

# DESAIN SISTEM KONTROL FUZZY UNTUK KENDALI SUDUT *PITCH* PADA MODEL PESAWAT KONVENSIONAL DENGAN TIPE *FIXED WING*

Fahmi Rezza Djuliandri<sup>\*)</sup>, Aris Triwiyatno, and Budi Setiyono

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

<sup>\*)</sup>E-mail : rezzafahmi@gmail.com

## Abstrak

Peran pesawat terbang di Indonesia disadari memiliki peran penting untuk berbagai macam kebutuhan jika kita menilai bagaimana bentuk geografis negeri ini yang berupa lautan dan juga terdiri dari banyak pegunungan yang masih aktif. Dengan letak geografis yang demikian maka peran dari sebuah pesawat udara sangat penting untuk pemantauan ataupun untuk keadaan darurat seperti bencana alam dan sebagainya. Dalam keadaan darurat seperti gunung berapi yang meletus, diharapkan pemantauan lokasi dapat dilakukan dengan meminimalisir korban jiwa terutama awak pesawat terbang itu sendiri, untuk itulah peran pesawat terbang dengan kualitas *pitching* yang baik ini sangat diperlukan terutama di negara ini. Untuk mengendalikan pesawat terbang diperlukan sebuah sistem kontrol yang mumpuni untuk diterapkan ke dalam pesawat tersebut dan salah satu sistem kontrol yang bisa di terapkan adalah sistem kontrol *Fuzzy*. Dengan sistem kontrol *Fuzzy* yang diterapkan ke dalam *plant* pesawat terbang kita mampu untuk mengendalikan sudut gerak pesawat terbang ke arah yang kita inginkan. Begitu pula dalam penelitian ini akan dirancang sebuah sistem kontrol yang akan memberikan hasil yang baik terutama terhadap sudut gerak pesawat yaitu *pitch(theta)*

*Kata kunci: pesawat terbang, Fuzzy logic controller, pitch, Matlab*

## Abstract

The role of aircraft in Indonesia realizing it has an important role for a variety of needs if we judge how the geographical shape of this country in the form of oceans and also consists of many mountains that are still active. With the geographical location so the role of a very important aircraft for monitoring or for emergencies such as natural disasters and so on. In an emergency such as an erupting volcano, the expected location monitoring can be done by minimizing the loss of life, especially the flight crew to fly itself, for that is the role of aircraft is urgently needed, especially in this country. For controlling the aircraft needed a control system that is capable to be applied to the plane and one control system that can be applied is a fuzzy control system. With Fuzzy control systems are applied to the aircraft plant we were able to control the angle of aircraft movement in the direction we want. Similarly, in this research will be designed a control system that will give good results for air motion that is *pitch(theta)*.

*Keywords: pesawat terbang, Fuzzy logic controller, pitch, Matlab*

## 1. Pendahuluan

Penggunaan PESAWAT TERBANG untuk aplikasi-aplikasi militer ataupun sipil semakin meningkat selama beberapa tahun terakhir. Untuk aplikasi sipil biasanya PESAWAT TERBANG 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 PESAWAT TERBANG digunakan untuk menyiram air dan pupuk di area sawah[1].

PESAWAT TERBANG adalah kendaraan udara 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 PESAWAT TERBANG mampu terbang sendiri tanpa adanya kendali langsung dari pilot, sehingga beban kerja pilot dapat dikurangi[2]. PESAWAT TERBANG terbagi 2 menurut alat penggerakannya yaitu *fixed wing* dan *rotary wing*. Pada penelitian ini PESAWAT TERBANG yang akan dijadikan bahan penelitian adalah PESAWAT TERBANG tipe *fixed wing*.

Salah satu unsur penting yang ada dalam pengontrolan kestabilan PESAWAT TERBANG *Fixed Wing* adalah pengontrolan sudut *pitch* (*Pitching*). *Pitching* merupakan gerakan menggugguk atau gerakan keatas dan kebawah dari hidung pesawat, *pitching* bergerak pada sumbu longitudinal pesawat. Gerakan *pitching* dilakukan pada saat pesawat akan melakukan *take off* (pada saat *climbing* atau terbang menanjak) dan *landing* (pada saat *descent* atau terbang menurun).

