

Aplikasi Kendali Adaptif MRAC Pada Sistem Linier Quadrotor

Ardhimas Wimbo Wasisto¹, Adha Imam Cahyadi², Teguh Bharata Adji²

Department of Defence Electronical Engineering

Indonesian Airforce Academy

Jalan Laksda Adi Sucipto, Yogyakarta 55002, Indonesia

Department of Electrical Engineering and Information Technology

Gadjah Mada University

Jalan Grafika 2, Yogyakarta 55281, Indonesia

a.wimbo.sie13@mail.ugm.ac.id, masimam@jteti.gadjahmada.edu, adji@ugm.ac.id

Abstract— This paper is aimed to study the implementation of an adaptive control system quadrotor with *Model Reference Adaptive Control (MRAC)* based on direct Lyapunov's Direct Method. The linearized system of quadrotor, which is applied in the state space equations with 12 state variables, had been adapted to the reference model characteristic. The simulation results show that MRAC is reliable for MIMO system and the output systems designed are able to follow the output corresponding to the reference model.

Keywords—quadrotor; MRAC; Lyapunov's Direct Method; MIMO system ; adaptive control; state space

Abstrak—Penelitian ini membahas implementasi sistem kendali adaptif quadrotor dengan metode *Model Reference Adaptive Control (MRAC)* dengan metode langsung Lyapunov. Sistem yang dikendalikan adalah sistem MIMO (*Multi Input Multi Output*) quadrotor yang dilinierkan dari sistem non-linier quadrotor, yang diterapkan dalam persamaan ruang keadaan dengan 12 peubah keadaan. Hasil simulasi menunjukkan 4 keluaran sistem yang dirancang mampu mengikuti hasil keluaran yang sesuai dengan model acuan.

Kata kunci—quadrotor; kendali adaptif; sistem MIMO; MRAC; metode langsung Lyapunov; persamaan ruang keadaan

I. PENDAHULUAN

Pesawat Udara Nir-Awak (PUNA), khususnya jenis quadrotor, menjadi topik penelitian yang menarik dewasa ini karena mudah dioperasikan di dalam ruangan dan memiliki manuverabilitas tinggi, sehingga banyak diminati di kalangan sipil maupun militer [1], [2].

Salah satu permasalahan menarik dalam perancangan quadrotor adalah karena sistemnya yang kompleks dan tidak stabil. Sistem quadrotor yang dirancang memiliki 4 masukan, 12 keadaan, dan 4 keluaran. Upaya untuk merancang pengendali quadrotor merupakan tantangan tersendiri bagi peneliti karena sistemnya yang non-linier dan pendekatan yang telah banyak dilakukan untuk mempermudah analisis adalah dengan memodelkan sistemnya dengan model linier [3], [4], [5], kemudian menerapkan sistem kendali yang cocok seperti yang dilakukan Ataka dkk [6], [7].

Desain pilot otomatis dengan kinerja yang berkualitas menjadi salah satu alasan berkembangnya penelitian kendali adaptif pada awal tahun 50-an [8]. Beberapa

metode kendali adaptif antara lain *gain scheduling* [7], kendali adaptif langsung dan tak langsung, *adaptive pole placement*, *model reference adaptive control (MRAC)*. MRAC merupakan salah satu metode kendali adaptif yang dilakukan pada sistem kendalian dengan parameter yang terbatas, dengan cara beradaptasi dengan karakteristik model acuan yang ideal untuk mengkompensasi parameter-parameter sistem yang belum diketahui sehingga sistem tersebut memiliki karakteristik yang mirip dengan model acuan yang diadaptasi [9]. Proses adaptasi MRAC terdiri dari 2 metode yaitu metode langsung dan tak langsung. Metode langsung MRAC sendiri dapat menggunakan metode MIT Rule dan kestabilan Lyapunov dalam menentukan parameter adaptasinya [10].

Pada penelitian ini akan dilakukan MRAC dengan metode langsung dengan pendekatan fungsi Lyapunov. Secara teori metode kendali MRAC dapat mudah diaplikasikan pada sistem dengan masukan dan keluaran tunggal (SISO) dengan model matriks bentuk kanonik [11], namun pada penelitian ini melalui sistem MIMO quadrotor, dengan matriks keadaan tanpa diubah ke bentuk kanonik, akan diterapkan sistem MRAC untuk menghasilkan karakteristik yang menyerupai model quadrotor yang ideal. Tujuan yang ingin dicapai dalam penelitian ini adalah mengendalikan model linier sistem MIMO pada persamaan ruang keadaan quadrotor dengan umpan balik 12 variabel keadaan agar menghasilkan gain adaptasi pengendali masukan untuk mengendalikan sikap *roll*, *pitch*, *yaw* dengan masukan acuan posisi x , y , z , dan yaw sesuai karakteristik model acuan.

