



TUGAS AKHIR - TM141585

**ANALISA SIMULASI DAN PENENTUAN PARAMETER SISTEM
PENGENDALI PID PADA PELONTAR PELURU PLASTIK DUA
SUMBU PUTAR**

ALIEF NAUFAL
NRP. 2110 100 032

Dosen Pembimbing
Arif Wahyudi, ST., MT., Ph.D

JURUSAN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016



FINAL PROJECT – TM141585

**ANALYSIS SIMULATION AND DETERMINATION OF PID
PARAMETERS CONTROL SYSTEM OF BULLET LAUNCHER
WITH TWO-AXIS TURNTABLE**

ALIEF NAUFAL
NRP. 2110 100 032

Adviser Lecturer
Arif Wahyudi, ST., MT., Ph.D

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING
Faculty of Industrial Technology
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016

LEMBAR PENGESAHAN

ANALISA SIMULASI DAN PENENTUAN PARAMETER SISTEM PENGENDALI PID PADA PELONTAR PELURU PLASTIK DUA SUMBU PUTAR

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
Mesin Pada Bidang Studi Manufaktur
Program Studi S-1
Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya

Oleh :

ALIEF NAUFAL
NRP : 2110 100 032

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir

1. Arif Wahyudi, ST., MT., Ph.D.
(NIP. 19730322 2001121001)..... (Pembimbing)
2. Prof. Dr. Ing. I Made Londen Batan, M.Eng
(NIP. 195811061986011002)..... (Penguji 1)
3. Dr. Eng. Unggul Wasiwitono, ST., M.Eng.Sc
(NIP. 197805102001121001)..... (Penguji 2)
4. Dinny Harnany, ST, MSc
(NIP. 2100201405001)..... (Penguji 3)

SURABAYA
2016

ANALISA SIMULASI DAN PENENTUAN PARAMETER SISTEM PENGENDALI PID PADA PELONTAR PELURU PLASTIK DUA SUMBU PUTAR

Nama Mahasiswa : Alief Naufal
NRP : 2110 100 032
Jurusan : Teknik Mesin FTI-ITS
Dosen Pembimbing : Arif Wahyudi, ST., MT., Ph.D.

ABSTRAK

Dalam Tugas akhir ini sudah dibuat sebuah prototype pelontar peluru plastik yang dilengkapi dengan dua sumbu putar. Alat ini digerakkan secara otomatis melalui komputer dengan sistem kontrol PID. Konfigurasi standar kontroler PID memiliki parameter-parameter yaitu k_p , k_i dan k_d yang dapat ditentukan sesuai respon. Oleh karena itu dibutuhkan simulasi untuk menentukan nilai k_p , k_i dan k_d sebagai komponen kontrol yang akan dipakai, sehingga didapatkan sistem kontrol PID sesuai dengan kriteria desain yang diinginkan. Penentuan parameter-parameter pengendali PID menggunakan metode root locus. Hasil nilai yang didapat menggunakan metode root locus menjadi dasar acuan untuk analisa PID menggunakan metode trial error. Selanjutnya simulasi dilakukan menggunakan simulink berdasarkan persamaan dinamik sistem pelontar peluru plastik.

Dari Tugas Akhir ini didapatkan hasil nilai parameter PID yaitu $P=900$ dan $D=130$ untuk azimuth dan $P=1300$, $I=900$ dan $D=150$ pada elevasi. Pada uji error 10 sudut random, didapatkan bahwa nilai sudut aktual dari azimuth dan elevasi sama dengan nilai inputnya. Simulasi dari parameter PID tersebut telah sesuai dengan kriteria desain yang diinginkan yaitu 0% steady state error dan sistem stabil pada range sudut azimuth dan elevasi 0^0-60^0 .

Kata kunci : Pelontar peluru plastik, Root locus, Trial error, Azimuth, Elevasi.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

ANALYSIS SIMULATION AND DETERMINATION OF PID PARAMETERS CONTROL SYSTEM OF BULLET LAUNCHER WITH TWO-AXIS TURNTABLE

Student Name : Alief Naufal
NRP : 2110 100 032
Department : Teknik Mesin FTI-ITS
Academic Advisor : Arif Wahyudi, ST., MT., Ph.D.

ABSTRACT

In this final project designed and built a prototype bullet Launcher is equipped with two rotary axis. This tool can move automatically through a computer system with PID control. The standard configuration has a value of PID controller parameters k_p , k_i and k_d can be determined according to the response.. Therefore it takes simulation to determine the value of k_p , k_i and k_d as control components that will be used to obtain the pid control system in accordance with the desired design criteria. Determination of parameters pid controller using the root locus method. Results of the values obtained using the method of root locus are the basis for the analysis of pid using the method of trial error. Then performed a simulation in simulink based system dynamical equations of a bullet Launcher

From this final project results obtained pid parameter value is $P=900$ and $I=130$ for azimuth and $P=1300$, $I=900$ and $D=150$ in elevation angle. At 10 angle random error test, it was found that the value of the actual angle of azimuth and elevation equal to the value input. Simulation of the pid parameters in accordance with the desired design criteria, namely 0% steady state error and the system is stable in azimuth and elevation angle range 0^0-60^0 .

Keywords: *bullet launcher, root locus, trial error, azimuth, elevation.*

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

KATA PENGANTAR

Assalamu'alaikum wr.wb.

Segala puji dan syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT, Tuhan semesta alam yang selalu memberi kasih sayang tiada tara pada penulis sehingga mampu menyelesaikan Tugas Akhir dengan judul:

“ANALISA SIMULASI DAN PENENTUAN PARAMETER SISTEM PENGENDALI PID PADA PELONTAR PELURU PLASTIK DUA SUMBU PUTAR”

Penulis menyadari bahwa dalam penyelesaian tugas akhir ini tidak lepas dari bantuan berbagai pihak. Untuk itu, pada kesempatan ini penulis menghaturkan ucapan terima kasih dan penghargaan setinggi-tingginya kepada :

1. **Kedua orang tua** yang selalu mendoakan dan melakukan apapun demi senyum putra-putrinya.
2. **Bapak Arif Wahjudi ST., MT., Ph.D.** selaku dosen pembimbing Tugas Akhir, yang selalu sabar dan memberi penulis begitu banyak ilmu.
3. **Bapak I Made Londen Batan, Bapak Unggul Wasiwitono dan Ibu Dinny Harnany** selaku dosen penguji Tugas Akhir, yang telah memberi ilmu dan pemahaman baru.
4. **Bapak Ir. Sampurno, MT.,** selaku dosen wali yang telah membantu dan menyemangati penulis selama masa studi.
5. **Adityo dan Irvan Dwi Putra** sebagai partner dalam pembuatan Tugas Akhir Pelontar Peluru.
6. **Istina Rahmawati** yang mau membantu dalam perhitungan Tugas akhir ini serta memberikan semangat dan motivasi.

-
7. **Siti mushonnifah** yang mau berbagi ilmu tentang thesis kontrol turret gun dan memberikan semangat dan motivasi.
 8. Segenap Keluarga besar Lab. Perancangan dan Pengembangan Produk.
 9. Dosen dan karyawan Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS, atas ilmu dan pengalaman serta bantuannya selama ini.
 10. Serta semua pihak yang tidak dapat penulis sebutkan satu per satu.

Akhirnya penulis menaruh sebuah harapan, semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi kita semua.

Wassalamu'alaikum wr.wb.

Surabaya,27 Januari 2016

Alief Naufal

DAFTAR ISI

| | |
|---|------|
| HALAMAN JUDUL | |
| LEMBAR PENGESAHAN | i |
| ABSTRAK | iii |
| ABSTRACT | v |
| KATA PENGANTAR | vii |
| DAFTAR ISI | ix |
| DAFTAR GAMBAR | xi |
| DAFTAR TABEL | xiii |
| BAB I PENDAHULUAN | 1 |
| 1.1 Latar Belakang..... | 1 |
| 1.2 Rumusan Masalah..... | 2 |
| 1.3 Tujuan..... | 3 |
| 1.4 Batasan Masalah..... | 3 |
| 1.5 Manfaat Tugas Akhir..... | 3 |
| BAB II TINJAUAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI | 5 |
| 2.1 Tinjauan Pustaka : pengenalan target secara otomatis | 5 |
| 2.2 Model <i>Turret-Gun</i> | 6 |
| 2.3 Analisis Kestabilan..... | 7 |
| 2.4 Proporsional Integral Derivative (PID)..... | 9 |
| 2.4.1 Kontrol Proporsional..... | 9 |
| 2.4.2 Kontrol Integral..... | 11 |
| 2.4.3 Kontrol Derivatif..... | 12 |
| 2.4.4 Kontroler Proportional Integral Derivatif..... | 13 |
| 2.5 Metode Tuning PID..... | 15 |
| 2.5.1 Metode <i>Root Locus</i> | 15 |
| 2.6 Respon Sistem..... | 16 |
| 2.6.1 Respon Peralihan (<i>Transient Response</i>)..... | 16 |
| 2.6.2 Karakteristik Respon Waktu (<i>Time Response</i>)..... | 18 |
| 2.6.3 Spesifikasi Respon <i>Transient</i> | 18 |
| 2.6.4 Karakteristik Respon Waktu (<i>Time Response</i>)..... | 19 |

| | |
|---|----|
| BAB III METODOLOGI PERANCANGAN | 21 |
| 3.1 Diagram Alir Penelitian | 21 |
| 3.2 Langkah-langkah penelitian..... | 22 |
| 3.3 Blok Diagram Sistem..... | 24 |
| BAB IV PEMODELAN SISTEM PELONTAR | |
| PELURU | 27 |
| 4.1. Model Sistem Pelontar Peluru Plastik..... | 27 |
| 4.2. Gabungan Model Sistem Elektris dan Mekanis..... | 30 |
| 4.2.1 Free Body Diagram Sumbu Azimuth | 30 |
| 4.2.2 Free Body Diagram Sumbu Elevasi | 31 |
| 4.3. Model State-Space | 34 |
| 4.4. Model Simulink Pelontar Peluru Plastik..... | 36 |
| BAB V PENENTUAN PARAMETER PID | 41 |
| 5.1. Desain PID dengan Metode Root Locus..... | 41 |
| 5.1.1 Desain PID Root Locus pada Sumbu Azimuth | 41 |
| 5.1.2 Desain PID <i>Root Locus</i> pada Sumbu Elevasi | 47 |
| 5.2 Metode <i>Trial Error</i> Berdasarkan Acuan <i>Root Locus</i> | |
| | 54 |
| BAB VI SIMULASI DAN PENGUJIAN KESTABILAN | |
| | 59 |
| 6.1 Simulasi..... | 59 |
| 6.1.1 Error Posisi Rata-Rata | 61 |
| 6.2 Pengujian kestabilan <i>close loop</i> | 62 |
| 6.2.1 Kestabilan pada sumbu azimuth | 62 |
| 6.2.2 Kestabilan pada sumbu elevasi..... | 63 |
| BAB VII KESIMPULAN DAN SARAN | 65 |
| 7.1 Kesimpulan | 65 |
| 7.2 Saran | 66 |
| DAFTAR PUSTAKA | 67 |
| LAMPIRAN | 69 |

DAFTAR GAMBAR

| | |
|--|----|
| Gambar 2.1 Sistem <i>Turret</i> dan <i>gun</i> [2]..... | 6 |
| Gambar 2.2 Contoh respon sistem stabil[7] | 8 |
| Gambar 2.3 Contoh respon sistem yang tidak stabil[7] | 8 |
| Gambar 2.4 Diagram kontrol proporsional[3]..... | 9 |
| Gambar 2.5 Diagram kontrol proporsional motor DC[3]..... | 10 |
| Gambar 2.6 Respon output kontroler P [3] | 10 |
| Gambar 2.7 Diagram kontrol PI untuk sebuah motor DC [3] | 11 |
| Gambar 2.8 Respon kontroler PI [3] | 12 |
| Gambar 2.9 Diagram kontrol PD untuk motor DC [3]..... | 13 |
| Gambar 2.10 Respon kontroler PD [3]..... | 13 |
| Gambar 2.11 Diagram kontrol PID untuk motor DC [3] | 14 |
| Gambar 2.12 Respon kontroler PID [3] | 14 |
| Gambar 2.13 <i>Interest Point</i> [8]..... | 15 |
| Gambar 2.14 Sinyal Transient Response[7]..... | 17 |
| Gambar 2.15 Spesifikasi respon transient[7]..... | 19 |
| Gambar 3.1 Flowchart metodologi penelitian..... | 22 |
| Gambar 3.2 Blok diagram sistem Pelontar Peluru | 24 |
| Gambar 4.1 Model Sistem Pelontar Peluru | 27 |
| Gambar 4.2 <i>Free body diagram</i> sistem..... | 30 |
| Gambar 4.3 <i>Free body diagram</i> sistem..... | 31 |
| Gambar 4.4 Model Pelontar Peluru menggunakan simulink..... | 37 |
| Gambar 4.5 Blok diagram sistem open loop pelontar peluru..... | 38 |
| Gambar 4.6 Respon grafik sistem open loop..... | 39 |
| Gambar 5.1 Transfer fungsi dari sistem Pelontar Peluru..... | 41 |
| Gambar 5.2 Feedback Control System Elevasi pelontar peluru .. | 42 |
| Gambar 5.3 <i>Root Locus</i> untuk Sistem Elevasi Pelontar peluru... | 42 |
| Gambar 5.4 Respon Awal Sistem untuk Step Input = 1 | 43 |
| Gambar 5.5 Letak Posisi <i>Interest Point</i> | 43 |
| Gambar 5.6 <i>Root Locus</i> Sistem Elevasi Pelontar peluru..... | 45 |

| | |
|--|----|
| Gambar 5.7 Grafik Respon Sistem Elevasi Pelontar Peluru..... | 46 |
| Gambar 5.8 <i>Feedback Control System</i> Elevasi pelontar peluru .. | 47 |
| Gambar 5.9 Root Locus untuk Sistem Elevasi Pelontar Peluru .. | 48 |
| Gambar 5.10 Respon Awal Sistem untuk Step Input | 48 |
| Gambar 5.11 Letak Posisi Interest Point | 49 |
| Gambar 5.12 <i>Root Locus</i> Sistem Elevasi pelontar peluru | 51 |
| Gambar 5.13 Grafik Respon Sistem Elevasi Pelontar peluru..... | 51 |
| Gambar 5.14 <i>Root Locus</i> Sistem Elevasi pelontar peluru | 52 |
| Gambar 5.15 Grafik Respon Sistem Elevasi pelontar peluru. | 53 |
| Gambar 5.16 Grafik respon Azimuth 30° , Elevasi 60° | 55 |
| Gambar 6.1 Desain PID Pelontar Peluru menggunakan simulink | 59 |
| Gambar 6.2 Respon pada sudut azimuth 10° dan elevasi 10° | 60 |
| Gambar 6.3 Respon pada sudut azimuth 30° dan elevasi 30° | 60 |
| Gambar 6.4 Respon pada sudut azimuth 60° dan elevasi 60° | 60 |
| Gambar 6.5 Respon pada sudut azimuth 30° dan elevasi 60° | 61 |
| Gambar 6.6 Blok diagram sumbu azimuth..... | 62 |
| Gambar 6.7 Blok diagram PD compensated sumbu azimuth | 63 |
| Gambar 6.8 Blok diagram sumbu elevasi..... | 64 |
| Gambar 6.9 Blok diagram PID compensated sumbu elevasi | 64 |

DAFTAR TABEL

| | |
|---|----|
| Tabel 5.1 Respon Sistem Azimuth Pelontar peluru..... | 46 |
| Tabel 5.2 Respon Sistem Elevasi Pelontar peluru..... | 53 |
| Tabel 5.3 Perubahan transient respon sumbu azimuth | 55 |
| Tabel 5.4 Perubahan transient respon sumbu elevasi..... | 55 |
| Tabel 5.5 Error posisi rata-rata metode root locus | 56 |
| Tabel 5.6 Karakteristik respon PID | 57 |
| Tabel 6.1 Error posisi rata-rata metode trial error | 62 |

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran A Coding Program Matlab

[HalamanIniSengajaDikosongkan]

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Saat ini penelitian tentang senjata otomatis telah berkembang sangat pesat di dunia. Hal ini dikarenakan kegunaan senjata otomatis yang sangat penting dalam badan pertahanan suatu Negara. Selayaknya senjata otomatis haruslah mempunyai fungsi dalam pengenalan target. Namun masih sulit menciptakan suatu teknologi senjata otomatis yang dapat menentukan targetnya sendiri dengan penggunaan pengendalian otomatis.

Penelitian - penelitian dengan pengenalan target otomatis sudah banyak dikembangkan dengan menggunakan berbagai macam metode. Berikut ini adalah beberapa penelitian tentang pengenalan target otomatis. Penelitian [1] menjelaskan perencanaan dan desain dari semi-otonom robot penjaga Menara. Robot ini memiliki senjata Nerfgun otomatis yang dipasang pada atas *platform*. Metode yang dipakai dalam pengenalan target yaitu dengan menggunakan sensor yang dipasang pada robot tersebut. Sensor yang digunakan adalah *Sharp IR proximity*. Sensor tersebut merupakan sensor jarak inframerah. Robot dapat diatur ke mode penjaga otonom, dimana ia dapat melacak target di sekitar dan menembak secara otomatis, atau bisa juga dengan modus pengendalian, untuk dikendalikan ke lokasi yang baru. Metode pengenalan target yang berbeda juga pernah dilakukan [2]. Metode yang mereka gunakan adalah *virtual flight modul* melalui data – data pemandangan penerbangan, dan sasaran yang telah disimpan pada komputer untuk selanjutnya data tersebut akan diolah pada komputer sebagai pengenalan target. Alat ini dapat mensimulasikan sasaran, proyektil, target dan sasaran ledakan. Pada saat yang sama, dapat memonitor stabilitas sistem, Analisis aero, akurasi, simulasi data dan menilai hasil tembakan untuk menyimpan hasil.

