

DESAIN SISTEM KONTROL SUDUT *PITCH*, *ROLL*, DAN *YAW* PADA MODEL PESAWAT *FIXED WING* DENGAN METODE KONTROL OPTIMAL *LINEAR QUADRATIC INTEGRAL TRACKING (LQIT)*

Muhamad Iqbal^{*}), Aris Triwiyatno, and Budi Setiyono

Jurusan Teknik Elektro, Universitas Diponegoro Semarang
Jl. Prof. Sudharto, SH, Kampus UNDIP Tembalang, Semarang 50275, Indonesia

^{*}E-mail: iqbalmuhamad1991@hotmail.com

Abstrak

UAV atau Unmanned Aerial Vehicle adalah kendaraan udara tanpa awak yang memiliki suplai tenaga sendiri. Pada umumnya pilot harus mengendalikan pesawat sepanjang waktu agar pesawat tidak hilang kendali. Oleh sebab itu diperlukan sistem kontrol yang dapat mengatur dan mengendalikan pesawat dengan baik dan tepat. Pada tugas akhir ini akan dirancang dan disimulasikan sistem kontrol untuk mengendalikan uav berupa pesawat fixed wing. Sistem kontrol dibuat agar dapat mengendalikan sudut pitch, roll, dan yaw dari pesawat fixed wing sesuai dengan referensi. Metode yang digunakan dalam membuat sistem kontrol tersebut adalah kontrol optimal Linear Quadratic Integral Tracking (LQIT). Dibuat dua model pesawat fixed wing, yaitu model linier dan model nonlinier. Perancangan sistem kontrol dibuat pada model linier dari pesawat, kemudian kontroler yang didapat pada model linier diaplikasikan untuk mengontrol model nonlinier pesawat fixed wing. Dilakukan 3 pengujian untuk sistem kontrol yang dihasilkan, yaitu dengan referensi input step, input sinus dan input dari blok signal builder pada MATLAB. Dari hasil pengujian, sistem kontrol optimal LQIT yang dibuat dapat dengan baik mengontrol sudut pitch dan roll sesuai dengan referensi yang diberikan. Sementara untuk sudut yaw, sistem kontrol kurang baik untuk mengontrol agar dapat mengikuti referensi.

Kata kunci: UAV, pitch, roll, yaw, LQIT, MATLAB

Abstract

UAV is an unmanned aerial vehicle that has its own power supply. Commonly, a pilot must control the plane everytime in order the plane doesn't lose control. Therefore, a control system is needed to control the plane in accurate and precise way. In this final project, a control system will be designed and simulated to control unmanned aerial vehicle which is a fixed wing plane. Control system is designed to control the pitch, roll, and yaw angle from the fixed wing plane according to reference. Control Method that used in this final project is Linear Quadratic Integral Tracking (LQIT) optimal control. Two fixed wing plane model was designed, there are linear model and nonlinear model. Control system design was built from linear model of the plane, and then control system that designed, will be used for nonlinear model of fixed wing plane. 3 testing was performed to the control system that was designed, reference with step input, sinus input, and signal builder block from MATLAB input. From testing result, LQIT control system that was designed was very good to control pitch and roll degree in accordance to reference. But for yaw degree, LQIT control system was deficient to control yaw degree in accordance to reference.

Keywords: UAV, pitch, roll, yaw, LQIT, MATLAB

1. Pendahuluan

Penggunaan UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) untuk aplikasi-aplikasi militer ataupun sipil semakin meningkat selama beberapa tahun terakhir. Untuk aplikasi sipil biasanya UAV digunakan untuk pengawasan suatu wilayah, inspeksi jaringan transmisi listrik, jalur pipa gas dan minyak, pemantauan lingkungan hutan atau sawah, dan pengawasan lalu lintas. Bahkan di Jepang UAV

digunakan untuk menyiram air dan pupuk di area sawah^[1].

UAV adalah kendaraan udara tanpa awak yang memiliki suplai tenaga sendiri. Pada umumnya pilot harus mengendalikan pesawat sepanjang waktu agar pesawat tidak hilang kendali. Oleh sebab itu dirancang suatu sistem navigasi agar UAV mampu terbang sendiri tanpa adanya kendali langsung dari pilot, sehingga beban kerja

pilot dapat dikurangi^[2]. UAV terbagi 2 menurut alat penggerakannya yaitu *fixed wing* dan *rotary wing*. Pada penelitian ini UAV yang akan dijadikan bahan penelitian adalah UAV tipe *fixed wing*.