Penelitian dilakukan dalam 3 tahap, yaitu pertama dilakukan pemodelan sistem quadrotor dalam persamaan ruang keadaan, kedua perancangan model acuan, dan implementasi kendali adaptif MRAC pada sistem dengan model acuan melalui simulasi pada MATLAB simulink.

II. DINAMIKA MODEL QUADROTOR

Untuk mendapatkan persamaan ruang keadaan,

$$\dot{X} = AX + Bu$$

$$y = CX + Du \quad (1)$$

maka terlebih dahulu membuat model linier quadrotor dari persamaan model non-liniernya. Berdasarkan pada model [12], konstanta-konstanta yang akan digunakan pada sistem adalah :

- Konsanta gravitasi
 $g = 9.81 \text{ m/s}^2$
- Konstanta inersia
 $i_x = 0,082 \text{ kgm}^2$
 $i_y = 0.0845 \text{ kgm}^2$
 $i_z = 0.1377 \text{ kg.m}^2$
- Konstanta gaya dorong
 $b = 1.2953 \times 10^{-5} \text{ kgm}$
- Jari-jari lengan quadrotor $d = 0.1775 \text{ m}$
- Konstanta gaya hambat
 $k = 1.0368 \times 10^{-7} \text{ kgm}^2$
- Massa quadrotor $m = 0.468 \text{ kg}$

A. Model Non-Linier

Model non-linier quadrotor yang digunakan adalah model 12 keadaan dengan masukan 4 kecepatan rotor yang diperoleh dari model Peter I. Corke [12]. 12 keadaan tersebut terdiri dari 4 sub-keadaan yaitu posisi 3 dimensi dalam kerangka global, sudut rotasi pada tiap sumbu 3 dimensi, kecepatan gerak translasi, dan kecepatan gerak rotasi. Posisi 3 dimensi pada kerangka global dilambangkan dengan $P = [x \ y \ z]^T$, sudut rotasi *roll*, *pitch*, *yaw* dilambangkan dengan $R = [\phi \ \theta \ \psi]^T$, 3 kecepatan translasi pada tiap sumbu dilambangkan dengan $\dot{P} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$, dan 3 kecepatan rotasi *roll*, *pitch*, *yaw* dilambangkan dengan $\dot{R} = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$, sehingga vektor keadaannya adalah :

$$X = [P^T \ R^T \ \dot{P}^T \ \dot{R}^T]^T \quad (2)$$

maka

$$X = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T \quad (3)$$

dengan tiap peubah dalam vektor X diwakili oleh

$$X = [X_1 \dots X_{12}]^T \quad (4)$$

Masukan sistemnya adalah :

$$u = [\omega_1^2 \ \omega_2^2 \ \omega_3^2 \ \omega_4^2]^T \quad (5)$$

Dengan tiap peubah dalam vektor u diwakili oleh

$$u = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T \quad (6)$$

sedangkan keluaran yang diharapkan adalah posisi x, y, z, dan rotasi *yaw*. Berdasarkan analisa translasi dan rotasi yang dihasilkan oleh Ataka dkk [13], diperoleh persamaan non-linier quadrotor sebagai berikut :

$$\dot{x}_1 = \dot{x} = x_7 \quad (7)$$

$$\dot{x}_2 = \dot{y} = x_8 \quad (8)$$

$$\dot{x}_3 = \dot{z} = x_9 \quad (9)$$

$$\dot{x}_4 = \dot{\phi} = x_{10} + s_{x_4} t_{x_5} x_{11} + c_{x_4} t_{x_5} x_{12} \quad (10)$$

$$\dot{x}_5 = \dot{\theta} = c_{x_4} x_{11} + s_{x_4} x_{12} \quad (11)$$

$$\dot{x}_6 = \dot{\psi} = \frac{s_{x_4}}{c_{x_5}} x_{11} + \frac{c_{x_4}}{c_{x_5}} x_{12} \quad (12)$$

$$\dot{x}_7 = \dot{x} = -\frac{1}{m} T (c_{x_4} s_{x_5} c_{x_6} + s_{x_4} s_{x_6}) \quad (13)$$