Dengan berkembangnya senjata – senjata pengenalan target otomatis maka saat ini sedang dikembangkan model uji sistem

pelontar peluru plastik dengan pengendalian PID. Sistem kontrol PID merupakan kontroler untuk menentukan presisi suatu sistem instrumentasi dengan karakteristik adanya umpan balik pada sistem tersebut. Komponen kontrol PID ini terdiri dari tiga jenis yaitu Proportional, Integratif dan Derivatif. Ketiganya dapat dipakai bersamaan maupun sendiri-sendiri tergantung dari respon yang diinginkan terhadap suatu *plant*. Konfigurasi standar kontroler PID memiliki parameter-parameter K_p , K_i dan K_d yang dipilih atau ditentukan agar karakteristik plant sesuai dengan kriteria desain yang diharapkan. Spesifikasi umum dalam desain adalah *rise-time*, *settling-time*, *overshoot* dan *steady-state error* terhadap masukan yang diberikan. Karena itulah dibutuhkan simulasi untuk menentukan nilai k_p , k_i dan k_d untuk menentukan komponen kontrol apa yang akan dipakai sehingga didapatkan sistem kontrol PID sesuai yang diinginkan.

Untuk menentukan parameter pengendalian seperti K_p , K_i , K_d tidaklah mudah. Oleh karena itu tugas akhir ini diajukan untuk mengetahui apakah sistem yang dibuat sudah stabil atau tidak. Selain itu parameter pengendali yang tepat juga menjadi titik berat tugas akhir ini agar sistem pelontar peluru plastik dapat dikendalikan dengan baik.

1.2 Rumusan Masalah

Rumusan masalah dari penulisan laporan Tugas Akhir ini adalah :

1. Bagaimana mengendalikan sistem pengendali pelontar peluru plastik?
2. Bagaimana menentukan nilai K_p , K_i , dan K_d melalui *tuning* parameter kendali PID pada sistem pengendali pelontar peluru plastik?
3. Bagaimana meningkatkan performa respon sistem pengendali PID pada pelontar peluru plastik?

1.3 Tujuan

Tujuan dari penulisan Tugas Akhir ini adalah :

1. Untuk mengendalikan sistem pengendali pelontar peluru plastik.
2. Menentukan nilai K_p , K_i , dan K_d melalui *tuning* parameter kendali PID pada sistem pengendali pelontar peluru plastik.
3. Untuk meningkatkan performa respon sistem pengendali PID pada pelontar peluru plastik.

1.4 Batasan Masalah

Batasan masalah dari penulisan Tugas Akhir ini adalah:

1. Penentuan parameter PID menggunakan metode root locus dan trial error
2. Metode kestabilan sistem menggunakan metode tempat kedudukan akar.
3. Rancang bangun alat dan sistem kontrol pelontar peluru plastik tidak dibahas.

1.5 Manfaat Tugas Akhir

Tugas akhir ini diharapkan dapat memberikan manfaat pada semua pihak. Manfaat dari tugas akhir ini adalah :

1. Memperkaya dan memperdalam wacana dalam bidang ilmu mekatronika khususnya mengenai sistem tuning kontroler.
2. Diperoleh pengetahuan sistem kendali PID yang diterapkan pada pelontar peluru plastik

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI

Pada bab ini dijelaskan mengenai tinjauan pustaka tentang pengenalan target otomatis dan metode pengendali yang digunakan. Selanjutnya, diuraikan teori-teori yang berhubungan dengan simulasi penentuan parameter pengendali yang mendukung Tugas akhir ini.

2.1 Tinjauan Pustaka : pengenalan target secara otomatis

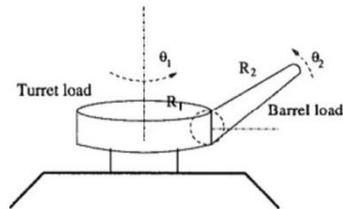
Penelitian - penelitian dengan pengenalan target otomatis sudah banyak dikembangkan dengan menggunakan berbagai macam metode. Berikut ini adalah beberapa penelitian tentang pengenalan target otomatis. Penelitian [1] menjelaskan perencanaan dan desain dari semi-otonom robot penjaga Menara. Robot ini memiliki senjata Nerfgun otomatis yang dipasang pada atas *platform*. Metode yang dipakai dalam pengenalan target yaitu dengan menggunakan sensor yang dipasang pada robot tersebut. Sensor yang digunakan adalah *Sharp IR proximity*, Sensor tersebut merupakan sensor jarak inframerah. Robot dapat diatur ke mode penjaga otonom, dimana ia dapat melacak target di sekitar dan menembak secara otomatis, atau bisa juga dengan modus pengendalian, untuk dikendalikan ke lokasi yang baru.

Konsep dari penggunaan sensor *panning IR* merupakan konsep yang sederhana. Untuk mengontrol robot harus dipilih sebuah mikrokontroler yang tepat. Dalam pembuatan robot ini digunakan mikrokontroler Arduino Pro digabungkan dengan Atmel AVR Atmega 1280. Pemilihan mikrokontroler haruslah disesuaikan oleh beberapa hal yaitu kebutuhan, kemampuan *hardware*, dan juga dukungan software yang akan digunakan. Dengan menyambungkan sensor *Sharp IR proximity* dengan mikrokontroler, nantinya target yang terlihat akan membuat sensor mengirim data ke mikrokontroler untuk diproses, dan selanjutnya mikrokontroler menggerakkan sistem untuk melakukan tembakan pada target.

Metode pengendalian senjata pengenalan target yang berbeda juga pernah dilakukan [2]. Mereka meneliti berbagai macam aplikasi metode kontrol konvensional pada *automatic turret gun*. Seperti kontrol PID (*Proportional-Integral-Derivative controller*), RAC (*Resolved Acceleration Control*) dan RACAFC (*Resolved Acceleration Control Active Force Control*). Sejumlah percobaan telah dilakukan untuk berbagai macam sudut baik di *azimuth* dan elevasi sumbu *turret gun*. Dari hasil penelitian menunjukkan bahwa untuk sistem ATG dapat bekerja dibawah gangguan, RACAFC menunjukkan performa yang lebih baik dari kedua metode kontrol, yaitu metode RAC dan metode PID. Akan tetapi jika percobaan tanpa pemberian beban, hasil yang memuaskan didapat dari RAC dan RACAFC, sedangkan pada kontrol PID tidak. Dikarenakan kontrol PID tidak dapat menjangkau semua sudut yang diberikan.

2.2 Model Turret-Gun

Diperkenalkan model turret-gun yaitu terdiri dari sistem turret dan gun[10]. Sistem tersebut diilustrasikan pada gambar 2.1.



Gambar 2.1 Sistem Turret dan gun[2]

Pada sistem tersebut ada dua alat: turret dan gun. Turret adalah alat yang pergerakannya memutar sedangkan gun adalah alat yang pergerakannya naik turun. Parameter yang dikenakan pada turret dan gun adalah massa, radius, dan posisi angular. Persamaan dinamikanya sebagai berikut :

$$D(\theta)\ddot{\theta} + C(\theta, \dot{\theta}) + G(\theta) = \tau \quad (2.1)$$

Dimana τ adalah torsi, $D(\theta)$ matriks inersia, $C(\theta; \dot{\theta})$ vektor gaya coriolis dan sentrifugal, sedang $G(\theta)$ adalah vektor gaya gravitasi dengan keterangan sebagai berikut :

$$D(\theta) = \begin{pmatrix} D_{11} & 0 \\ 0 & D_{22} \end{pmatrix}, C(\theta, \dot{\theta}) = \begin{pmatrix} C_{11} \\ C_{21} \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

dimana :

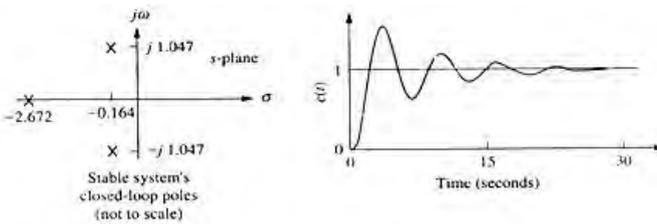
$$\begin{aligned} G(\theta) &= (0, \frac{1}{2}m_2gR_2 \cos(\theta_2))^T \\ D_{11} &= \frac{1}{2}m_1R_1^2 + m_2R_1^2 + m_2R_1R_2 \cos(\theta_2) + \frac{1}{3}m_2R_2^2 \cos^2(\theta_2) \\ D_{22} &= \frac{1}{3}m_2R_2^2 \\ C_{11} &= (-m_2R_1R_2 \sin(\theta_2)\dot{\theta}_2) + (-\frac{1}{3}m_2R_2^2 \sin(2\theta_2)\dot{\theta}_2) \\ C_{21} &= (\frac{1}{2}m_2R_1R_2 \sin(\theta_2) + \frac{1}{6}m_2R_2^2 \sin(\theta_2))\dot{\theta}_1^2 \end{aligned}$$

dengan θ_1 dan θ_2 sebagai posisi azimuth dan elevasi, kemudian m_1 dan m_2 berturut turut adalah massa turret dan gun, jari-jari turret R_1 , panjang gun R_2 , dan G adalah gaya gravitasi. Sistem dinamik tersebut diturunkan dari persamaan Euler-Lagrange dengan L adalah energi kinetik total pada sistem dikurangi dengan energi potensial total yang terdapat pada sistem turret-gun, dituliskan sebagai $L = EK_{tot} - EP_{tot}$. Dengan asumsi turret dianggap rigid dan pejal berupa silinder yang diputar pada pusat lingkaran, gun dianggap rigid dan pejal berupa silinder yang diputar di ujung silinder sebagai poros putar. Sistem dinamik tersebut merupakan jumlahan torsi yang terdapat pada sistem turret-gun.

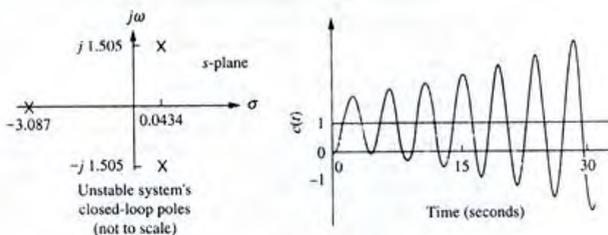
2.3 Analisis Kestabilan

Stabilitas sistem merupakan kemampuan suatu sistem untuk mencapai keadaan mantap atau keseimbangan saat mendapat masukan atau gangguan. Kestabilan sistem dibagi menjadi tiga jenis [7], yaitu :

- Sistem stabil (*stable*), terjadi jika respon sistem mengalami osilasi yang mencapai nilai nol (hilang) pada waktu tak terhingga. Sistem yang stabil hanya mempunyai *poles* sistem *close loop* di sebelah kiri bidang s
- Sistem tidak stabil (*unstable*), terjadi jika respon sistem mengalami osilasi yang terus membesar hingga mencapai waktu tidak terhingga. Sistem yang **tidak stabil** mempunyai *poles* sistem *close loop* di sebelah kanan bidang s dan atau mempunyai lebih dari 1 *poles* di sumbu imajiner
- Sistem stabil marginal (*marginally stable*), terjadi jika respon sistem mengalami osilasi yang tetap, tidak bertambah dan tidak berkurang hingga mencapai waktu tak terhingga. Sistem yang marginally stable mempunyai 1 *pole* di sumbu imajiner dan *poles* di sebelah kiri [7].



Gambar 2.2 Contoh respon sistem stabil[7]



Gambar 2.3 Contoh respon sistem yang tidak stabil[7]

Berikut adalah contoh dari sistem yang stabil seperti terlihat pada gambar 2.2 dan sistem yang tidak stabil seperti pada

gambar 2.3. Untuk mengetahui kestabilan suatu sistem, dapat digunakan beberapa metode. Metode yang sering digunakan yaitu metode *tempat kedudukan akar*.

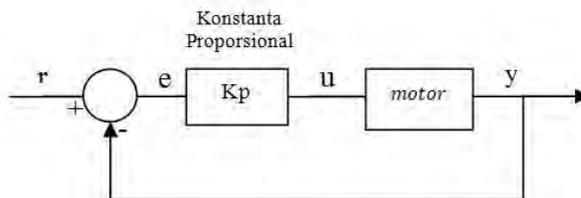
2.4 Proporsional Integral Derivative (PID)

Didalam suatu sistem kontrol kita mengenal adanya beberapa macam aksi kontrol, diantaranya yaitu aksi kontrol proporsional, aksi kontrol integral dan aksi kontrol derivative. Masing-masing aksi kontrol ini mempunyai keunggulan-keunggulan tertentu, dimana aksi kontrol proporsional mempunyai keunggulan rise time yang cepat, aksi kontrol integral mempunyai keunggulan untuk memperkecil error, dan aksi kontrol derivative mempunyai keunggulan untuk memperkecil error atau meredam overshoot/undershoot.

Untuk itu agar kita dapat menghasilkan output dengan Rise time yang cepat dan Error yang kecil kita dapat menggabungkan ketiga aksi kontrol ini menjadi aksi kontrol PID. Parameter pengontrol Proporsional Integral derivative (PID) selalu didasari atas tinjauan terhadap karakteristik yang di atur (plant). Dengan demikian bagaimanapun rumitnya suatu plant, perilaku plant tersebut harus di ketahui terlebih dahulu sebelum pencarian parameter PID itu dilakukan[3].

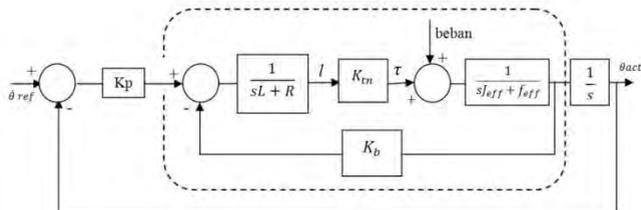
2.4.1 Kontrol Proporsional

Kontrol proporsional berfungsi untuk memperkuat sinyal kesalahan penggerak (sinyal error), sehingga akan mempercepat keluaran sistem mencapai titik referensi. Hubungan antara input kontroler r dengan sinyal error e terlihat pada persamaan $u = K_p \cdot e$.



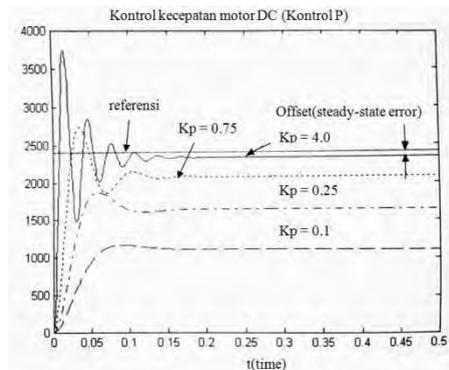
Gambar 2.4 Diagram kontrol proporsional[3]

Gambar 2.4 diatas menunjukkan blok diagram yang menggambarkan hubungan antara besaran setting, besaran aktual dengan besaran keluaran pengontrol proporsional. Sinyal keasalahan (error) merupakan selisih antara besaran setting dengan besaran aktualnya. Selisih ini akan mempengaruhi pengontrol, untuk mengeluarkan sinyal positif (mempercepat pencapaian harga setting) atau negatif (memperlambat tercapainya harga yang diinginkan)[3].



Gambar 2.5 Diagram kontrol proporsional motor DC[3]

Untuk lebih jelasnya kita ambil contoh kasus kontrol kecepatan pada motor DC menggunakan kontrol P seperti pada gambar 2.5. Dalam uji simulasi ini, seluruh parameter motor dimasukkan ke dalam blok sistem simulasi sesuai dengan diagram kontrol pada gambar diatas. Kecepatan putar referensi yang digunakan adalah 2400 rpm. Skema kontrol P di atas diuji dengan memberikan nilai K_p yang berbeda.



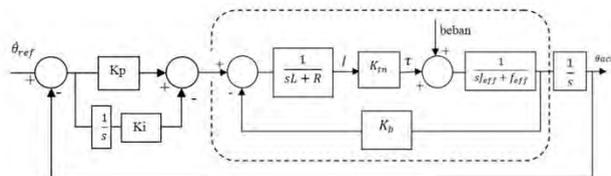
Gambar 2.6 Respon output kontroler P [3]

Nampak dalam gambar 2.6 Bahwa semakin kecil K_p maka offset atau steady state error semakin besar. Namun nilai K_p yang terlalu besar akan menyebabkan osilasi pada saat start. Kontrol P dapat digunakan sendirian dalam aplikasi. Beberapa aplikasi seperti kontrol temperatur pada heater, sistem penghemaan energi pada sistem air conditioning berdasarkan kontrol kecepatan motor kompresor sudah cukup memadai menggunakan kontrol P saja.