Dalam merancang sistem kontrol, dibutuhkan pemodelan dari plant yang akan dikontrol, dalam hal ini adalah pesawat *fixed wing*. A.Nooh, S.Boubdallah, dan R.Siegwart^[3], melakukan penelitian untuk mendapatkan model *fixed wing* UAV secara dinamis. Dalam memodelkan UAV tersebut diberikan beberapa batasan-batasan, misalnya UAV yang dimodelkan adalah *fixed wing* dengan tipe *cyberswan*^[5]. Sedangkan, dalam penelitian ini, model matematika yang digunakan untuk model plant pesawat didapat dari buku McLean^[8].

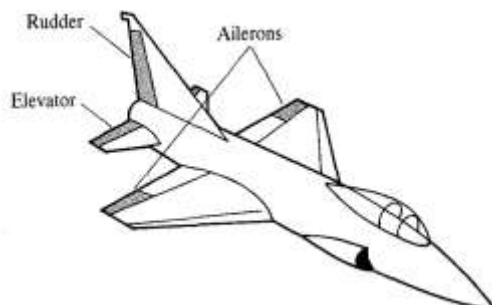
Beberapa penelitian telah dilakukan untuk mengontrol pesawat. Tadeo Expinoza, Alejandro Dzul, dan Miguel Llama^[4], melakukan perbandingan beberapa metode-metode kontrol dalam mengontrol *fixed wing* UAV. Mereka merancang sistem kontrol PID, *nested saturation*, *backstepping*, dan *fuzzy* untuk mengontrol sudut *pitch*, *roll*, dan *yaw* dari model *fixed wing* UAV. Andi Aris Rinaldi^[11] juga melakukan perancangan dan implementasi kontroler PID untuk kestabilan gerak UAV.

Pada tugas akhir ini dibuat sistem kontrol optimal dengan metode *Linear Quadratic Integral Tracking* (LQIT). Sistem kontrol LQIT yang dihasilkan akan dapat mengendalikan sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* pesawat tipe *fixed-wing*. Sudut-sudut pesawat tersebut akan dapat dikontrol dengan sistem kontrol yang dihasilkan dari tugas akhir ini.

2. Metode

2.1. Bidang kendali utama pada pesawat

Pesawat memiliki beberapa bidang kendali untuk mengendalikan gerakannya. Gambar 1 adalah bidang kendali pesawat secara umum.



Gambar 1. Bidang kendali utama pada pesawat[8]

Pada Gambar 1 terdapat *rudder*, *elevator*, dan *aileron*. *Elevator* berfungsi dalam gerakan mengangguk atau *pitching*. *Pitching* adalah gerakan yang dilakukan pada saat *landing* atau *take-off*. Sementara *rudder* dan *aileron*

bekerja bersamaan yang mempengaruhi gerakan pesawat saat berbelok ke kanan atau ke kiri^[8].

1. Aileron

Aileron adalah bidang kontrol gerak yang berfungsi untuk menggerakkan pesawat dengan gerak *roll* (*rolling*). Aileron biasanya terdapat pada sayap pesawat terbang, terletak pada bagian sebelah luar/pinggir dari pesawat. Gerakan aileron ini akan saling berlawanan arah dari masing masing aileron dengan besar sudut yang sama.

2. Rudder

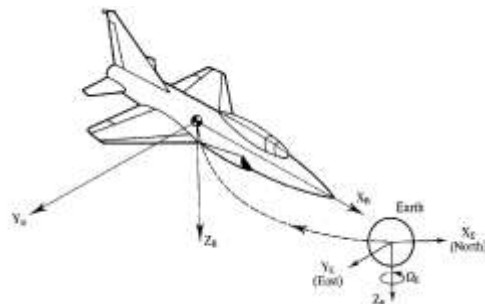
Rudder adalah bidang kontrol gerak pesawat yang berfungsi untuk mengatur gerakan *yaw* pada pesawat. Elevator biasanya berada pada bagian ekor pesawat terbang dengan arah vertikal.

3. Elevator

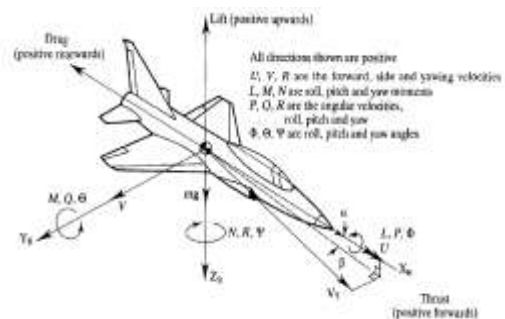
Elevator adalah bidang kontrol gerak pesawat yang berfungsi untuk mengatur gerakan *pitch* pada pesawat. Elevator biasanya berada pada bagian ekor pesawat terbang dengan arah horizontal.

