

**OPTIMASI WAKTU CEGAT MISIL (*INTERCEPTION TIME*)
TERHADAP TARGET JANGKAUAN PENDEK
DARI ANALISA GEOMETRI PERGERAKAN TARGET**

SKRIPSI

Diajukan untuk memenuhi persyaratan
memperoleh gelar Sarjana Teknik



Disusun oleh :

**NADIA DHATU
NIM. 0210630091**

**DEPARTEMEN PENDIDIKAN NASIONAL
UNIVERSITAS BRAWIJAYA
FAKULTAS TEKNIK
MALANG
2009**

**OPTIMASI WAKTU CEGAT MISIL (*INTERCEPTION TIME*)
TERHADAP TARGET JANGKAUAN PENDEK
DARI ANALISA GEOMETRI PERGERAKAN TARGET**

SKRIPSI

Diajukan untuk memenuhi persyaratan
memperoleh gelar Sarjana Teknik



Disusun oleh :

**NADIA DHATU
NIM. 0210630091**

Telah diperiksa dan disetujui oleh:

Pembimbing I

M. Aziz Muslim, ST., MT., Ph.D
NIP. 19741203 200012 1 001

Pembimbing II

Ir. Purwanto, MT.
NIP. 19540424 198601 1 001

**OPTIMASI WAKTU CEGAT MISIL (*INTERCEPTION TIME*)
TERHADAP TARGET JANGKAUAN PENDEK
DARI ANALISA GEOMETRI PERGERAKAN TARGET**

Disusun oleh :

**NADIA DHATU
NIM. 0210630091**

Skripsi ini telah diuji dan dinyatakan lulus pada
tanggal 11 Agustus 2009

Dosen Pengaji

**Goegoes Dwi Nusantoro, ST., MT.
NIP. 19711013 200604 1 001**

**Ir. Retnowati, MT.,
NIP. 19511224 198203 2 001**

**Fitriana Suhartati, ST., MT.,
NIP. 19741017 199802 2 001**

Mengetahui,
Ketua Jurusan Teknik Elektro

**Ir. Heru Nurwarsito, M.Kom
NIP. 131 879 033**

KATA PENGANTAR

Soli Deo Gloria!

Puji syukur akhirnya skripsi dengan judul “Optimasi Waktu Cegat Misil (*Interception Time*) Terhadap Target Jangkauan Pendek Dari Analisa Geometri Pergerakan Target” ini dapat terselesaikan tepat waktu. Penyusun menyadari bahwa itu semua bukan hanya karena hasil kerja keras penyusun selama delapan bulan seorang tetapi juga didukung dengan doa dari banyak pihak yang mau ambil peduli dengan penyelesaian skripsi ini.

Penyusun mengucapkan terima kasihnya kepada :

1. Tuhan Yesus Kristus, penolong dan sobat yang setia bagi penyusun.
2. Ir. Heru Nurwarsito M.Kom, sebagai Ketua Jurusan Teknik Elektro.
3. Rudi Yuwono, ST, M.Sc. sebagai Sekretaris Jurusan Teknik Elektro.
4. Ir. Purwanto, MT., sebagai KKDK Kontrol dan juga dosen pembimbing II.
5. M. Aziz Muslim ST., MT., Ph.D sebagai dosen pembimbing I.
6. Fitriana Suhartati ST., MT. sebagai pembimbing mula-mula yang telah berbaik hati memberikan gambaran umum mengenai judul skripsi penyusun.
7. Keluarga besar Teknik Elektro Universitas Brawijaya Malang.
8. Keluarga besar Pamulang: Mama (Istiningsih Juliantie) dan adik-adik di rumah (Danar Buntoro dan Shanies Tripinasthi) juga Bapak (Sadhu Sadhono).
9. Keluarga besar LEMIGAS: Pakde Umar, Bu Plies, Mas Hudi, Mbak Tresia dan Mbak Ira untuk dukungan finansial selama perkuliahan sampai selesai.
10. Keluarga besar Passande: Elizabeth Passande dan keluarga di Rockville Maryland USA untuk kebaikan hatinya telah menolong penyusun melengkapi referensi yang diperlukan dalam penyelesaian skripsi.
11. Keluarga besar Pisang Kipas: Meilina Yuri Andriani Raharjo dan teman-teman untuk segalanya yang dibutuhkan sesama anak-anak kos.
12. Keluarga besar Cengkeh: Rano dan keluarga untuk penempaan moral dan mental bagi penyusun.
13. Keluarga besar Bengkel Pendidikan: Pdt. Didik Tridjatmiko dan Ibu Lydia.



14. Keluarga 74ers: Oktari Liana, Niken Escorina Widya Artha, Rianti Andargini, Maya Triastuti dan teman-teman lainnya.

15. Para simpatisan: Roy Ferdyan, Andrie Wira, Sulistianah, Kiki, Ita Ellyana, Nanjar, Ega, para senior dan junior di PMK YEHEZKIEL, teman-teman seperjuangan: Devy Rizka Mayadita, Yandy Swandoko, Dwi Lestari 'Arick', berikut banyak nama lainnya yang belum sempat penyusun lontarkan dalam kata dan tulisan.