2.4.2 Kontrol Integral

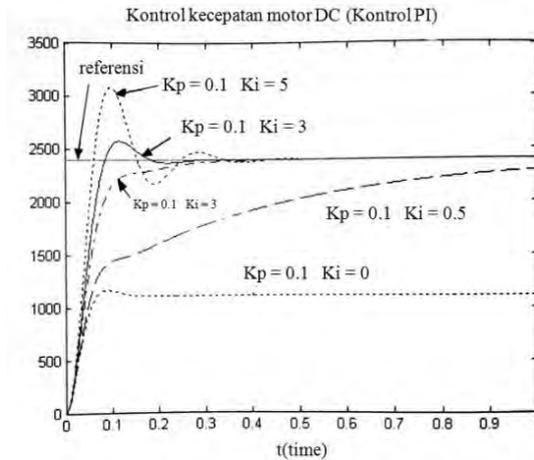
Fungsi dasar kontrol I adalah menurunkan steady state error. Kontrol I jarang digunakan sendirian dalam aplikasi. Biasanya selalu dikombinasikan dengan kontrol P untuk memperbaiki respon guna mencapai error minimum. Pengontrol integral berfungsi menghasilkan respon sistem yang memiliki kesalahan keadaan stabil nol. Jika sebuah Plant tidak memiliki unsur integrator ($1/s$), pengontrol proposional tidak akan mampu menjamin keluaran sistem dengan kesalahan keadaan stabilnya nol. Dengan pengontrol integral, respon sistem dapat diperbaiki, yaitu mempunyai kesalahan keadaan stabilnya nol. Pengontrol Integral memiliki karakteristik seperti halnya sebuah integral.

Keluaran sangat dipengaruhi oleh perubahan yang sebanding dengan nilai sinyal kesalahan. Keluaran pengontrol ini merupakan penjumlahan yang terus menerus dari perubahan masukannya. Kalau sinyal kesalahan tidak mengalami perubahan, keluaran akan menjaga keadaan seperti sebelum terjadinya perubahan masukan. Parameter kontrol I dapat diilustrasikan dalam diagram kontrol motor DC, sebagai berikut



Gambar 2.7 Diagram kontrol PI untuk sebuah motor DC [3]

Diagram simulasi kontroler PI ini diuji pada 2400 rpm dengan K_p di set pada 0.1. Untuk melihat efek penerapan kontrol integral, dibandingkan tiga kondisi hasil pemilihan parameter K_i yaitu 0, 0.5, dan 2. $K_i = 0$ menunjukkan bahwa kontroler adalah P saja.



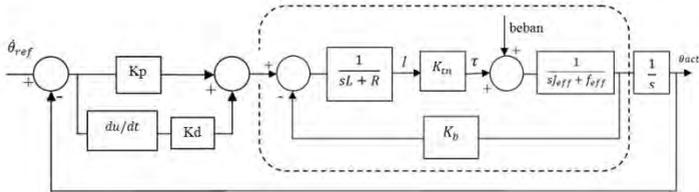
Gambar 2.8 Respon kontroler PI [3]

Dalam Gambar 2.8 diatas nampak bahwa penerapan kontrol P menurunkan steady-state erornya. Namun pemilihan K_i yang terlalu besar dapat menyebabkan sistem berosilasi saat start. Kontrol PI diketahui dipakai secara meluas di dunia industri. Utamanya untuk kasus yang memiliki respon sistem relatif lambat, seperti kontrol temperatur, tekanan fluida, hidrolik dan lain sebagainya.

2.4.3 Kontrol Derivatif

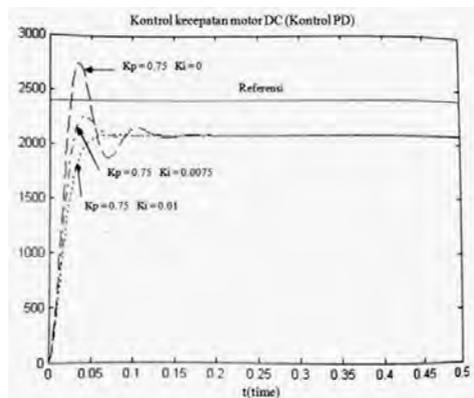
Parameter derivatif bekerja dalam konteks rate atau kecepatan dari error sehingga dapat mengurangi efek overshoot (respon berlebihan) dalam menuju steady state. Dengan kata lain seolah – olah, kontrol derivatif mapu memprediksi error yang

akan terjadi sebagai efek dari kecepatan error yang dihitung sebelumnya.



Gambar 2.9 Diagram kontrol PD untuk motor DC [3]

Diagram simulasi kontroler PD ini diuji pada 2400 rpm dengan K_p di set pada 0.75, sedang K_d di set pada 0, 0.0075 dan 0.01. Untuk melihat efek penerapan simulasinya ditunjukkan dalam gambar 2.10. Dalam Gambar 2.10 nampak bahwa penerapan kontrol D dapat memperbaiki efek overshoot pada respon output. Namun pemilihan K_d yang terlalu besar dapat menyebabkan output tidak stabil dan dapat terjadi osilasi yang makin lama makin membesar.

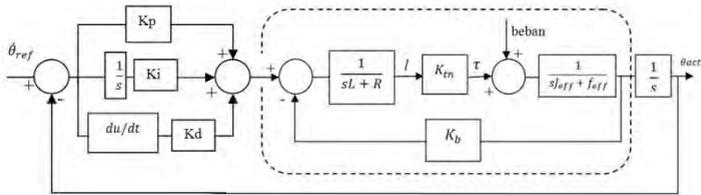


Gambar 2.10 Respon kontroler PD [3]

2.4.4 Kontroler Proportional Integral Derivatif

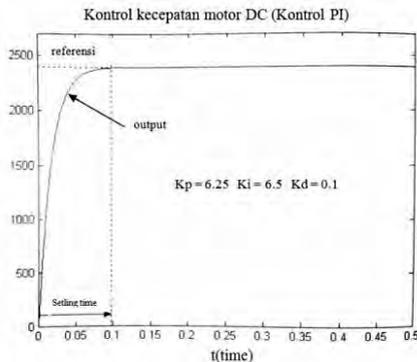
Setiap kekurangan dan kelebihan dari masing-masing pengontrol P, I dan D dapat saling menutupi dengan

menggabungkan ketiganya secara parallel menjadi pengontrol Proporsional plus integral plus Derivative (pengontrol PID). Elemen-elemen pengontrol P, I dan D masing-masing secara keseluruhan bertujuan untuk mempercepat reaksi sebuah sistem, menghilangkan Offset dan menghasilkan perubahan awal yang besar. Gambar dibawah ini menunjukkan skema kombinasi PID dalam sebuah kontroler untuk motor DC.



Gambar 2.11 Diagram kontrol PID untuk motor DC [3]

Keluaran pengontrol PID merupakan penjumlahan dari keluaran pengontrol proporsional, keluaran pengontrol integral. Gambar 2.12 menunjukkan hubungan antar masing masing kontrol tersebut. Karakteristik pengontrol PID sangat dipengaruhi oleh kontribusi besar dari ketiga parameter P, I dan D. Pengaturan konstanta K_p , T_i , dan T_d akan mengakibatkan penjonolan sifat dari masing-masing elemen. Satu atau dua dari ketiga konstanta tersebut dapat diatur lebih menonjol dibanding yang lain. Konstanta yang menonjol itulah akan memberikan kontribusi pengaruh pada respon sistem secara keseluruhan.



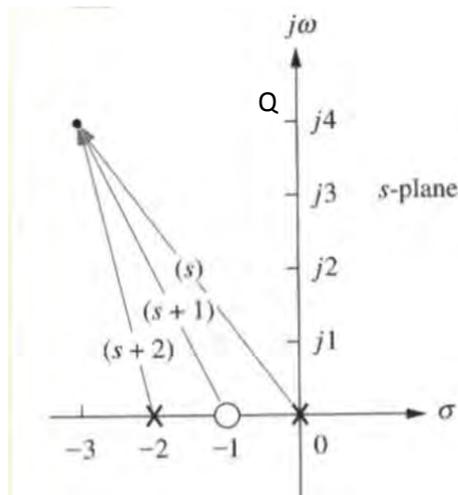
Gambar 2.12 Respon kontroler PID [3]

2.5 Metode Tuning PID

Metode *tuning* PID yang digunakan untuk mengontrol sistem pelontar peluru ini antara lain metode *tuning* PID menggunakan *root locus* dan metode *tuning* PID menggunakan *trial error dengan data acuan dari nilai PID root locus*

2.5.1 Metode Root Locus

Root locus pada suatu sistem secara umum memperbolehkan kita untuk memilih penguat (*gain*) yang ideal dengan spesifikasi respon *transient* yang diinginkan. Spesifikasi respon *transient* tersebut diwujudkan sebagai *interest point (Q)* dalam *root locus* sistem seperti pada gambar 2.14.



Gambar 2.13 Interest Point[8]

Posisi koordinat dari *interest point* ini dapat dijadikan sebagai acuan untuk mengetahui sudut dan posisi dari *zero* tambahan yang dibutuhkan untuk mendapatkan respon sistem yang sesuai dengan spesifikasi respon *transient*[8]. Hubungan

dari tiap-tiap besarnya sudut dari *pole* sistem (θ_p) terhadap *zero* tambahan (θ_{zc}) disimpulkan pada persamaan sebagai berikut:

$$\theta_{zc} - \sum \theta_p \cong (2k + 1)180^\circ \quad ; k = 0, \pm 1, \pm 2, \dots \dots (2.3)$$

Zero tambahan tersebut berperan sebagai *compensator* untuk pengontrol PD pada sistem. Apabila sistem masih memiliki *steady state error*, maka pengontrol PI dibutuhkan untuk mengeliminasi *steady state error*. Norman S. Nise dalam bukunya yang berjudul “Control Systems Engineering” menjelaskan bahwa kontroller PI diaplikasikan pada sistem dengan menambahkan *pole* pada posisi *origin*serta *zero* pada sumbu real dengan sembarang posisi yang mendekati posisi *origin*. Persamaan yang menghubungkan antara *compensator* dengan masing-masing konstanta PID dijelaskan sebagai berikut:

$$G_{PID}(s) = K_1 + \frac{K_2}{s} + K_3 s = \frac{K_3 \left(s^2 + \frac{K_1}{K_3} s + \frac{K_2}{K_3} \right)}{s} \quad (2.4)$$

dimana,

$$\begin{aligned} K_1 &= K_P = \left(\frac{K_1}{K_3} \right) (K_3) \\ K_2 &= K_I = \left(\frac{K_2}{K_3} \right) (K_3) \\ K_3 &= K_D \end{aligned}$$

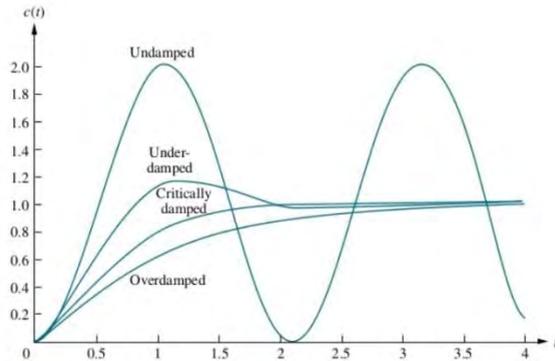
2.6 Respon Sistem

Respon sistem atau tanggapan sistem merupakan perubahan perilaku output terhadap perubahan sinyal input. Respon sistem berupa kurva dan dapat menjadi dasar untuk menganalisa karakteristik sistem. Bentuk kurva respon sistem dapat dilihat setelah mendapatkan sinyal input.

2.6.1 Respon Peralihan (*Transient Response*)

Ketika masukan sebuah system mengalami perubahan secara tiba-tiba, keluaran system membutuhkan waktu untuk

merespon perubahan itu. Bentuk peralihan tersebut digambarkan seperti berikut:



Gambar 2.14 Sinyal Transient Response[7]

Bentuk sinyal respon transient dibagi mejadi 4 yaitu :

- *Undamped response*, yaitu respon sistem akan terus berosilasi dengan amplitudo yang semakin membesar, dengan nilai $\delta = 0$
- *Underdamped response*, yaitu output melesat naik untuk mencapai input lalu turun yang kemudian berhenti pada kisaran nilai akhir. Respon ini memiliki efek osilasi dengan nilai $0 < \delta < 1$
- *Overdamped response*, yaitu output tidak melewati nilai input tetapi membutuhkan waktu lama untuk mencapai nilai akhirnya, dengan nilai $\delta = 1$
- *Critically damped response*, respon yang dapat mencapai nilai akhir dengan cepat dan tidak melewati batas input, dengan nilai $\delta > 1$ [7].

Fasa peralihan ini akan berhenti pada kisaran nilai input atau target dimana selisih nilai akhir dengan target disebut steady state error. Jika input yang diberikan pada fasa transient telah mencapaikondisi steady state maka sistem dikatakan stabil. Jika sistem tidak stabil, output mengalami peningkatan terus tanpa

batas hingga sistem merusak diri sendiri atau terdapat rangkaian pengaman yang memutus sistem.

2.6.2 Karakteristik Respon Waktu (*Time Response*)

Merupakan karakteristik respon yang spesifikasi performansinya didasarkan pada pengamatan bentuk respon output sistem terhadap berubahnya waktu. Spesifikasi performansi respon waktu dibagi atas dua tahapan pengamatan, yaitu:

- Spesifikasi respon transient

Merupakan spesifikasi respon sistem yang diamati pada saat terjadinya perubahan sinyal input atau gangguan hingga respon memasuki keadaan *steady state*. Parameter untuk mengukur kualitas respon transient ini antara lain *rise time, delay time, peak time, settling time*, dan *%overshoot*.

- Spesifikasi respon *steady state*

Merupakan spesifikasi respon sistem yang diamati pada saat respon memasuki keadaan *steady state* hingga waktu tak terbatas. Parameter untuk mengukur kualitas respon *steady state* ini yaitu *%error steady state*[9].

2.6.3 Spesifikasi Respon Transient

Terdapat beberapa parameter yang menandakan kualitas respon transient antara lain:

- *Rise Time (TR)*

Yaitu waktu yang diperlukan kurva untuk naik dari 0.1 ke 0.9 dari respon steady state.

- *Settling Time (TS)*

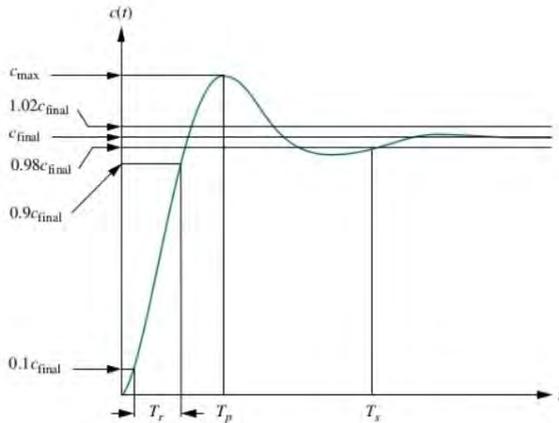
Yaitu waktu yang diperlukan kurva respon untuk mencapai 2% dari nilai steady state nya.

- *Persen Overshoot (MP)*

Yaitu nilai relatif yang menyatakan perbandingan antara nilai tertinggi respon yang melebihi nilai steady state dibandingkan dengan nilai steady state.

- *Time Peak (TP)*

Yaitu waktu yang diukur mulai $t = 0$ hingga respon pertama kali mencapai puncak maksimum[7].



Gambar 2.15 Spesifikasi respon transient[7]

Risetime, settling time, dan peak time memberikan informasi mengenai kecepatan dan 'kualitas' respon transien. Besaran - besaran ini dapat membantu perancang untuk mencapai kecepatan yang diinginkan tanpa osilasi atau overshoot yang berlebihan.

2.6.4 Karakteristik Respon Waktu (*Time Response*)

Time Response adalah karakteristik respon yang spesifikasi performansinya didasarkan pada pengamatan bentuk respon output sistem terhadap berubahnya waktu[9]. Secara umum spesifikasi performansi respon waktu dapat dibagi atas dua tahapan pengamatan, yaitu;

- Spesifikasi Respon *Transient*, adalah spesifikasi respon sistem yang diamati mulai saat terjadinya perubahan sinyal input/ gangguan / beban sampai respon masuk dalam keadaan *steady state*. Tolak ukur yang digunakan untuk mengukur kualitas respon *transient* ini antara lain;

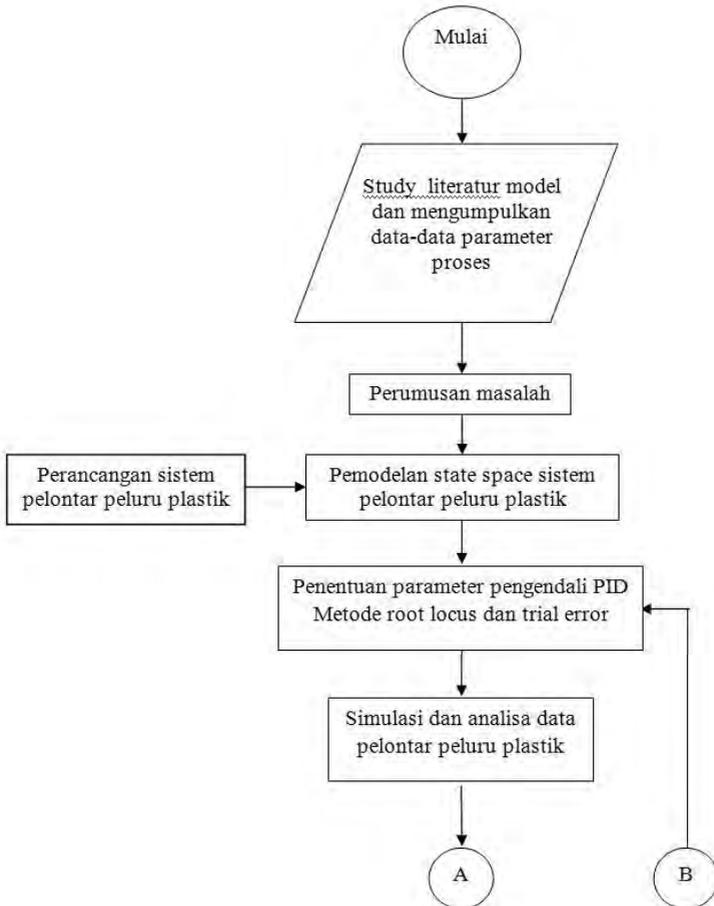
rise time, delay time, peak time, settling time, dan %overshoot.