2.2. Persamaan gerak pesawat

Sebelum menjabarkan persamaan gerak pesawat, terlebih dahulu diperkenalkan dua macam bidang koordinat, yaitu *Earth Axes System* dan *Body Axes System*. Gambar 2 adalah *Earth Axis System* dan Gambar 3 adalah *Body Axes System*.



Gambar 2. Earth Axes System[8]



Gambar 3. Body Axes System[8]

Dari Gambar 2 dan Gambar 3 diketahui bahwa variabel $U, V,$ dan R adalah kecepatan terhadap sumbu X_B , sumbu

Y_B , dan sumbu Z_B . L, M, N masing-masing secara berurutan adalah *roll moment*, *pitch moment*, dan *yaw moment*. P, Q, R adalah kecepatan angular *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Dan terakhir Φ , Θ , Ψ adalah sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw*.

Diasumsikan, pesawat adalah *rigid body*, dengan begitu gerak pesawat dapat direpresentasikan memiliki 6 derajat kebebasan. Dengan mengaplikasikan hukum Newton kedua, persamaan gerak dapat direpresentasikan dalam bentuk kecepatan translasi dan angular^[8].

Berdasarkan McLean[8], model matematika dari persamaan gerak pesawat ditunjukkan oleh Persamaan 1 - 6.

$$X = m(\dot{U} + QW - VR + g \sin \Theta) \quad (1)$$

$$Y = m(\dot{V} + UR - PW - g \cos \Theta \sin \Phi) \quad (2)$$

$$Z = m(\dot{W} + PV - UQ - g \cos \Theta \cos \Phi) \quad (3)$$

$$L = I_{xx}\dot{P} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + QR(I_{zz} - I_{yy}) \quad (4)$$

$$M = I_{yy}\dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + PR(I_{xx} - I_{zz}) \quad (5)$$

$$N = I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + I_{zz}QR \quad (6)$$

2.2.1 Persamaan Linier Pesawat

Persamaan linier pesawat dibagi menjadi 2 bagian, yaitu persamaan gerak modulus longitudinal dan modulus lateral. Persamaan 7 - 10 adalah persamaan gerak modulus longitudinal, dan Persamaan 11 - 15 adalah persamaan gerak modulus lateral^[8].

$$\dot{u} = X_u u + X_w w - g \cos \gamma_0 \theta \quad (7)$$

$$\dot{w} = Z_u u + Z_w w + U_0 q - g \sin \gamma_0 \theta + Z_{\delta E} \delta_E \quad (8)$$

$$\dot{q} = M_u u + M_w w + M_w \dot{w} + M_q q + M_{\delta E} \delta_E \quad (9)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (10)$$

$$\dot{v} = Y_v v + U_0 r - g \cos \gamma_0 \Phi + Y_{\delta R} \delta_R \quad (11)$$

$$\dot{p} = L'_v v + L'_p p + L'_r r + L'_{\delta A} \delta_A + L'_{\delta R} \delta_R \quad (12)$$

$$\dot{r} = N'_v v + N'_p p + N'_r r + N'_{\delta A} \delta_A + N'_{\delta R} \delta_R \quad (13)$$

$$\dot{\Phi} = p + r \tan \gamma_0 \quad (14)$$

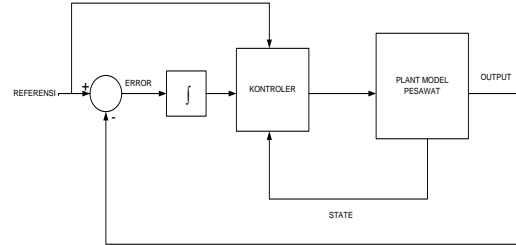
$$\dot{\Psi} = r / \cos \gamma_0 \quad (15)$$

2.3 Sistem Kontrol Pesawat Fixed Wing

Skema secara keseluruhan sistem kontrol umpan balik pesawat *fixed wing* yang akan dibuat dapat dilihat pada Gambar 4.

Sistem kontrol yang dipakai adalah *Linear Quadratic Integral Tracking* (LQIT). Karena sistem kontrol LQIT adalah kontrol untuk sistem linear, maka sistem kontrol LQIT terlebih dahulu dibuat pada sistem linear. Setelah itu, sistem kontrol LQIT tersebut diaplikasikan untuk sistem non-linearnya. Blok kontroler terdiri dari gain K_x ,

