



**TUGAS AKHIR – KM184801**

**DESAIN KONTROL FUZZY PID PADA GERAK  
LONGITUDINAL PESAWAT**

**MEYLAWATI MARFU'ATIN  
NRP. 0611164000027**

**Dosen Pembimbing:  
Dr. Dra. Mardijah, MT**

**DEPARTEMEN MATEMATIKA  
Fakultas Sains dan Analitika Data  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2020**





**FINAL PROJECT – KM184801**

**DESIGN CONTROL OF FUZZY PID ON AIRCRAF  
LONGITUDINAL MOTION**

**MEYLAWATI MARFU'ATIN  
NRP. 0611164000027**

**Supervisors:  
Dr. Dra. Mardijah, MT**

**MATHEMATICS DEPARTMENT  
Faculty of Sains and Data Analytic  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2020**







**LEMBAR PENGESAHAN**

**DESAIN KONTROL FUZZY PID PADA GERAK  
LONGITUDINAL PESAWAT**

***DESIGN CONTROL OF FUZZY PID ON AIRCRAFT  
LONGITUDINAL MOTION***

**TUGAS AKHIR**

Diajukan untuk memenuhi salah satu syarat  
Untuk memperoleh gelar Sarjana Matematika  
Pada bidang studi Pemodelan dan Simulasi Sistem  
Program Studi S1 Departemen Matematika  
Fakultas Sains dan Analitik Data  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

**MEYLAWATI MARFU' ATIN**  
NRP. 061116400027

Menyetujui,  
Dosen Pembimbing



Dr. Dra. Mardijah, MT.  
NIP. 19670114 199102 2 001

Mengetahui,  
Kepala Departemen Matematika ITS



Subchan, Ph.D  
NIP. 19770513 199702 1 001





## **DESAIN KONTROL FUZZY PID PADA GERAK LONGITUDINAL PESAWAT**

Nama : Meylawati Marfu'atin  
NRP : 06111640000027  
Jurusan : Matematika FSAD ITS  
Pembimbing : Dr. Dra. Mardlijah, MT

### **Abstrak**

Indonesia merupakan negara luas dengan laut yang sangat lebar. Akan sangat susah jika hanya mengandalkan transportasi darat maupun laut untuk menjangkau setiap daerahnya. Maka sangat dibutuhkan adanya pesawat terbang yang bisa membantu sebagai alat transportasi ataupun dalam bidang pertahanan negara. Ketetapan posisi pada pesawat atau yang pada umumnya disebut dengan *attitude* pesawat sangat penting untuk mendukung kinerja pesawat. Saat diterbangkan pesawat banyak mengalami gangguan yang disebabkan berbagai hal, seperti pengaruh gravitasi, pengaruh bumi pada porosnya akan mengganggu lintasan yang telah ditetapkan, bisa juga terjadi pesawat keluar lintasan yang telah ditentukan sehingga menyebabkan kecelakaan udara. Dengan demikian sangatlah perlu adanya desain kontrol untuk mengatur gerak pesawat. Dalam penelitian ini akan dirancang desain kontrol fuzzy PID yang mengatur gerak longitudinal suatu pesawat terbang melalui pengaturan sudut anguk (*pitch angle*). Fuzzy PID merupakan suatu metode pengontrolan modern gabungan dari algoritma fuzzy dan PID, dibandingkan dengan hanya menggunakan kontrol PID, cara kerja fuzzy PID lebih efisien karena dengan diberikan fuzzy, jika ada perubahan pada sistem tidak perlu mentuning PID kembali sehingga performa yang diberikan akan 30% lebih baik dibandingkan dengan hanya menggunakan PID.

**Kata Kunci : Fuzzy PID, Longitudinal Pesawat, Pitch Angle**



## DESIGN CONTROL OF FUZZY PID ON AIRCRAFT LONGITUDINAL MOTION

Name : Meylawati Marfu'atin  
NRP : 0611164000027  
Departement : Matematika FSAD ITS  
Supervisors : Dr. Dra. Mardlijah, MT

### *Abstract*

Indonesia is a vast country with a very wide sea. It would be very difficult if only relying on land and sea transportation to reach each of its regions. Then it will be very necessary for an aircraft that can help as a means of transportation or in the field of national defense. Determination of the position on the plane or which is generally called the attitude of the aircraft is very important to support aircraft performance. When flown, the plane will be a lot of disturbances caused by various things, such as the influence of gravity, the influence of the earth on its axis will interfere with the predetermined path, the plane can also occur outside the specified path, causing air accidents. Thus it is necessary to design controls to regulate aircraft motion. In this report will be designed fuzzy PID control design that regulates the longitudinal motion of an aircraft through setting the angle angle (pitch angle). Fuzzy PID is a modern control method combined from fuzzy and PID algorithms, compared to using only PID control, the way fuzzy PID works is more efficient because by being given fuzzy, if there is a change in the system there is no need to reunite PID, so performance will be 30% better more than just used PID.

***Keywords : Fuzzy PID, Longitudinal Plane, Pitch Angle.***



## KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis ucapkan kehadirat Allah SWT, karena berkah, rahmat dan ridho-Nya, penulis dapat menyelesaikan Penelitian Tugas Akhir yang berjudul “**DESAIN KONTROL FUZZY PID PADA GERAK LONGITUDINAL PESAWAT**” yang merupakan salah satu syarat akademis untuk menyelesaikan Program Sarjana Strata Tingkat 1 Departemen Matematika, Fakultas Sains dan Analitika Data, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Tugas Akhir ini dapat diselesaikan dengan baik berkat doa, kerja sama, bantuan, dan dukungan dari berbagai pihak. Sehubungan dengan hal tersebut, penulis ingin mengucapkan terimakasih kepada:

1. Bapak, ibu dan teman-teman penulis yang senantiasa memberikan dukungan, motivasi dan doa kepada penulis.
2. Subchan, Ph.D selaku Kepala Departemen Matematika ITS.
3. Dr. Dra. Mardijah, MT. selaku Dosen Pembimbing yang telah memberikan arahan akademis selama penulis kuliah di Departemen Matematika ITS dan senantiasa memberikan bimbingan, ilmu. Motivasi, dukungan dan doa kepada penulis sehingga penulis dapat menyelesaikan dengan baik.
4. Dr. Budi Setiyono, S.Si, M.T dan Dr. Dwi Ratna Sulistyaningrum, S.si, MT selaku selaku bidang kemahasiswaan Program Studi S1 Departemen Matematika ITS yang telah memberikan arahan akademis selama penulis kuliah di Departemen Matematika ITS.
5. Bapak Drs. Komar Baihaqi, M.si selaku Dosen Wali dari semester 1 sampai semester 5, yang memberikan bimbingan dan motivasi
6. Bapak Prof. DR. Mohammad Isa Irawan, MT selaku Dosen Wali penulis sejak semester 6 sampai penulis lulus kuliah,

yang telah memberikan bimbingan dan motivasi selama penulis menjalani perkuliahan di Departemen Matematika ITS.

7. Seluruh Bapak dan Ibu Dosen Departemen Matematika ITS yang telah memberikan ilmu, bimbingan, dan motivasi kepada penulis selama kuliah di Departemen Matematika ITS.
8. Seluruh Staff Departemen Matematika ITS yang telah memberikan pelayanan dan membantu penulis selama kuliah di Departemen Matematika ITS.
9. Kepada kedua orang tua dan adik saya yang selalu mendukung saya, memberi semangat saya, dan selalu mendoakan saya setiap detiknya.
10. Teman-teman seperjuangan yang mengambil TA di semester ini, Zuhair, Sovia, Firman, Aryo, Rif'an
11. Teman temanku yang luar biasa, Yohanes, Rani, Vivien, Bunga, Mas Reza, Mas zik, Mas Fiul dan teman-teman lainnya yang senantiasa memberikan dukungan, motivasi, bantuan, doa serta menemani penulis selama kuliah di Departemen Matematika ITS.
12. Teman-teman istimewa tim SC, ulum, fityan, Lutfi, bayu, bejo, fira, hasna, Saskia, masha yang selalu menemani disaat senang dan sedih.
13. Teman-teman Matematika 2016 yang telah memberikan semangat dan dukungan kepada penulis selama berkuliah di Departemen Matematika ITS.
14. Teman-teman seperjuangan Wisuda 121 yang telah memberikan dukungan, semangat, bantuan serta mengingatkan penulis dalam mengerjakan Tugas Akhir ini.
15. Teman-teman Matematika 2013, 2014, 2017, 2018, yang telah memberikan dukungan dan motivasi kepada penulis selama perkuliahan.

16.Semua pihak yang belum disebutkan yang telah membantu dalam penyusunan Tugas Akhir ini.

Penulis menyadari bahwa Tugas Akhir ini masih belum sempurna, masih terdapat kekurangan. Oleh karena itu, penulis mengharapkan kritik dan saran dari pembaca sehingga Tugas Akhir ini bisa lebih baik lagi. Semoga Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi semua pihak yang membutuhkan.

Surabaya, 25 Desember 2019

Penulis





## DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN.....	v
Abstrak .....	vii
<i>Abstract</i> .....	ix
KATA PENGANTAR.....	xi
DAFTAR ISI.....	xv
DAFTAR GAMBAR .....	xvii
DAFTAR TABEL .....	xix
BAB I PENDAHULUAN .....	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	3
1.3 Batasan Masalah .....	3
1.4 Tujuan.....	3
1.5 Manfaat .....	4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1 Penelitian Terdahulu .....	5
2.2 Model Linier Pesawat .....	7
2.3 Mekanime Pesawat .....	8
2.4 Tahapan desain kontrol.....	11
2.4.1 Kestabilan.....	12
2.4.2 Keteramatan dan keterkendalian .....	12
2.4.3 Kontrol PID.....	13
2.4.4 Fuzzy Logic Kontrol .....	16
2.4.5 <i>Fuzzy PID</i> .....	17

2.5 Spesifikasi Performansi Sistem.....	19
2.5.1 Spesifikasi Performa Respon Waktu.....	19
2.5.2 Spesifikasi Performansi Respon Frekuensi.....	21
<b>BAB III METODE PENELITIAN .....</b>	<b>23</b>
3.1 Tahapan Penelitian.....	23
3.2 Diagram Alir Penelitian.....	24
<b>BAB IV ANALISIS DAN PEMBAHASAN .....</b>	<b>27</b>
4.1 Pengambilan Data.....	27
4.1.1 State Space LSU 05.....	27
4.2 Analisis Model Pesawat.....	28
4.2.1 Model Linier Pesawat .....	28
4.2.2 Kestabilan Sistem.....	30
4.3 Mendesain model kendali PID.....	30
4.3.1 PID Kontrol Sistem.....	30
4.3.2 Fungsi Tranfer pada LSU 05.....	31
4.3.3 Simulasi PID .....	37
4.4 Mendesain Fuzzy PID.....	42
4.4.1 Penerapan Fuzzy PID pada sistem .....	48
4.5 Simulasi .....	49
<b>BAB V.....</b>	<b>53</b>
5.1 Kesimpulan .....	53
5.2 Saran .....	53
<b>DAFTAR PUSTAKA.....</b>	<b>55</b>
<b>LAMPIRAN .....</b>	<b>59</b>
<b>BIODATA PENULIS.....</b>	<b>65</b>

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1. Control Surface Pesawat.....	9
Gambar 2.2. Gerak Dasar Pesawat.....	10
Gambar 2.3. Macam Sudut Pada Pesawat.....	11
Gambar 2.4. Skema blok sistem kontrol loop tertutup.....	14
Gambar 2.5. Sistem kontrol PID.....	15
Gambar 2.6. Struktur Dasar <i>fuzzy logic Controller</i> .....	17
Gambar 2.7. Kendali PID yang diadaptasikan dengan fuzzy.....	18
Gambar 2.8. Pendefisian kendali PID dan Fuzzy.....	19
Gambar 2.9. Spesifikasi Respon Transient.....	21
Gambar 3.1. Diagram Alir Penelitian.....	23
Gambar 4.1. Output sistem tanpa kontrol.....	29
Gambar 4.2. Plot sistem tanpa kontrol.....	31
Gambar 4.3. Plot dengan gain Proposional.....	33
Gambar 4.4. Plot dengan gain Proposional – Integral.....	34
Gambar 4.5. Plot dengan gain PID.....	35
Gambar 4.6. Plot gabungan P, PI, PID.....	36
Gambar 4.7. Desain Simulink untuk PID.....	37
Gambar 4.8. Pesawat dalam keadaan naik.....	38
Gambar 4.9. Pesawat dalam keadaan terbang stabil.....	39
Gambar 4.10. Pesawat dalam keadaan turun.....	40
Gambar 4.11. PID dengan sistem berbeda.....	41
Gambar 4.12. Gambar Input dan Output.....	44
Gambar 4.13. Anggota dari $K_p$ .....	45
Gambar 4.14. Anggota dari $K_i$ .....	45
Gambar 4.15. Anggota dari $K_d$ .....	46
Gambar 4.16. Anggota input error yang diinginkan.....	46
Gambar 4.17. Anggota output error yang diinginkan.....	47
Gambar 4.18. Gambar surface Fuzzy.....	48
Gambar 4.19. Gambar Simulink Fuzzy PID.....	49
Gambar 4.20. Gambar kendali Fuzzy PID.....	50

Gambar 4.21. Gambar PID dan Fuzzy PID.....	51
Gambar 4.22. Gambar kontrol Elevator.....	52

## DAFTAR TABEL

Tabel 2.1. Formula Ziegler-Nichols tuning.....	16
Tabel 4.2. Step PID.....	32
Tabel 4.3. Rule untuk $K_p$ .....	42
Tabel 4.4. Rule untuk $K_i$ .....	43
Tabel 4.5. Rule untuk $K_d$ .....	43



# **BAB I**

## **PENDAHULUAN**

### **1.1 Latar Belakang**

Indonesia merupakan negara luas dengan laut yang sangat lebar. Setiap wilayahnya memiliki jumlah penduduk yang sangat banyak, untuk berpergian akan sangat sulit dan lama jika hanya mengandalkan transportasi darat ataupun air. Dalam hal pertahanan negara banyak pulau-pulau kecil didalamnya tentunya perlu untuk diawasi. Karena banyaknya kendala untuk mengawasi secara langsung dengan tenaga manusia, maka sangat diperlukan pesawat kecil untuk bisa menjangkaunya. Sehingga perbatasan atau wilayah yang jarang dijangkau manusia tetap dalam pengawasan yang sangat baik.