$$\dot{x}_8 = \dot{y} = -\frac{1}{m} T (c_{x_4} s_{x_5} s_{x_6} - s_{x_4} c_{x_6}) \quad (14)$$

$$\dot{x}_9 = \dot{z} = g - \frac{1}{m} T (c_{x_4} c_{x_5}) \quad (15)$$

$$\dot{x}_{10} = \ddot{\phi} = \frac{db}{I_x} (u_4 - u_2) - \frac{I_z - I_y}{I_x} x_{11} x_{12} \quad (16)$$

$$\dot{x}_{11} = \ddot{\theta} = \frac{db}{I_y} (u_1 - u_3) - \frac{I_x - I_z}{I_y} x_{10} x_{12} \quad (17)$$

$$\dot{x}_{12} = \ddot{\psi} = \frac{k}{I_z} (u_1 - u_2 + u_3 - u_4) - \frac{I_y - I_x}{I_z} x_{11} x_{12} \quad (18)$$

B. Linierisasi Model

Untuk memenuhi persamaan ruang keadaan (1) maka dilakukan linierisasi model non-linier quadrotor dengan menentukan titik ekuilibriumnya. Asumsi titik ekuilibrium quadrotor adalah posisi pada suatu titik di dalam koordinat kartesius, pada saat quadrotor diam di atas permukaan yang rata, dengan sudut yaw yang sangat kecil. Persamaan vektor keadaan sistem quadrotor pada titik ekuilibriumnya adalah

$$0 = f(X(x, y, z, \psi)) \quad (19)$$

Dengan menerapkan persamaan (7) sampai dengan persamaan (18) ke dalam persamaan (19), dengan asumsi titik ekuilibriumnya memiliki nilai keadaan $x_1 = x$, $x_2 = y$, $x_3 = z$, $x_6 = \psi$, dan $x_6 = x_4 = x_5 = x_7 = x_8 = x_9 = x_{10} = x_{11} = x_{12} = 0$, dengan menerapkan persamaan linierisasi peubah pada persamaan (1) untuk mendapatkan matriks A dan B[14].

$$A = \begin{bmatrix} \left. \frac{\partial f_1}{\partial x_1} \right| X(x, y, z, \psi) & \dots & \left. \frac{\partial f_1}{\partial x_{12}} \right| X(x, y, z, \psi) \\ \vdots & & \vdots \\ \left. \frac{\partial f_{12}}{\partial x_1} \right| X(x, y, z, \psi) & \dots & \left. \frac{\partial f_{12}}{\partial x_{12}} \right| X(x, y, z, \psi) \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$B = \begin{bmatrix} \left. \frac{\partial f_1}{\partial u_1} \right| X(x, y, z, \psi) & \dots & \left. \frac{\partial f_1}{\partial u_4} \right| X(x, y, z, \psi) \\ \vdots & & \vdots \\ \left. \frac{\partial f_{12}}{\partial u_1} \right| X(x, y, z, \psi) & \dots & \left. \frac{\partial f_{12}}{\partial u_4} \right| X(x, y, z, \psi) \end{bmatrix} \quad (21)$$

Diperoleh nilai matriks A, B, C, D sebagai berikut :

$$A_{(12x12)} = \begin{bmatrix} 0_{(6x6)} & I_{(6x6)} \\ 0_{(2x3)} & W_{(2x2)} & 0_{(2x1)} & 0_{(6x6)} \\ 0_{(6x6)} & & & \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$B_{(12x4)} = \begin{bmatrix} 0_{(8x4)} \\ U_{(4x4)} \end{bmatrix} \quad (23)$$

dengan $0_{(6x6)}$ adalah matriks nol berukuran 6x6 sedangkan I adalah matriks identitas. Matriks W dan U berisi nilai konstanta sebagai berikut :

$$W = \begin{bmatrix} -2.4270 & -9.5050 \\ 9.5050 & -2.4270 \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$U = \begin{bmatrix} -0.032 & -0.032 & -0.032 & -0.032 \\ 0 & -0.3245 & 0 & 0.3245 \\ 0.3149 & 0 & -0.3149 & 0 \\ 0.0094 & -0.0094 & 0.0094 & -0.0094 \end{bmatrix} \quad (25)$$

Keluaran dari sistem quadrotor yang akan dianalisa adalah posisi x,y,z, dan rotasi yaw, sehingga matriks keluarannya adalah

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

dan matriks D = 0. Melalui analisa *controllability* dan *observability*[15], matriks dari persamaan ruang keadaan yang diperoleh memiliki rank 12 yang berarti memenuhi syarat matriks *controllability* dan *observability* sehingga model sistem dinyatakan dapat dikendalikan.