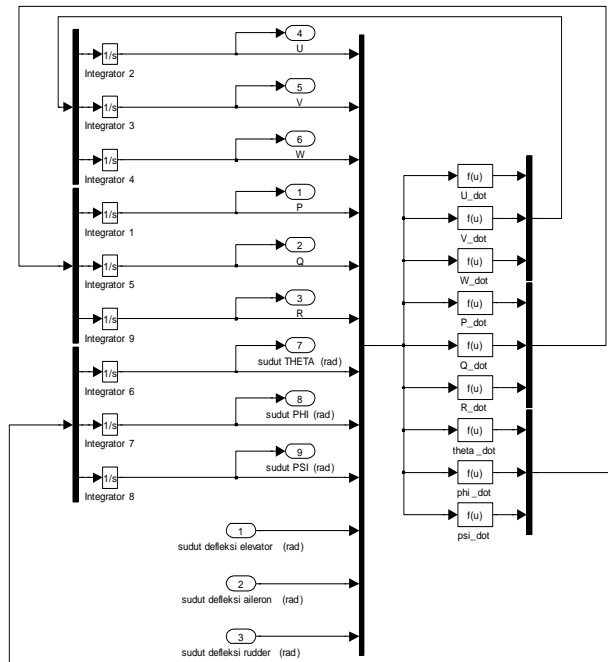
K_w , dan K_r . Nilai K_x , K_r , dan K_w yang didapat dari perancangan sistem kontrol model linier dipakai untuk sistem kontrol model non-linier.



Gambar 4. Skema kontrol pesawat *fixed wing*

2.3.1 Plant Model Nonlinier Pesawat

Model *simulink* dari model nonlinier pesawat dibuat berdasarkan Persamaan 1 - 6. Data nilai-nilai parameter dan *stability derivatives* pesawat didapat dari McLean^[8]. Pada penelitian ini, data yang digunakan adalah pesawat tipe Charlie^[8]. Gambar 5 menunjukkan blok *simulink* dari subsistem model nonlinier pesawat.



Gambar 5. Subsistem plant non-linier pesawat.

Sedangkan model linier pesawat dibuat berdasarkan Persamaan 7 - 15. Persamaan 7 - 10 dibentuk dalam bentuk matriks untuk dijadikan plant linier pesawat modulus longitudinal. Persamaan 11 - 14 dibentuk dalam bentuk matriks untuk dijadikan plant linier pesawat modulus lateral dengan output sudut phi. Persamaan 11 - 13 dan Persamaan 15 dibentuk dalam bentuk matriks untuk dijadikan plant linier pesawat modulus lateral dengan output sudut psi.

2.4 Perancangan Kontroler

Perancangan kontroler dibagi menjadi dua tahapan, karena kontrol yang digunakan adalah LQIT, maka desain sistem kontrol dilakukan terlebih dahulu pada plant linier pesawat. Kemudian nilai gain kontroler LQIT yang didapat pada perancangan sistem kontrol plant linier, diaplikasikan pada plant model nonlinier pesawat.

2.4.1 Perancangan Sistem Kontrol Model Linier

Perancangan sistem kontrol linier dibagi menjadi 3 bagian berdasarkan outputnya, yaitu untuk output sudut *theta*, *phi*, dan *psi*. Untuk masing-masing output, karena metode penentuan gain kontroler adalah coba-coba, maka dibuat dua macam variasi gain LQIT.

2.4.1.1 LQIT Model Linier Output Theta

Variasi pertama dari gain LQIT dinamakan LQIT1 dan variasi kedua dinamakan LQIT2. Dua variasi gain LQIT untuk model linier output theta adalah sebagai berikut.

LQIT1:

$$K_x = [-0,0001347 \quad 0,0052 \quad -3,8249 \quad -10,4232]$$

$$K_w = [1]$$

$$K_r = [-10,427]$$

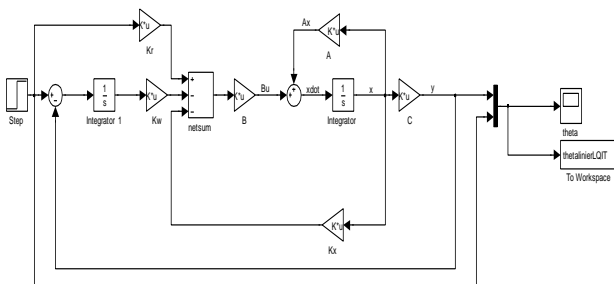
LQIT2:

$$K_x = [-0,0001071 \quad 0,0054 \quad -4,5632 \quad -14,1389]$$

$$K_w = [10]$$

$$K_r = [-14,1391]$$

Gambar 6 adalah model *simulink* dari sistem kontrol LQIT untuk model linier modulus longitudinal output theta.



Gambar 6. LQIT model linier modulus longitudinal (theta)

2.4.1.2 LQIT Model Linier Output Phi

Variasi pertama dari gain LQIT dinamakan LQIT1 dan variasi kedua dinamakan LQIT2. Dua variasi gain LQIT untuk model linier output phi adalah sebagai berikut.