Pengawasan secara efisiensi, mudah, cepat, aman dan memberikan hasil yang baik tentunya sangat diinginkan bagi semua masyarakat Indonesia, terutama yang memegang peranan penting untuk mengawasi pertahanan bangsa. Mereka yang bertugas tentunya akan sangat membutuhkan suatu alat bantu yang bisa melihat daerah yang tidak bisa mereka jangkau. Dengan demikian pesawat kecil dapat di desain untuk membantu mengawasi pertahanan wilayah Indonesia.

Pesawat Lapan Surveillance UAV-05 (*Unmanned Aerial Vehicle-05*) atau biasa disebut LSU-05 (*Lapan Serveillance UAV*) merupakan salah satu jenis pesawat LAPAN dengan pengembangan teknologi UAV, yang menurut spesifikasi LSU – 05 dirancang untuk terbang tanpa henti 200 km dan daya tahan setidaknya enam jam, dengan kecepatan jelajah rata- rata 30 m/ s. misi LSU -05 adalah pengawasan untuk penelitian dan pengamatan seperti lalu lintas dan investigasi bencana. LSU – 05 dikembangkan menjadi pesawat terbnag dengan sistem otonom.

Untuk merealisasikan inisiatif tersebut, maka UAV harus dilengkapi dengan sistem kontrol yang tepat dan andal. [1]

Oleh karena itu, tugas akhir ini membahas mengenai kontrol pesawat, karena dalam dunia penerbangan sistem kontrol memegang peranan yang sangat penting. Kontrol pesawat dirancang untuk memperbaiki performa penerbangan sehingga terasa lebih nyaman. Kontrol yang digunakan dalam penelitian tugas akhir ini adalah fuzzy *proposional-integral-derivative gain* atau biasa disebut Fuzzy PID yang bertujuan untuk mengendalikan *pitch angle* (sudut anguk) pada gerak longitudinal.

Fuzzy PID merupakan suatu metode pengontrolan modern gabungan dari algoritma fuzzy dan PID, yang menawarkan keunggulan-keunggulan dibandingkan dengan metode pengontrolan konvensional semisal hanya menggunakan PID saja. Parameter-parameter PID yang berfungsi untuk menentukan sifat dari respon sistem, ditentukan oleh keluaran algoritma fuzzy.[2]

Desain kontrol Fuzzy PID diturunkan dari persamaan kontrol PID yaitu persamaan dalam domain waktu. Dimana controller memberikan istilah *proposional, integral dan derivative*. PID merupakan input yang dapat dianggap sebagai variabel fuzzy dalam desain FLC (*Flight control laws*). Dengan mendefinisikan keanggotaan fuzzy selanjutnya dari anggota fuzzy yang telah didefinisikan akan menangani untuk beberapa error, sehingga keluaran dari error tersebut otomatis sesuai dengan himpunan error yang diberikan pada fuzzy, dengan demikian cara kerja dari fuzzy PID lebih efisien dibandingkan dengan kendali PID, karena setiap ada perubahan sistem dengan rentan error yang sudah ditentukan, tidak harus mentuning PID dari awal lagi.



Dari rancangan sistem kontrol tersebut digunakan untuk mengatur gerak longitudinal suatu pesawat terbang melalui pengaturan sudut anguk (*pitch angle*) dan selanjutnya dilakukan simulasi.

## 1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang yang telah disajikan, penulis menuliskan beberapa permasalahan yang dibahas dalam Penelitian Tugas Akhir ini sebagai berikut:

1. Bagaimana model desain kontrol fuzzy PID pada gerak longitudinal pesawat?
2. Bagaimana simulasi dari desain kontrol Fuzzy PID pada gerak longitudinal?

## 1.3 Batasan Masalah

Pada tugas akhir ini, penulis membatasi permasalahan sebagai berikut:

1. Persamaan dalam bentuk ruang keadaan yaitu state space.
2. Model yang digunakan berdasarkan data dari LAPAN
3. Tanpa dipengaruhi faktor lingkungan.
4. Variabel yang dikendalikan adalah Sudut Pitch
5. Desain kontrol hanya pada gerak longitudinal

## 1.4 Tujuan

Berdasarkan rumusan masalah diatas, tujuan dari penulisan tugas akhir ini adalah mendapatkan desain kontrol Fuzzy PID pada gerak longitudinal untuk *pitch angle* pesawat dan menganalisis performansi hasil simulasinya.

### **1.5 Manfaat**

Manfaat yang bisa didapat dalam penyelesaian kasus ini adalah

1. Mendapatkan model kontrol fuzzy PID yang tepat pada gerak longitudinal untuk *pitch angle*
2. Mengetahui keunggulan dari hasil simulasi dari Fuzzy PID

## **BAB II**

### **TINJAUAN PUSTAKA**

#### **2.1 Penelitian Terdahulu**

Penelitian pada tugas Akhir masih memiliki hubungan yang relevan terhadap peneliti-peneliti terdahulu diantaranya adalah tahun 2018 yang dilakukan oleh Maya Vatikasari mengenai desain kendali untuk gerak longitudinal pada pesawat tempur dengan metode LQG (*Linear Quadratic Regulator*). Desain kendali yang dilakukan Maya Vatikasari adalah menggunakan metode LQG, adapun kesamaannya adalah lokasi yang dikendalikan yaitu gerak longitudinal pesawat. Pada penelitian ini menunjukkan bahwa model persamaan gerak longitudinal pesawat tempur bersifat tidak stabil tetap terkendali sehingga dapat dilakukan perancangan terkendali untuk mendapatkan karakteristik respon sistem yang diinginkan serta bersifat teramati sehingga dapat diterapkan estimator untuk mengurangi kesalahan akibat gangguan dan kesalahan pengukuran pada sistem. Pada simulasi yang diperoleh, respon sistem memberikan performansi (delay time, rise time, settling time, maximum overshoot dan peak time) sesuai yang diinginkan. Saat uji tracking setpoint yang dilakukan, sistem menunjukkan mampu mengikuti perubahan setpoint dengan baik dalam waktu yang sudah ditentukan. Hasil simulasi pada penerapan kendali LQG pada sistem menghasilkan overshoot sebesar 5,8% pada waktu 1,8 s dengan waktu stabil hingga 0,4 s. [3]

Kemudian pada tahun 2014, Rudi Kurniawan melakukan penelitian mengenai perancangan controller PID dan SMC (*Sliding mode kontrol*) untuk kestabilan Hover pada UAV Trirotor. Pada penelitian ini ada sedikit persamaan dalam membahas kendali PID, pada penelitian yang dilakukan Rudi

Kurniawan membahas desain kendali PID dan SMC, kemudian pada penelitian tugas akhir ini membahas mengenai kendali Fuzzy PID. SMC dapat digunakan untuk menjaga kestabilan sudut dan mencapai posisi ketinggian yang diinginkan dan metode PID dan SMC dapat mengatasi gangguan yang diberikan dan menjaga keseimbangan pada saat UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) Trirotor melakukan gerakan hover. Waktu respon untuk mencapai kondisi *steady state* sangat dipengaruhi oleh besaran nilai  $\beta$  dan  $\lambda$ . Respon dari sudut kemiringan untuk motor servo yang didapat dari hasil pengendalian sudut yaw adalah 0,1788 rad atau sebesar 10,24 derajat. [4]

Selanjutnya penelitian yang dilakukan Heri Purnawan Pada tahun 2015 yang melakukan perancangan desain LQR pada pesawat LSU-05. Lokasi yang dikendalikan yaitu *pitch angle* pada gerak longitudinal dan gerak lateral. Hasil simulasi pada penelitian tersebut menyatakan bahwa pengendali dapat mengatasi gangguan internal berupa perubahan parameter dan gangguan eksternal berdasarkan sinyal *square* dan sinyal *impuls*. Gangguan yang diikutsertakan adalah gangguan yang bersifat deterministic yaitu gangguan yang sudah diinisialisai atau diketahui besar nilainya dan bersifat tetap. Namun, gangguan yang ada pada kondisi riil atau pada saat pesawat terbang melayang diudara adalah random atau gangguan yang bersifat stokastik. [5]

## 2.2 Model Linier Pesawat

Model dinamika yang dimaksud dalam bentuk *state space* atau persamaan keadaan. Persamaan keadaan secara umum berbentuk:

$$\dot{x} = A\underline{x} + B\underline{u} \quad \dots (2.2.1)$$

$$y = C\underline{x} + D\underline{u} \quad \dots (2.2.2)$$

Keterangan:

$\underline{x}$  = *state Variabel*

$y$  = *Output Variabel*

$\underline{u}$  = *Control Variabel*

$A$  = *Dynamic Matrix*

$B$  = *Input Matrik*

$C$  = *Output Matrik*

$D$  = *Feed Forward Matrik*

Persamaan *state space* dalam kasus ini adalah sebagai berikut;

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{x} \\ \delta\dot{e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{T_1} & 0 \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K \\ T_1 \\ 0 \end{bmatrix} \delta u$$

Selanjutnya dilakukan analisis nilai eigen

### 1. Nilai Eigen(s)

Nilai eigen merupakan suatu nilai karakteristik dari suatu matriks berukuran  $n \times n$ . rumus dari nilai eigen adalah:

$$\begin{aligned} |sI - A| &= \det(sI - A) = 0 \\ s &= \sigma \pm j\omega \end{aligned}$$

## 2. Fungsi transfer

Fungsi transfer merupakan suatu system linier yang didefinisikan sebagai perbandingan transformasi laplace sinyal output terhadap sinyal input dengan asumsi semua kondisi awal sama dengan nol. Berikut adalah cara membawa suatu persamaan ruang keadaan menjadi fungsi transfer.

Merujuk ke persamaan 2.2.1 dan 2.2.2 dengan menggunakan *laplace* persamaan menjadi:

$$sX(t) = AX(s) + BU(s) \quad \dots (2.2.3)$$

$$Y(s) = CX(s) + DU(s) \quad \dots (2.2.4)$$

Dengan demikian persamaan yang didapat

$$sX(t) - AX(s) = BU(s)$$

$$(sI - A)X(t) = BU(s)$$

$$X(t) = (sI - A)^{-1}BU(s)$$

$$Y(s) = C(sI - A)^{-1}BU(s) + DU(s)$$

$$Y(s) = (C(sI - A)^{-1}B + D)U(s)$$

Sehingga didapat fungsi transfer

$$F_{yu} = \frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{(C(sI - A)^{-1}B + D)U(s)}{U(s)} = \frac{C \text{ adj}(sI - A)B}{\det(sI - A)}$$

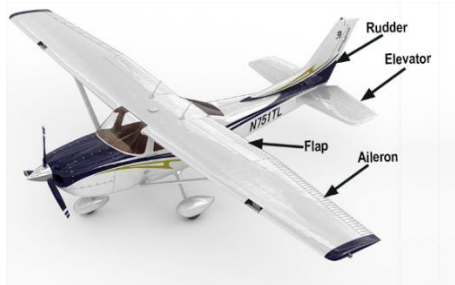
Dimaan  $F_{yu}$  adalah fungsi transfer dari sistem

## 2.3 Mekanime Pesawat

Dinamika pesawat adalah sikap dan respon pesawat terhadap gangguan dari luar maupun dari dalam. Dinamika pesawat terbang dikelompokkan menjadi dua model dinamik yaitu dinamika lateral dan dinamika longitudinal. Dinamika lateral adalah model matematika yang menggambarkan dinamika gerakan pesawat terbang untuk gerakan mendarat yang meliputi gerakan berbelok. Pada gerak lateral hanya dua kontrol defleksi yang berpengaruh pada respon gerak pesawat yaitu *aileron* dan *rudder*. Sedangkan dinamika longitudinal, adalah model

matematika yang menggambarkan dinamika gerakan pesawat terbang untuk gerakan arah vertikal misalnya gerakan mendaki atau menukik. Pada gerak longitudinal hanya satu kontrol defleksi yang berpengaruh pada respon gerak pesawat yaitu *elevator*.

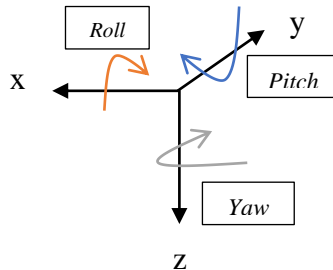
Setiap pesawat memiliki *control surface* atau sistem kendali permukaan yang digunakan untuk menghasilkan gaya dan momen yang dibutuhkan untuk menghasilkan percepatan yang membuat pesawat terbang dengan tujuan yang ditentukan. Pada umumnya sistem kendali pesawat terdiri dari *aileron*, *elevator*, dan *rudder*. Posisi pada masing-masing komponen tersebut ditampilkan pada Gambar 2.1.