C. Model Acuan

Model acuan yang akan digunakan menggunakan model sistem yang sama namun dioptimasi kinerjanya dengan menerapkan metode LQR untuk mendapatkan nilai K pada umpan balik keadaan sistem dan referensi masukan untuk mendapatkan keluaran tanpa kesalahan tunak. Untuk mendapatkan nilai K agar sistem memenuhi kinerja optimal, terlebih dahulu ditentukan nilai $Q = \alpha \times C^T \times C$, dengan nilai $\alpha = 10^5$ dan nilai $R = \beta \times I_{4x4}$, dengan nilai $\beta = 10^{-6}$. Nilai bobot matriks Q tersebut dipilih dengan nilai besar agar quadrotor dapat mempertahankan ketinggiannya dengan energi yang dimiliki, sedangkan nilai bobot matriks R tersebut dipilih bernilai kecil agar nilai masukannya tidak teredam dan tetap terjaga. Dari LQR diperoleh nilai

$$K = [K_1 \ K_2 \ K_3]$$

dengan

$$K_1 = 10^5 x \begin{bmatrix} -2.1666 & -0.5532 & -1.5811 & 0.000 \\ 0.5532 & -2.1666 & -1.5811 & -1.985 \\ 2.1666 & 0.5532 & -1.5811 & 0.000 \\ -0.5532 & 2.1666 & -1.5811 & 1.985 \end{bmatrix}$$

$$K_2 = 10^5 x \begin{bmatrix} 2.015 & 1.5811 & -0.9286 & -0.2371 \\ 0.000 & -1.5811 & 0.2353 & -0.9217 \\ -2.015 & 1.5811 & 0.9286 & 0.2371 \\ 0.000 & -1.5811 & -0.2353 & 0.9217 \end{bmatrix}$$

$$K_3 = 10^5 x \begin{bmatrix} -0.4968 & 0.000 & 0.253 & 0.9184 \\ -0.4968 & -0.2473 & 0.000 & -0.9184 \\ -0.4968 & 0.000 & -0.253 & 0.9184 \\ -0.4968 & 0.2473 & 0.000 & -0.9184 \end{bmatrix}$$

dengan menerapkan nilai K pada nilai $u = -Kx$ pada (1), maka nilai matriks A pada model acuan menjadi $A_m = A - BK$.

Asumsi kondisi awal quadrotor sebelum terbang berada pada posisi $x = 0, y = 0, z = 0$, dan yaw = 0 radian, serta diharapkan terbang dengan posisi yang diinginkan $x = 1, y = 0.5, z = 1$, dan yaw = 0.5 radian. Agar sistem memberikan tanggapan yang diinginkan tanpa kesalahan tunak, maka model sistem acuan perlu diberikan masukan acuan dengan umpan balik keadaan penuh.

$$u = -K.X + \bar{N}.r \quad (27)$$

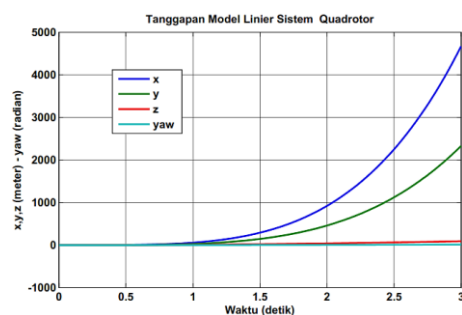
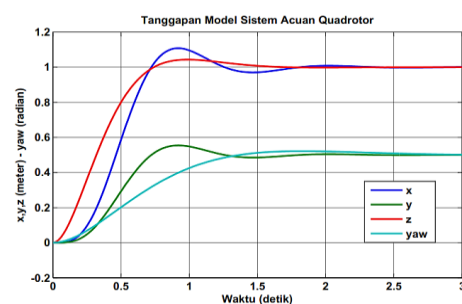
dengan $\bar{N} = N_u + KN_x$ merupakan masukan acuan yang menghasilkan keluaran yang diharapkan, yang diperoleh dari