LQIT1:

$$K_x = [4,1591e+03 \quad -7,7589e+03 \quad 6,226e+04 \quad -4,2325e+04]$$

$$K_w = [3,1623e+04]$$

$$K_r = [-3,8934e+04]$$

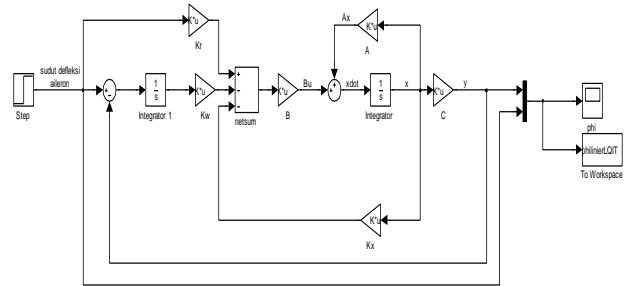
LQIT2:

$$K_x = [167,182 \quad -165,0867 \quad 2,7181e+03 \quad -612,0995]$$

$$K_w = [316,2278]$$

$$K_r = [-440,5626]$$

Gambar 7 adalah model *simulink* dari sistem kontrol LQIT untuk model linier modulus longitudinal output phi.



Gambar 7. LQIT model linier modulus lateral (phi)

2.4.1.2 LQIT Model Linier Output Psi

Variasi pertama dari gain LQIT dinamakan LQIT1 dan variasi kedua dinamakan LQIT2. Dua variasi gain LQIT untuk model linier output psi adalah sebagai berikut.

LQIT1:

$$K_x = [-1,0765 \quad 0,1796 \quad 718,9245 \quad -1,0072e+05]$$

$$K_w = [1,0000e+05]$$

$$K_r = [-1,0072e+05]$$

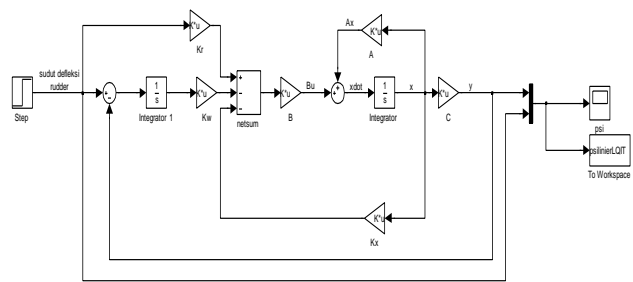
LQIT2:

$$K_x = [-1,0758 \quad 0,1798 \quad -416,7020 \quad -3,3748e+04]$$

$$K_w = [3,3333e+04]$$

$$K_r = [-3,3748e+04]$$

Gambar 8 adalah model *simulink* dari sistem kontrol LQIT untuk model linier modulus longitudinal output phi.



Gambar 8. LQIT model linier modulus lateral (phi)

3. Hasil dan Analisa

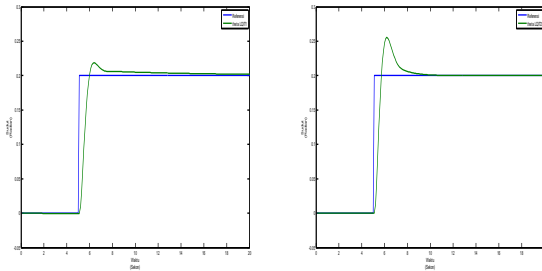
Pada bagian ini, dilakukan pengujian dari sistem kontrol LQIT yang dihasilkan. Pengujian dibagi menjadi tiga untuk tiap tiap keluaran baik itu sudut theta, phi, dan psi.

Ketiga pengujian dibagi berdasarkan sinyal input dari referensi. Yaitu referensi dengan sinyal input step, dengan sinyal input sinus, dan sinyal input dari blok *signal builder*. Gain kontrol LQIT yang digunakan adalah gain LQIT yang digunakan untuk perancangan sistem kontrol plant model linier pesawat.

3.1 Pengujian pada Output Sudut Theta

3.1.1 Pengujian dengan Referensi Sinyal Step

Pengujian dilakukan dengan tiga variasi sinyal step, yaitu sinyal step sebesar 0.2, 0.3, dan 0.4 pada waktu 5 sekon dan simulasi dijalankan selama 20 sekon. Gambar 9 adalah respon keluaran sistem kontrol terhadap sinyal referensi.