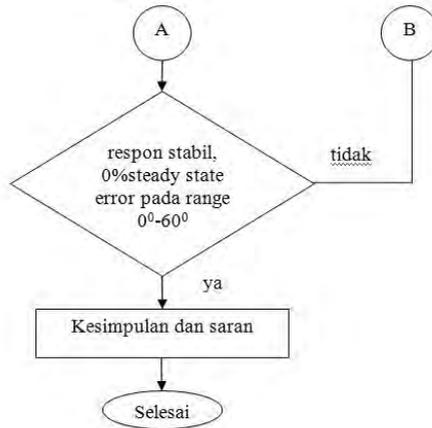
- Spesifikasi Respon *Steady State*, adalah spesifikasi respon sistem yang diamati mulai saat respon masuk dalam keadaan *steady state* sampai waktu tak terbatas. Tolok ukur yang digunakan untuk mengukur kualitas respon *steady state* ini antara lain; *%error steady state* baik untuk error posisi, error kecepatan maupun error percepatan[9].

BAB III METODOLOGI PERANCANGAN

1.1 Diagram Alir Penelitian

Penelitian pada tugas akhir ini dilaksanakan mengikuti diagram alir sebagai berikut:





Gambar 3.1 Flowchart metodologi penelitian

1.2 Langkah-langkah penelitian

Berdasarkan diagram alir tersebut, langkah-langkah penelitian secara detail dijabarkan sebagai berikut:

1. Studi Literatur dan dikumpulkan data – data parameter proses

Pada tahap ini, studi literatur dilakukan mengenai bentuk pelontar peluru yang sudah ada dan sistem kontrol gerak yang menyerupai sistem pelontar peluru dari buku referensi, literature dan jurnal ilmiah yang berkaitan dengan penelitian. Selain itu juga dilakukan studi literature mengenai teori-teori metode kontrol PID yang akan digunakan

2. Perumusan Masalah

Langkah ini dilakukan untuk menentukan permasalahan yang akan dikaji dan dicari solusi terbaiknya. Dalam Tugas Akhir ini rumusan masalahnya adalah bagaimana mengendalikan sistem pengendali pelontar peluru plastik dan menentukan nilai K_p , K_i ,

dan K_d melalui *tuning* parameter kendali PID pada sistem pengendali pelontar peluru plastik. Dan untuk mengetahui bagaimana cara meningkatkan performa respon sistem pengendali PID pada pelontar peluru plastik.

3. Pemodelan *state space* sistem pelontar peluru plastik

Pada bagian ini dikaji model matematika Pelontar peluru yang berupa sistem persamaan differensial nonlinear. Dari persamaan dinamik tersebut diubah ke persamaan *state space* untuk dilinearisasi dengan metode *Jacobian*

4. Simulasi dan penentuan parameter pengendali PID

Pada tahap ini dilakukan penentuan parameter pengendali PID menggunakan metode *root locus*. Hasil nilai yang didapat menggunakan metode *root locus* menjadi dasar acuan untuk analisa PID menggunakan *trial error* untuk meningkatkan performa respon.

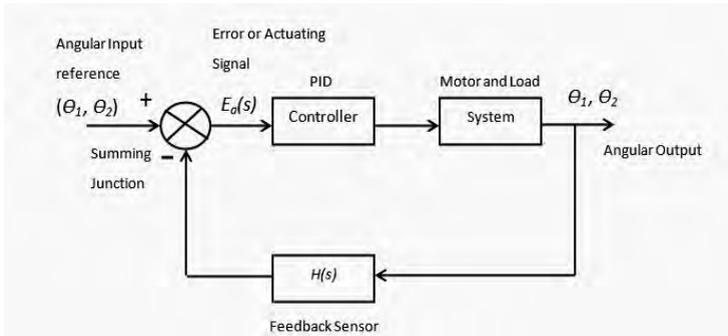
5. Analisa data dan grafik respon

Setelah penentuan parameter kendali PID dilakukan maka akan didapatkan respon sistem sesuai dengan yang diinginkan, maka dapat dilakukan analisa grafik yang didapat. Analisa grafik dilakukan dengan membandingkan respon sistem tanpa menggunakan kontrol PID dengan respon sistem setelah menggunakan kontrol PID.

6. Kesimpulan dan saran

Kesimpulan dari penelitian Tugas Akhir dapat diambil jika pada analisa didapatkan respon yang stabil dan didapatkan parameter – parameter pengendali PID yang baik. Kesimpulan berupa respon kestabilan dan hasil nilai K_p , K_i , dan K_d melalui *tuning* parameter kendali PID pada sistem pengendali pelontar peluru plastik. Saran berupa masukan untuk analisa simulasi pelontar peluru plastik pada khususnya.

1.3 Blok Diagram Sistem



Gambar 3.2 Blok diagram sistem Pelontar Peluru

Blok diagram berfungsi memetakan proses pada sistem dari input hingga menjadi output yang diharapkan. Blok diagram pada sistem kontrol alat pelontar peluru plastik tersebut dapat dijelaskan sebagai berikut :

- Input pada sistem berupa sudut inklinasi dan rotasi yang diharapkan. Batas jarak inklinasi $\pm 60^0$ dan jarak rotasi $\pm 60^0$. Input dimasukkan ke dalam sistem kontrol melalui perangkat lunak atau *software*.
- Minimum sistem mikrokontroler merupakan unit yang dapat diprogram dan menjalankan fungsinya sesuai program tersebut. Mikrokontroler yang digunakan pada sistem kontrol ini adalah ATmega 16.
- Motor sebagai aktuator yang berfungsi mengubah energi listrik menjadi besaran mekanik. Pada sistem ini, aktuator berupa motor listrik yang menghasilkan gerak rotasi.
- *Feedback sensor* yang digunakan pada sistem kontrol ini berupa potensiometer (*angular distance*) yang berfungsi sebagai *error detector*. Jika jarak tersebut telah sesuai dengan data input, maka minimum sistem akan mengirim sinyal berhenti ke motor. *Output* yang dihasilkan dari

sistem kontrol adalah jarak angular dari pergerakan pelontar peluru untuk sumbu azimuth dan elevasi sesuai dengan input posisi pada perangkat lunak.

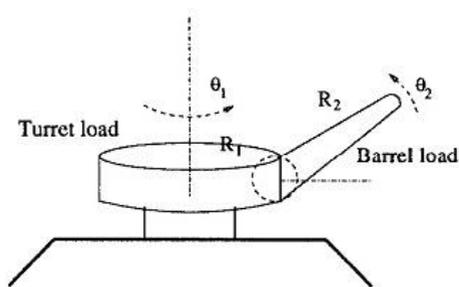
(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB IV PEMODELAN SISTEM PELONTAR PELURU

Pada bagian ini dikaji model matematika Pelontar peluru plastik yang berupa sistem persamaan differensial nonlinear dan diubah ke bentuk *state space*. Selanjutnya dilakukan pengecekan keterkontrolan dan ketertamatan sistem, desain sistem kendali kontrol PID dan, simulasi kendali PID.

4.1. Model Sistem Pelontar Peluru Plastik

Pelontar peluru Plastik dapat direpresentasikan sebagai robot manipulator dua link yang diperlihatkan oleh Gambar 4.1. Model dapat diperoleh dengan menggunakan persamaan Euler-Lagrange. Dimana L adalah energi kinetik total dikurangi energi potensial total pada sistem, ditulis $L = EK_{total} - EP_{total}$. Dengan turret dianggap rigid dan pejal berupa silinder yang diputar pada pusat lingkaran (memutar), gun dianggap rigid dan pejal berupa silinder yang diputar di ujung silinder sebagai poros putar. Karena sistem bergerak rotasional dengan dua pergerakan sehingga energi kinetik totalnya adalah energi kinetik saat memutar dan gerak gun keatas dan kebawah. Sedangkan energi potensialnya hanya terdapat pada gerakan gun. Energi kinetik sistem sebagai berikut



Gambar 4.1. Model Sistem Pelontar Peluru

$$\begin{aligned}
EK_{total} &= EK_{turret} + EK_{gun} \\
&= \frac{1}{2}I(\dot{\theta}_1)^2 + \frac{1}{2}I(\dot{\theta}_2)^2 \\
EK_{total} &= \frac{1}{2}\left(\frac{1}{2}m_1R_1^2 + m_2R_1^2 + m_2R_1R_2 \cos(\theta_2)\right) + \frac{1}{3}m_2R_2^2(\cos \theta_2)^2(\dot{\theta}_1)^2 \\
&\quad + \frac{1}{2}\left(\frac{1}{3}m_2R_2^2\right)(\dot{\theta}_2)^2 \\
EP_{total} &= \frac{1}{2}m_2gR_2 \sin(\theta_2). \tag{4.1}
\end{aligned}$$

Dari persamaan 4.1 dan 4.2 maka diperoleh :

$$\begin{aligned}
L &= EK_{total} - EP_{total} \\
&= \frac{1}{2}\left(\frac{1}{2}m_1R_1^2 + m_2R_1^2 + m_2R_1R_2 \cos(\theta_2)\right) + \frac{1}{3}m_2R_2^2(\cos \theta_2)^2(\dot{\theta}_1)^2 \\
&\quad + \frac{1}{2}\left(\frac{1}{3}m_2R_2^2\right)(\dot{\theta}_2)^2 - \frac{1}{2}m_2gR_2 \sin(\theta_2) \tag{4.2}
\end{aligned}$$

Sistem dinamik pelontar peluru diperoleh dengan substitusi persamaan 4.3 ke persamaan Euler-Lagrange

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} - \frac{\partial L}{\partial \theta} = \tau. \tag{4.3}$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial L}{\partial \theta_1} &= \left(\frac{1}{2}m_1R_1^2 + m_2R_1^2 + m_2R_1R_2 \cos(\theta_2)\right) + \frac{1}{3}m_2R_2^2(\cos \theta_2)^2(\dot{\theta}_1) \\
\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}_1} &= \left(\frac{1}{2}m_1R_1^2 + m_2R_1^2 + m_2R_1R_2 \cos(\theta_2)\right) + \frac{1}{3}m_2R_2^2(\cos \theta_2)^2(\ddot{\theta}_1) \\
&\quad + (-m_2R_1R_2 \sin(\theta_2)\dot{\theta}_2 - \frac{1}{3}m_2R_2^2 \sin(2\theta)\dot{\theta}_2)\dot{\theta}_1 \\
\frac{\partial L}{\partial \theta_1} &= 0 \\
\frac{\partial L}{\partial \theta_2} &= \left(\frac{1}{3}m_2R_2^2\right)\dot{\theta}_2 \\
\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}_1} &= \left(\frac{1}{3}m_2R_2^2\right)\ddot{\theta}_2 \\
\frac{\partial L}{\partial \theta_2} &= \frac{1}{2}(-m_2R_1R_2 \sin(\theta_2) - \frac{1}{3}m_2R_2^2 \sin(2\theta_2)\dot{\theta}_1^2 + \frac{1}{2}m_2gR_2 \cos \theta_2)
\end{aligned}$$

Diperoleh,

$$\begin{aligned}\tau_1 &= \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}_1} - \frac{\partial L}{\partial \theta_1} \\ \tau_1 &= \left(\frac{1}{2} m_1 R_1^2 + m_2 R_1^2 + m_2 R_1 R_2 \cos(\theta_2) + \frac{1}{3} m_2 R_2^2 (\cos \theta_2)^2 \right) (\ddot{\theta}_1) \\ &\quad + (-m_2 R_1 R_2 \sin(\theta_2) \dot{\theta}_2 - \frac{1}{3} m_2 R_2^2 \sin(2\theta_2) \dot{\theta}_2) \dot{\theta}_1 - 0\end{aligned}\quad (4.4)$$

$$\begin{aligned}\tau_2 &= \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}_2} - \frac{\partial L}{\partial \theta_2} \\ \tau_2 &= \left(\frac{1}{3} m_2 R_2^2 \right) \ddot{\theta}_2 - \frac{1}{2} (-m_2 R_1 R_2 \sin(\theta_2) - \frac{1}{3} m_2 R_2^2 \sin(2\theta_2)) \dot{\theta}_1 \\ &\quad + \frac{1}{2} m_2 g R_2 \cos \theta_2.\end{aligned}\quad (4.5)$$

Persamaan 4.4 dan 4.5 merupakan sistem dinamik dari pelontar peluru. Dari system tersebut dibentuk menjadi

$$D\ddot{\theta} + C\dot{\theta} + G = \tau$$

dimana D adalah momen inersia, C adalah efek gaya coriolis dan sentrifugal, sedangkan G adalah pengaruh gravitasi. Sehingga persamaan 4.4 dan 4.5 menjadi :

$$\begin{pmatrix} D_{11} & 0 \\ 0 & D_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{\theta}_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} \\ C_{21} & C_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ G_{21} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \end{pmatrix}\quad (4.6)$$

Dimana,

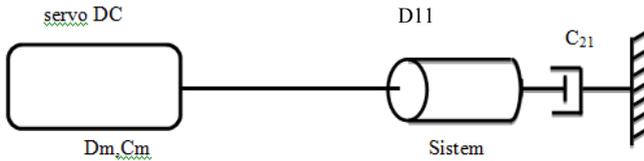
$$\begin{aligned}D_{11} &= \frac{1}{2} m_1 R_1^2 + m_2 R_1^2 + m_2 R_1 R_2 \cos(\theta_2) + \frac{1}{3} m_2 R_2^2 (\cos \theta_2)^2 \\ D_{22} &= \frac{1}{3} m_2 R_2^2 \\ C_{11} &= -m_2 R_1 R_2 \sin(\theta_2) \dot{\theta}_2 \\ C_{12} &= -\frac{1}{3} m_2 R_2^2 \sin(2\theta_2) \dot{\theta}_1 \\ C_{21} &= -\frac{1}{2} (-m_2 R_1 R_2 \sin(\theta_2) - \frac{1}{3} m_2 R_2^2 \sin(2\theta_2)) \dot{\theta}_1 \\ G_{21} &= \frac{1}{2} m_2 g R_2 \cos \theta_2 \\ C_{22} = G_{11} &= 0\end{aligned}$$

Sistem persamaan 4.6 kemudian diubah menjadi bentuk 4.7.

$$\begin{aligned}\ddot{\theta}_1 &= \frac{\tau_1 - C_{11}\dot{\theta}_1 - C_{12}\dot{\theta}_2}{D_{11}} \\ \ddot{\theta}_2 &= \frac{\tau_2 - C_{21}\dot{\theta}_1 - G_{21}}{D_{22}}\end{aligned}\quad (4.7)$$

4.2. Gabungan Model Sistem Elektrik dan Mekanis

4.2.1 Free Body Diagram Sumbu Azimuth



Gambar 4.2 *Free body diagram* sistem

Diketahui bahwa persamaan motor DC adalah sebagai berikut[7] :

$$Ea_1(t) = ia_1(t)Ra_1 + Kb_1 \frac{d\theta_1}{dt} \quad (4.8)$$

Dimana,

$$\begin{aligned}Kt_1 ia_1(t) &= \tau_1 = D_{eq} \ddot{\theta}_1 + C_{11_{eq}} \dot{\theta}_1 + C_{12_{eq}} \dot{\theta}_2 \\ ia_1(t) &= \frac{D_{eq} \ddot{\theta}_1 + C_{11_{eq}} \dot{\theta}_1 + C_{12_{eq}} \dot{\theta}_2}{Kt_1} \\ D_{eq} &= D_m + D_{11} \\ C_{11_{eq}} &= C_m + C_{11} \\ C_{12_{eq}} &= C_m + C_{12}\end{aligned}$$

Dengan menggabungkan persamaan mekanis sistem pelantar peluru dengan elektrik dari servo , maka persamaan servomotor DC menjadi :

$$Ea_1(t) = \left(\frac{D_{eq} \ddot{\theta}_1 + C11_{eq} \dot{\theta}_1 + C12_{eq} \dot{\theta}_2}{Kt_1} \right) Ra_1 + Kb_1 \frac{d\theta_1}{dt} \quad (4.9)$$