**Gambar 2.1.** *Control Surface* Pesawat

Pada Gambar 2.1 terdapat *control surface* pada pesawat yaitu *aileron* merupakan kendali utama pada gerakan menguling (*rolling*) dan terletak pada masing-masing sayap pesawat. Ketika pesawat berguling ke kanan, maka akan menyebabkan *aileron* sebelah kiri turun dan *aileron* sebelah kiri naik sehingga menyebabkan gaya angkat pada sayap kiri bertambah sedangkan gaya angkat pada sayap kanan berkurang, begitu juga sebaliknya apabila pesawat berguling ke arah kiri. *Elevator* merupakan kendali utama pada gerakan angguk (*pitching*) dan terletak pada *horizontal stabilizer* pesawat. Ketika pesawat akan melakukan *pitch down*, maka *elevator* akan turun kebawah. Hal ini menyebabkan gaya angkat pada ekor pesawat akan bertambah dan menyebabkan ekor pesawat naik serta hidung pesawat bergerak turun sehingga terjadi gerakan *pitch down*, begitu pula sebaliknya untuk gerakan *pitch up*. *Rudder* merupakan kendali

utama pada gerakan menggeleng atau menggerakkan hidung pesawat ke kanan dan ke kiri serta terletak pada *vertical stabilizer* pesawat. Jika pesawat akan berbelok ke kiri maka *defleksi rudder* akan mengarah ke kiri sehingga menyebabkan ekor pesawat bergerak ke kanan dan hidung pesawat bergerak ke kiri, begitu juga sebaliknya apabila pesawat akan bergerak ke kanan.

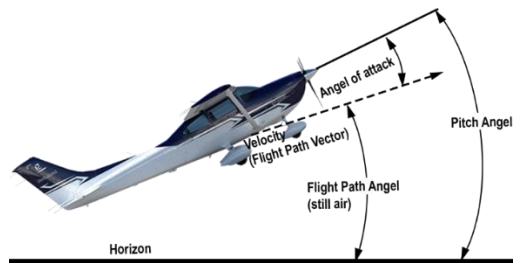


**Gambar 2.2.** Gerak Dasar Pesawat

Pada dasarnya, pesawat terbang mempunyai gerak dasar pesawat yang fungsinya agar pesawat dapat bergerak stabil pada saat terbang di udara. Adapun 6 gerak dasar pesawat itu adalah sebagai berikut:

- a. Translasi x
- b. Translasi y
- c. Translasi z
- d. Rotasi x (*roll*) : gerakan berguling (*roll*) dari pesawat, rolling bergerak pada sumbu longitudinal.
- e. Rotasi y (*pitch*) : gerakan ke atas dan ke bawah dari nose pesawat.
- f. Rotasi z (*yaw*) : gerakan menggeleng atau nose pesawat bergerak ke kanan dan ke kiri. [7]





**Gambar 2.3.** Macam Sudut Pada Pesawat

Pada gambar 2.3 sudut yang terjadi pada pesawat terbagi menjadi tiga macam antara lain:

1. *Pitch angle* ( $\theta$ )

*Pitch angle* (sikap) adalah sudutnya antara sumbu longitudinal dan horizontal bumi. Sudut ini ditampilkan pada indikator sikap atau cakrawala buatan.

2. *Angle of attack* ( $\alpha$ )

*Angle of attack* adalah sudut antara udara yang mendekat atau angin relatif dan garis referensi di pesawat atau sayap. Terkadang, garis referensi adalah garis yang menghubungkan leading edge dan trailing tepi di beberapa titik rata-rata di sayap.

3. *Flight path inclination angle* ( $\gamma$ )

*Flight path inclination angle* merupakan sudut antara vektor jalur penerbangan dan cakrawala

## 2.4 Tahapan desain kontrol

Pada bagian ini akan dijelaskan mengenai teori-teori yang digunakan pada penelitian Tugas Akhir ini.

### 2.4.1 Kestabilan

Pengertian dari kestabilan suatu sistem.

**Teorema 2.1.** Diberikan persamaan differensial  $\dot{x} = Ax$  dengan  $A$  matrik berukuran  $n \times n$  dan mempunyai nilai karakteristik yang berbeda  $\lambda_1, \dots, \lambda_k$  ( $k \leq n$ ).

- Titik asal  $x = 0$  adalah stabil asimtotik bila dan hanya bila  $\text{Re}\lambda_i < 0$  untuk semua  $i=1, \dots, k$ .
- Titik asal  $\bar{x}=0$  adalah stabil bila dan hanya bila  $\text{Re}\lambda_i \leq 0$  untuk semua  $i=1, \dots, k$  dan untuk semua  $\lambda_i$  dengan  $\text{Re}\lambda_i = 0$  multisiplisitas aljabar sama dengan multisiplisitas geometrinya
- Titik asal  $\bar{x}=0$  adalah tak stabil bila dan hanya bila  $\text{Re}\lambda_i > 0$  untuk beberapa  $i = 1, \dots, k$  atau ada  $\lambda_i$  dengan  $\text{Re}\lambda_i = 0$  dan multisiplisitas aljabar lebih besar dari mutiplisitas geometrinya

### 2.4.2 Keteramatan dan keterkendalian

Pengertian keterkendalian suatu sistem.

**Definisi 2.1** sistem linier (2.2.1) (2.2.2) dikatakan terkendali bila untuk setiap keadaan sebarang  $x(0)=x_0$  ada masukan  $u(t)$  yang tidak dibatasi menransfer keadaan  $x_0$  kesebarang keadaan akhir  $x(t_1)=x_1$  dengan waktu akhir  $t_1$  hingga.

Teorema berikut menyatakan syarat cukup dan perlu sistem dikatakan terkendali:

**Teorema 2.2** syarat perlu dan cukup sistem (2.3) terkendali adalah:

- $w(0, t_1) = \int_0^{t_1} e^{-A\tau} B B^T e^{-A^T \tau} d\tau$  non- singular
- Matriks:  $M_c = ( B / AB / A^2 B \mid \dots \mid A^{n-1} B )$  mempunyai rank sama dengan  $n$

Pengertian dari keteramatan sistem:

**Definisi 2.2** bila setiap keadaan awal  $x(0)=x_0$  secara tunggal dapat diamati dari setiap pengukuran keluaran sistem (2.2.1) dan (2.2.2) dari waktu  $t=0$  ke  $t=t_1$ , maka sistem dikatakan teramati.

**Teorema 2.3** syarat perlu dan cukup sistem (2.2.1) dan (2.2.2) adalah:

- Matriks  $m(0,t) = \int_0^t e^{A\tau} C C^T C A^T \tau d\tau$  non singular
- Matriks keteramatan

$$M_o = \begin{pmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{(n-1)} \end{pmatrix}$$

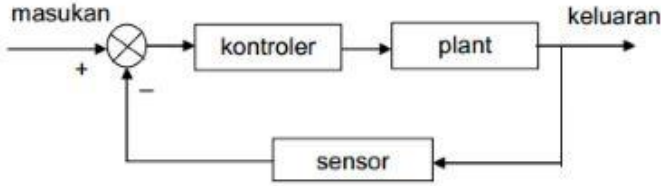
Mempunyai rank sama dengan n.[6]

### 2.4.3 Kontrol PID

Kontrol Proportional-Integral- Derivative (PID) adalah algoritma kontrol yang sudah umum digunakan. Popularitas pengendali PID sering digunakan karena kinerja mereka yang kuat dalam berbagai kondisi operasi dan kesederhanaan fungsionalnya yang memungkinkan untuk dioperasikan secara sederhana secara langsung.[7]

Gagasan dasar di balik pengontrol PID adalah membaca sensor, kemudian menghitung *output actuator* yang diinginkan dengan menghitung respon *proposional*, *integral* dan *derivative* kemudian menjumlahkan ketiga komponen untuk menghitung output.

Pengontrolan digunakan dalam sistem umpan balik tertutup



**Gambar 2.4.** Skema blok sistem kontrol loop tertutup

Variabel  $e$  (error) menunjukkan kesalahan pelacakan, yang dikirim ke pengontrol PID. Sinyal kontrol  $u(t)$  dari pengontrol ke sistem adalah sama dengan gain proposionalnya  $P$  kali besarnya kesalahan ditambah gain integral  $I$  kali integral dari kesalahan ditambah derivatif  $D$  kali kesalahan derivatif. Berikut bentuk model dari kontroler PID

$$u(t) = Kp \left( e(t) + \frac{1}{Ti} \int_0^t e(t) * dt + Td \frac{de}{dt} \right) \quad \dots (2.4.1)$$

Dimana

$u(t)$  = sinyal input

$e(t)$  = sinyal error

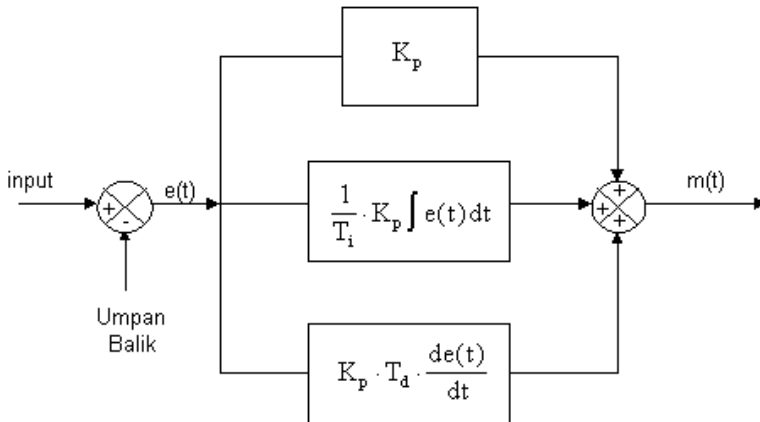
definisikan  $e(t) = r(t) - y(t)$

$r(t)$  = sinyal input referensi.

Dengan menggantikan *derivative* dengan menggunakan sebuah metode backward difference dan Integral oleh menjumlahkan menggunakan integrator regular dari sebuah aproksimasi adalah

$$u_n = Kp \left( e_n + \frac{1}{Ti} \sum_{j=1}^n e_j T_s + T_d \frac{e_n - e_{n-1}}{T_s} \right) \quad \dots (6)$$

Berikut adalah gambar sistem kontrol PID



**Gambar 2.5.** Sistem kontrol PID

- I. *Propositional gain*  
Menambah kecepatan respon pada sistem pesawat.
- II. *Integral gain*  
Mengurangi error steady-state atau kesalahan tunak
- III. *Derivative gain*  
Menyebabkan penurunan respon pada sistem pesawat

Mendapatkan komposisi PID ada beberapa metode, pada penelitian tugas akhir ini metode yang digunakan adalah Ziegler-Nichols

Metode Ziegler-Nichol adalah formula perpaduan empirical yang sangat berguna, diusulkan oleh Ziegler dan Nichols sejak tahun 1992. Formula tuning diperoleh ketika plat model yang dihasilkan termasuk dalam *first-order*, yang dapat diungkapkan dengan fungsi transfer sebagai berikut, *first-order* adalah step respon yang dihasilkan dari fungsi transfer, dimana gambar yang

dihasilkan mengalami osilasi hanya satu kali. Jika respon dari suatu fungsi transfer tidak menghasilkan *first-order*, maka tuning PID akan menggunakan sifat yang lain dari metode Ziegler-Nichol.

$$G(s) = \frac{k}{1 + sT} e^{-sL} \quad \dots (4.1.2)$$

Dari fungsi transfer untuk mendapatkan nilai dari  $K_p$ ,  $T_i$  dan  $T_d$  maka langkah pertama adalah menentukan nilai  $k$ ,  $L$  dan  $T$  (atau  $a$ , dimana  $a = kL/T$ ) melalui gambar plot dari fungsi transfer. maka tuning dari formula Ziegler-Nichol adalah

Tabel 2.1. Formula Ziegler-Nichols tuning

Tipe Kontrol	Step Respon		
	$K_p$	$T_i$	$T_d$
P	$1/a$		
PI	$0.9/a$	$3L$	
PID	$1.2/a$	$2L$	$L/2$

#### 2.4.4 Fuzzy Logic Kontrol

Suatu pengendalu *fuzzy* tersusun dari empat buah komponen yang bekerjasama dan dapat diuraikan sebagai berikut

a. *Fuzzification Interface*

*Fuzzification Interface* diperlukan pada proses *fuzzifikasi* yaitu untuk mengubah masukan nilai crisp menjadi nilai fuzzy

b. *Knowledge Base*

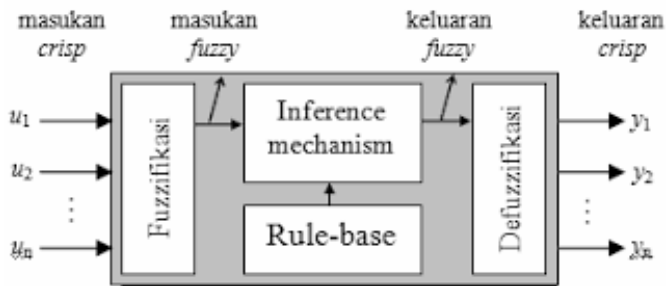
*Knowledge Base* berisi aturan *fuzzy* yang disebut *rule base* dari sekumpulan fungsi keanggotaan (*data base*)

c. *Interface Engine*

*Interface Engine* merupakan mekanisme atau prosedur, penalaran untuk mendapatkan *fuzzy* output

d. *Defuzzifikasi*

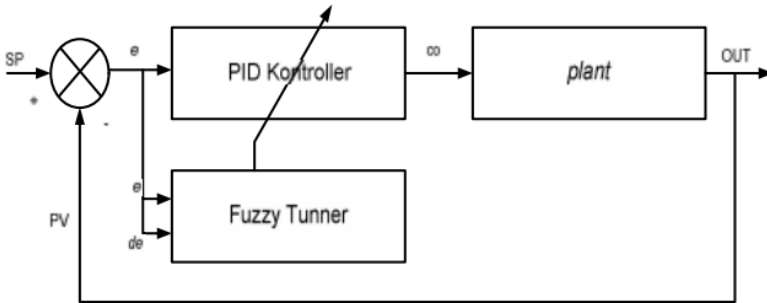
*Defuzzifikasi* diperlukan untuk mengubah *fuzzy* output ke nilai *crisp*.