Dalam merancang sistem kontrol, dibutuhkan pemodelan dari plant yang akan dikontrol, dalam hal ini adalah pesawat *fixed wing*. A.Noah, S.Boubdallah, dan R.Siegwart[3], melakukan penelitian untuk mendapatkan model *fixed wing* PESAWAT TERBANG secara dinamis. Dalam memodelkan PESAWAT TERBANG tersebut diberikan beberapa batasan-batasan, misalnya PESAWAT TERBANG 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].

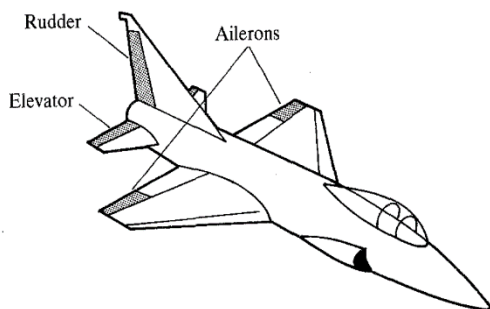
Beberapa penelitian telah dilakukan untuk mengontrol pesawat. Tadeo Expinoza, Alejandro Dzul, dan Miguel Llama[4], melakukan perbandingan beberapa metode-metode kontrol dalam mengontrol *fixed wing* PESAWAT TERBANG. Mereka merancang sistem kontrol PID, *nested saturation*, *backstepping*. Andi Aris Rinaldi[11]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

Pada tugas akhir ini dibuat sistem kontrol Fuzzy. Sistem kontrol Fuzzy yang dihasilkan akan dapat mengendalikan sudut roll, pitch, dan yaw PESAWAT TERBANG tipe *fixed-wing*. Sudut-sudut PESAWAT TERBANG 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 menggugguk 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

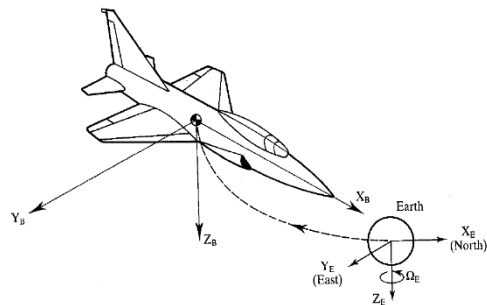
Rudder adalah bidang kontrol gerak pesawat yang berfungsi untuk mengatur gerakan yaw pada pesawat. Elevator biasanya berada pada bagian ekor pesawat terbang dengan arah vertikal.

#### 3. Elevator

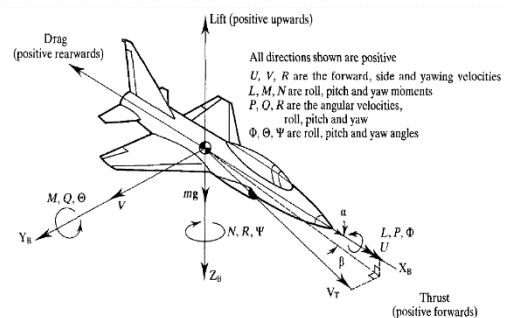
Elevator adalah bidang kontrol gerak pesawat yang berfungsi untuk mengatur gerakan pitch pada pesawat. Elevator biasanya berada pada bagian ekor pesawat terbang dengan arah horizontal.

### 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 XB, sumbu YB, dan sumbu ZB. 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  $\Phi$ ,  $\Theta$ ,  $\Psi$  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].

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

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

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

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

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

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

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

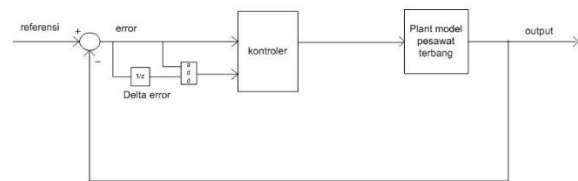
$$\dot{\Phi} = p + r \tan \gamma_0 \quad (14)$$