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{12x12} & B_{12x4} \\ C_{4x12} & D_{4x4} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0_{12x1} \\ x_{ss} \end{bmatrix} \quad (28)$$

dengan $x_{ss} = [1 \ 0.5 \ 1 \ 0]^T$ yang merupakan keluaran tunak x, y, z, dan yaw sesuai yang diinginkan. Penjelasan dan pembuktian tentang masukan acuan umpan balik keadaan penuh dijelaskan oleh Franklin[11]. Berdasarkan pada persamaan (27) dan (28) maka diperoleh nilai masukan acuan

$$\begin{bmatrix} \bar{N} \end{bmatrix} = 10^5 x \begin{bmatrix} -4.0795 & -1.4903 & 0.9172 & -1.6720 \end{bmatrix}^T \quad (29)$$

Yang selanjutnya digunakan sebagai masukan sistem sesuai dengan keadaan masukan pada persamaan (5) dan (6). Nilai \bar{N} selanjutnya digunakan ke dalam sistem linier quadrotor dan sistem model acuan, menghasilkan tanggapan seperti pada gambar 1.



Gambar 1. Perbandingan tanggapan sistem model acuan dan tanggapan sistem linier terhadap masukan acuan \bar{N} .

Gambar 1 menunjukkan perbedaan tanggapan akibat diberi masukan acuan \bar{N} . Pada gambar pertama menunjukkan tanggapan model acuan dengan keluaran seperti yang diharapkan, pada kondisi tunak menunjukkan keadaan yang stabil tanpa kesalahan tunak. Sedangkan tanggapan pada sistem linier quadrotor menunjukkan ketidakstabilan dengan keluaran x, y, z, dan yaw tidak pernah memenuhi keadaan yang diinginkan.

III. PERANCANGAN SISTEM KENDALI

Tantangan dalam menggunakan teori kestabilan Lyapunov adalah tidak ada cara baku dalam menentukan fungsi kandidat Lyapunov. Pada penelitian ini akan digunakan metode MRAC dengan teori kestabilan Lyapunov pada sistem MIMO quadrotor seperti yang dijelaskan oleh S.,Ge [16] yang diaplikasikan pada sistem SISO dengan model matriks kanonik. Jika diketahui persamaan linier ruang keadaan sebuah sistem

$$\dot{X}_{12x1} = A_{12x12}X_{12x1} + g \cdot B_{12x4}u_{4x1}, \quad (30)$$

dengan $g > 0$ adalah penguat kendali masukan yang tidak diketahui. Diasumsikan persamaan ruang keadaan model acuan

$$\dot{X} = A_m X_m + g_m B r \quad (31)$$

dan persamaan umum hukum kendali linier

$$u_{4x4} = k(t)X + k_r(t)r \quad (32)$$

Dari persamaan (1) maka sistem kalang tertutup model acuannya menjadi

$$\dot{X} = (A + gBk)X + gk_r B r \quad (33)$$

Maka dengan kondisi pencocokan dengan persamaan (31) diperoleh nilai

$$A + gk^* = A_m \quad (34)$$

$$gk_r^* = g_m$$

Agar sistem mampu beradaptasi dengan model acuan maka digunakan teknik kendali adaptif langsung. Kita definisikan

$$\theta = [k^* \quad k_r^*]^T \quad (35)$$

$$\hat{\theta} = [k(t) \quad k_r(t)]^T \quad (36)$$

$$\tilde{\theta}_x = [k^* - k(t)]^T \quad (37)$$

$$\tilde{\theta}_r = [k_r^* - k_r(t)]^T \quad (38)$$

$$\phi = [X^T \quad r]^T \quad (39)$$

Didefinisikan persamaan kesalahan estimasi parameternya adalah

$$\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta} = [\tilde{\theta}_x^T \quad \tilde{\theta}_r^T]^T \quad (40)$$

Persamaan (33) ditambahkan dengan

$$(gBk^* - gBk)X + (gBk_r^* - gBk_r)r = 0 \quad (41)$$

Dengan substitusi dari (35) sampai dengan (40) maka menghasilkan persamaan

$$\dot{X} = A_m X + g_m B r - gB\phi^T \tilde{\theta} \quad (42)$$

Penjejakan kesalahan didefinisikan dengan $e = X - X_m$, maka dengan melakukan pengurangan persamaan (31) dan (34) diperoleh persamaan

$$\dot{e} = A_m e - gB\phi^T \tilde{\theta} \quad (43)$$

Dengan diketahui matriks A_m yang stabil, untuk sembarang matriks definit positif Q , diperoleh sebuah matriks definit positif simetris P yang unik yang memenuhi fungsi Lyapunov

$$P A_m + A_m^T P = -Q \quad (43)$$

Kandidat fungsi Lyapunov yang digunakan adalah

$$V(e, \theta) = e^T P e + g \tilde{\theta}^T \Gamma^{-1} \tilde{\theta}, \quad \Gamma = \Gamma^T > 0 \quad (44)$$