Gambar 9. Respon sistem kontrol LQIT output theta referensi sinyal step

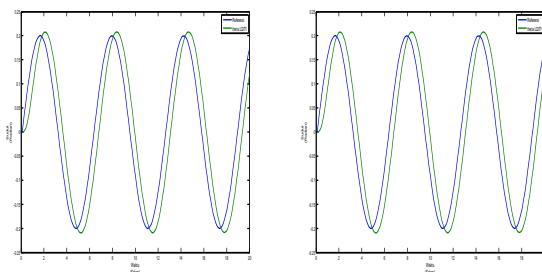
Perbandingan antara LQIT1 dan LQIT2 untuk output theta dengan referensi input berupa sinyal step dapat dilihat pada tabel 1 yang menunjukkan nilai IAE dari tiap sistem kontrol. Terlihat bahwa nilai IAE LQIT2 lebih kecil dari nilai IAE LQIT1.

Tabel 1. Rekapitulasi data IAE output theta dengan referensi step

Referensi	IAE LQIT1	IAE LQIT2
0.2	0.151	0.1355
0.3	0.2276	0.2032
0.4	0.3042	0.2708

3.1.2 Pengujian dengan Referensi Sinyal Sinus

Pengujian dilakukan dengan tiga variasi sinyal sinus, yaitu sinyal sinus dengan amplitudo sebesar 0.2, 0.3, dan 0.4 frekuensi sebesar 1 dan simulasi dijalankan selama 20 sekon. Gambar 10 adalah respon keluaran sistem kontrol terhadap sinyal referensi.



Gambar 10. Respon sistem kontrol LQIT output theta referensi sinyal sinus

Perbandingan antara LQIT1 dan LQIT2 untuk output theta dengan referensi input berupa sinyal sinus dapat dilihat pada

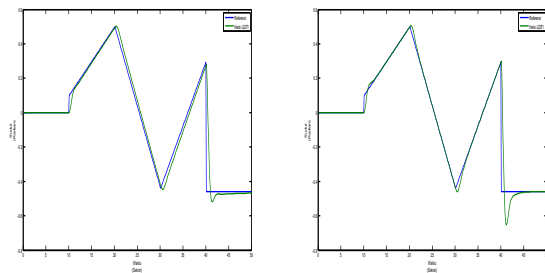
tabel 2 yang menunjukkan nilai IAE dari tiap sistem kontrol. Terlihat bahwa nilai IAE LQIT2 lebih kecil dari nilai IAE LQIT1.

Tabel 2. Rekapitulasi data IAE output theta dengan referensi sinus

Referensi	IAE LQIT1	IAE LQIT2
0.2	1.099	0.8891
0.3	1.648	1.334
0.4	2.197	1.778

3.1.3 Pengujian dengan Referensi Signal Builder

Pengujian dilakukan dengan sinyal input buatan dengan menggunakan blok *simulink signal builder*. Gambar 11 merupakan respon sistem terhadap referensi *signal builder*.

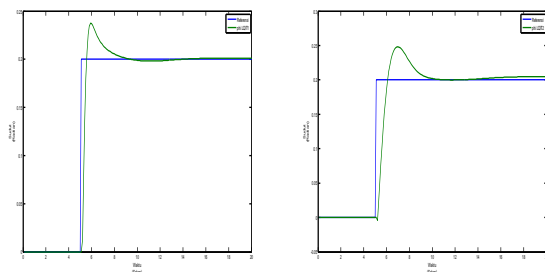


Gambar 11. Respon sistem kontrol LQIT output theta referensi *signal builder*

3.2 Pengujian pada Output Sudut Phi

3.2.1 Pengujian dengan Referensi Sinyal Step

Pengujian dilakukan dengan tiga variasi sinyal step, yaitu sinyal step sebesar 0.2, 0.3, dan 0.4 pada waktu 5 sekon dan simulasi dijalankan selama 20 sekon. Gambar 12 adalah respon keluaran sistem kontrol terhadap sinyal referensi.



Gambar 12. Respon sistem kontrol LQIT output theta referensi sinyal step

Perbandingan antara LQIT1 dan LQIT2 untuk output theta dengan referensi input berupa sinyal step dapat dilihat pada tabel 3 yang menunjukkan nilai IAE dari tiap

sistem kontrol. Terlihat bahwa nilai IAE LQIT1 lebih kecil dari nilai IAE LQIT2.