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

### 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.

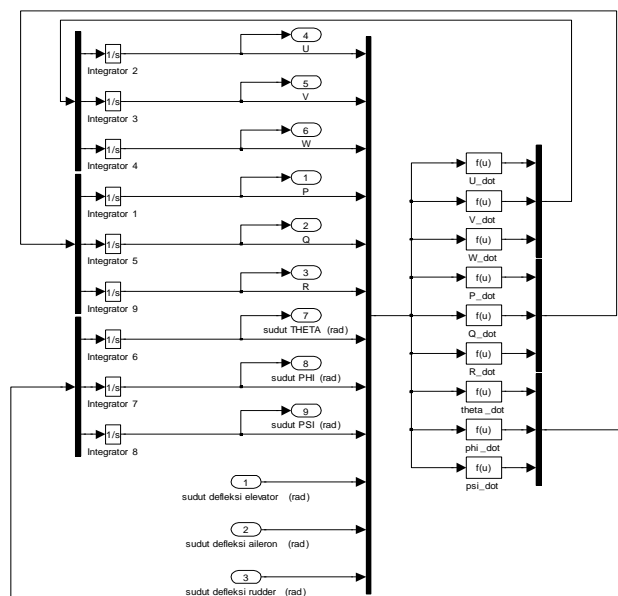
Sistem kontrol yang dipakai adalah *Fuzzy logic control system*. Blok kontroler berisi logika fuzzy yang terdiri dari total 49 logika yang berasal dari 7 *membership function*. Hasil keluaran dari *plant* sinyal umpan balik yang menghasilkan error dan delta error. Error dan delta error yang di hasilkan tersebut di jadikan sebagai masukan ke dalam kontroler tersebut.



Gambar 4. Skema kontrol pesawat *fixed wing*

### 2.3.1. Plant Model Nonlinier Pesawat

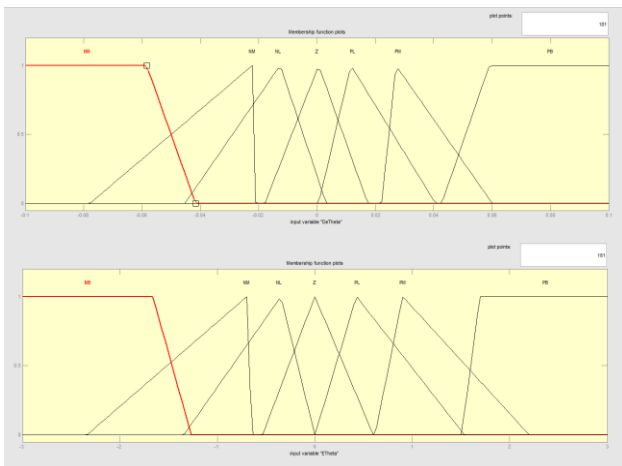
Model *simulink* dari model nonlinier pesawat dibuat berdasarkan Persamaan 1 - 6 dan dari penelitian sebelumnya dari M.Iqbal [6]. Data nilai-nilai parameter dan *stability derivatives* pesawat didapat dari McLean[8]. Pada penelitian ini, data yang digunakan adalah pesawat tipe Charlie[8]. Gambar 5 menunjukkan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



Gambar 5. Subsystem plant non-linier pesawat.

### 2.4. Perancangan Kontroler

*Fuzzy* model yang digunakan adalah model mamdani, dengan menggunakan 49 logika yang berasal dari 7 *membership function* yang di terapkan untuk masing masing aktuator. Dengan variabel yang ada menjadikan fungsi keanggotaan yang ada memiliki bentuk segitiga tidak sama kaki, dan trapesium. Nilai nilai dari masing masing fungsi keanggotaan didapat dengan *trial-error* yang sesuai dengan kebutuhan pesawat terbang. Gambar 6 merupakan tampilan fungsi keanggotaan dari kontroler pada *theta*.

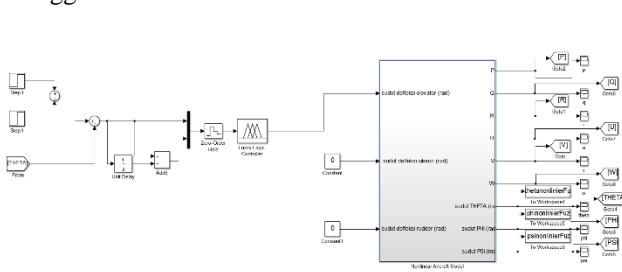


Gambar 6. Fungsi keanggotaan dari  $\theta$

Dalam penelitian ini sistem kontrol di rancang dengan memberikan berbagai gangguan kepada masukan pesawat terbang dan dengan memberikan sinyal masukan agar *elevator* mampu bergerak sesuai dengan keinginan kita dengan waktu yang terbaik. Gangguan yang pertama berupa sinyal masukan pulsa yang bernilai positif, gangguan yang ke dua berupa sinyal gangguan berupa masukan pulsa yang bernilai negatif, dan terakhir diberikan masukan fungsi step..