Dengan mengacu pada persamaan (40) dan (44) bahwa $\dot{\tilde{\theta}} = -\hat{\theta}$ maka turunan dari V adalah

$$\dot{V} = -e^T Q e - 2g \tilde{\theta}^T \Gamma^{-1} (\Gamma \phi e^T P B - \dot{\hat{\theta}}) \quad (45)$$

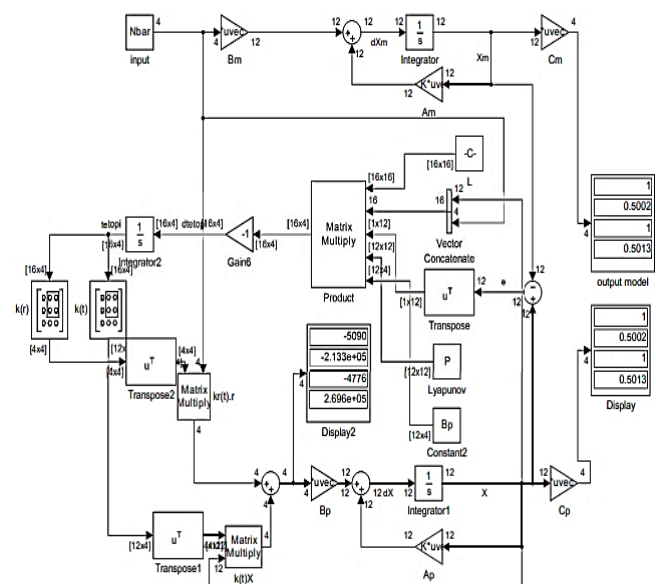
Agar \dot{V} memenuhi fungsi kestabilan Lyapunov $\dot{V} = -e^T Q e \leq 0$, maka $(\Gamma \phi e^T P B - \dot{\hat{\theta}}) \geq 0$, sehingga nilai $\dot{\hat{\theta}}$ minimal memenuhi

$$\dot{\hat{\theta}} = -\Gamma \phi e^T P B \quad (45)$$

Persamaan (45) merupakan fungsi parameter adaptasi yang akan diterapkan pada (43) untuk menghilangkan kesalahan tunak sistem. Matriks Γ yang akan digunakan pada percobaan adalah matriks γ_{16x16} , dengan nilai $\gamma = 10^{-5}$.

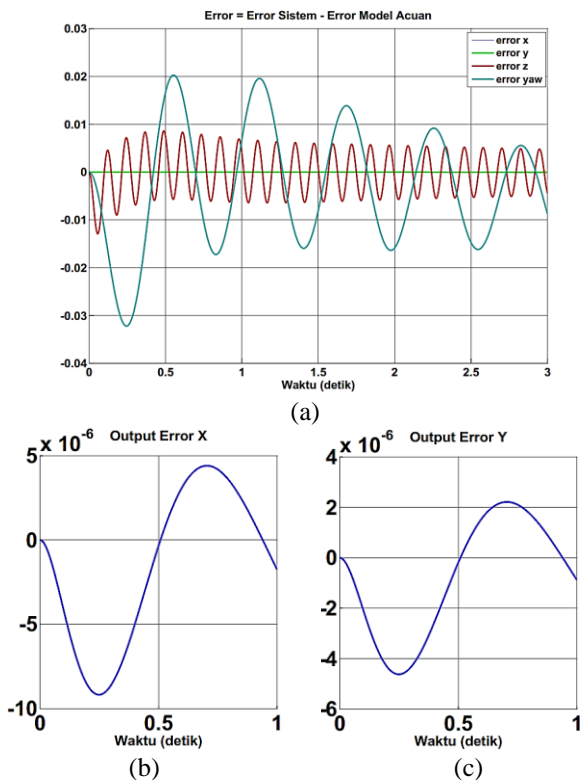
IV. HASIL SIMULASI

Model acuan dan model linier quadrotor diterapkan dalam diagram blok MATLAB simulink berdasarkan definisi parameter fungsi adaptasi persamaan (45) sesuai pada gambar 2.



Gambar 2. Implementasi sistem quadrotor dengan MRAC pada MATLAB simulink.