**Gambar 2.6.** Struktur Dasar *fuzzy logic Controller*

### 2.4.5 Fuzzy PID

Fuzzy PID adalah suatu metode pengontrolan modern gabungan dari algoritma *fuzzy* dan PID, yang menawarkan keunggulan-keunggulan dibandingkan dengan metode pengontrolan konvensional semisal hanya menggunakan PID saja. Parameter-parameter PID yang berfungsi untuk menentukan sifat dari respon sistem, ditentukan oleh keluaran algoritma *fuzzy*



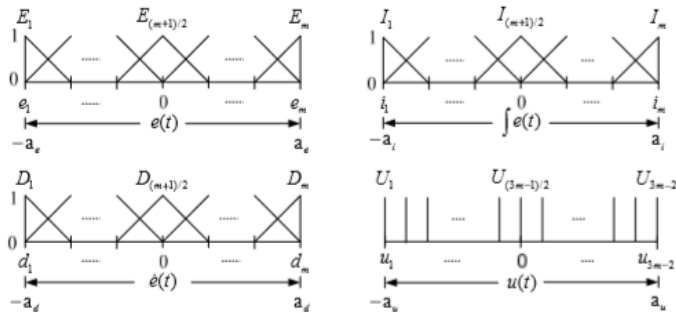
**Gambar 2.7.** Kendali PID yang diadaptasikan dengan fuzzy

Kendali Fuzzy PID didesain masih ekuivalensi dengan kendali konvensional PID, dan diturunkan dari persamaanya. Pertama untuk konvensional kendali PID, persamaan output  $u(t)$  dalam domain waktu adalah

$$u(t) = Pe(t) + I \int e(t)dt + D \frac{de(t)}{dt} \quad \dots (7)$$

Dimana sistem kendali menyediakan syarat proposional, integral dan derivative. Outputnya  $u(t)$  dan inputnya  $e(t)$  error  $P$  (*Proposional*),  $I$  (*Integral*), dan  $D$  (*Derivative*) dapat diistilahkan sebagai variabel fuzzy dalam desain *Fuzzy logic controllers* (FLC). Diasumsikan dengan diberikan range untuk operator  $e(t)$  error  $P$  (*Proposional*),  $I$  (*Integral*), dan  $D$  (*Derivative*) adalah  $OR_u = [-a_u, a_u]$ ,  $OR_e = [-a_e, a_e]$ , dan  $OR_i = [-a_i, a_i]$  dan  $OR_d = [-a_d, a_d]$ . Hubungan tersebut akan ditunjukkan dalam gambar 2.6 dengan pendefisian 4 variabel fuzzy





**Gambar 2.8.** Pendefinisian kendali PID dan Fuzzy

Ditunjukkan dalam gambar 2.6, dari himpunan himpunan fuzzy yang dilambangkan  $m$  adalah persamaan keadaan dan keadaan triangular untuk masing-masing input variabel fuzzy  $e(t)$  error  $P$  (*Propositional*),  $I$  (*Integral*), dan  $D$  (*Derivative*). Keadaan triangular merupakan keadaan anggota dari *range* fuzzy berbentuk segitiga. Dimana pemilihan bentuk anggota fuzzy tergantung dari kebutuhan sistem. Untuk output sendiri adalah nilai *crisp* dari mengubah fuzzy.

## 2.5 Spesifikasi Performansi Sistem

Spesifikasi performansi sistem merupakan ciri-ciri khusus dari respon output sistem, biasanya juga disebut sebagai karakteristik sistem, Spesifikasi performansi atau karakteristik sistem dibedakan menjadi

### 2.5.1 Spesifikasi Performa Respon Waktu

Spesifikasi performansi respon waktu merupakan spesifikasi performansi respon sistem terhadap perubahan waktu. Spesifikasi performansi respon waktu dibedakan menjadi:

#### a. Spesifikasi Performa Respon *Transient*

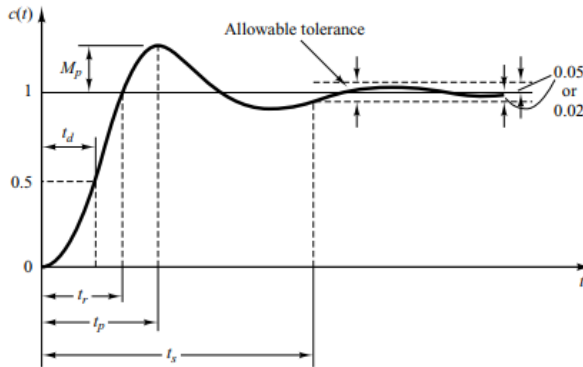
Respon *transient* merupakan respon sistem yang berlangsung dari keadaan awal sampai keadaan akhir, yang terdiri atas:

- a) Waktu tunda (*delay time*),  $t_d$ : waktu yang diperlukan untuk mencapai setengah harga akhir yang pertama kali.
- b) Waktu naik (*rise time*),  $t_r$ : waktu yang diperlukan respon untuk naik dari 10 sampai 90%, 5 sampai 95%, atau 0 sampai 100% dari harga akhirnya. Untuk setiap orde kedua redaman kurang, biasanya digunakan waktu naik 0-100%. Untuk sistem redaman lebih, biasanya digunakan waktu naik 10-90%.
- c) Waktu puncak (*peak time*),  $t_p$ : waktu yang diperlukan respon untuk mencapai puncak lewatan yang pertama kali.
- d) Lewatan maksimum (*maximum overshoot*),  $M_p$ : harga puncak maksimum dari kurva respon yang diukur dari satu. Jika harga keadaan tunak respon tidak sama dengan satu, maka biasa digunakan persen lewatan maksimum. Parameter ini didefinisikan sebagai:

$$\text{persen lewatan maksimum} = \frac{c(t_p) - c(\infty)}{c(\infty)} \times 100\%$$

Besarnya lewatan maksimum ini secara langsung menunjukkan kestabilan relatif sistem.

- e) Waktu penetapan (*settling time*),  $t_s$ : waktu yang diperlukan kurva respon untuk mencapai dan menetap dalam daerah di sekitar harga akhir yang ukurannya ditentukan dengan persentase mutlak dari harga akhir (biasanya 2% atau 5%). Waktu penetapan ini dikaitkan dengan konstanta waktu terbesar dari sistem kontrol. Kriteria persentase kesalahan yang digunakan ditentukan dari sasaran desain sistem yang ditanyakan.



**Gambar 2. 9.** Spesifikasi Respon Transient

Pada Gambar 2.7 menunjukkan unsur-unsur yang umumnya terdapat pada respon *transient* suatu sistem dari keadaan awal hingga keadaan akhir. Unsur-unsur suatu respon *transient* dapat digunakan untuk melihat kestabilan maupun performansi suatu sistem.

- f) *RMSE (Root Mean Squared Error)*, *RMSE* digunakan untuk mengukur tingkat akurasi hasil perkiraan suatu model. [14]

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\bar{y}_i - y_i)^2}$$

- b. Spesifikasi performansi respon pada keadaan tunak (*steady state*)

## 2.5.2 Spesifikasi Performansi Respon Frekuensi

Spesifikasi performansi respon frekuensi merupakan spesifikasi performansi respon sistem terhadap perubahan frekuensi. Untuk mendapatkan spesifikasi performansi respon frekuensi dari sistem, sinyal uji yang lazim digunakan adalah sinyal persegi atau sinyal *sinusoid*



## **BAB III**

### **METODE PENELITIAN**

#### **3.1 Tahapan Penelitian**

1. Studi Literatur

Pada bagian ini mencari referensi berupa buku-buku, jurnal, makalah dan hasil penelitian yang lainnya yang berkaitan dengan hukum longitudinal flight kontrol, fuzzy, Kendali PID, Kendali Fuzzy PID dan sifat-sifat yang ada pada sistem

2. Analisis model pesawat

Pada langkah ini menganalisis sekaligus memahami model dari pesawat yang selanjutnya akan dibuat model desain kontrolnya. Analisis yang dilakukan adalah mencari kestabilan dan keterkendalian sistem. Dan mendapatkan fungsi transfernya

3. Mendesain model kendali fuzzy PID

Pada langkah ini akan dilakukan perhitungan desain PID gain, akan dicari *Propositional*, *Integral*, *Derivative* yang tepat untuk kendali gerak longitudinal

4. Mendesain Fuzzy PID

Pada langkah ini menentukan model dari desain kendali fuzzy PID gerak longitudinal di pesawat dengan menggunakan variabel yang ada.

5. Simulasi

Ketika desain kendali sudah ditemukan langkah selanjutnya adalah melakukan simulasi menggunakan matlab, kemudian dilihat kelebihan dan kekurangan jika menggunakan Fuzzy PID

6. Analisis Respon

Analisis respon merupakan suatu cara untuk melihat apakah respon yang keluar sudah sesuai dengan yang diinginkan ataukah belum, jika sudah sesuai maka diteruskan ke langkah selanjutnya, jika belum akan dilakukan simulasi ulang, dengan memeriksa semua parameter, inisialisasi dan lain-lain.

7. Kesimpulan dan saran

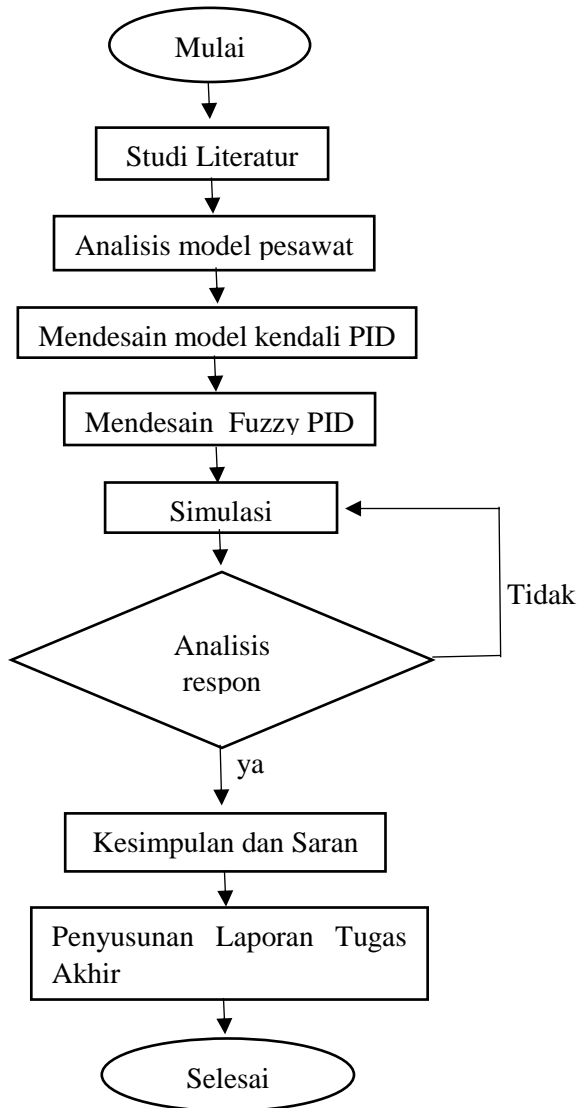
Pada bagian ini penarikan kesimpulan dari hasil pembahasan, kemudian diberikan saran untuk perbaikan pada peneliti berikutnya

8. Penyusunan Laporan Tugas Akhir

Pada langkah ini, setelah selesai menjawab permasalahan yang ada akan dibuat laporan akhir dari pengerjaan Tugas Akhir.

### **3.2 Diagram Alir Penelitian**

Secara umum tahapan-tahapan yang dilakukan dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini sesuai dengan diagram alur yang ditunjukkan pada



**Gambar 3.1.** Diagram Alir Penelitian





## BAB IV ANALISIS DAN PEMBAHASAN

### 4.1 Pengambilan Data

Dari permasalahan yang akan di bahas dalam penelitian tugas akhir ini ada beberapa data dari pesawat LSU 05 berupa matrik *state space*.

#### 4.1.1 State Space LSU 05

Dinamika pesawat terbang dikelompokkan menjadi dua model dinamik yaitu dinamika lateral dan dinamika longitudinal. Setiap gerak memiliki data *state space* yang berbeda, pada tugas akhir ini didesain kontrol dari LSU-05 pada gerak longitudinal pesawat, data *state space* diperoleh dari penelitian Eko B, P. (2015). Data *state space* sebagai berikut:

$$\dot{\underline{x}} = A\underline{x} + B\underline{u}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.83705 & 1.7696 & -0.35236 & 0 \\ -5.9575 & -21.766 & 0.0056738 & 0.8717 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 14.891 & -47.637 & -0.015802 & -7.9269 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 3.9397 \\ -0.91092 & 0 \\ 0 & 0 \\ -30.902 & -6.9048 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_T \end{bmatrix}$$

dengan

$\underline{x}$  = State vector

$\underline{u}$  = Control signal

$u$  = Airspeed

$\alpha$  = Angle of attack

$\theta$  = Pitch angle

$q = \text{Pressure dynamic}$

$\delta_e = \text{Elevator}$

$\delta_T = \text{Truster}$

Pada penelitian ini pesawat bergerak di sumbu longitudinal dan bagian yang diamati adalah *pitch angle* dengan input berupa sudut dan output adalah sudut posisi yang diinginkan.