Diketahui :

$$D_{azimut h} = D_a = \left(\frac{D_{eq} Ra_1}{Kt_1} \right)$$

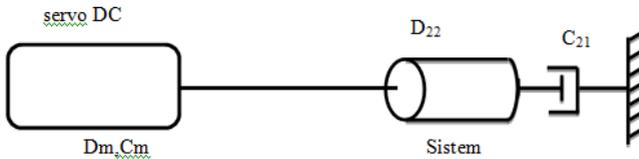
$$C11_{azimut h} = C11_a = \left(\frac{C11_{eq} Ra_1}{Kt_1} \right)$$

$$C12_{azimut h} = C12_a = \left(\frac{C12_{eq} Ra_1}{Kt_1} \right)$$

Maka untuk sumbu azimuth, persamaan Motor DC menjadi,

$$Ea_1(t) = D_a \ddot{\theta}_1 + (C11_a + Kb_1) \dot{\theta}_1 + C12_a \dot{\theta}_2 \quad (4.10)$$

4.2.2 Free Body Diagram Sumbu Elevasi



Gambar 4.3 Free body diagram sistem

Diketahui bahwa persamaan motor DC adalah sebagai berikut[7]

$$Ea_2(t) = ia_2(t)Ra_2 + Kb_2 \frac{d\theta_2}{dt} \quad (4.11)$$

Dimana,

$$Kt_2 ia_2(t) = \tau_2 = D_{eq} \ddot{\theta}_2 + C_{eq} \dot{\theta}_1 + G_{eq}$$

$$ia_2(t) = \frac{D_{eq} \ddot{\theta}_2 + C_{eq} \dot{\theta}_1 + G_{eq}}{Kt_2}$$

$$\begin{aligned}
 D_{eq} &= D_m + D_{22} \\
 C_{eq} &= C_m + C_{21} \\
 G_{eq} &= G_2
 \end{aligned}$$

Dengan menggabungkan persamaan mekanis sistem pelontar peluru dengan elektrik dari servo, maka persamaan servomotor DC menjadi,

$$Ea_2(t) = \left(\frac{D_{eq}\ddot{\theta}_2 + C_{eq}\dot{\theta}_1 + G_{eq}}{Kt_2} \right) Ra_2 + Kb_2 \frac{d\theta_2}{dt} \quad (4.12)$$

diketahui :

$$\begin{aligned}
 D_{elevasi} &= D_e = \left(\frac{D_{eq} Ra_2}{Kt_2} \right) \\
 C_{elevasi} &= C_e = \left(\frac{C_{eq} Ra_2}{Kt_2} \right) \\
 G_{elevasi} &= G_e = \left(\frac{G_{eq} Ra_2}{Kt_2} \right)
 \end{aligned}$$

Maka untuk sumbu elevasi, persamaan Motor servo DC menjadi,

$$Ea_2(t) = D_e\ddot{\theta}_2 + C_e\dot{\theta}_1 + Kb_2\dot{\theta}_2 + Ge \quad (4.13)$$

Pada sistem persamaan 4.10 dan 4.13 diatas kemudian diubah menjadi bentuk Persamaan (4.14) :

$$\begin{aligned}
 Ea_1(t) &= D_a\ddot{\theta}_1 + (C_{11a} + Kb_1)\dot{\theta}_1 + C_{12a}\dot{\theta}_2 \\
 Ea_2(t) &= D_e\ddot{\theta}_2 + C_e\dot{\theta}_1 + Kb_2\dot{\theta}_2 + Ge
 \end{aligned} \quad (4.14)$$

Sistem persamaan diatas kemudian diubah menjadi bentuk (4.15),

$$\begin{aligned}
 \ddot{\theta}_1 &= \frac{-(C_{11a} + Kb_1)\dot{\theta}_1}{D_a} - \frac{C_{12a}\dot{\theta}_2}{D_a} + \frac{Ea_1(t)}{D_a} \\
 \ddot{\theta}_2 &= \frac{-C_e\dot{\theta}_1}{D_e} - \frac{Kb_2\dot{\theta}_2}{D_e} - \frac{G}{D_e} + \frac{Ea_2(t)}{D_e}
 \end{aligned} \quad (4.15)$$

Perubahan kecepatan sudut θ_1 sebanding dengan tegangan yang bekerja pada turret dikurangi dengan efek gaya koriolis dan sentrifugal karena adanya perubahan posisi pada turret dan gun dan berbanding terbalik dengan momen inersia pada turret. Sedangkan perubahan kecepatan sudut θ_2 sebanding dengan tegangan yang bekerja pada gun dikurangi dengan efek gaya koriolis dan sentrifugal karena adanya perubahan posisi pada turret dan berbanding terbalik dengan momen inersia pada gun. Sistem dinamik dari pelontar peluru selanjutnya dibentuk kedalam model *state-space* untuk uji keterkontrolan dan keteramatan. uji keterkontrolan dan keteramatan disesuaikan dengan spesifikasi dari alat pelontar peluru dan motorservo.

Berikut spesifikasi dari alat Pelontar peluru

- jari-jari turret $R_1 = 0.05$ m
- jari-jari gun $R_2 = 0.29$ m
- massa turret $m_1 = 0.72$ Kg
- massa gun $m_2 = 1$ Kg
- sudut putar turret $\theta_1 = [0; 60]$
- sudut putar gun $\theta_2 = [0; 60]$

Spesifikasi motor servo :

- $T_{stall} = 0.296$
- $K_t/r_a = 0.061$
- $K_b = 0.8711$
- $D_m = 0.01$
- $C_m = 0.83$
- $\omega_{no\ load} = 5.511$

4.3. Model *State-Space*

Sistem persamaan 4.15 merupakan sistem persamaan nonlinear orde dua. Model *state-space* merupakan sistem persamaan differensial linear orde satu. Sehingga sistem persamaan 4.15 diubah menjadi sistem persamaan linear orde satu.

Misal $\theta_1 = X_1$ dan $\theta_2 = X_3$, maka didapatkan persamaan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \dot{X}_1 &= X_2 \\ \dot{X}_2 &= \frac{-\left(\frac{Cm - m_2 R_1 R_2 \sin \varphi(x_3) x_4}{Kt_1} R a_1 + K b_1\right) x_2 - \left(\frac{Cm - \frac{1}{3} m_2 R_2^2 \sin \varphi(2x_3) x_2}{Kt_1} R a_1\right) X_4 + E a_1(t)}{\left(\frac{Dm + \frac{1}{2} m_1 R_1^2 + m_2 R_1^2 + m_2 R_1 R_2 \cos(x_3) + \frac{1}{3} m_2 R_2^2 (\cos x_3)^2}{Kt_1} R a_1\right)} \\ \dot{X}_3 &= X_4 \\ \dot{X}_4 &= \frac{-\left(\frac{Cm - \frac{1}{2} m_2 R_1 R_2 \sin(x_3) x_2 + \frac{1}{6} m_2 R_2^2 \sin \varphi(2x_3) x_2}{Kt_2} R a_2\right) x_2 - K b_2 X_4 - \left(\frac{\frac{1}{2} m_2 g R_2 \cos(x_3) R a_2}{Kt_2}\right) + E a_2(t)}{\left(\frac{Dm + \frac{1}{2} m_2 R_2^2}{Kt_2} R a_2\right)} \end{aligned} \quad (4.16)$$

Persamaan 4.16 merupakan sistem persamaan differensial nonlinear orde satu. Sistem persamaan tersebut akan diubah menjadi sistem persamaan differensial linear orde satu dengan linearisasi menggunakan metode Jacobian untuk pelinearan sekitar titik kesetimbangan.

Titik kesetimbangan merupakan salah satu penyelesaian sistem dimana sistem sudah tidak berubah. Maka dapat disimpulkan bahwa $f_1(x_1, x_2, x_3, x_4) = f_2(x_1, x_2, x_3, x_4) = f_3(x_1, x_2, x_3, x_4) = f_4(x_1, x_2, x_3, x_4) = 0$

Didapatkan persamaan sebagai berikut :

$$\begin{aligned} 0 &= X_2 \\ 0 &= \frac{-\left(\frac{Cm - m_2 R_1 R_2 \sin \varphi(x_3) x_4}{Kt_1} R a_1 + K b_1\right) x_2 - \left(\frac{Cm - \frac{1}{3} m_2 R_2^2 \sin \varphi(2x_3) x_2}{Kt_1} R a_1\right) X_4 + E a_1(t)}{\left(\frac{Dm + \frac{1}{2} m_1 R_1^2 + m_2 R_1^2 + m_2 R_1 R_2 \cos(x_3) + \frac{1}{3} m_2 R_2^2 (\cos x_3)^2}{Kt_1} R a_1\right)} \\ 0 &= X_4 \\ 0 &= \frac{-\left(\frac{Cm - \frac{1}{2} m_2 R_1 R_2 \sin(x_3) x_2 + \frac{1}{6} m_2 R_2^2 \sin \varphi(2x_3) x_2}{Kt_2} R a_2\right) x_2 - K b_2 X_4 - \left(\frac{\frac{1}{2} m_2 g R_2 \cos(x_3) R a_2}{Kt_2}\right) + E a_2(t)}{\left(\frac{Dm + \frac{1}{2} m_2 R_2^2}{Kt_2} R a_2\right)} \end{aligned} \quad (4.18)$$

didapatkan $x_2 = x_4 = 0$, x_1 tidak terdapat pada sistem. Dilihat dari sistemnya, x_1 merupakan posisi dari turret. Dimanapun posisi dari

turret, turret akan setimbang karena $x_2 = 0$ atau dalam posisi turret berhenti. Dimisalkan titik kesetimbangan posisi turret θ_1 . Sedangkan $x_3 = \arccos \frac{2Ea(t)Kt_2}{m_2gR_2Ra_2}$. Artinya, x_3 bergantung pada tegangan yang bekerja pada gun sedangkan tegangan sendiri bergantung pada posisi gun. Karena pada posisi setimbang kecepatan gun nol ($x_4 = 0$ atau gun berhenti), sehingga posisi gun menjadi tetap. Gun akan setimbang di posisi manapun. Posisi turret dan gun setimbang di posisi manapun. Dimisalkan titik kesetimbangan posisi turret θ_2 .

$$J(\bar{x}) = \begin{pmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \frac{\partial f_1}{\partial x_3} & \frac{\partial f_1}{\partial x_4} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \frac{\partial f_2}{\partial x_3} & \frac{\partial f_2}{\partial x_4} \\ \frac{\partial f_3}{\partial x_1} & \frac{\partial f_3}{\partial x_2} & \frac{\partial f_3}{\partial x_3} & \frac{\partial f_3}{\partial x_4} \\ \frac{\partial f_4}{\partial x_1} & \frac{\partial f_4}{\partial x_2} & \frac{\partial f_4}{\partial x_3} & \frac{\partial f_4}{\partial x_4} \end{pmatrix} \quad (4.19)$$

Persamaan 4.18 adalah matriks jacobian, dimana x adalah titik kesetimbangan sistem. Linearisasi sekitar titik kesetimbangan adalah

$$J(\bar{x}) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{a} & \mathbf{c} & \mathbf{e} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \mathbf{b} & \mathbf{d} & \mathbf{f} \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

a

$$= \frac{-Cm \frac{Ra_1}{Kt_1} + -kb_1 - Cm \frac{Ra_1}{Kt_1}}{Dm \frac{Ra_1}{Kt_1} + \frac{1}{2}m_1R_1^2 \frac{Ra_1}{Kt_1} + m_2R_1^2 \frac{Ra_1}{Kt_1} + m_2R_1R_2 \cos(\alpha) \frac{Ra_1}{Kt_1} + \frac{1}{3}m_2R_2^2 (\cos \alpha)^2 \frac{Ra_1}{Kt_1}}$$

$$b = \frac{-Cm}{Dm + \frac{1}{2}m_2R_2^2}$$

$$c = -(-m_2R_1R_2 \sin(\alpha) \frac{Ra_1}{Kt_1} - \frac{2}{3}m_2R_1^2 \sin \alpha \cos \alpha \frac{Ra_1}{Kt_1})Ea_1(t)$$

$$d = \frac{\frac{1}{2}m_2 g R_2 \sin(\alpha)}{Dm + \frac{1}{2}m_2 R_2^2}$$

$$e = \frac{m_2 R_1 R_2 \sin(\alpha) \frac{Ra_1}{Kt_1} x_2 + \frac{1}{3} m_2 R_2^2 (\sin 2\alpha) x_2 \frac{Ra_1}{Kt_1}}{Dm \frac{Ra_1}{Kt_1} + \frac{1}{2} m_1 R_1^2 \frac{Ra_1}{Kt_1} + m_2 R_1^2 \frac{Ra_1}{Kt_1} + m_2 R_1 R_2 \cos(\alpha) \frac{Ra_1}{Kt_1} + \frac{1}{3} m_2 R_2^2 \cos(\alpha) \frac{Ra_1}{Kt_1}}$$

$$f = \frac{-Kb_2}{Dm \frac{Ra_2}{Kt_2} + \frac{1}{2} m_2 R_2^2 \frac{Ra_2}{Kt_2}}$$

Persamaan 4.19 disebut sebagai A. Dengan cara yang sama untuk variabel kendalanya yang nantinya disebut sebagai B.

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \frac{1}{0.258 + 0.475(\cos \alpha) + 0.919(\cos \alpha)^2} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0.6485 \end{bmatrix}$$

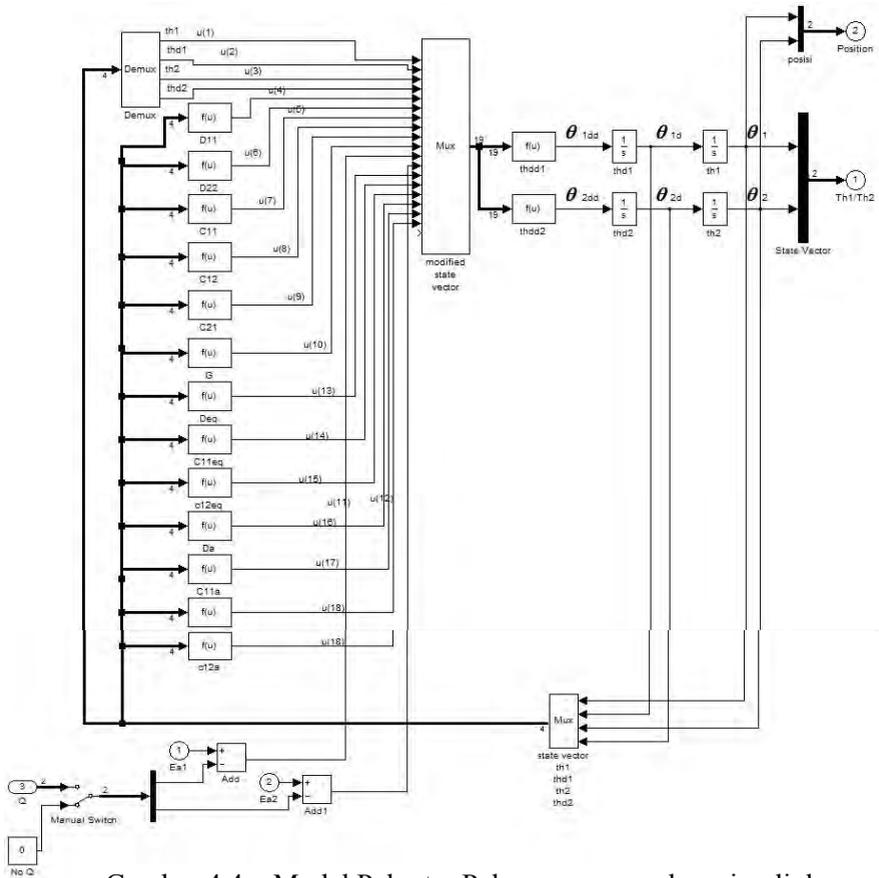
$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D = [0; 0; 0; 0]$$

Model *state-space* yang terbentuk adalah $\dot{x} = Ax + Bu$ dan $y = Cx + Du$.

4.4. Model Simulink Pelontar Peluru Plastik

Dari persamaan 4.15, dibuat simulasi model sistem dinamik gabungan antara alat Pelontar Peluru dan motor servo menggunakan SIMULINK. Dengan Ea_1 dan Ea_2 sebagai input seperti yang terlihat pada gambar 4.4

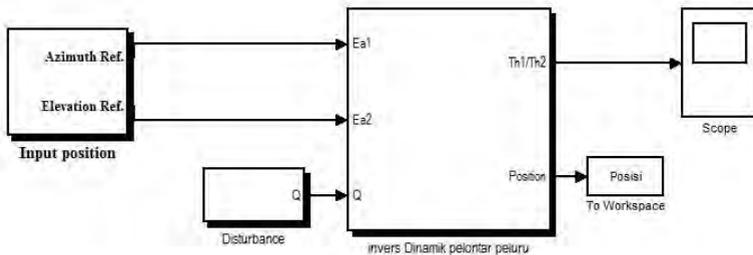


Gambar 4.4 Model Pelontar Peluru menggunakan simulink

Model diatas menggambarkan bahwa input dari sistem dinamis ATG dinotasikan sebagai Ea_1 dan Ea_2 mewakili tegangan untuk motor servo azimuth dan motor servo elevasi. Adanya gangguan eksternal dinotasikan sebagai Q . output dari sistem dinamis adalah posisi masing-masing untuk azimuth dan elevasi.