#### 2.4.1. Perancangan PLAN yang di Beri Gangguan Pulsa Positif

Pada respon plant pesawat terbang untuk masukan *elevator*, nilai *error* yang terjadi diperkirakan terjadi di range [-3 3] dan  $\Delta error$  maksimum yang terjadi diperkirakan 0.1 (dalam radian) sedangkan untuk batas minimumnya adalah -0.1 (dalam radian). Masukan gangguan berupa pulsa positif terdiri dari dua buah sinyal step dengan *step time* 4 detik dan final value 0.06 dikurangi sinyal step dengan *step time* 5 detik dan final value 0.06. Gambar 9 menunjukkan perancangan plant dengan menggunakan simulink.

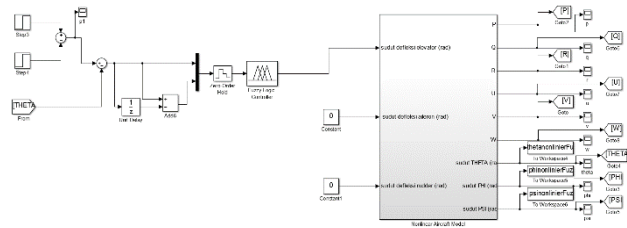


Gambar 6. plant dengan gangguan pulsa positif

#### 2.4.2. Perancangan PLAN yang di Beri Gangguan Pulsa Negatif

Pada respon plant pesawat terbang untuk masukan *elevator*, nilai *error* yang terjadi diperkirakan terjadi di

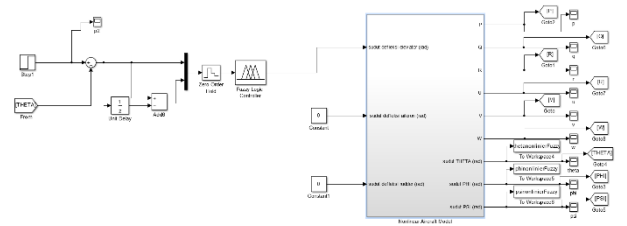
range [-3 3] dan  $\Delta error$  maksimum yang terjadi diperkirakan 0.1 (dalam radian) sedangkan untuk batas minimumnya adalah -0.1 (dalam radian). Masukan gangguan berupa pulsa negatif terdiri dari dua buah sinyal step dengan *step time* 5detik dan final value 0.06 dikurangi sinyal step dengan *step time* 4 detik dan final value 0.06. Gambar 7 menunjukkan perancangan plant dengan menggunakan simulink.



Gambar 7. plant dengan gangguan pulsa negatif

#### 2.4.3 Pengujian dengan Memberikan Masukan Step Sebesar 0.6

Pada respon plant pesawat terbang untuk masukan *elevator*, nilai *error* yang terjadi diperkirakan terjadi di range [-3 3] dan  $\Delta error$  maksimum yang terjadi diperkirakan 0.1 (dalam radian) sedangkan untuk batas minimumnya adalah -0.1 (dalam radian). Masukan gangguan berupa sinyal step dengan final value sebesar 0.6 dengan *step time* sebesar 0 detik .Gambar 8 menunjukkan perancangan plant dengan menggunakan simulink.



Gambar 8. Plant dengan masukan sinyal step.

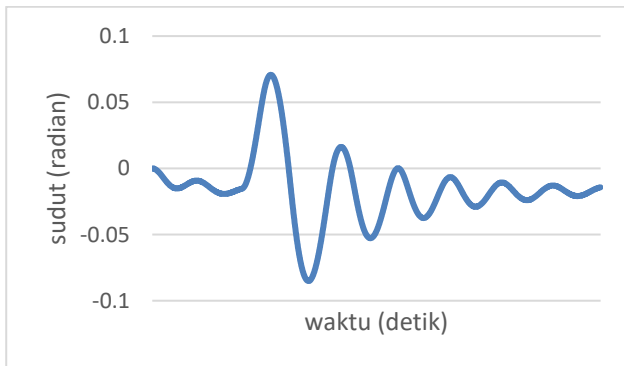
### 3. Hasil dan Analisis

#### 3.1. Hasil pada plant dengan masukan gangguan positif

Dari perancangan sebelumnya di dapatkan sinyal gangguan seperti pada gambar 9 dan menghasilkan perubhana sudut *pitching(theta)* seperti pada gambar 10.