## 4.2 Analisis Model Pesawat

Analisis model pesawat membahas mengenai kestabilan suatu sistem berdasarkan data state space

### 4.2.1 Model Linier Pesawat

Model linier pesawat adalah persamaan linier secara umum pada pesawat. Merujuk pada Persamaan 2.2.1 dan 2.2.2 yaitu:

$$\dot{x} = A\underline{x} + B\underline{u}$$

$$y = C\underline{x} + D\underline{u}$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.83705 & 1.7696 & -0.35236 & 0 \\ -5.9575 & -21.766 & 0.0056738 & 0.8717 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 14.891 & -47.637 & -0.015802 & -7.9269 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 3.9397 \\ -0.91092 & 0 \\ 0 & 0 \\ -30.902 & -6.9048 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

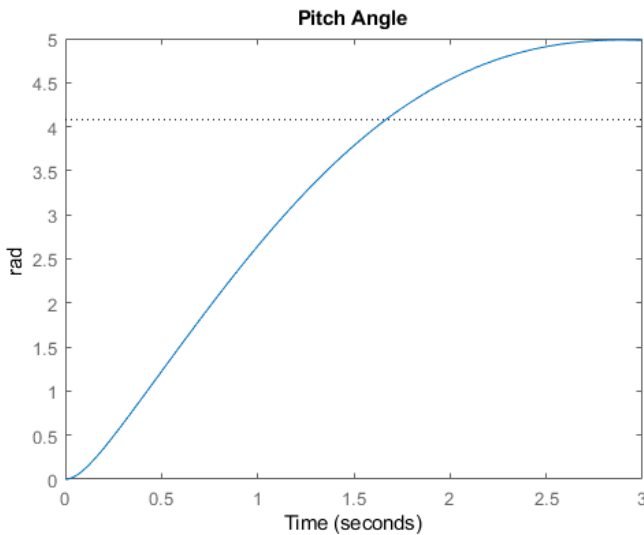
$y = \text{Output}$

Dengan C adalah matrik pengamat dan  $y$  adalah *output*, bagian yang diamati merupakan *pitch angle* dikendalikan oleh elevator dan truster. Dengan menggunakan matlab diperoleh output sistem tanpa kontrol sebagai berikut:

$$G(s) = \frac{1.612 s^2 + 49.5565 s - 221.3760}{s^4 + 30.529 s^3 + 249.479 s^2 + 245.776 s + 214.904}$$

$k = 4.081$

Dengan menggunakan Matlab didapat gambar seperti berikut



**Gambar 4.1.** Output sistem tanpa kontrol

### 4.2.2 Kestabilan Sistem

Analisis kestabilan sistem adalah langkah yang dilakukan untuk mengetahui sistem yang digunakan stabil atau tidak stabil, karena pada penelitian ini dibutuhkan sistem yang stabil. Dengan demikian perlu mencari nilai eigen pada matrik A.

Dengan menggunakan Matlab, nilai eigen yang dihasilkan adalah sebagai berikut:

$$\lambda_1 = -14.7703 + 1.0624i$$

$$\lambda_2 = -14.7703 - 1.0624i$$

$$\lambda_3 = -0.4944 + 0.8577i$$

$$\lambda_4 = -0.4944 - 0.8577i$$

Dengan demikian berdasarkan teorema 2.1 sistem tersebut adalah stabil asimtotik.

### 4.3 Mendesain model kendali PID

Mendesain Kendali PID adalah suatu langkah untuk mendapatkan perpaduan antara *Propositional-Integral-Derivative* yang tepat pada suatu sistem.

#### 4.3.1 PID Kontrol Sistem

Setelah di analisis kestabilan sistem, maka langkah selanjutnya adalah mentuning kontrol PID, dengan representasi transformasi *laplace* maka aproksimasi kontrol PID dapat ditulis

$$\mathbf{u}(t) = Kp \left[ \mathbf{e}(t) + \frac{1}{Ti} \int_0^t \mathbf{e}(\tau) d\tau + Td \frac{d\mathbf{e}(t)}{dt} \right] \dots (4.1.1)$$

Dimana:

$\mathbf{u}(t)$  = Input signal

$\mathbf{e}(t)$  = Error signal

Dengan  $\mathbf{e}(t) = \mathbf{r}(t) - \mathbf{y}(t)$

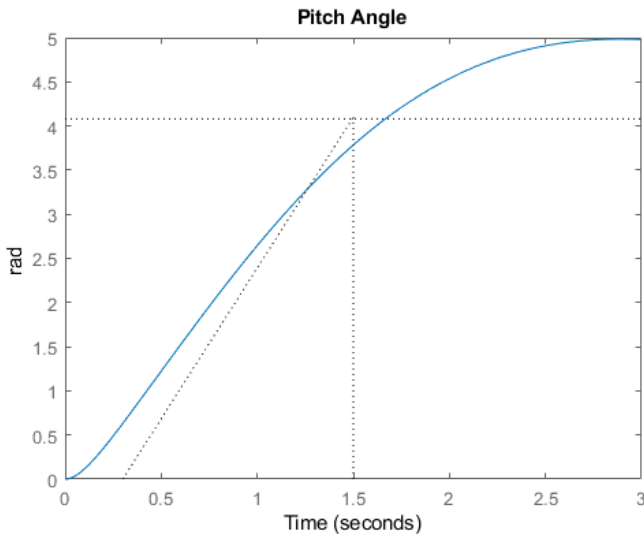
$r(t) = \text{Reference input signal.}$

$y(t) = \text{Output signal}$

### 4.3.2 Fungsi Tranfer pada LSU 05

Merujuk pada Gambar 4.1 akan dianalisis untuk menentukan nilai L dan T sesuai dengan metode Ziegler Nichol.

Untuk menentukan nilai dari L dan T maka dapat diperoleh dari



**Gambar 4.2.** Plot sistem tanpa kontrol

Dari Gambar 4.2 dengan menggunakan metode Ziegler Nichol maka akan didapat nilai L dan T.

Dengan L diperoleh dari waktu yang dibutuhkan ketika awal mulai fungsi transfer berjalan yaitu detik ke 0, sampai garis yang ditentukan untuk perpotongan metode Ziegler-Nichol, pada kasus ini terjadi di detik ke 0.3 s, dimana terdapat garis putus-putus

warna hitam dan  $T$  adalah waktu yang dibutuhkan dari garis perpotongan pertama hingga garis tegak terakhir, pada kasus ini terjadi pada detik ke  $0.3 s$  sampai  $1.5 s$ , dimana terdapat garis putus-putus warna hitam, sehingga nilai  $T$  adalah  $1.2$  detik dan  $k = 4.081$

Berdasarkan bab 2.4.3 untuk mendapatkan formula PID Ziegler-Nichol maka harus mendapatkan nilai  $a$ , dengan  $a = \frac{kL}{T}$  sehingga didapat nilai  $a = 1,02$

Kemudian merujuk pada tabel 4.1 formula Ziegler-Nichol tuning didapat respon perpaduan *gain* sebagai berikut.

Tabel 4.2. Step PID

Tipe Kontrol	Step Respon		
	Kp	Ti	Td
P	0.98		
PI	0.88	0.9	
PID	1.176	0.6	0.15

Dari step respon yang didapat pada Tabel 4.2 didapat fungsi transfer yang dapat digunakan untuk menganalisis dari setiap respon tipe kontrol.

#### 1. Tipe kontrol *Propositional*

Jika menggunakan tipe kontrol *Propositional* maka sistem menjadi :

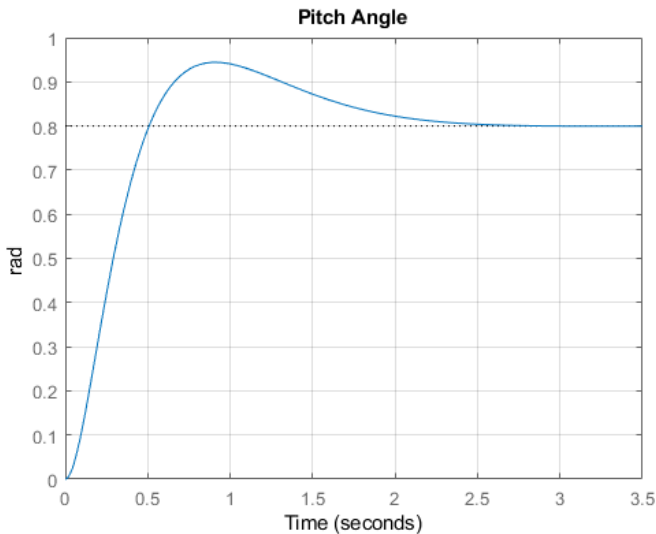
$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$\underline{u} = \textit{Propositional}$$

Sehingga diperoleh fungsi tranfer sebagai berikut:

$$Gp(s) = \frac{30.29 s^2 + 642.1 s + 859.6}{s^4 + 30.53 s^3 + 279.8 s^2 + 887.9 s + 1075}$$

Dengan menggunakan Matlab, didapat output sistem pada Gambar 4.3



**Gambar 4.3.** Plot dengan gain Proposional

Merujuk ke Gambar 4.3 Jika hanya menggunakan *proposional gain* sistem akan cepat stabil, karena fungsinya adalah mempercepat respon.

## 2. Tipe kontrol *Proposional-Integral*

Jika menggunakan tipe kontrol *Proposional-Integral* maka sistem menjadi

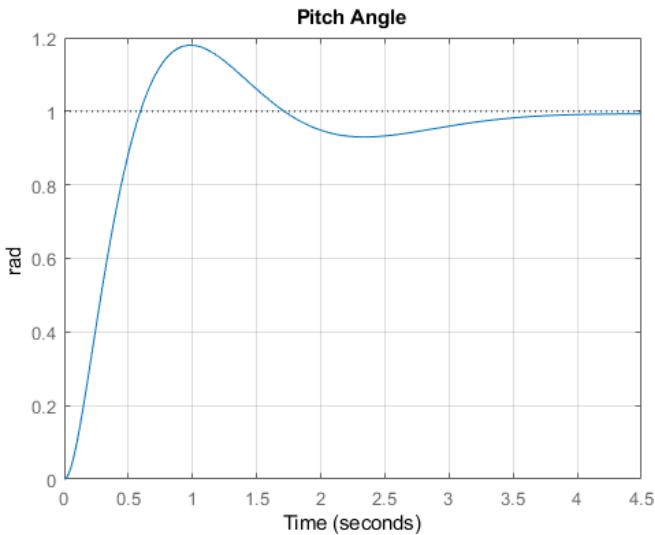
$$\dot{\underline{x}} = A\underline{x} + B\underline{u}$$

$$\underline{u} = \textit{Proposional} + \textit{Integral}$$

Sehingga diperoleh fungsi tranfer sebagai berikut:

$$G_{pi}(s) = \frac{27.23s^3 + 604.6s^2 + 1351s + 773.7}{0.99s^5 + 30.5s^4 + 276.5s^3 + 850.1s^2 + 1565s + 773.7}$$

Dengan menggunakan Matlab, didapat output sistem pada Gambar 4.3



**Gambar 4.4.** Plot dengan gain *Propositional - Integral*

Merujuk pada Gambar 4.4 Fungsi dari *Propositional gain* adalah mempercepat respon dan fungsi dari *integral gain* adalah mengurangi error steady state. Dengan menggunakan *propositional-Integral gain* maka error steady state semakin berkurang.



### 3. Tipe kontrol *Propositional-Integral-Derivative*

Jika menggunakan tipe kontrol *Propositional-Integral-Derivative* maka sistem menjadi

$$\dot{x} = A\underline{x} + B\underline{u}$$

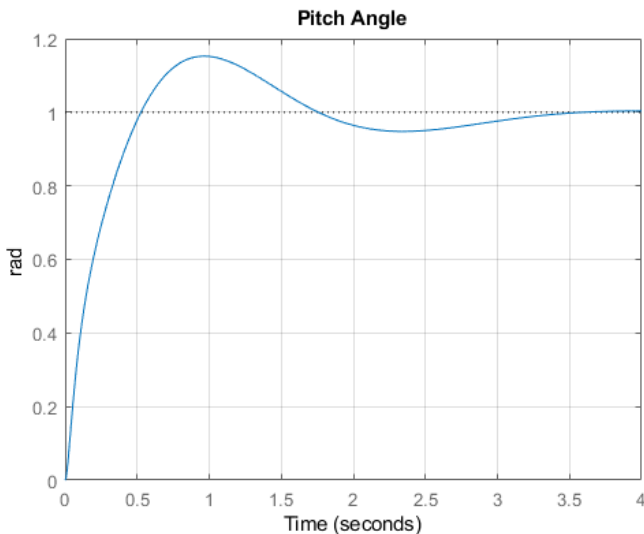
$$\underline{u} = \text{Propositional} + \text{Integral} + \text{Derivative}$$

Sehingga diperoleh fungsi tranfer sebagai berikut:

$$G_{pid}(s) =$$

$$\frac{3.598 s^4 + 98.63 s^3 + 612.3 s^2 + 1405 s + 1032}{0.009 s^6 + 0.8748 s^5 + 24.16 s^4 + 250.5 s^3 + 761.7 s^2 + 1534 s + 1032}$$

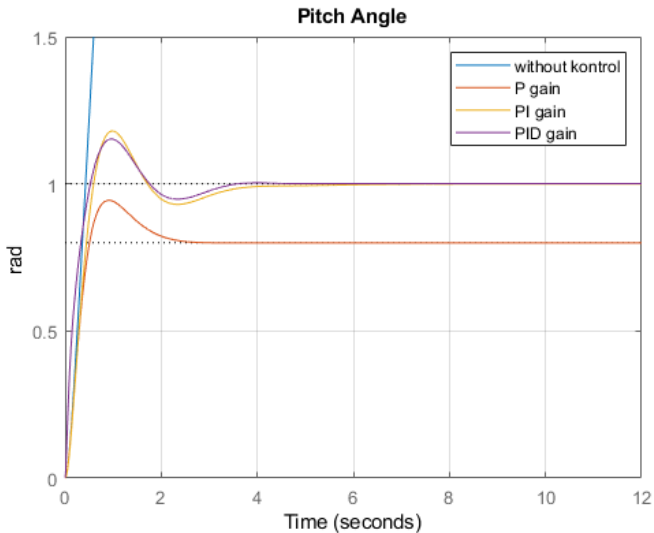
Dengan menggunakan Matlab, didapat output sistem



**Gambar 4.5.** Plot dengan gain PID

Merujuk pada Gambar 4.5 Dengan *Propositional-Integral-Derivative* gain maka hasil dari step respon akan lebih cepat dari pada hanya menggunakan kontrol *Propositional-Integral* gain saja.