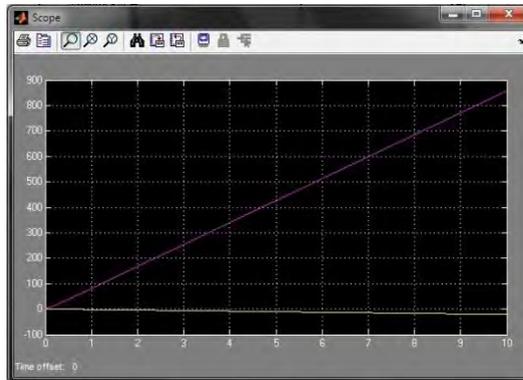
4.4.1 Simulasi sistem open loop Pelontar Peluru

Dalam sistem kontrol open loop, nilai output tidak dapat dibandingkan dengan nilai input. Dikarenakan apabila pada sistem open loop terdapat gangguan, maka sistem kontrol open loop tidak dapat melaksanakan tugas sesuai yang diharapkan. System kontrol open loop dapat digunakan hanya jika hubungan antara masukan dan keluaran diketahui dan tidak terdapat gangguan internal maupun eksternal. Untuk melakukan pengendalian dengan kontrol PID kita perlu mengetahui respon sistem sebelum dikontrol. Model sistem sebelum dikontrol atau open loop adalah sebagai berikut:



Gambar 4.5 Blok diagram sistem open loop pelontar peluru

Dari model simulink tersebut dilakukan runing untuk mendapatkan hasil berupa grafik respon. Grafik respon sistem open loop seperti ditunjukkan pada gambar 4.6.



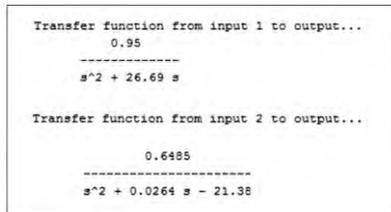
Gambar 4.6 Respon grafik sistem open loop

Grafik diatas merupakan grafik respon awal tanpa adanya umpan balik atau open loop sistem pelontar peluru yang didapatkan melalui program simulink dengan input step sebesar 60^0 . Pada grafik gambar 4.6 dapat terlihat bahwa sistem memiliki perbedaan (offset) cukup besar antara output aktual dengan output yang diinginkan.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB V PENENTUAN PARAMETER PID

Untuk mendapatkan parameter – parameter nilai PID, digunakan dua metode, yaitu metode root locus dan metode trial error. Dalam penentuan parameter PID menggunakan transfer fungsi dari sistem turret dan transfer fungsi dari gun. Berdasarkan persamaan state space (4.19) yang sudah didapat, diubah ke bentuk transfer fungsi. Hasil transfer fungsi yang didapat terlihat pada gambar 5.1



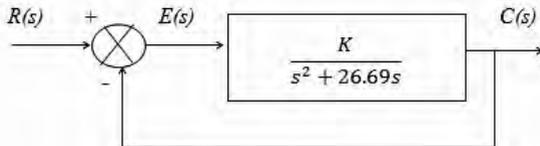
Gambar 5.1 Transfer fungsi dari sistem Pelontar Peluru

5.1. Desain PID dengan Metode Root Locus

5.1.1 Desain PID Root Locus pada Sumbu Azimuth

Metode desain PID dengan menggunakan *Root Locus* memanfaatkan perubahan kedudukan dari tiap akar-akar matematis dari sebuah sistem untuk tiap perubahan yang diberikan pada *gain* (penguat) yang diwujudkan dalam sebuah sketsa *root locus* untuk sistem tersebut. Hal tersebut memungkinkan kita untuk menentukan *gain* yang sesuai dengan kriteria desain kontroller untuk mendapatkan respon transient yang diinginkan. Metode desain PID ini terdiri dari beberapa tahap, antara lain menentukan kriteria desain kontroller yang diinginkan, menentukan letak posisi *zero compensator* untuk PD *compensator*, serta menghitung parameter K_P dan K_D . Parameter untuk K_I dihitung setelah didapatkan parameter K_P dan K_D dengan cara menambahkan *pole* baru pada posisi *origin* dan zero pada posisi mendekati posisi *origin*.

Kriteria desain utama yang ditentukan untuk sistem controller antara lain adalah memiliki *overshoot* (OS) 5 %, dan *settling time* (T_s) 0.2 detik serta tidak memiliki *steady state error*. Blok diagram untuk sistem kontrol pelontar peluru diilustrasikan pada gambar 5.2 dimana pada blok plant adalah nilai transfer fungsi dari sumbu azimuth:



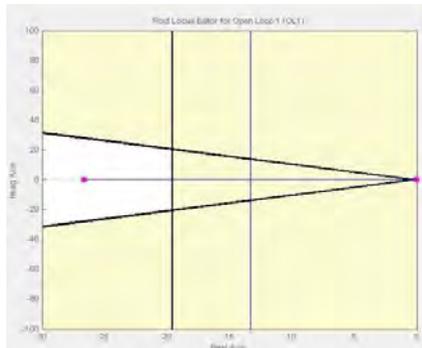
Gambar 5.2 Feedback Control System Elevasi pelontar peluru

Damping ratio (ζ) dan frekuensi natural (ω_n) dirumuskan sebagai berikut,

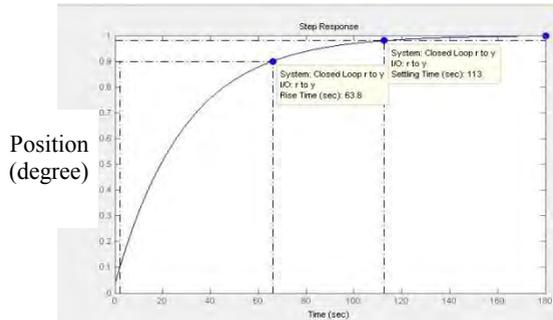
$$\zeta = \frac{-\ln(\%OS/100)}{\sqrt{\pi^2 + \ln^2(\%OS/100)}} = \frac{-\ln(\%5/100)}{\sqrt{\pi^2 + \ln^2(\%5/100)}} = 0.69 \quad (5.1)$$

$$\omega_n = \frac{4}{\zeta T_s} = \frac{4}{0.69(0.2)} = 28.98 \quad (5.2)$$

Sketsa *root locus* untuk untuk sistem pelontar peluru dengan kriteria desain diatas dapat dilihat pada gambar 5.3.

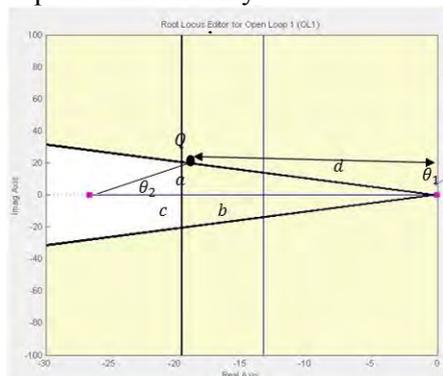


Gambar 5.3 Root Locus untuk Sistem Elevasi Pelontar peluru



Gambar 5.4 Respon Awal Sistem untuk Step Input = 1

Gambar 5.3 menunjukkan sketsa *root locus* dari sistem pelontar peluru, dimana garis miring pada gambar menunjukkan garis *damping ratio* dengan *overshoot* sebesar 5% dan garis tegak lurus menunjukkan garis untuk *settling time* sebesar 0.2 detik. Daerah yang berwarna coklat menunjukkan daerah yang memiliki respon *transient* diluar dari kriteria desain, sedangkan daerah yang berwarna putih merupakan daerah yang telah memenuhi kriteria desain yang telah ditentukan. Gambar 5.4 menunjukkan bahwa berapapun besar *gain* yang diberikan pada sistem tidak akan dapat memenuhi kriteria desain, sehingga diperlukan adanya penambahan *zero* pada sumbu realnya



Gambar 5.5 Letak Posisi *Interest Point*

Titik Q pada gambar 5.5 merupakan *interest point* atau titik yang berada pada batas antara daerah yang memenuhi kriteria desain dan daerah yang tidak memenuhi kriteria desain. Sudut θ_1 dan θ_2 merupakan sudut yang terbentuk antara masing-masing pole terhadap *interest point* (titik Q). Koordinat dari posisi titik Q dirumuskan sebagai berikut:

$$j_q = a = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} = 28.98 \sqrt{1 - 0,69^2} = 20.975 \quad (5.3)$$

$$\sigma_q = b = -\zeta \omega_n = -(0,69)(28.98) = -19.99 \quad (5.4)$$

Koordinat untuk masing-masing pole dari sistem pelontar peluru didapatkan dengan mencari akar-akar dari denominator pada persamaan *transfer function* plant sistem dengan menggunakan MatLab.

akar pole 1 = 0

akar pole 2 = -26.69

Sudut θ_1 dan θ_2 masing-masing didapatkan dengan menggunakan konsep trigonometri sebagai berikut:

$$\theta_1 = 180^0 - \tan^{-1} \left(\frac{a}{b} \right) \quad (5.5)$$

$$\theta_1 = 180^0 - \tan^{-1} \left(\frac{20.975}{19.99} \right) = 133.63^0$$

$$\theta_2 = \tan^{-1} \left(\frac{a}{c} \right) \quad (5.6)$$

$$\theta_2 = \tan^{-1} \left(\frac{20.975}{26.69 - 19.99} \right) = 72.28^0$$

Sudut *zero* dihitung dengan menggunakan persamaan sebagai berikut:

$$\theta_z - (\theta_1 + \theta_2) = (2k + 1)180^0 ; k = 0, \pm 1, \pm 2, \dots \quad (5.7)$$

dengan $k = 0$, maka,

$$\theta_z - (133.63^0 + 72.28^0) = (2(0) + 1)180^0$$

$$\theta_z = 205.9^0 - 180^0 = 25.9^0$$

Posisi koordinat *zero* baru pada sumbu real *root locus* dicari dengan menggunakan hubungan trigonometri sebagai berikut:

$$\tan \theta_z = \frac{j_q}{x} \quad (5.8)$$

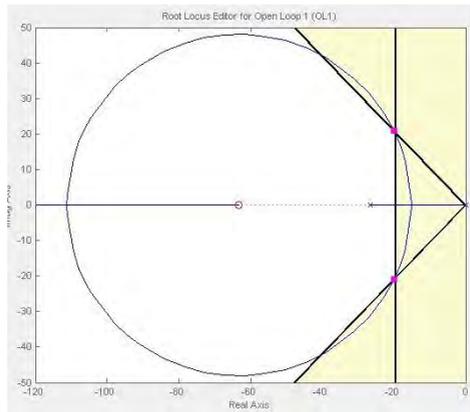
$$\tan 25.9^\circ = \frac{20.975}{x}$$

$$x = 43.19$$

$$\sigma_z = x + \sigma_q$$

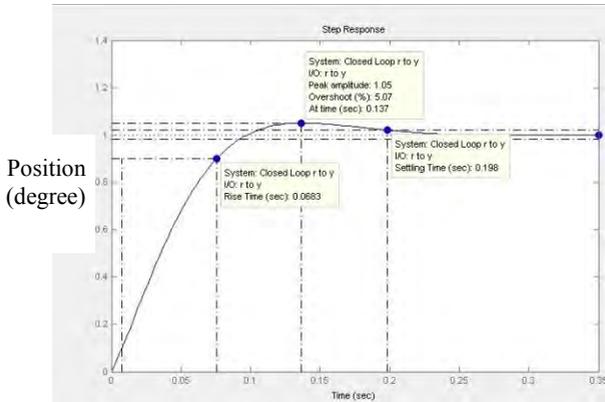
$$\sigma_z = 43.19 + 19.99 = 63.2$$

Titik *zero* baru tersebut lalu dimasukkan ke dalam *root locus* sistem melalui MatLab sehingga menghasilkan trend *root locus* yang baru seperti pada gambar 5.6.



Gambar 5.6 *Root Locus* Sistem Elevasi Pelontar peluru

Apabila *gain* diperbesar sampai pada pertemuan antara garis *overshoot* 5% dan garis *settling time* 0.2 detik (titik *Q*) maka diperoleh grafik respon sistem sebagai berikut:



Gambar 5.7 Grafik Respon Sistem Elevasi Pelontar Peluru

Tabel 5.1 Respon Sistem Azimuth Pelontar peluru

| | Uncompensated | PD Compensated |
|------------------------|--------------------------|-------------------------------------|
| Plant and Compensator | $\frac{K}{s^2 + 26.69s}$ | $\frac{K(s + 63.2s)}{s^2 + 26.69s}$ |
| Dominant Poles | - | $-19.99 \pm j20.9$ |
| K | 0.95 | 13.9 |
| δ | - | 0.69 |
| ω_n | - | 28.98 |
| %OS | 0 | 5.8 |
| T_s | 110 | 0.19 |
| T_p | 180 | 0.129 |
| Zero | - | -63.2 |
| Steady State Error (%) | 0 | 0 |

Tabel 5.1 menunjukkan bahwa sistem pelontar peluru yang telah diberikan controller PD mampu menaikan rise time dan setting time, akan tetapi hadirnya controller PD mengakibatkan kenaikan *overshoot*. Adapun konstanta *proportional* dan *derivative* dapat dihitung dengan persamaan berikut:

$$G_{PD}(s) = K_1 + \frac{K_2}{s} = \frac{K_2(s + \frac{K_1}{K_2})}{s} \quad (5.9)$$

$$G_{PD}(s) = \frac{K(s + 0.016s)}{s} = \frac{13.9(s + 63.2s)}{s} \quad (5.10)$$

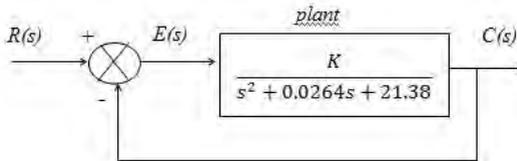
K_1 , K_2 berturut-turut adalah K_p dan K_D . Apabila persamaan (5.9) dan (5.10) disesuaikan, maka didapatkan konstanta K_p , dan K_D sebagai berikut:

$$K_1 = K_p = 877.47$$

$$K_2 = K_D = 14.039$$

5.1.2 Desain PID *Root Locus* pada Sumbu Elevasi

Kriteria desain utama yang ditentukan untuk sistem controller antara lain adalah memiliki *overshoot* (OS) tidak lebih dari 5 %, dan *settling time* (T_s) tidak lebih dari 1 detik serta tidak memiliki *steady state error*. Blok diagram untuk sistem kontrol pelontar peluru diilustrasikan pada gambar 5.8, dimana pada blok plant adalah nilai dari transfer fungsi sumbu elevasi.



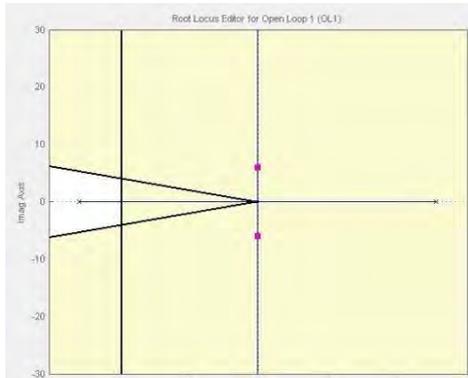
Gambar 5.8 *Feedback Control System* Elevasi pelontar peluru

Damping ratio (ζ) dan frekuensi natural (ω_n) dirumuskan sebagai berikut,

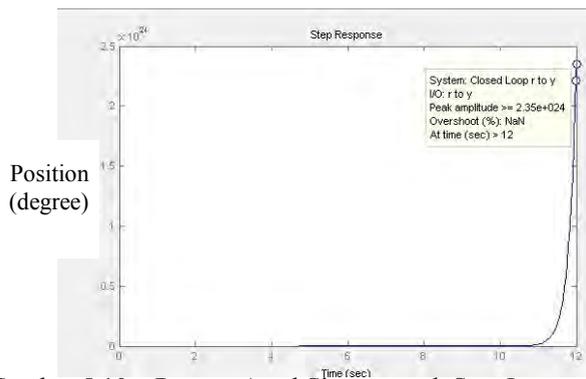
$$\zeta = \frac{-\ln(\%OS/100)}{\sqrt{\pi^2 + \ln^2(\%OS/100)}} = \frac{-\ln(\%5/100)}{\sqrt{\pi^2 + \ln^2(\%5/100)}} = 0.69 \quad (5.11)$$

$$\omega_n = \frac{4}{\zeta T_s} = \frac{4}{0.69(1)} = 5.797 \quad (5.12)$$

Sketsa *root locus* untuk untuk sistem pelontar peluru dengan kriteria desain diatas dapat dilihat pada gambar 5.9.



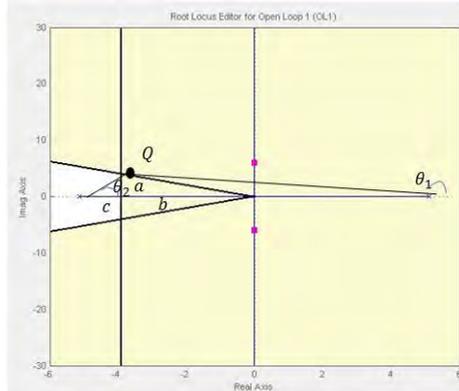
Gambar 5.9 Root Locus untuk Sistem Elevasi Pelontar Peluru



Gambar 5.10 Respon Awal Sistem untuk Step Input

Gambar 5.9 menunjukkan sketsa *root locus* dari sistem pelontar peluru, dimana garis miring pada gambar menunjukkan garis *damping ratio* dengan *overshoot* sebesar 20% dan garis tegak lurus menunjukkan garis untuk *settling time* sebesar 2 detik. Daerah yang berwarna coklat menunjukkan daerah yang memiliki respon *transient* diluar dari kriteria desain, sedangkan daerah yang berwarna putih merupakan daerah yang telah memenuhi kriteria desain yang telah ditentukan. Gambar 5.10 menunjukkan bahwa berapapun besar *gain* yang diberikan pada sistem tidak

akan dapat memenuhi kriteria desain, sehingga diperlukan adanya penambahan *zero* pada sumbu realnya.