Penyusun menyadari bahwa skripsi ini masih jauh dari kesempurnaan, karena itulah segala kritik dan saran yang mengarah kepada perbaikan akan sangat penyusun terima dengan senang hati.

Malang, Agustus 2009

Penyusun



ABSTRAK

Nadia Dhatu. 2009. *Optimasi Waktu Cegat Misil (Interception Time) Terhadap Target Jangkauan Pendek Dari Analisa Geometri Pergerakan Target*. Skripsi. Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Brawijaya, Malang. Dosen Pembimbing : M. Aziz Muslim ST., MT., Ph.D., Ir. Purwanto MT.,

Teori kontrol optimal didasarkan pada linearisasi persamaan relatif gerak, telah sebelumnya digunakan untuk mengembangkan hukum kendali yang berhubungan dengan performansi misil dalam menghadapi target yang bermaneuver.

Solusi optimal untuk mengatasi masalah kendali dengan target yang bermaneuver adalah dengan menggunakan persamaan-persamaan nonlinier dari pergerakan misil dan target. Pengetahuan lengkap mengenai perilaku target dan indeks performansi (J), memiliki hubungan yang linier dengan waktu cegat misil dan kontrol pengeluaran energi yang dibutuhkan misil dalam menghancurkan target. Sedangkan dalam mengarahkan misil untuk mendekati target, arahan misil ditentukan oleh sudut terbang akhir dari model pertempuran. Apabila percepatan lateral misil dibatasi, misil dapat dibelokan dalam lintasan terbang berupa garis lurus untuk menyerang targetnya. Sayangnya, sudut belok tersebut tidak diketahui sebelumnya. Dalam mengatasi masalah tersebut, pada skripsi ini digunakan sudut lintasan terbang (*flight path angle*) sebagai variabel kontrol dari penurunan persamaan Hamiltonian (H). Dengan menggunakan pendekatan ini, lintasan optimal yang dibutuhkan misil dalam mencegat target dapat diketahui, sehingga selama misil berada dalam lintasan optimalnya, diharapkan misil dapat mencegat target dengan waktu yang seminimal mungkin.

Dari hasil studi pada skripsi ini, performansi misil dalam mencegat target bergerak pada jangkauan pendek masih belum memuaskan disebabkan besarnya miss distance dan miss gamma yang hanya dapat diperkecil sampai waktu cegat misil t_f sebesar 4 detik.

Kata kunci: *homing missile*, optimasi waktu, indeks performansi, persamaan Hamiltonian, sudut lintasan terbang misil.

DAFTAR ISI

Kata Pengantar	i
Abstrak	iii
Daftar Isi	iv
Daftar Gambar	vii
Daftar Tabel	ix
Daftar Lampiran	x

BAB I Pendahuluan

1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah.	3
1.3 Batasan Masalah.	3
1.4 Tujuan.	3
1.5 Sistematika Penulisan.	4

BAB II Dasar Teori

2.1 Misil.	6
2.1.1 Pengertian Misil.	6
2.1.2 Klasifikasi Misil.	7
2.1.3 Bagian-bagian Umum Misil.	9
2.2 <i>Missile Guidance</i>	12
2.2.1 Pengertian-pengertian.	12
2.2.2 Klasifikasi <i>Guidance</i>	15
2.3 Teori Kontrol Optimal.	27
2.3.1 Persamaan Hamiltonian H	28
2.4 Metode Numerik Newton-Raphson.	31

BAB III Metodologi Penelitian

3.1 Studi Literatur.	35
3.2 Pengumpulan dan Penyusunan Data.	35



3.3 Analisa Data.	35
3.3.1 Analisa Pergerakan Misil – Target Dari Skenario Geometri Pencegatan Misil Terhadap Target.	36
3.3.2 Penerapan Teori Kontrol Optimal Dengan Persamaan Hamiltonian H	36
3.3.3 Perhitungan Numerik Dengan Metode Newton-Raphson.	36
3.4 Simulasi dan Hasil.	37
3.5 Kesimpulan dan Saran.	37

BAB IV Analisa Penentuan Variabel Kontrol Dan Pendekatan Optimasi Waktu

Pencegatan Misil Terhadap Target

4.1 Analisa Penentuan Variabel Kontrol Arah Lintasan Terbang Akhir Misil θ_f Dari Skenario Geometri Pencegatan Misil Terhadap Target.	39
4.1.1. Sistem Koordinat Geometri Pencegatan Misil Terhadap Target.	41
4.1.2. Penentuan Variabel Kontrol Arah Lintasan Terbang Akhir Misil θ_f	43
4.2 Analisa Pergerakan Misil – Target Dari Skenario Geometri Pencegatan Misil Terhadap Target.	56
4.3 Analisa Penentuan Parameter Kontrol t_f Yaitu Waktu Optimal Pencegatan Misil Terhadap Target (<i>Interception Time</i>).	58
4.3.1 Pendekatan Parameter Kontrol t_f Dengan Metode Newton-Raphson. .	59

BAB V Simulasi dan Hasil.