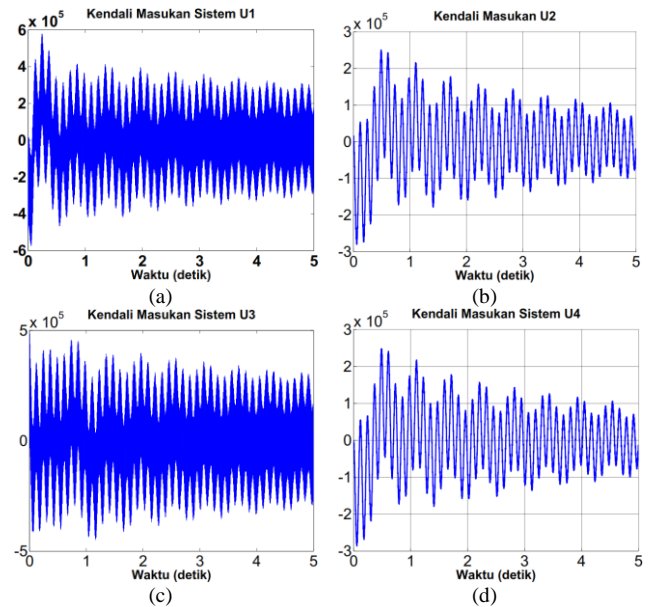
Hasil simulasi menunjukkan bahwa sistem yang dikendalikan mampu mengikuti karakteristik model sistem acuan dengan baik. Hal ini ditunjukkan dengan kesalahan tunak yang semakin konvergen dan dengan orde yang sangat kecil, yaitu rentang osilasi di sekitar titik nol pada kesalahan posisi x dan y sebesar 10^{-6} , sedangkan pada kesalahan posisi z dan rotasi yaw memiliki rentang kesalahan sebesar 10^{-2} dan cenderung terus menurun menuju nol seperti ditunjukkan pada gambar 3. Karena kecilnya nilai kesalahan x dan y, pada gambar 3.a hanya tampak sebagai garis lurus, perubahan kesalahan keluaran x dan y yang sangat kecil ditunjukkan pada gambar 3.b dan 3.c.



Gambar 3. Rentang kesalahan tunak dari keluaran sistem terhadap model acuan. (a) kesalahan keseluruhan, (b) posisi x, (c) posisi y.

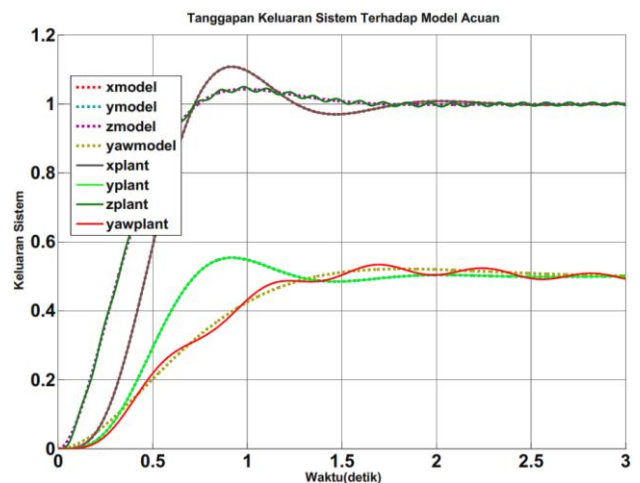
Berdasarkan hasil simulasi pada gambar 3, selisih nilai keluaran terbesar antara keluaran sistem dengan keluaran model acuan adalah nilai kesalahan dari keluaran yaw, yang menunjukkan perubahan kesalahan dengan osilasi yang sangat tinggi. Nilai kesalahan yang ditunjukkan oleh keluaran z juga menunjukkan nilai osilasi yang cukup tinggi namun memiliki rentang lebih kecil daripada yang dihasilkan keluaran yaw. Rentang kesalahan keluaran dari x dan y menunjukkan rentang nilai kesalahan dengan orde 10^{-6} , yang lebih kecil daripada rentang kesalahan z dan yaw. Selain itu osilasi rentang kesalahan x dan y tidak secepat osilasi yang dihasilkan rentang kesalahan z dan yaw.

Gambar 4 menunjukkan bahwa sistem yang dikendalikan menerima 4 masukan yang konvergen menuju ke suatu nilai yang mendekati nilai yang konstan dengan orde 10^5 .