Gambar 5.11 Letak Posisi Interest Point

Titik Q pada gambar 5.11 merupakan *interest point* atau titik yang berada pada batas antara daerah yang memenuhi kriteria desain dan daerah yang tidak memenuhi kriteria desain. Sudut θ_1 dan θ_2 merupakan sudut yang terbentuk antara masing-masing pole terhadap interest point (titik Q). Koordinat dari posisi titik Q dirumuskan sebagai berikut:

$$j_q = a = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} = 5.797 \sqrt{1 - 0.69^2} = 4.196 \quad (5.13)$$

$$\sigma_q = b = -\zeta \omega_n = -(0.69)(5.797) = -3.99 \quad (5.14)$$

Koordinat untuk masing-masing pole dari sistem didapatkan dengan mencari akar-akar dari denumerator pada persamaan *transfer function* plant sistem dengan menggunakan MatLab.

akar pole 1 = 5.1

akar pole 2 = -5.13

Sudut θ_1 dan θ_2 masing-masing didapatkan dengan menggunakan konsep trigonometri sebagai berikut:

$$\theta_1 = 180^\circ - \tan^{-1} \left(\frac{a}{b+5.13} \right) \quad (4.15)$$

$$\theta_1 = 180^\circ - \tan^{-1} \left(\frac{4.196}{3.99 + 5.13} \right) = 155.29^\circ$$

$$\theta_2 = \tan^{-1} \left(\frac{a}{c} \right) \quad (5.16)$$

$$\theta_2 = \tan^{-1} \left(\frac{4.196}{5.13-3.99} \right) = 74.79^\circ$$

Sudut *zero* dihitung dengan menggunakan persamaan sebagai berikut:

$$\theta_z - (\theta_1 + \theta_2) = (2k + 1)180^\circ ; k = 0, \pm 1, \pm 2, \dots \quad (5.17)$$

dengan $k = 0$, maka,

$$\theta_z - (155.29^\circ + 74.79^\circ) = (2(0) + 1)180^\circ$$

$$\theta_z = 230.08^\circ - 180^\circ = 50.08^\circ$$

Posisi koordinat *zero* baru pada sumbu real *root locus* dicari dengan menggunakan hubungan trigonometri sebagai berikut:

$$\tan \theta_z = \frac{j_q}{x} \quad (5.18)$$

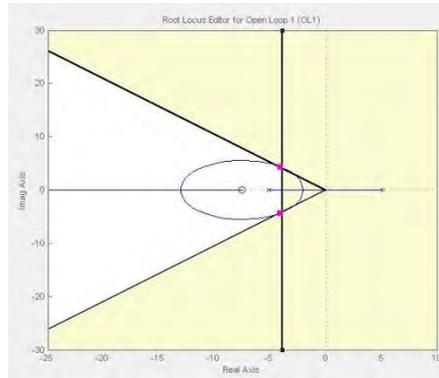
$$\tan 50.08^\circ = \frac{4.196}{x}$$

$$x = 3.511$$

$$\sigma_z = x + \sigma_q$$

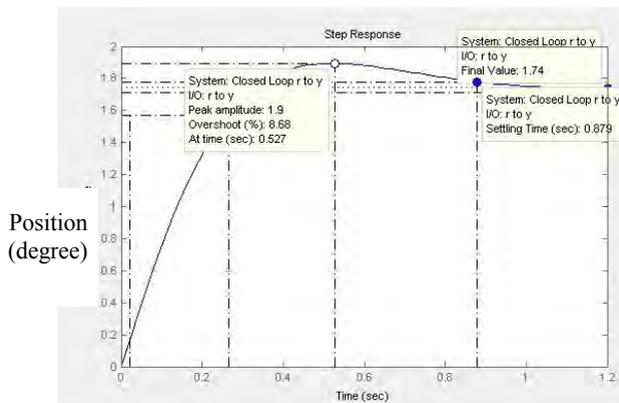
$$\sigma_z = 3.511 + 3.99 = 7.5$$

Titik *zero* baru tersebut lalu dimasukkan ke dalam *root locus* sistem melalui MatLab sehingga menghasilkan trend *root locus* yang baru seperti pada gambar 5.12.



Gambar 5.12 Root Locus Sistem Elevasi pelontar peluru

Apabila *gain* diperbesar sampai pada pertemuan antara garis *overshoot* 5% dan garis *settling time* 1 detik (titik *Q*) maka diperoleh grafik respon sistem sebagai berikut:



Gambar 5.13 Grafik Respon Sistem Elevasi Pelontar peluru

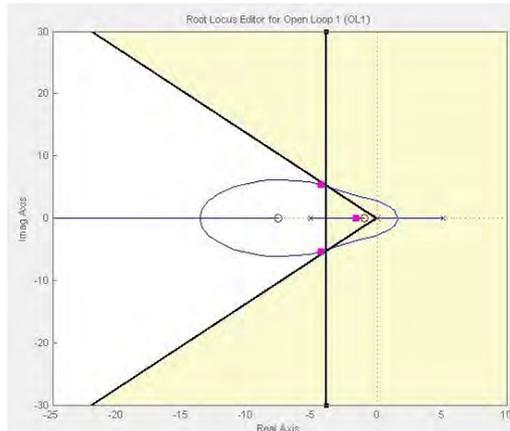
Pada gambar 5.13 ditunjukkan bahwa sistem elevasi pelontar peluru masih memiliki *steady state error* sehingga sistem

tersebut membutuhkan controller PI yang berfungsi untuk menghilangkan *steady state error*. Norman S. Nise dalam bukunya yang berjudul “*Control Systems Engineering*” menjelaskan bahwa controller PI diaplikasikan dengan pada sistem dengan menambahkan *pole* pada posisi *origin* serta *zero* pada sumbu real dengan sembarang posisi yang mendekati posisi *origin*, sehingga letak posisi *pole* dan *zero* baru yang ideal ditentukan sebagai berikut:

$$pole [\sigma, j\omega] = [0,0]$$

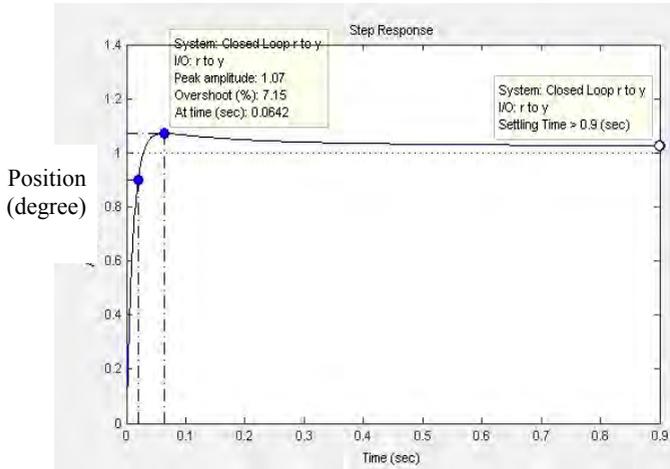
$$zero [\sigma, j\omega] = [-0.1,0]$$

Zero dan *pole* baru tersebut kemudian dimasukkan ke dalam *root locus* sistem yang telah diaplikasikan PD *compensator*, sehingga menghasilkan trend *root locus* sebagai berikut:



Gambar 5.14 *Root Locus* Sistem Elevasi pelontar peluru

Apabila *gain* diperbesar sampai pada *interest point* (titik *Q*) maka diperoleh grafik respon sistem sebagai berikut:



Gambar 5.15 Grafik Respon Sistem Elevasi pelontar peluru.

Tabel 5.2 Respon Sistem Elevasi Pelontar peluru

| | PD Compensated | PID Compensated |
|------------------------|---|---|
| Plant and Compensator | $\frac{K(s + 7.58)}{s^2 + 0.0264s + 2.663}$ | $\frac{K(s + 7.58)(s + 0.5)}{(s^2 + 0.0264s + 2.663)s}$ |
| Dominant Poles | $-4.54 \pm j4.76$ | $-3.99 \pm j4.19$ |
| K | 74,938 | 149.88 |
| Z | 0.69 | 0,69 |
| Ω_n | 6,58 | 5.797 |
| %OS | 8.68 | 7.15 |
| T_s | 0.88 | 0.9 |
| T_p | 0,53 | 0.06 |
| Zero | -7.58 | -7.58, -0.5 |
| Steady State Error (%) | 0.74 | 0 |

Tabel 5.2 menunjukkan bahwa sistem pelontar peluru yang telah diberikan controller PID mampu mengeliminasi *steady state error*, akan tetapi hadirnya controller PI mengakibatkan kenaikan

settling time. Adapun konstanta *proportional*, *integral*, dan *derivative* dapat dihitung dengan persamaan berikut:

$$G_{PID}(s) = K_1 + \frac{K_2}{s} + K_3s = \frac{K_3\left(s^2 + \frac{K_1}{K_3}s + \frac{K_2}{K_3}\right)}{s} \quad (5.19)$$

$$G_{PID}(s) = \frac{K(s+7.58)(s+0,5)}{s} = \frac{149.88(s^2+8.08s+3.79)}{s} \quad (5.20)$$

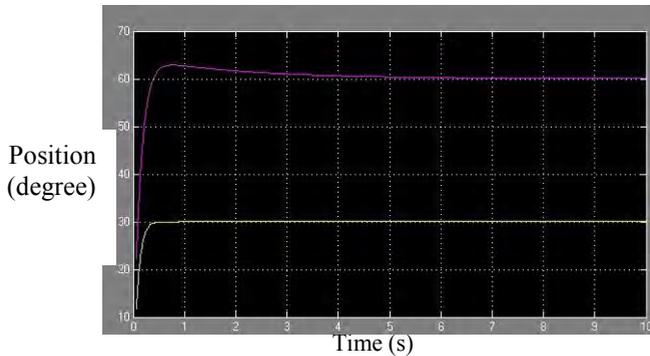
K_1 , K_2 , dan K_3 berturut-turut adalah K_p , K_I , dan K_D . Apabila persamaan (5.19) dan (5.20) disesuaikan, maka didapatkan konstanta

$$\begin{aligned} K_1 &= K_p = 1211 \\ K_2 &= K_I = 568 \\ K_3 &= K_D = 149.8 \end{aligned}$$

5.2 Metode *Trial Error* Berdasarkan Acuan *Root Locus*

Trial error merupakan salah satu cara untuk mencari nilai parameter PID yaitu dengan mencoba berulang kali merubah nilai-nilai parameter agar menemukan nilai yang terbaik. Cara ini biasanya digunakan sebagai alternatif terakhir apabila cara yang lain masih belum dapat memenuhi target yang diinginkan.

Nilai konstanta perhitungan PID di tuning secara *trial and error*, proses ini dilakukan dengan metode mencoba-coba (eksperimental) nilai proporsional, derivatif dan integratif pada formula PID hingga ditemukan hasil system yang lebih baik atau sesuai dengan target respon yang diinginkan. Acuan penentuan parameter K_p , K_i dan K_d berdasarkan hasil yang didapat melalui perhitungan desain PID menggunakan metode *root locus* sebagai acuan dalam penentuan nilai K_p , K_i dan K_d selanjutnya. Dengan memasukan nilai K_p , K_i dan K_d yang didapat dari metode *root locus* pada simulasi simulink, maka didapatkan hasil respon sebagai berikut :



Gambar 5.16 Grafik respon Azimuth 30° , Elevasi 60°

Terlihat pada grafik bahwa nilai parameter PID yang didapat menggunakan metode *root locus* ketika disimulasikan pada model simulink dengan nilai input yang berbeda – beda, terdapat perubahan transient respon seperti yang terlihat pada tabel 5.3

Tabel 5.3 Perubahan transient respon sumbu azimuth

| | Transient respon metode root locus | Transien respon simulasi |
|------------------------|------------------------------------|--------------------------|
| Rise time | 0.07s | 0.08s |
| Settling time | 0.2s | 0.32s |
| <i>Overshoot</i> | 5.07% | 0% |
| Steady State Error (%) | 0 | 0 |

Tabel 5.4 Perubahan transient respon sumbu elevasi

| | Transient respon metode root locus | Transien respon simulasi |
|------------------------|------------------------------------|--------------------------|
| Rise time | 0.05s | 0.3s |
| Settling time | 0.9s | 2.8s |
| <i>Overshoot</i> | 7.15% | 7.4% |
| Steady State Error (%) | 0 | 2% |

Terlihat pada tabel azimuth dan elevasi, terdapat perubahan transient respon ketika disimulasikan dengan sudut yang berbeda. Pada azimuth nilai rise time dan setling time cenderung naik walaupun nilainya kecil. Sedangkan pada elevasi juga terdapat perubahan transien respon seperti rise time, setling time dan overshoot mengalami kenaikan yang cukup banyak, dan juga terdapat *steady state error* sebesar 2%.

Parameter nilai PID yang sudah didapat pada metode *root locus* yaitu :

Azimuth : $K_P = 877$ dan $K_D = 14$

Elevasi : $K_P = 1211$, $K_I = 568$ dan $K_D = 149.8$

Tabel 5.5 Error posisi rata-rata metode root locus

| POSISI | ERROR θ_1 | ERROR θ_2 |
|------------------------------------|------------------------------------|------------------------------------|
| $\theta_1 = 5^0, \theta_2 = 10^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 15^0, \theta_2 = 35^0$ | 0 | 0.02 |
| $\theta_1 = 20^0, \theta_2 = 45^0$ | 0 | 0.02 |
| $\theta_1 = 30^0, \theta_2 = 60^0$ | 0 | 0.03 |
| $\theta_1 = 35^0, \theta_2 = 10^0$ | 0 | 0.01 |
| $\theta_1 = 40^0, \theta_2 = 15^0$ | 0 | 0.01 |
| $\theta_1 = 45^0, \theta_2 = 40^0$ | 0 | 0.03 |
| $\theta_1 = 50^0, \theta_2 = 10^0$ | 0 | 0.01 |
| $\theta_1 = 55^0, \theta_2 = 45^0$ | 0 | 0.03 |
| $\theta_1 = 60^0, \theta_2 = 60^0$ | 0 | 0.05 |
| ERROR RATA - RATA | 0 | 0.02 |

Pada hasil uji *error* pada 10 sudut random menggunakan nilai PID yang didapatkan menggunakan metode *root locus*, didapatkan hasil bahwa nilai sudut actual terdapat *error* rata - rata sebesar 0.02.

Ketika nilai PID yang didapat dengan metode *root locus* diaplikasikan ke simulasi simulink, terlihat dari grafik respon bahwa nilai 0% *steady state error* tidak terdapat pada semua sudut. Dikarenakan pada simulasi simulink ini menggunakan persamaan dinamik pelontar peluru yang dimana tegangan pada sudut azimuth akan mempengaruhi output sudut elevasi dan sebaliknya, maka hasil yang didapat dari metode *root locus* tidak dapat sepenuhnya diaplikasikan sesuai target desain yang diinginkan, karena Pada respon sudut elevasi masih terdapat overshoot dan nilai *error* pada output sebesar 0.02 dari nilai input yang dimasukkan. Oleh karena itu diperlukan metode *trial error* untuk menyempurnakan respon grafik dari sistem pelontar peluru agar didapat kriteria 0% *steady state error* berdasarkan acuan nilai PID dari *root locus*. Dalam melakukan tuning secara *trial error*, harus mengacu pada karakteristik grafik respon.