Gambar 9. Gangguan positif.

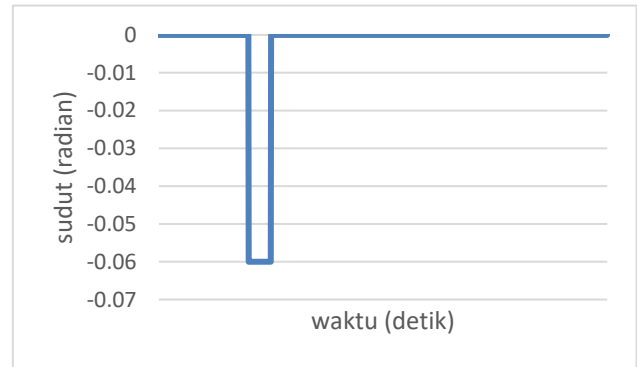


Gambar 10. hasil theta dengan gangguan positif

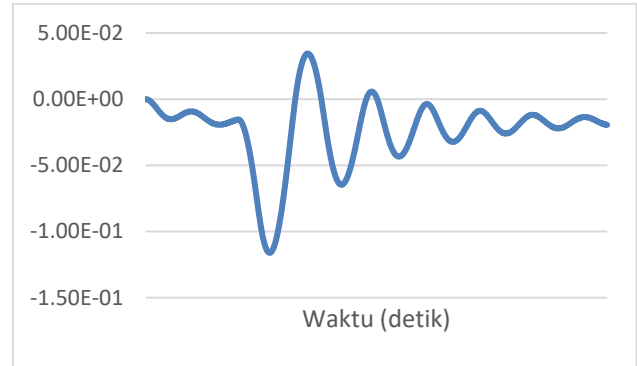
Dari hasil tersebut dapat dilihat bahwa sistem kontrol yang ditanamkan ke dalam *plant* pesawat terbang mampu mengembalikan kondisi *pitch* ke kondisi semula dengan waktu yang sebesar 19.563 detik. Perubahan maksimum sudut *pitch* yang terjadi akibat gangguan adalah sebesar 0.0918 radian pada detik ke 7,2. Dengan gangguan yang diberikan pada detik ke 4 hingga detik ke 5, pesawat mulai menunjukkan ketidakstabilan sudut *pitch*, namun kontroler berhasil meredam gangguan tersebut hingga detik ke 19.563

### 3.2. Hasil pada plant dengan masukan gangguan negatif

Dari perancangan sebelumnya di dapatkan sinyal gangguan seperti pada gambar 11 dan menghasilkan perubahan sudut *pitching(theta)* seperti pada gambar 12.



Gambar 11. Gangguan negatif.

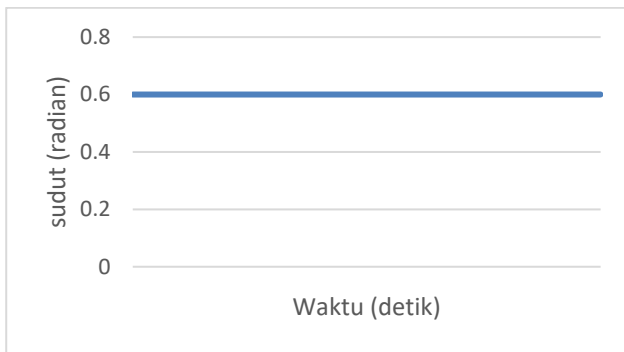


Gambar 12. hasil theta dengan gangguan negatif

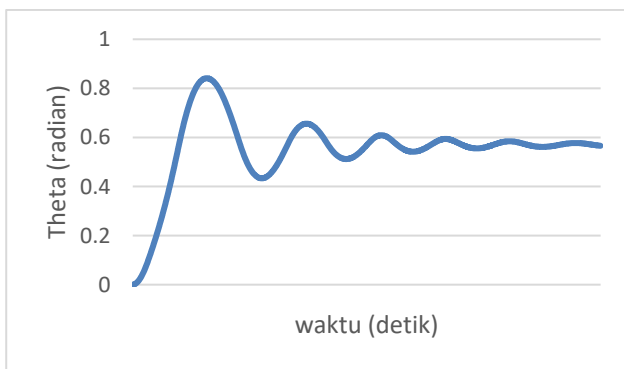
Dari hasil tersebut dapat dilihat bahwa sistem kontrol yang ditanamkan ke dalam *plant* pesawat terbang mampu mengembalikan kondisi *pitch* ke kondisi semula dengan waktu yang sebesar 19.67 detik. Perubahan maksimum sudut *pitch* yang terjadi akibat gangguan adalah sebesar 0.1161 radian pada detik ke 5.38. Dengan gangguan yang diberikan pada detik ke 4 hingga detik ke 5, pesawat mulai menunjukkan ketidakstabilan sudut *pitch*, namun kontroler berhasil meredam gangguan tersebut hingga detik ke 19.67.

