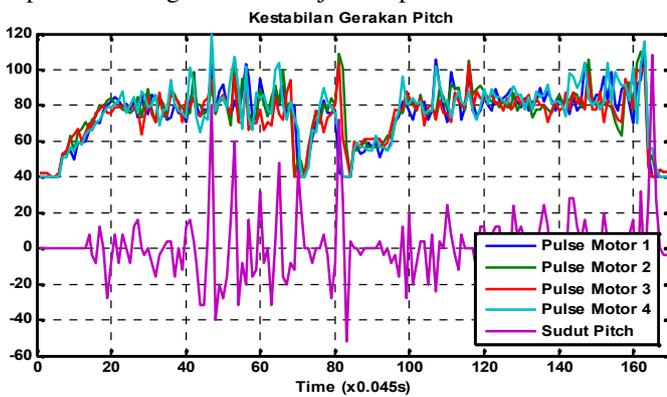
Gambar 8. Blok simulasi PID-MRAC untuk automatic safe landing



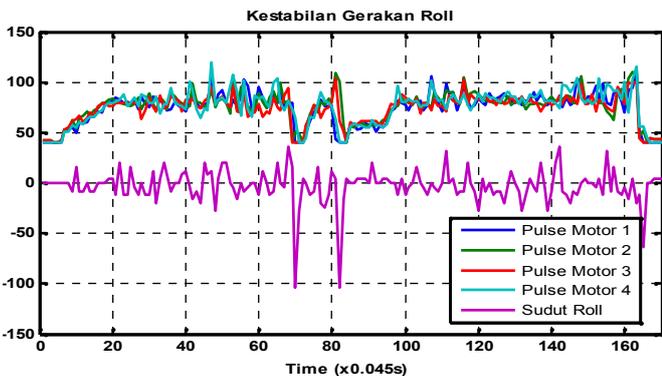
Gambar 11 Perubahan parameter proses $\theta (a_1, a_2, b_0, b_1)$

B. Hasil Implementasi

Pada implementasi ini akan dilakukan pengujian kestabilan gerakan *roll* dan gerakan *pitch* dengan kontroler PD, Di mana parameter kontroler dicari secara tuning eksperimental dengan nilai $K_p=2$ dan $K_d=0.8$. Hasil tersebut diperoleh respon perbandingan antara sudut *Pitch* referensi (*set point*) dan sudut *pitch* aktual dari pesawat sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 12.

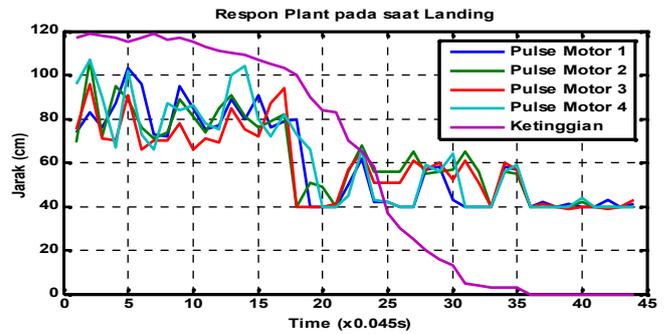


Gambar 12. Kestabilan gerakan *pitch*



Gambar 13. Kestabilan gerakan *roll*

Dari grafik diatas menunjukkan bahwa terjadi osilasi hal ini disebabkan beban angin yang terlalu besar dan sulit diprediksi, namun kontroler berusaha untuk memberikan sinyal kontrol agar performansi sesuai dengan *setpoint* 0 derajat. Dari hasil pengaturan ketinggian dengan PID-MRAC didapat hasil respon seperti pada Gambar 14, dimana hasil respon sangat cepat dari ketinggian 1.18 meter ke 0 m. *Quadcopter* membutuhkan waktu 1.57 s untuk dapat mendarat sampai dasar (0m). Kontroler belum bekerja dengan baik dikarenakan proses identifikasi *online* membutuhkan waktu eksekusi yang panjang, sehingga mikrokontroler tidak dapat mengolah proses operasi perhitungan dengan baik.



Gambar 14. Respon *plant* pada saat *landing*

V. KESIMPULAN/RINGKASAN

Dari analisa data dan pembahasan pengujian kehandalan sistem pengendalian yang telah dirancang, dapat disimpulkan bahwa:

1. Dari hasil simulasi kontroler *Model Reference Adaptive Control* dapat mempertahankan respon walaupun terjadi perubahan parameter *plant*.
2. Spesifikasi performansi sistem pengendalian dengan kontroler PID-MRAC pada hasil simulasi adalah $\tau = 0.4s$, $\tau_s = 2s$, $\tau_r = 1.17s$ dan $\tau_d = 0.99s$ dan waktu *steady state* yaitu 2.2s.
3. Spesifikasi performansi sistem pengendalian dengan kontroler PID-MRAC pada hasil implementasi adalah $\tau = 1.125s$, $\tau_s = 2.25s$, $\tau_r = 3.31s$ dan $\tau_d = 2.79s$ dan waktu *steady state* yaitu 1.575s.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis T.S. ingin mengucapkan terima kasih kepada semua pihak yang telah berperan serta dalam penyelesaian Tugas Akhir ini ini, khususnya pada dosen pembimbing, Bapak Katjuk Astrowulan dan Bapak Eka Iskandar di Teknik Elektro ITS, orang tua dan seluruh keluarga yang memberikan dukungan penuh kepada penulis serta kepada semua pihak yang tidak mungkin penulis sebutkan satu persatu semoga Allah SWT memberikan balasan yang setimpal dan jauh lebih mulia. Amin.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Yuliansyah, Rendy. 2011. "Desain dan Implementasi Kontroler PID untuk *Glide-Scope Tracking* pada *Fixed-Wing UAV (Unmanned Aerial Vehicle)*". Surabaya: Jurusan Teknik Elektro, Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [2] Pirabakaran, K. 2001. *Automatic Tuning of PID Controllers Using Model Reference Adaptive Control Techniques*. UK: Department of Cybernetics, University of Reading.
- [3] Donald McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, Hertfordshire, UK, 1990.
- [4] Bresciani, Tommaso. 2008. *Modelling, Identification and Control of a Quadcopter Helicopter*. Department of Automatic Control, Lund University.
- [5] Fan, Yongkun. 2007. *Application of PID Controller using MRAC Techniques for Control of the DC Electromotor Drive*. China: Institute of Optics and Electronics, Chinese Academy of Sciences.