Tabel 5.6 Karakteristik respon PID

| Respon close loop | Rise Time | Overshoot | Settling Time | Steady State Error |
|-------------------|-----------------|--------------|-----------------|--------------------|
| Proporsional | Menurunkan | Meningkatkan | Perubahan kecil | Menurunkan |
| Integral | Menurunkan | Meningkatkan | Meningkatkan | Mengeliminasi |
| Derivatif | Perubahan kecil | Menurunkan | Menurunkan | Perubahan kecil |

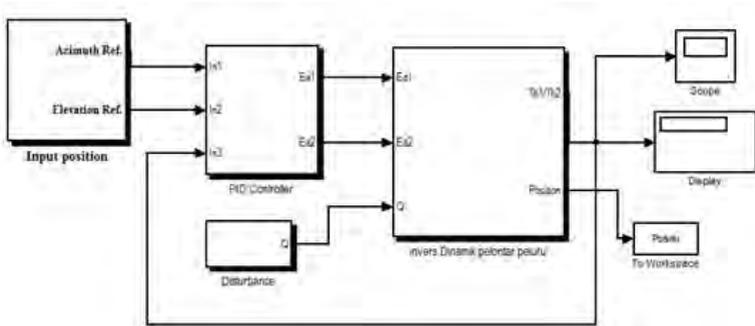
Dari metode *Trial error* ini dilakukan penambahan nilai K_i dan K_p pada PID sudut elevasi untuk menghilangkan *steady state error* pada semua variasi sudut di elevasi. Maka didapatkan nilai K_p , K_i dan K_d sesuai dengan respon target yang diinginkan. Parameter PID sudut elevasi yang didapatkan adalah $K_p=1300$, $K_i=900$, dan $K_d=150$. Sedangkan untuk sudut azimuth dilakukan penambahan nilai K_p dan K_d , sehingga didapat nilai $K_p = 900$ dan $D = 130$.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB VI SIMULASI DAN PENGUJIAN KESTABILAN

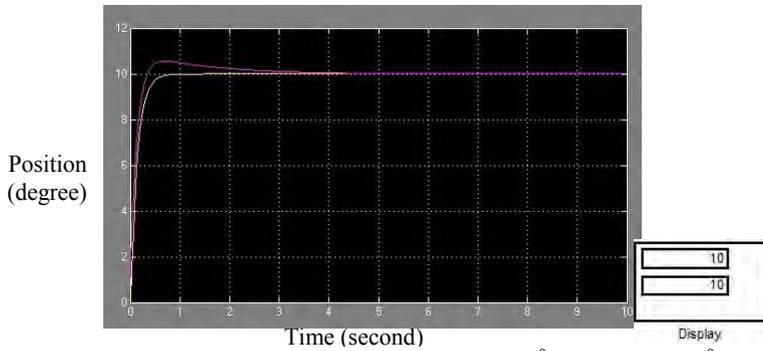
6.1 Simulasi

Dibuat simulasi kontrol PID close loop menggunakan software simulink, dengan input berupa sudut azimuth dan sudut elevasi yang kita inginkan. Dan output berupa sudut azimuth dan sudut elevasi yang aktual. Menggunakan dua buah kontrol PID, sebagai umpan balik untuk memperbaiki respon keluaran alat pelontar peluru.

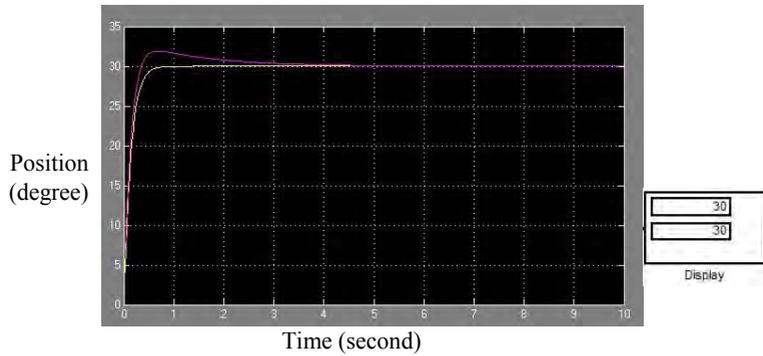


Gambar 6.1 Desain PID Pelontar Peluru menggunakan simulink

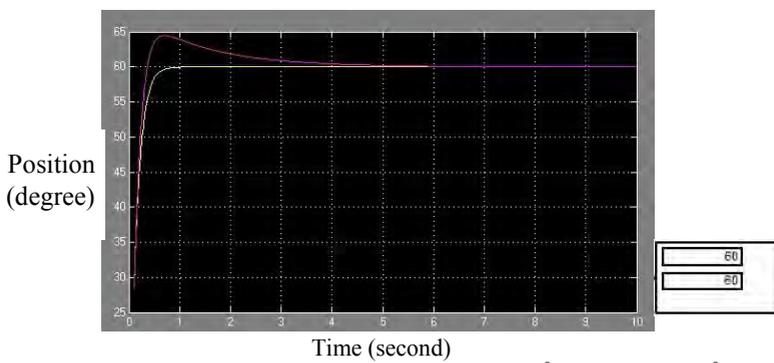
Pengujian simulasi dilakukan dengan mengatur nilai PID yang sudah didapat pada metode trial and error dengan acuan root locus. Dimana nilai PID pada sudut azimuth adalah $K_p = K_p = 900$ dan $D = 130$, dan untuk sudut elevasi $K_p = 1300$, $K_i = 900$, dan $K_d = 150$. Beberapa variasi sudut referensi azimuth dan sudut elevasi dicoba pada kontroler PID ini, dan didapatkan hasil berupa grafik respon sebagai berikut.



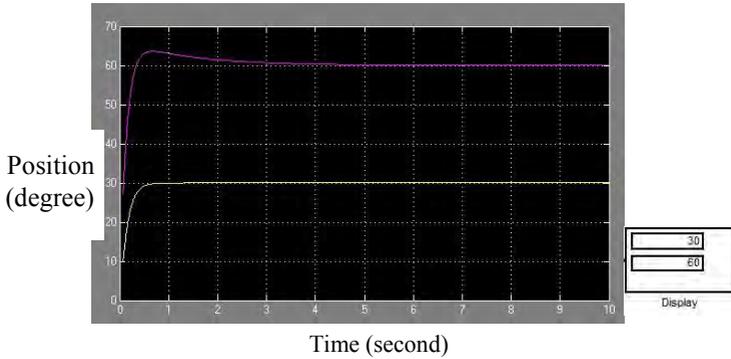
Gambar 6.2 Respon pada sudut azimuth 10^0 dan elevasi 10^0



Gambar 6.3 Respon pada sudut azimuth 30^0 dan elevasi 30^0



Gambar 6.4 Respon pada sudut azimuth 60^0 dan elevasi 60^0



Gambar 6.5 Respon pada sudut azimuth 30^0 dan elevasi 60^0

Pada pengujian pada beberapa variasi nilai didapatkan didapatkan nilai aktual output dari sistem pelontar peluru yang bekerja. Dengan membandingkannya dengan nilai referensi maka dapat disimpulkan tidak ada nilai error atau 0% steady state error azimuth maupun elevasi pada range sudut $0^0 - 60^0$ dari tiap input sudut referensi yang dimasukkan

6.1.1 Error Posisi Rata-Rata

Untuk mengetahui nilai error, maka dilakukan pengujian pada 10 sudut random. Parameter nilai PID yang dipakai yaitu :

Azimuth : $K_P = 900, K_D = 14$

Elevasi : $K_P = 1300, K_I = 900, K_D = 149.8$

Tabel 6.1 Error posisi rata-rata metode trial error

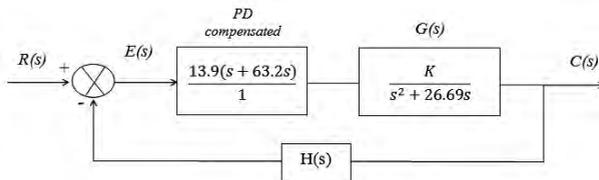
| Posisi | ERROR θ_1 | ERROR θ_2 |
|------------------------------------|------------------|------------------|
| $\theta_1 = 5^0, \theta_2 = 10^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 15^0, \theta_2 = 35^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 20^0, \theta_2 = 45^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 30^0, \theta_2 = 60^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 35^0, \theta_2 = 10^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 40^0, \theta_2 = 15^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 45^0, \theta_2 = 40^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 50^0, \theta_2 = 10^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 55^0, \theta_2 = 45^0$ | 0 | 0 |
| $\theta_1 = 60^0, \theta_2 = 60^0$ | 0 | 0 |
| Error rata - rata | 0 | 0 |

Pada hasil uji *error* pada 10 sudut random, didapatkan hasil bahwa nilai sudut aktual dari azimuth dan elevasi sama dengan nilai inputnya. Sehingga dapat disimpulkan bahwa nilai tiap parameter PID metode *trial error* yang diberikan sesuai dengan persamaan dinamik sistem pelontar peluru plastik.

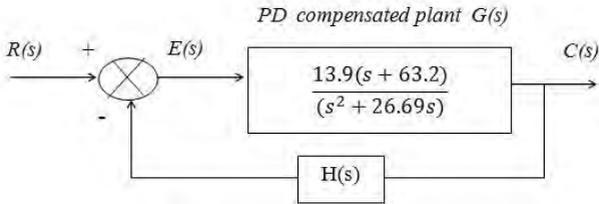
6.2 Pengujian kestabilan *close loop*

6.2.1 Kestabilan pada sumbu azimuth

Dilakukan pengujian kestabilan pada sistem pelontar peluru dengan umpan balik yang telah dikontrol oleh kontroler PD, maka didapatkan blok diagram pada sumbu azimuth seperti pada gambar 6.6 berikut ini



Gambar 6.6 Blok diagram sumbu azimuth



Gambar 6.7 Blok diagram PD compensated sumbu azimuth

Dimana :

$$\frac{G(s)}{1 + H(s).G(s)}$$

Maka didapatkan transfer fungsi yang telah di beri umpan balik seperti berikut

$$\frac{13.9(s + 63.26)}{s^2 + 40.59s + 63.26}$$

Dari transfer fungsi tersebut, maka dapat diketahui letak pole – pole nya yaitu :

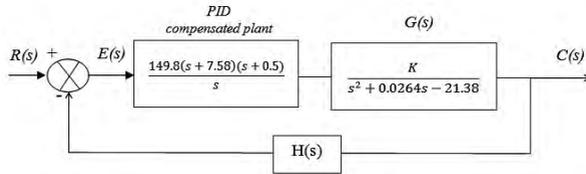
Pole 1 : -1.623

Pole 2 : -38.966

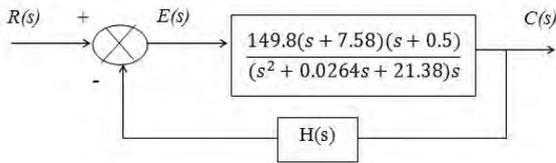
Dikarenakan nilai pole negatif, maka pole terletak di sebelah kiri sumbu imajiner, sehingga dapat disimpulkan bahwa pada sudut azimuth sistem stabil.

6.2.2 Kestabilan pada sumbu elevasi

Dilakukan pengujian kestabilan pada sistem pelontar peluru dengan umpan balik yang telah dikontrol oleh kontroler PD, maka didapatkan blok diagram pada sumbu elevasi seperti pada gambar 6.8 berikut



Gambar 6.8 Blok diagram sumbu elevasi



Gambar 6.9 Blok diagram PID compensated sumbu elevasi

Dimana :

$$\frac{G(s)}{1 + H(s) \cdot G(s)}$$

Maka didapatkan transfer fungsi yang telah di beri umpan balik seperti berikut

$$\frac{149.8(s + 7.58)(s + 0.5)}{s^3 + 149.9064s^2 + 1232.41s + 568.04}$$

Dengan menggunakan software matlab maka akan diketahui letak pole nya yaitu :

Pole 1 : -141.2

Pole 2 : -0.49

Pole 2 : -8.209

Dikarenakan nilai pole negatif, maka pole terletak di sebelah kiri sumbu imajiner, sehingga dapat disimpulkan bahwa pada sudut elevasi sistem stabil.

BAB VII

KESIMPULAN DAN SARAN

Setelah dilakukan pembahasan, simulasi, dan analisa, selanjutnya pada bab ini dilakukan penarikan kesimpulan dan saran.

7.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil analisa dan pembahasan yang telah dijabarkan pada bab sebelumnya, kesimpulan yang dapat diambil diantaranya yaitu

1. Model kontrol simulink dibuat berdasarkan persamaan dinamik dari sistem pelontar peluru yang didapatkan berdasarkan penggabungan sistem mekanis dengan sistem elektrik servo dari pelontar peluru. Berdasarkan hasil simulasi didapatkan grafik respon yaitu 0% steady state error dan sistem stabil pada range sudut azimuth dan elevasi 0° - 60° .
2. Penentuan parameter kendali PID untuk mengendalikan sudut servo motor DC dapat memberikan respon pengendalian yang baik dengan nilai K_p , K_i , dan K_d dari metode *root locus*, disempurnakan dengan metode trial error dikarenakan ketika nilai PID metode root locus diterapkan pada persamaan dinamik simulink pelontar peluru, masih terdapat error steady state. Hasil nilai parameter PID akhir yang didapatkan adalah :
Azimuth : $P=900$ dan $D = 130$
Elevasi : $P = 1300$, $I=900$ dan $D = 150$
3. Dari simulasi sistem pada kondisi ideal terlihat bahwa dengan metode root locus dapat memperbaiki transient respon berupa settling time 0.19s, rise time 0.068s pada sumbu azimuth, dan settling time 0.9s ,rise time 0.03s pada sumbu elevasi. Selanjutnya metode trial error berdasar acuan nilai PID yang didapat dari root locus, mampu memberikan kriteria performansi sistem kendali yang lebih baik dengan

penambahan nilai K_p dan K_i . Maka didapatkan 0% stedy state error, sesuai dengan desain kriteria yang diinginkan.

7.2 Saran

Berdasarkan hasil yang diperoleh pada tugas akhir ini, beberapa saran yang dapat digunakan untuk pengembangan selanjutnya diantaranya yaitu :

1. Perlu dicoba metode baru untuk mengontrol Pelontar peluru plastik dengan Fuzzy Logic Control sehingga apabila terjadi perubahan salah satu jenis parameter, maka kontroler masih dapat bekerja secara optimal untuk mengendalikan perubahan sudut motor servo tersebut.
2. Sebaiknya menggunakan sensor posisi yang lebih handal dan memiliki keakuratan yang tinggi.

LAMPIRAN

```

%%
%motor dc
clear all;
clc;
Close all;

%Nilai Tiap Parameter
M1=0.72;
M2=2;
R1=0.05;
R2=0.29;
Cm=0.83;
Dm=0.01;
Kb=0.8711
Kt/Ra=0.061
Tstall=0.296

%Gain PID
Kp=0.67834;
Ki=0.51598;
Kd=-0.31495;
N=1.3586;

%matricks state space
A=[0 1 0 0;0 -38.761 0 0;0 0 0 1;0 -8.829 26.183 -0.0264];
B=[0 0; 1.380 0;0 0;0 0.6485];
C=[1 0 0 0;0 0 0 0;0 0 1 0;0 0 0 0];
D=[0;0;0;0];

%menentukan akar persamaan state space
poles = eig(A)

%menentukan matriks keterkontrolan dan keteramatan

```

```

Q=horzcat(B,A*B,(A^2)*B,(A^3)*B)
t1=transpose(C);
t2=transpose(A);
T=horzcat(t1,t2*t1,((t2)^2)*t1)
if rank(Q)==4
    fprintf('Controllable\n')
else
    fprintf('Not controllable\n')
end
if rank(T)==4
    fprintf('Observable\n')
else
    fprintf('Not Observable\n')
end

%Fungsi Transfer
sys = ss(A,B,C,D);
tf(sys)

%Fungsi Transfer Kendali PID
Gc=(Kp+(Ki/s)+Kd*(N/(s+N))*s)

%sistem kendali close loop
sys=feedback(G*Gc,1)
%
% title('Sistem Kendali Gerak Pelontar peluru')

```

BIODATA PENULIS



Alief Naufal, dilahirkan di Tuban pada tanggal 15 Januari 1992. Penulis adalah putra kedua dari dua bersaudara dari pasangan Bapak Muhamad Anshor Bahri dan Ibu Yuliana. Pendidikan dasar ditempuh di SD Kebonsari 2 Tuban, dan lulus pada tahun 2005. Pendidikan menengah pertama ditempuh di SMP Negeri 1 Tuban, lulus pada tahun 2007. Pendidikan menengah atas ditempuh di SMA Negeri 2 Tuban, lulus pada tahun 2010. Pada tahun yang sama, penulis melanjutkan pendidikan di Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya. Di Jurusan Teknik Mesin ini, penulis mengambil Bidang Studi Teknik Manufaktur.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Shue, S., Hargrove. C., dan Conrad, James., 2012. “Low Cost Semi-Autonomous Sentry Robot”, **IEEE Southeastcon Proceedings** 1,1:1-5
- [2] Nasyir, T., Pramujati, B., Nurhadi, H., dan Pitowarno, E., 2014. “Control Simulation of An Automatic Turret Gun Based on Force Control Method”, *IEEE Xplore Digital Library* 1,1:13-18
- [3] Pitowarno, Endra., 2006. **Robotika Desain, Kontrol dan Kecerdasan Buatan**. Yogyakarta: Andi Yogyakarta
- [4] Wahyu, T., Hartanto, D., dan Wahyu, Y. 2002. **Analisis dan Desain Sistem Kontrol Dengan Matlab**. Yogyakarta: Andi Yogyakarta
- [5] Ogata, K. (2010), **Modern Control Engineering**, fifth Edition, Prentice Hall, New Jersey.
- [6] Subiono (2001), **Sistem Linear dan Kontrol Optimal**, Jurusan Matematika, Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.
- [7] Nise, N., 2011. “Control Systems Engineering Sixth Edition”, California State Polytechnic University, Pomona.
- [8] Wahyu, T., Hartanto, D., dan Wahyu, Y. 2002. **Analisis dan Desain Sistem Kontrol Dengan Matlab**. Yogyakarta: Andi Yogyakarta
- [9] Aswam, A., Maret. 2015. **Konsep perancangan Sistem Kontrol**, <URL:<http://www.digilib.itb.ac.id/files/disk1/611/jbptitbpp-gdl-agungaswam-30508-3-2008ta-2.pdf>>.
- [10] Ling, Y., dan Tao, G. (1999), ”Numerical Design and Analysis of Backlash Compensation for A Multivariable Nonlinear Tracking System”, **IEEE.American Control Conference** 1,5:3539-3543

(Halaman ini sengaja dikosongkan)