### 3.3. Pengujian dengan memberikan masukan step sebesar 0.6

Dari perancangan sebelumnya di dapatkan hasil seperti pada gambar 13



Gambar 15. Gangguan step



Gambar 13. nilai  $\theta$  dengan masukan step sebesar 0.6.

Dari hasil tersebut dapat dilihat bahwa sistem kontrol yang ditanamkan ke dalam *plant* pesawat terbang mampu mengembalikan kondisi *pitch* ke kondisi semula dengan waktu yang sebesar 19.25 detik. Perubahan maksimum sudut *pitch* yang terjadi akibat gangguan adalah sebesar 0.8532 radian pada detik ke 3.45. Dengan gangguan yang diberikan pada detik ke 4 hingga detik ke 5, pesawat mulai menunjukkan ketidakstabilan sudut *pitch*, namun kontroler berhasil meredam gangguan tersebut hingga detik ke 19.25.

#### 4. Kesimpulan

Berdasarkan pengujian dan analisis yang telah dilakukan, maka dapat diambil kesimpulan Ketika diberi gangguan berupa pulsa negatif atau positif, sistem kontrol mampu mengendalikan *pitch* pesawat ke posisi semula dengan waktu 19,67 untuk gangguan negatif dan 19,56 untuk gangguan positif. Begitu pula dengan masukan berupa step sebesar 0.6, sudut *pitch* pesawat mampu mengikuti keinginan dengan waktu 19,25 detik

#### Referensi

- [1]. Collinson, R.P.G., Introduction to Avionic Systems 3<sup>rd</sup>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 PESAWAT TERBANGs, 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 PESAWAT TERBANG. *International Journal of Advanced Robotic Systems*. 2013; 10(33).
- [5]. Jon Bernhard Hostmark. *Modelling Simulation and Control of Fixed-Wing PESAWAT TERBANG : Cyberswan*. NTNU Dept.of Engineering Cybernetics. 2007
- [6]. M. Iqbal, A. Triwiyatno, and B. Setiyono, "Desain Sistem Kontrol Sudut Pitch, Roll dan Yaw pada Model Pesawat Fixed Wing dengan Metode Kontrol Optimal Linear Quadratic Integral Tracking (LQIT)," *TRANSIENT*, vol. 3, no. 2, pp. 224–230, 2014.
- [7]. ---, Fixed Wing vs Rotary Wing, <http://hse-pesawat-terbang.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]. D Jenie, Said. Kendali Terbang I. Institut Teknologi Bandung.
- [11]. Rinaldi, A.A. Perancangan dan Implementasi Kontroler PID untuk Kestabilan Gerak Lateral dan Longitudinal Unmanned Aerial Vehicles (PESAWAT TERBANG). Undergraduate Thesis. Surabaya:ITS;2012.
- [12]. Peddle, Iain K. Autonomous Flight of a Model Aircraft. Master Thesis. University of Stellenbosch; 2005.
- [13]. Gaines, T.G. dan S. Hoffman. Summary of Transformation Equations and Equations of Motion. NASA sp-3070. 1972.
- [14]. Safitri, Meilia. Perancangan sistem kendali *Genetic-Fuzzy* Studi Kasus Pada Pengendalian *Top and Side End Point Composition* dan *Bottom Reflux Temperature* Pada Distilasi *Column*. Universitas Diponegoro. 2012
- [15]. <http://www.ilmuterbang.com/artikel-mainmenu-29/teori-penerbangan-mainmenu-68/151-bab-3a-aerodinamika-penerbangan?showall=1>
- [16]. Lewis, Frank, dkk. Optimal Control. John Wiley & Sons, Inc. 1995