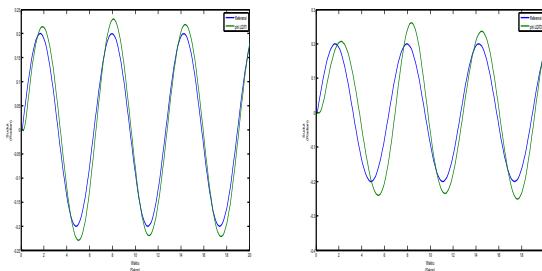
Tabel 3. Rekapitulasi data IAE output phi dengan referensi step

Referensi	IAE LQIT1	IAE LQIT2
0.2	0.111	0.2175
0.3	0.1658	0.3258
0.4	0.2197	0.4424

3.2 Pengujian pada Output Sudut Phi

3.2.2 Pengujian dengan Referensi Sinyal Sinus

Pengujian dilakukan dengan tiga variasi sinyal sinus, yaitu sinyal sinus dengan amplitudo sebesar 0.2, 0.3, dan 0.4 frekuensi sebesar 1 dan simulasi dijalankan selama 20 sekond. Gambar 13 adalah respon keluaran sistem kontrol terhadap sinyal referensi.



Gambar 13. Respon sistem kontrol LQIT output phi referensi sinyal sinus

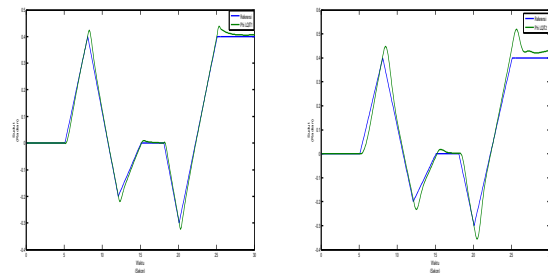
Perbandingan antara LQIT1 dan LQIT2 untuk output theta dengan referensi input berupa sinyal step dapat dilihat pada tabel 4 yang menunjukkan nilai IAE dari tiap sistem kontrol. Terlihat bahwa nilai IAE LQIT1 lebih kecil dari nilai IAE LQIT2.

Tabel 4. Rekapitulasi data IAE output phi dengan referensi sinus

Referensi	IAE LQIT1	IAE LQIT2
0.2	0.4834	1.079
0.3	0.7276	1.626
0.4	0.9751	2.148

3.2.3 Pengujian dengan Referensi Signal Builder

Pengujian dilakukan dengan sinyal input buatan dengan menggunakan blok *simulink signal builder*. Gambar 14 merupakan respon sistem terhadap referensi *signal builder*.

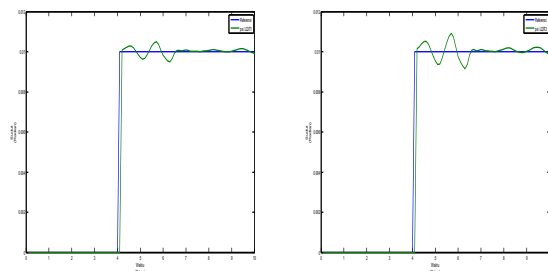


Gambar 14. Respon sistem kontrol LQIT output phi referensi signal builder

3.3 Pengujian pada Output Sudut Psi

3.3.1 Pengujian dengan Referensi Sinyal Step

Pengujian dilakukan dengan tiga variasi sinyal step, yaitu sinyal step sebesar 0.01, 0.02, dan 0.03 pada waktu 4 sekond dan simulasi dijalankan selama 10 sekond. Gambar 15 adalah respon keluaran sistem kontrol terhadap sinyal referensi.



Gambar 15. Respon sistem kontrol LQIT output psi referensi sinyal step

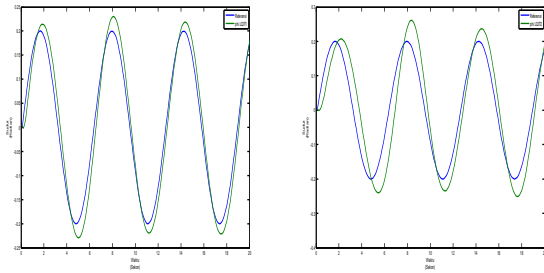
Perbandingan antara LQIT1 dan LQIT2 untuk output theta dengan referensi input berupa sinyal step dapat dilihat pada tabel 5 yang menunjukkan nilai IAE dari tiap sistem kontrol. Terlihat bahwa nilai IAE LQIT1 lebih kecil dari nilai IAE LQIT2.

Tabel 5. Rekapitulasi data IAE output psi dengan referensi step

Referensi	IAE LQIT1	IAE LQIT2
0.2	0.0008983	0.001535
0.3	0.000993	0.00174
0.4	0.001149	0.002039

3.3.2 Pengujian dengan Referensi Sinyal Sinus

Pengujian dilakukan dengan tiga variasi sinyal sinus, yaitu sinyal sinus dengan amplitudo sebesar 0.002, 0.003, dan 0.004 frekuensi sebesar 2 dan simulasi dijalankan selama 5 sekond. Gambar 16 adalah respon keluaran sistem kontrol terhadap sinyal referensi.