Gambar 4. Masukan kendali yang diterima sistem dari proses adaptasi berturut-turut u1, u2, u3, u4

Hasil keluaran dari sistem yang dikendalikan menunjukkan nilai yang sesuai dengan model acuan. Dalam kondisi tunak diperoleh nilai $x = 1$, $y = 0.5$, $z = 1$, dan $yaw = 0.5$. Pada gambar 5 tampak bahwa perbedaan keluaran yang paling tampak osilasinya adalah pada hasil keluaran yaw, namun demikian osilasinya selalu mengikuti keluaran yaw dari model acuan. Sedangkan untuk keluaran x,y, dan z, karena perbedaan yang sangat kecil, hasil keluaran sistem yang dikendalikan dengan keluaran model acuan tampak sama persis atau berhimpit



Gambar 5. Keluaran hasil adaptasi sistem quadrotor pada parameter x, y, z, dan yaw

V. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil simulasi dapat disimpulkan bahwa kendali adaptif MRAC dengan metode langsung Lyapunov yang diterapkan pada persamaan ruang keadaan quadrotor dengan 12 peubah keadaan dapat diimplementasikan dengan baik. Hal ini ditunjukkan dengan menghasilkan kesalahan tunak yang konvergen menuju nol dan kendali masukan yang konvergen menuju ke suatu nilai kuadrat kecepatan sudut berdasarkan

masukannya, yang memenuhi kriteria kestabilan Lyapunov. Sistem kendalian dapat menghasilkan keluaran posisi x , y , z , dan sudut putar yaw yang sama dengan model acuan. Namun demikian diperlukan penelitian lebih lanjut agar dapat diterapkan ke dalam sistem quadrotor yang sesungguhnya.

REFERENSI

- [1] A. W. Wasisto, A. I. Cahyadi, and T. B. Adji, "Estimasi Model Sederhana Kendali Posisi Ketinggian Quadrotor," *CITEE*, no. 1, pp. 1–6, 2014.
- [2] I. Hilton and P. Tnunay, "Mapless Path Planning And Formation Control Using Potential Field For UAV Quadrotor," Gadjah Mada University, 2015.
- [3] A. Ataka, H. Tnunay, R. Inovan, A. Hanry, P. Adha, and I. Cahyadi, "Controllability and Observability Analysis of The Gain Scheduling Based Linearization for UAV Quadrotor," vol. 22, pp. 1–22, 2013.
- [4] R. Inovan, A. Ataka, H. Tnunay, and M. Q. Abdurrohman, "Sparse Controller for Linearized Quadcopter Model."
- [5] A. Ataka, A. Rizqi, A. I. Cahyadi, M. Eng, T. B. Adji, and D. Ph, *Path Planning and Formation Control via Potential Function for UAV Quadrotor*. 2013.
- [6] H. Tnunay, M. Q. Abdurrohman, and Y. Nugroho, "Auto-Tuning Quadcopter Using Loop Shaping."
- [7] R. Inovan, A. Ataka, H. Tnunay, M. Q. Abdurrohman, A. Cahyadi, and Y. Yamamoto, "A Modified Gain Scheduling Controller for UAV Quadrotor Systems."
- [8] P. A. Ioannou and J. Sun, *Robust Adaptive Control*, Volume 1. Prentice Hall, 1996.
- [9] A. J. Ampsefidis, J. A. N. T. Bialasiewicz, and E. T. Wall, "Lyapunov Design of Model Reference Adaptive Control System Using Partial A Priori Information," vol. 29, pp. 337–348.
- [10] F. Rusmawan, "Aplikasi Kendali Adaptif Pada Sistem Pengaturan Water Heater Pada Pembangkit (Steam Power Plant) Dengan Tipologi Kendali Model Reference Adaptive Control," Universitas Diponegoro, 2010.
- [11] G. F. Franklin, J. D. Powell, and A. Emami-Naeni, *Feedback Control of Dynamic Systems - 4th Edition*. .
- [12] P. I. Corke, *Robotics, Vision and Control : Fundamental Algorithms in MATLAB @*, 73rd ed., vol. 73. Berlin: Springer-Verlag, 2011.
- [13] A. Ataka, H. Tnunay, R. Inovan, M. Abdurrohman, H. Preastianto, A. I. Cahyadi, and Y. Yamamoto, "Controllability and observability analysis of the gain scheduling based linearization for UAV quadrotor," in *Robotics, Biomimetics, and Intelligent Computational Systems (ROBIONETICS), 2013 IEEE International Conference on*, 2013, pp. 212–218.
- [14] K. Ogata, *Modern Control Engineering*, Fifth. Boston: Prentice-Hall, 2010.
- [15] K. Ogata, *Modern Control Engineering*. 1997.
- [16] S. Ge, "Lyapunov Design," *Control. Syst. Robot. Autom.*, vol. VIII.