Selanjutnya dianalisis dengan menggabungkan dari ketiga output ketika menggunakan *Propositional* gain, *Propositional-Integral* gain, *Propositional-Integral-Derivative*



**Gambar 4.6.** Plot gabungan P, PI, PID

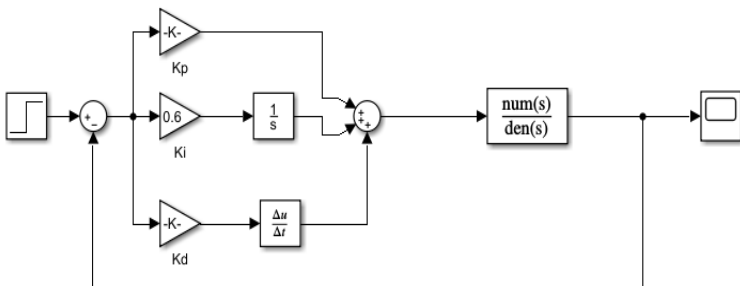
Analisis:

1. Jika hanya diberikan kontrol *Propositional* maka responya menuju stabil cepat, karena berfungsi mempercepat respon.
2. Jika diberikan kontrol *Propositiona-Integral* waktu menuju referensi akan lebih lama yaitu didetik ke 4 sampai 5. Namun error steady state akan berkurang.

3. Jika diberikan kontrol *Proposional*, *Integral* dan *Derivatif* gain maka hasil output akan lebih cepat menuju referensi dari pada hanya menggunakan kontrol *Proposional- integral* gain saja.

Sehingga dari analisis diatas akan didapat bahwa performa terbaik dari pesawat adalah menggunakan kontrol PID

Desain PID pada Simulink dari data yang merujuk pada Tabel 4.2 dengan tipe kontrol PID adalah:



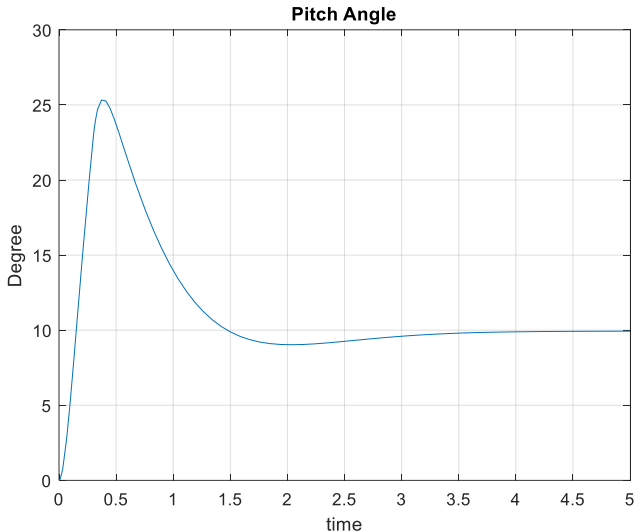
**Gambar 4.7.** Desain Simulink untuk PID

Gambar 4.7 merupakan gambar simulink kontrol PID, terjadi *feedback* yang akan memproses nilai *error* dengan *reference* lalu pada subsistem kendali akan diproses dengan kendali PID.

#### 4.3.3 Simulasi PID

Setelah didesain Simulink pada Gambar 4.7, kemudian akan dilihat performa dari kendali PID ketika pesawat dalam posisi naik, pesawat dalam keadaan terbang stabil, dan pesawat dalam keadaan turun, dengan sudut referensi untuk pesawat naik adalah 10 *degree* dengan input 45 *degree*, untuk pesawat terbang

stabil adalah 0 *degree* dengan input 20 *degree*, untuk pesawat turun -10 *degree* dengan input -45 *degree*.

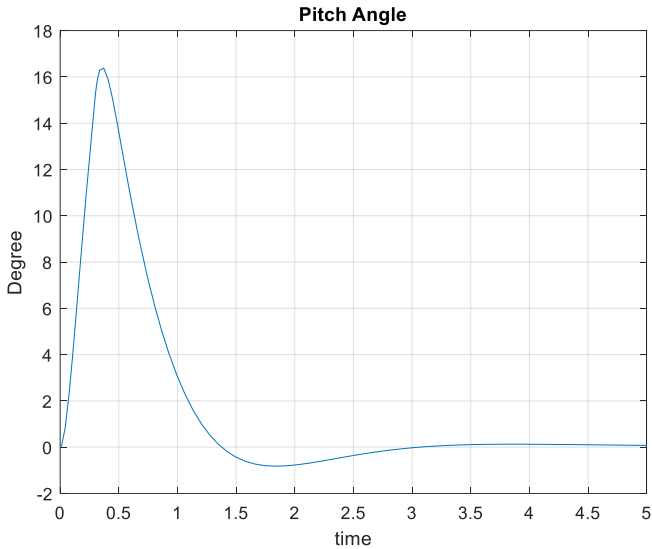


**Gambar 4.8.** Pesawat dalam keadaan naik

Dari Gambar 4.8 diperoleh:

Td	Rs	Tp	Ts
0.1 s	0.2 s	0.6 s	3.5 s

Untuk mencapai *reference* di 10 *degree*, maka membutuhkan waktu 3.5 s, namun *error* yang diperoleh masih sangat tinggi.

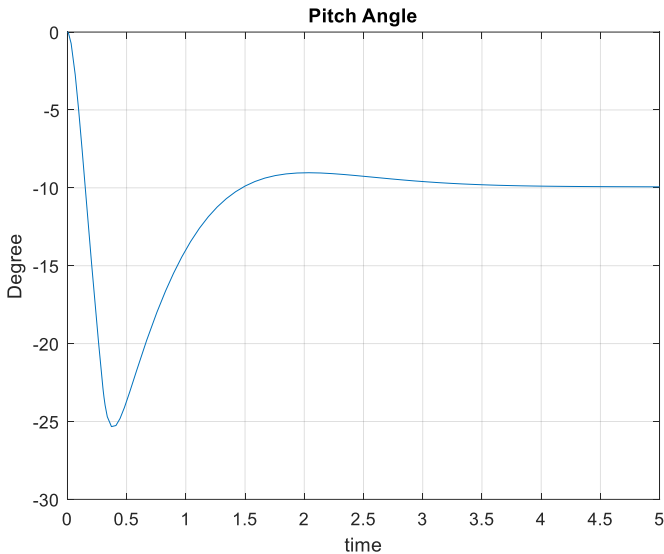


**Gambar 4.9.** Pesawat dalam keadaan terbang stabil

Pada gambar 4.9 didapat :

Td	Rs	Tp	Ts
0.2 s	1.5 s	0.6 s	3.5 s

Untuk mencapai *reference* di 0 *degree*, maka membutuhkan waktu 3.5 s, namun *error* yang diperoleh masih sangat tinggi.



**Gambar 4.10.** Pesawat dalam keadaan turun

Pada gambar 4.10 didapat :

Td	Rs	Tp	Ts
0.1 s	0.2 s	0.6 s	3.5 s

Untuk mencapai *reference* di *-10 degree*, maka membutuhkan waktu 3.5 s, namun *error* yang diperoleh masih sangat tinggi.

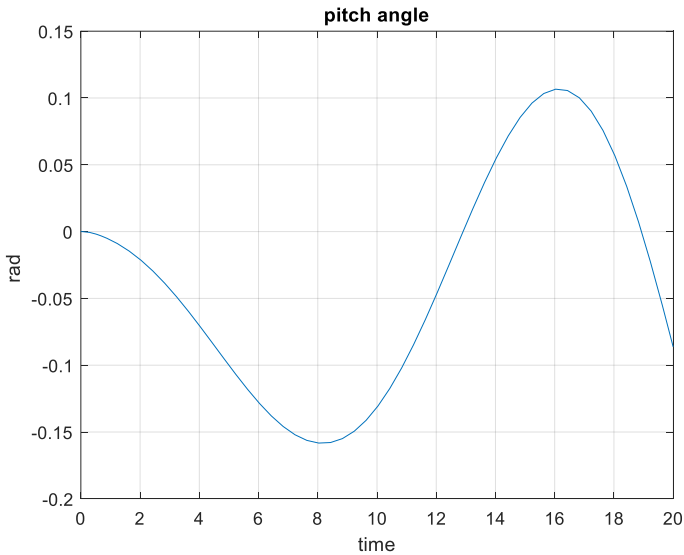
Dari ketiga gambar dapat dianalisis dalam keadaan pesawat menuju *reference* diperoleh *settling time* pada detik ke 3,5. Disini *error* pesawat akan berkurang dari sebelum dikontrol namun masih cukup tinggi, dilihat dari *amplitude* gelombang yang tinggi dan mencapai 16 *degree*.

Selanjutnya sistem akan dirubah untuk membuktikan kelemahan pada PID, karena pada bab 2 dijelaskan bahwa jika

menggunakan kontrol PID, kemudian terjadi perubahan sistem maka kombinasi dari PID juga harus di tuning ulang. Diberikan sistem baru dengan fungsi transfer sebagai berikut

$$G_{pid}(s) = \frac{0.001 s^4 + 0.239 s^3 - 0.001 s^2 - 0.005 s}{1 s^5 + 0.2319 s^4 + 0.1209 s^3 + 0.0303 s^2 + 0.0016 s + 0.0001}$$

Dengan menggunakan desain Simulink pada Gambar 4.7 diperoleh output sistem sebagai berikut:



**Gambar 4.11.** PID dengan sistem berbeda

Dari Gambar 4.7 terlihat bahwa jika sistem dirubah maka kombinasi PID pada Tabel 4.2 sudah tidak berfungsi lagi. Terlihat pada osilasi yang terus menerus.

#### 4.4 Mendesain Fuzzy PID

Pada sub bab 4.3 telah didapat kendali PID, dengan parameter  $P$ ,  $I$ ,  $D$  menggunakan metode Ziegler-Nichol. Karena kelemahan dari PID adalah ketika terjadi perubahan pada sistem maka harus mentuning dari awal, sehingga dibentu desain Fuzzy PID yang berfungsi untuk mengatasi *error* pada sistem, dengan bertujuan jika ada perubahan pada sistem yang errornya masih dalam batasan fuzzy tidak perlu mentuning dari awal.

Ada beberapa langkah dalam mendesain Fuzzy PID yaitu:

1. *Fuzzification Interface*

Pada proses ini adalah menentukan input dari Fuzzy. Di penelitian tugas akhir ini input yang digunakan adalah  $e$  (*error*),  $P$ ,  $I$ , dan  $D$ . Dimana anggota  $e$  (*error*) adalah  $[-60\ 60]$ , anggota  $P$  adalah  $[-50\ 50]$  anggota  $I$  adalah  $[-50\ 50]$  dan anggota  $D$  adalah  $[30\ 30]$

2. *Knowledge Base*

*Knowledge Base* berisi aturan fuzzy yang disebut *rule base* dari sekumpulan fungsi keanggotaan (*data base*). Pada penelitian tugas Akhir ini untuk rule yang digunakan dalam desain Fuzzy adalah

Tabel 4.3. Rule untuk  $K_p$

Error	Error rate						
	NL	NM	NS	ZE	PS	PM	PL
NL	PL	PL	PL	PM	PM	PS	ZE
NM	PL	PL	PL	PM	PM	PS	ZE
NS	PL	PL	PM	ZE	PS	ZE	PS
ZE	PM	PS	PS	NS	ZE	NS	NS
PS	PS	ZE	ZE	NS	NS	NM	NM
PM	ZE	ZE	NS	NM	NM	NM	NL
PL	ZE	NS	NM	NM	NL	NL	NL



Tabel 4.4. Rule untuk Ki

Error	Error rate						
	NL	NM	NS	ZE	PS	PM	PL
NL	NL	NL	NM	NM	NS	ZE	ZE
NM	NL	NM	NM	NS	NS	ZE	ZE
NS	NM	NM	NS	NS	ZE	PS	PS
ZE	NM	NS	ZE	ZE	PS	PS	PM
PS	NS	ZE	ZE	PS	PS	PM	PM
PM	ZE	ZE	PS	PM	PM	PM	PL
PL	ZE	ZE	PM	PM	PL	PL	PL

Tabel 4.5. Rule untuk Kd

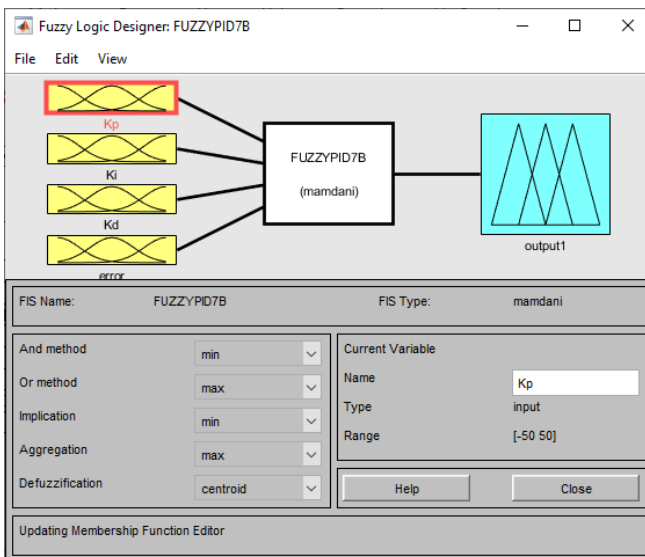
Error	Error rate						
	NL	NM	NS	ZE	PS	PM	PL
NL	PS	NS	NM	NL	NM	NM	PS
NM	PS	NS	NS	NM	NS	NM	ZE
NS	ZE	NS	ZE	NS	NS	NS	ZE
ZE	ZE	ZE	ZE	ZE	ZE	ZE	ZE
PS	ZE	PS	PS	PS	ZE	PS	PM
PM	ZE	PS	PS	PM	PS	PS	PL
PL	ZE	PS	PM	PL	PS	PM	PL

dengan:

- NL : *Negative Large*
- NM : *Negative Medium*
- NS : *Negative Small*
- ZE : *Zero*
- PL : *Positif Large*
- PM : *Positif Medium*
- PS : *Positif Small*

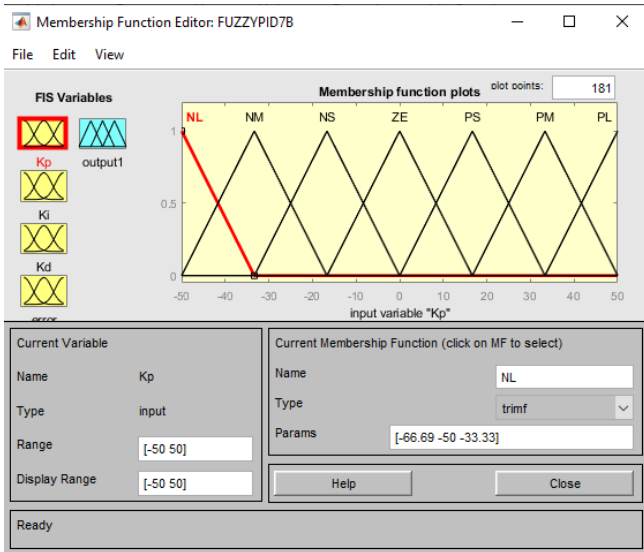
### 3. Interface Engine

*Interface Engine* merupakan mekanisme atau prosedur, penalaran untuk mendapatkan *fuzzy* output. Dalam penelitian tugas akhir ini fuzzy yang digunakan adalah fuzzy mamdani. Dengan desain fuzzy seperti dibawah ini:

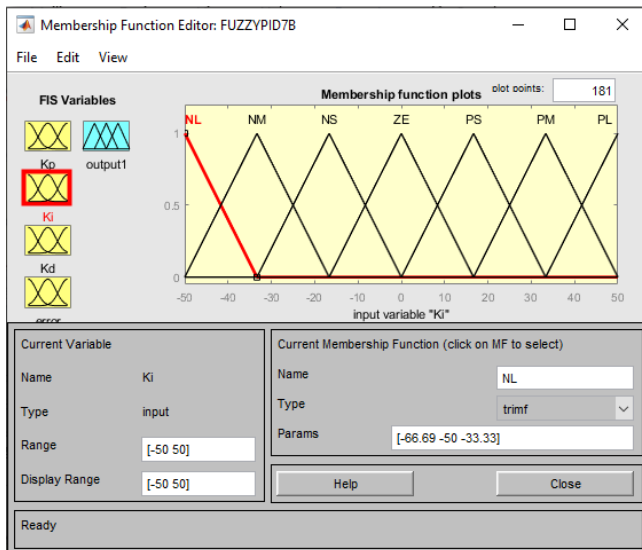


**Gambar 4.12.** Gambar Input dan Output

Gambar 4.12 merupakan gambar fuzzy Mamdani yang digunakan dalam perancangan sistem kontrol penelitian ini.

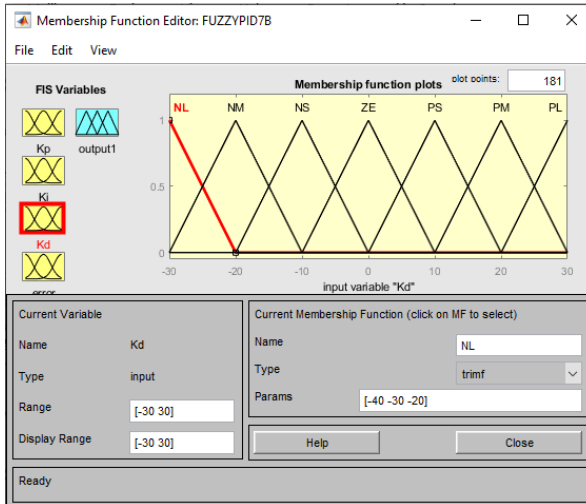


**Gambar 4.13.** Anggota dari Kp

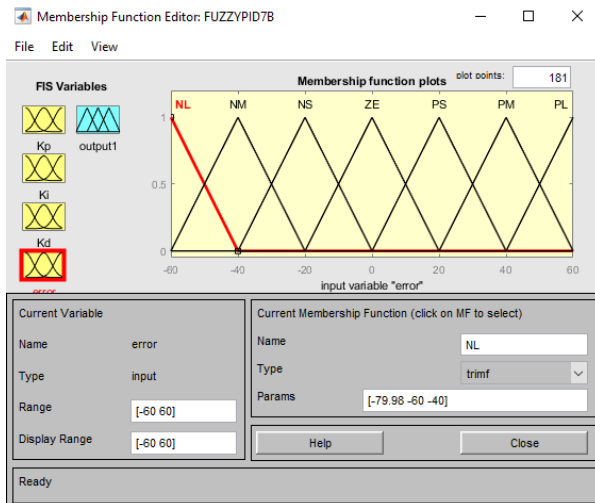


**Gambar 4.14.** Anggota dari Ki

Pada Gambar 4.13 dan Gambar 4.14 mendefinisikan anggota dari Kp dan Ki, dengan anggota *error* antara -50 sampai dengan 50.



**Gambar 4.15.** Anggota dari Kd

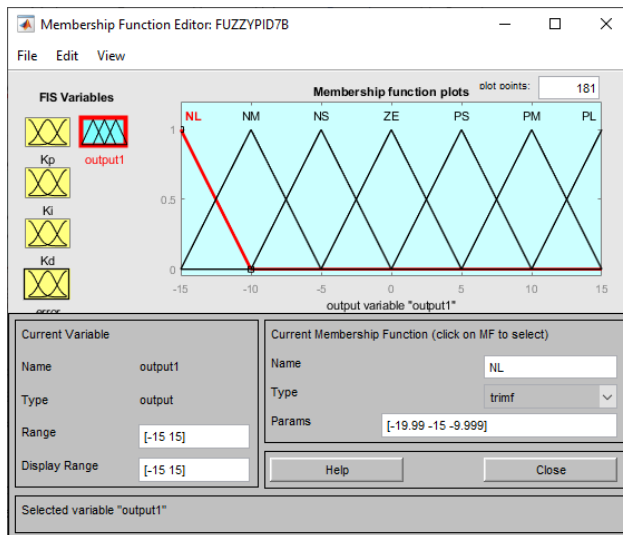


**Gambar 4.16.** Anggota *input error* yang diinginkan

Pada Gambar 4.15 dan Gambar 4.16 mendefinisikan anggota dari Kd dan input *error* sistem, dengan masing masing anggota untuk Kd -30 sampai 30 dan untuk *input error* sitemnya -60 sampai dengan 60.

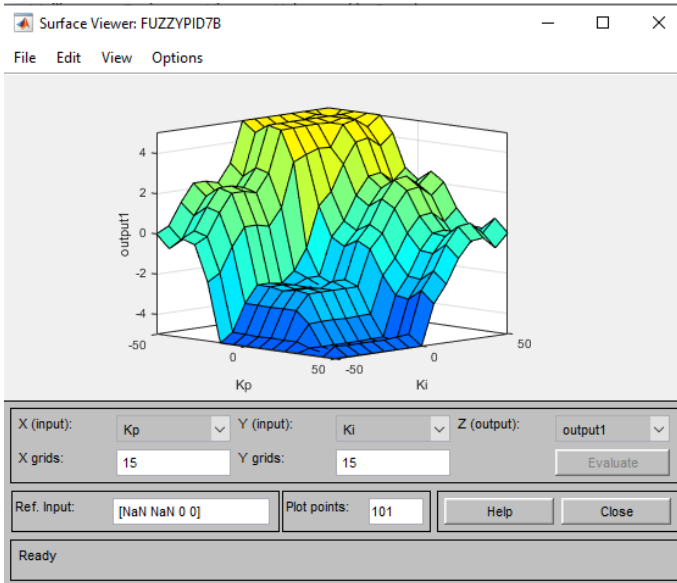
#### 4. Defuzzifikasi

*Defuzzifikasi* diperlukan untuk mengubah *fuzzy* output ke nilai *crisp*.



**Gambar 4.17.** Anggota *output error* yang diinginkan

Pada Gambar 4.17 mendefinisikan *output* yang diinginkan dari sistem. Pada sistem ini *output error* yang diinginkan tidak lebih dari -15 sampai 15



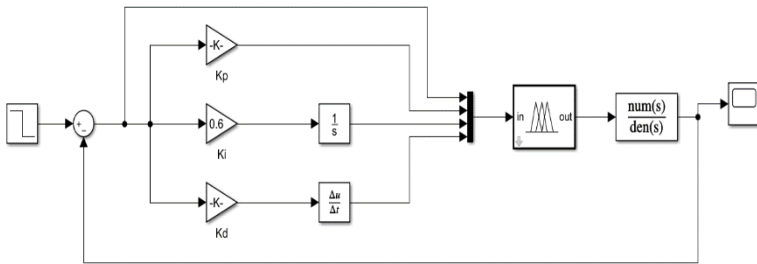
**Gambar 4.18.** Gambar *surface* Fuzzy

Pada Gambar 4.18 adalah bentuk *surface* dari Fuzzy dengan *rule* seperti yang tertulis di Tabel 4.3, Tabel 4.4 dan Tabel 4.5.

#### 4.4.1 Penerapan Fuzzy PID pada sistem

Pada penerapan kontrol fuzzy PID ke dalam system akan dilihat dan dianalisis performa ketika hanya menggunakan PID dan menggunakan fuzzy PID, apakah *error* yang dari pesawat sudah sesuai.

Desain Kontrol Fuzzy PID dengan menggunakan empat *input* adalah sebagai berikut:

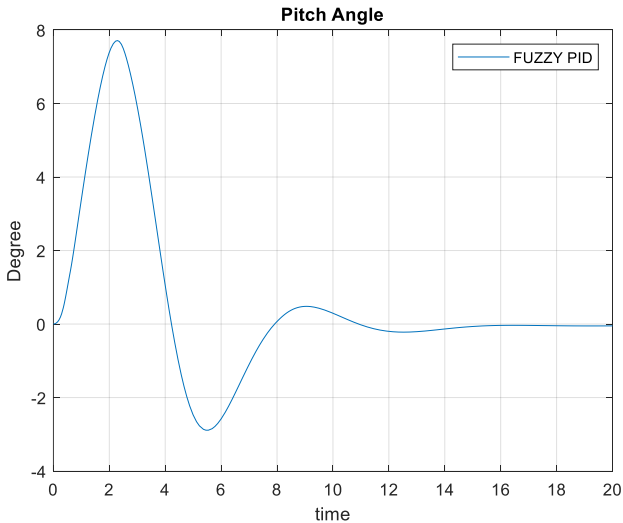


**Gambar 4.19.** Gambar Simulink Fuzzy PID

Gambar 4.19 merupakan gambar simulink kontrol Fuzzy PID, terjadi *feedback* yang akan memproses nilai *error* dengan *reference* lalu pada subsistem kendali akan diproses dengan kendali Fuzzy PID, dengan nilai keanggotaan Fuzzy diambil dari *error* tertinggi pada keluaran ketika hanya menggunakan PID.

#### 4.5 Simulasi

Dari Gambar 4.19 terlihat bahwa *input* fuzzy ada 4, yaitu  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  dan *error* yang terjadi pada sistem ketika tidak menggunakan kontrol, menggunakan input 20 *degree* dan *rafarance* yang diinginkan 0 *degree*, dengan menggunakan matlab diperoleh Gambar 4.20, terlihat bahwa *error* yang dihasilkan berkurang dari pada hanya menggunakan PID.



**Gambar 4.20.** Gambar kendali Fuzzy PID

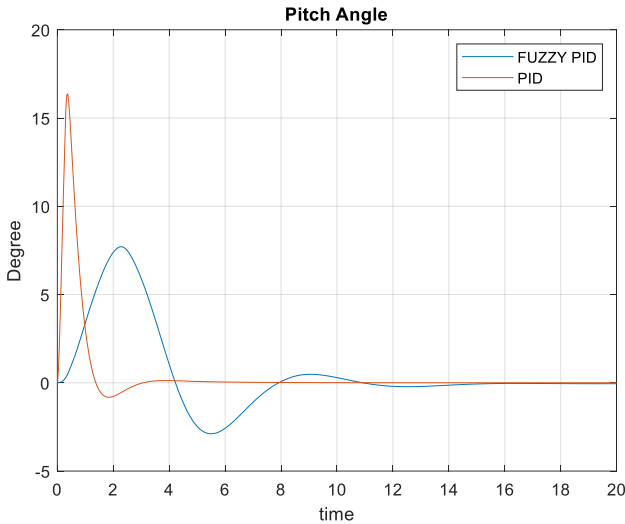
Pada Gambar 4.20 didapat :

Td	Rs	Tp	Ts
2 s	6 s	3.5 s	18 s

Bedasarkan desain Fuzzy PID di harapkan *error* tidak lebih dari -15 *degree* sampai dengan 15 *degree*, ketika pesawat menuju referensi pada 0 *degree*, *error* yang di dapatkan saat menggunakan kontrol fuzzy PID tidak lebih dari -15 sampai 15 *degree*. untuk menuju waktu *Settling time* akan lebih lama membutuhkan waktu 15 detik, namun performa dari pesawat akan lebih baik dan halus. Terlihat dari tinggi amplitudo pada keluaran ketikan menggunakan Fuzzy PID.