Gambar 16. Respon sistem kontrol LQIT output phi referensi sinyal sinus

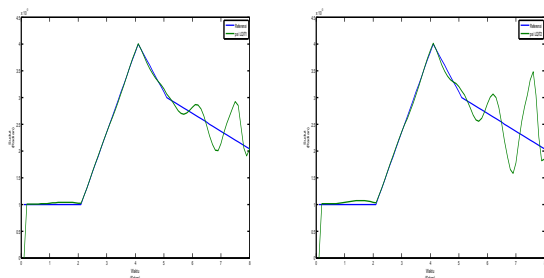
Perbandingan antara LQIT1 dan LQIT2 untuk output theta dengan referensi input berupa sinyal step dapat dilihat pada tabel 6 yang menunjukkan nilai IAE dari tiap sistem kontrol. Terlihat bahwa nilai IAE LQIT1 lebih kecil dari nilai IAE LQIT2.

Tabel 6. Rekapitulasi data IAE output psi dengan referensi sinus

Referensi	IAE LQIT1	IAE LQIT2
0.2	0.0002126	0.0003809
0.3	0.0002913	0.0005201
0.4	0.0003489	0.0006207

3.2.3 Pengujian dengan Referensi Signal Builder

Pengujian dilakukan dengan sinyal input buatan dengan menggunakan blok *simulink signal builder*. Gambar 17 merupakan respon sistem terhadap referensi *signal builder*.



Gambar 17. Respon sistem kontrol LQIT output psi referensi signal builder

4. Kesimpulan

Dari hasil simulasi, jika dilihat dari besarnya nilai IAE, untuk sistem dengan output sudut theta, variasi LQIT2 lebih baik dari variasi LQIT1. Untuk sistem dengan output sudut phi, variasi LQIT1 lebih baik dari LQIT2. Dan untuk sistem dengan output psi, variasi LQIT1 lebih baik dari LQIT2. Jika dilihat dari respon sistem, LQIT yang dirancang sudah dapat dengan baik mengontrol sudut pitch (theta) dan yaw (phi). Akan tetapi kurang baik untuk mengontrol sudut yaw (psi). Sebagai saran untuk pengembangan selanjutnya, dicoba metode adaptif untuk *auto tuning* nilai gain dari LQIT untuk menyesuaikan perubahan dinamika sistem. Dan juga untuk mencoba pemodelan pesawat *fixed wing* yang lebih kompleks.

Referensi

- [1]. Collinson, R.P.G., Introduction to Avionic Systems 3rd Edition. Springer. London, 2010.
- [2]. ---, Sistem Autopilot Pesawat, <http://www.gloopic.net/home/article/38-sarana/544-sistem-autopilot-pesawat-terbang.html>, Juni-2013
- [3]. Andre N, Samir B, Roland S, Dynamic Modeling of Fixed-Wing UAVs, Aircraft & Spacecraft Systems Design Lecture Notes, Autonomous Systems Lab, ETH Zürich, Switzerland, December 2006.
- [4]. Tadeo E, Alejandro D, Miguel L. Linear and Nonlinear Controllers Applied to Fixed-Wing UAV. *International Journal of Advanced Robotic Systems*. 2013; 10(33).
- [5]. Jon Bernhard Hostmark. *Modelling Simulation and Control of Fixed-Wing UAV : Cyberswan*. NTNU Dept.of Engineering Cybernetics. 2007
- [6]. Peddle, Iain K. Autonomous Flight of a Model Aircraft. Master Thesis. University of Stellenbosch; 2005.
- [7]. ---, Fixed Wing vs Rotary Wing, http://hse-uav.com/fixed_wing_vs_rotary_wing_uang.htm, Juni-2013
- [8]. McLean, D. *Grimble, M.J.* Automatic Flight Control Systems. Herdforshire:Prentice Hall International.1990.
- [9]. Philippe, Montarnal. *Non Linear Aircraft Dynamics and PIO*. Hamburg University Dept.of Automotive and Aeronautical Engineering. 2009.
- [10]. Lewis, Frank, dkk. Optimal Control. John Wiley & Sons, Inc. 1995.
- [11]. Rinaldi, A.A. Perancangan dan Implementasi Kontroler PID untuk Kestabilan Gerak Lateral dan Longitudinal Unmanned Aerial Vehicles (UAV). Undergraduate Thesis. Surabaya:ITS;2012.
- [12]. Ogata, K. Modern Control Engineering-4th Edition. New Jersey:Prentice Hall.2002.
- [13]. Gaines, T.G. dan S. Hoffman. Summary of Transformation Equations and Equations of Motion. NASA sp-3070. 1972.