Berikut adalah perbandingan plot step respon antara kontrol PID dan kontrol Fuzzy PID, dengan input 20 *degree* kemudian output 0 *degree*.



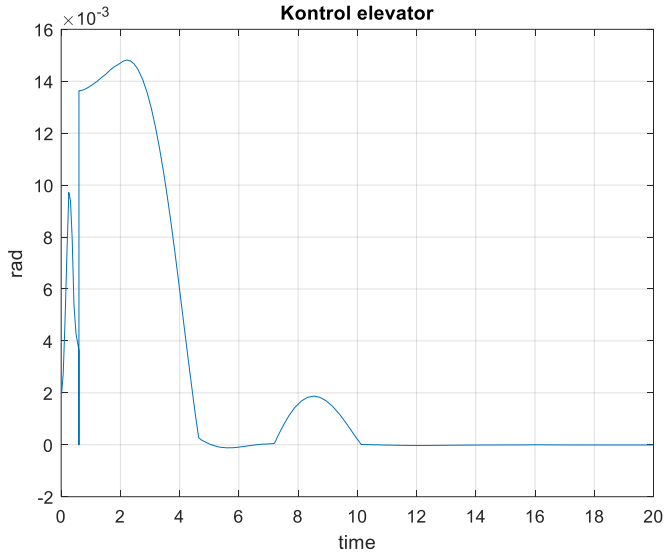


**Gambar 4.21.** Gambar kendali PID dan Fuzzy PID

Pada Gambar 4.21 terlihat perbedaan antara kedua kontrol tersebut. Jika hanya menggunakan PID, sistem akan cepat menuju *reference* namun *amplitude* yang dihasilkan tinggi, dengan demikian *error* yang dihasilkan juga tinggi, jika menggunakan Fuzzy PID akan lama menuju *reference* namun *amplitude* berkurang sehingga *error* akan semakin kecil, dengan demikian performa dari kontrol Fuzzy PID lebih baik dibandingkan PID.

Tidak semua sistem yang tidak bisa dikontrol dengan PID dapat di kontrol dengan Fuzzy PID, karena Fuzzy PID hanya mampu menangani *error* yang terjadi pada perubahan sistem sebesar 20%-30%. *Error* dilihat dari *output* sistem sebelum dikontrol. Dalam penelitian ini berpacu pada *error* sistem LSU - 05. Sehingga perubahan sistem yang bisa ditangani oleh Fuzzy PID hanya dalam batas selisih yang sudah ditentukan. Jika melebihi batasan tersebut kontrol fuzzy PID juga tidak berlaku pada sistem yang baru.

Tampilan dari kontrol elevator adalah sebagai berikut:



**Gambar 4.22.** Gambar Kontrol Elevator

Pada Gambar 4.22 ditunjukkan kontrol elevator ketika menggunakan Fuzzy PID, sesuai dengan step respon pada Fuzzy PID, untuk menuju stabil membutuhkan waktu lebih dari 10 detik.

## **BAB V**

### **KESIMPULAN DAN SARAN**

Pada bab ini berisi kesimpulan yang diperoleh dari pembahasan pada bab sebelumnya serta saran untuk pengembangan penelitian ini.

#### **5.1 Kesimpulan**

Berdasarkan pengolahan data dan pembahasan pada bab sebelumnya, dapat disimpulkan bahwa

1. Jika hanya menggunakan kontrol PID, *error* pada sistem akan berkurang, namun jika ada perubahan pada sistem maka harus mentuning dari awal lagi.
2. Fuzzy PID dapat mengontrol *error* sesuai dengan yang diharapkan, dengan cara membuat *range error*. Sehingga dengan menggunakan Fuzzy PID performa pesawat jauh lebih baik, pesawat menuju *peak time* membutuhkan waktu 3.5 detik, *settling time* membutuhkan waktu 17 detik, dan amplitudo tertinggi 8 *degree*, dengan demikian performa pesawat akan jauh lebih baik daripada hanya menggunakan PID saja dan jika ada perubahan pada sistem dengan batas *error* yang ditentukan dari sistem awal. tidak perlu mentuning PID kembali.

#### **5.2 Saran**

Saran yang diberikan untuk penelitian selanjutnya yaitu mempertimbangkan variabel-variabel lain sehingga akan mendapatkan performa yang lebih akurat.



## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Eko B, P.(2015). *Identification and Flight Stability Analysis of LSU – 05 to Servo Deflection of Surface Control System*. ISAST LAPAN.
- [2] Ahmad , S, Ali, S, Tabasha R (2018). *The design and implementation of a fuzzy gain-scheduled PID controller for the Festo MPS PA compact workstation liquid level control*. Elsevier.com
- [3] Vatikasari , M. (2018). **Desain Linier Quadratic Gaussian (LQG) untuk Gerak Pesawat Tempur**. Surabaya: Tugas Akhir, Departemen Matematika, FMIPA, Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [4] Kurniawan , R. (2014, April). **Perancangan Kontroler PID dan Sliding Mode Control untuk Kestabilan Hover pada UAV Trirotor**. *Jurnal Ecotipe, Vol.1, no 1*.
- [4] Ahmad , S, Ali, S, Tabasha R (2018). *The design and implementation of a fuzzy gain-scheduled PID controller for the Festo MPS PA compact workstation liquid level control*. Elsevier.com
- [5] Punawan H, Mardlijah, Eko B, P.(2016). *Design of linear quadratic regulator (LQR) control system for flight stability of LSU-05*. Faculty of Matematics and Natural Science, Institute Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya, Indonesia
- [6] Subiono.(2016). **Sistem Linier dan Kontrol Optimal**. Surabaya:  
Jurusan Matematika, Institut Teknologi Sepuluh Nopember .

- [7] Jantzen, J.(2016). *Tuning Of Fuzzy PID Controllers*. Departement of Automation, Technical University of Denmark.
- [8] Bahri, S.(2018). *Longitudinal Flight Control Laws for High Aspect Ratio Light Utility Aircraft*. LAPAN.
- [9] LIU Ningjun, CAI Zhihao,ZHAO Jiang. (2018). **Predictor-based model reference adaptive roll and yaw control of a quad-tiltrotor UAV**. *Elsevier.com*
- [10] L.A. Alsafadi, N.A.Chuling, I.V.Mironova (2018). **Synthesis of Fuzzy Controller Based on Simple PID Controller**. *Elsevier.com*
- [11] Leszek Cedro, Krzysztof Wiczorkowski (2019). **Optimizing PID controller gains to model the performance of a quadcopter**. *Elsevier.com*
- [12] Carindra, Dasilva Ayu. (2019). **Desain kendali pesawat Cessna Skyline 182 dengan metode fuzzy sliding mode control (FMSC)**. Surabaya: Tugas Akhir, Departemen Matematika, FMKSD, Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [13] Ogata, K. (1984), *Modern Control Engineering Fifth Edition*. prentice Hall, USA.
- [14] Chun-Tang Chao, Nana Sutarna, Juing-Shian Chiou, Chi-jo Wang.(2017). *Equivalence Between Fuzzy PID Controllers and Conventional PID Controllers*. Department of Electrical Engineering, outhern Taiwan University of Science and Technology, Taiwan
- [15] Liang Du, Xiyuan Lu, Miao Yu, Bo Dong, Yuanchun Li.(2018). *Experimental Investigation on Fuzzy PID Control of Dual Axis Turntable Servo ystem*. Departement of Control Science and Engineering, Changchun University of Technology, China

- [16] Amirhossein Asgharnia, Reza Shahnazi, Ali Jamali.(2018). ***Performance and robustness of optimal fractional fuzzy PID controllers for pitch control of a wind turbine using chaotic optimization algorithms.*** Departement of Mechanical Enngineering, University of Guilam, Iran
- [17] Abhishek Dhyani, Manoj Kumar Panda, Bhola jha.(2019). ***Design of an evolving Fuzzy-PID controller for optimal trajectory control of a 7-DOF redundant manipulator with prioritized sub-tasks.*** Departement of electrical engineering Institut of engineering and technology Pauri-Garhwal, India
- [18] S.Krishna, S.Vasu.(2017). ***Fuzzy PID based adaptive control on industrial robot system.*** Annamalai University, Chindambaram, India





## LAMPIRAN

### Script 1. Step respon PID

```
function [Gc, Kp, Ti, Td, H]= ziegler(key,vars)
Ti =[];
Td=[];
H = 1;
if length(vars)==4,
    K = vars(1);
    L= vars(2);
    T = vars(3);
    N = vars(4);
    a = K*L/T;
    if key == 1, Kp = 1/a;
    elseif key == 2, Kp = 0.9/a; Ti = 3.33*L;
    elseif key == 3 || key == 4, Kp = 1.2/a;
    Ti=2*L; Td=L/2;
end
elseif length (vars)==3,
    K= vars(1); Tc=vars(2); N=vars(3);
    if key ==1; Kp = 0.5*K;
    elseif key == 2, Kp =0.4*K; Ti=0.8*Tc;
    elseif key == 3 || key==4, Kp=0.6*K; Ti =
0.5*Tc; Td = 0.12*Tc;
end
elseif length(vars) == 5
    K = vars(1); Tc= vars(2); rb = vars(3);
N=vars(5);
    pb = pi*vars(4)/180;Kp=K*rb*cos(pb);
    if key == 2, Ti=-Tc/(2*pi*tan(pb));
    elseif key== 3 || key==4, Ti=
Tc*(1+sin(pb))/(pi*cos(pb));Td=Ti/4;
end
end
[Gc, H] = writepid(Kp,Ti,Td,N,key);
```

## Script 2 Step respon PID

```

function [Gc, H]= writepid(Kp,Ti,Td,N,key)
switch key
case 1, Gc = Kp; H=1;
case 2, Gc = tf(Kp*[Ti,1],[Ti,0]); H=1;
case 3, nn = [Kp*Ti*Td*(N+1)/N,
Kp*(Ti+Td/N),Kp];
        dd = Ti*[Td/N,1,0];
        Gc= tf(nn,dd);
        H=1;
case 4, d0=sqrt(Ti*(Ti-4*Td)); Ti0 = Ti;
        Kp=0.5*(Ti+d0)*Kp/Ti;
        Ti = 0.5*(Ti+d0);
        Td = Ti0-Ti;
        Gc = tf(Kp*[Ti,1],[Ti,0]);
        nH= [(1+Kp/N)*Ti*Td, Kp*(Ti+Td/N), Kp];
        H = tf(nH, Kp*conv([Ti,1],[Td/N, 1]));
case 5, Gc= tf(Kp*[Td*(N+1)/N,1],[Td/N,1]); H
= 1;
end

```

### Script 3 Step respon PID

```

L = 0.3;
T = 1.5-L;
s = tf('s');
G =
(30.9020*(s^2)+655.08605*s+877.0197)/(s^4+30.52
93*(s^3)+249.4788*(s^2)+245.7763*s+214.9043);
step(G);
grid
k = dcgain(G);
[Gc1, Kp1] = ziegler(1,[k,L,T,10]);
[Gc2,Kp2,Ti2]=ziegler(2,[k,L,T,10]);
[Gc3,Kp3,Ti3,Td3]=ziegler(3,[k,L,T,10]);

figure(2)
G_c1 = feedback(G*Gc1,1)
G_c2 = feedback(G*Gc2,1)
G_c3 = feedback(G*Gc3,1)
step(G, G_c1, G_c2, G_c3)
legend('without kontrol','P gain','PI
gain','PID gain')
line([0,100],[1,1], 'Color', 'red','Linestyle',
':')
ylabel('\gamma (Degree)');
title('Pitch Angle');
ylim([0 1.5])
grid on

```

#### Script 4 Mencari Fungsi transfer

```
A = [-0.83705 1.7696 -0.35236 0; -5.9675 -  
21.766 0.0056738 0.8717; 0 0 0 1; 14.891 -  
47.637 -0.015802 -7.9263];  
B = [0 -3.9397; 0.91092 0; 0 0; 30.902 6.9048];  
C = [0 0 1 0];  
D = [0 0];  
[num,den] = ss2tf(A,B,C,D,1)  
%T = [num,den];  
%[num,den]
```

## Script 5 Gambar sistem

```
s = tf('s');
G =
(30.9020*(s^2)+655.08605*s+877.0197)/(s^4+30.52
93*(s^3)+249.4788*(s^2)+245.7763*s+214.9043);
grid on
step (G);
k = dcgain(G)
title('Pitch Angle');
ylabel('\gamma (degree)')
line([1.5 1.5],[0,4.1], 'Color',
'black','Linestyle', ':');
line([0.3 1.5],[0,4.1], 'Color',
'black','Linestyle', ':');
xlim([0 3])
```



## BIODATA PENULIS



Penulis bernama Meylawati marfu'atin, lahir di Tuban 03 Mei 1997. Penulis merupakan anak pertama dari dua bersaudara. Jenjang Pendidikan formal yang ditempuh oleh penulis dimulai dari TK Pratiwi (2002-2004), SDN NGAMPEL (2004-2010), SMPN 1 BANCAR (2010-2013), SMAN 2 TUBAN (2013-2016). Setelah lulus dari SMAN 2 TUBAN penulis melanjutkan studi ke jenjang S1 di Departemen Matematika ITS pada tahun 2016 – sekarang melalui jalur SNMPTN

dengan NRP 06111640000027. Di departemen Matematika ITS penulis mengambil Bidang Minat Matematika Terapan. Selain aktif kuliah, penulis juga berorganisasi di KM ITS melalui Himpunan Mahasiswa Matematika ITS sebagai *staff Sport and Art Development* (2018-2019) dan sebagai *Steering Commite* Padamu Himatika tahun 2018, serta juga aktif sebagai staff Internal UKM Voly ITS (2017-2018) dan (2018-2019). Penulis mengerjakan Tugas Akhir di Institute Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya, lab Pemodelan dan Simulasi.