5.1 Penentuan Nilai Parameter Kontrol t_f	62
5.1.1 Penentuan Nilai Parameter Kontrol t_f Dengan Metode Newton-Raphson.	62
5.1.2 Penentuan Nilai Parameter Kontrol t_f Dengan Metode Newton-Raphson Beserta Grafik.	67



BAB VI Kesimpulan.

6.1 Kesimpulan.	86
6.2 Saran	88

DAFTAR PUSTAKA

LAMPIRAN



DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Bentuk <i>Close Loop</i> Dasar dari <i>Homing Missile</i>	7
Gambar 2.2	Jenis-jenis Misil dan Pengelompokannya.	8
Gambar 2.3	Tipe-tipe <i>Airframe</i>	9
Gambar 2.4	Konstruksi Dasar Misil.	11
Gambar 2.5	Tahapan-tahapan Umum Lintasan Pengejalan Misil-Target.	13
Gambar 2.6	Struktur Alur Informasi dari Loop Tertutup Pengarahan Misil.	14
Gambar 2.7	Jenis-jenis <i>Homing Guidance</i>	16
Gambar 2.8	Teknik-teknik Pengarahan Misil.	20
Gambar 2.9	Penempatan Kontrol Optimal dalam Arsitektur Kendali <i>Homing Missiles</i>	27
Gambar 2.10	Geometri Pendekatan Akar Fungsi Pada Metode Numerik Newton-Raphson.	31
Gambar 4.1	Diagram Blok Loop Tertutup untuk Menentukan Sudut Cegat Misil Terhadap Target dengan Meminimalkan Indeks Performansi J	38
Gambar 4.2	Komponen-komponen Arah Tiga Dimensi Pada Sistem Koordinat <i>Body Axes</i> (X_b , Y_b , Z_b).	42
Gambar 4.3	Geometri Pencegatan Misil (M) Terhadap Target (T).	43
Gambar 4.4	Cuplikan Pergerakan Misil.	44
Gambar 4.5	Kecepatan Sudut Misil ω_M	45
Gambar 4.6	Penguraian Vektor Kecepatan Linier Misil V_M	46
Gambar 4.7	Cuplikan Pergerakan Target.	47
Gambar 4.8	Kecepatan Sudut Target ω_T	47
Gambar 4.9	Penguraian Vektor Kecepatan Linier Target V_T	49
Gambar 4.10	Gabungan Vektor Kecepatan Linier Misil V_M dan Vektor Kecepatan Linier Target V_T	50
Gambar 5.1	Diagram Alir Penyelesaian Perhitungan Numerik Dengan Metode Newton-Raphson.	64
Gambar 5.2	Tampilan Grafik Fungsi $f(t)$ Dan Perkiraan Nilai Akar Fungsi Yang Sebenarnya Dengan Menggunakan Tool <i>Data Cursor</i>	66
Gambar 5.3	Tampilan Grafik Fungsi $f(t)$ Dan Pendekatan Nilai Akar Fungsi Pada Setiap Iterasi Perhitungan.	68

Gambar 5.4	Tampilan Grafik Posisi Misil-Target Pada Selang Waktu t detik.	73
Gambar 5.5	Tampilan Grafik Posisi Misil dan Posisi Target Berikut Estimasinya Pada Selang Waktu t detik.	74
Gambar 5.6	Tampilan Grafik Posisi Misil-Target Berikut Posisi Misil dengan Arah θ_t Tiap Waktu t detik.	76
Gambar 5.7	Tampilan Grafik Lintasan Misil dengan Arah θ_t dan Posisi Target Pada Waktu t detik.	80
Gambar 5.8	Tampilan Grafik R Pada Saat LOS Awal ($\gamma_M = 50$ deg) dan Saat LOS Akhir ($\gamma_M = \theta_f$).	81
Gambar 5.9	Tampilan Grafik Miss Gamma Pada Saat LOS Awal ($\gamma_M = 50$ deg) dan Saat LOS Akhir ($\gamma_M = \theta_f$).	82
Gambar 5.10	Tampilan Grafik Lintasan Misil Saat Diarahkan Dari LOS Awal ($\gamma_M = 50$ deg) menuju LOS Akhir ($\gamma_M = \theta_f$).	83
Gambar 5.11	Tampilan Grafik Percepatan Lateral Misil u_M (<i>Lateral Acceleration Command</i>).	85

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Jenis-jenis <i>Homing Guidance</i> dan Ringkasan Penjelasannya.....	23
Tabel 2.2	Jenis-jenis Misil Darat ke Udara (<i>Surface-to-Air</i>) Berdasarkan Teknik Pengarahannya	25
Tabel 2.3	Jenis-jenis Udara ke Udara (<i>Air-to-Air</i>) Berdasarkan Teknik Pengarahannya.	26
Tabel 5.1	Posisi Misil-Target Pada Waktu t	75
Tabel 5.2	Posisi Misil-Target Pada Selang Waktu $t > 4$ Detik.	78



LAMPIRAN I

- Tabel 5.3** Data 1 Keluaran Program data35_4_50.m.
Tabel 5.4 Data 2 Keluaran Program data35_4_50.m.
Tabel 5.5 Data 2 Keluaran Program data35_4_50.m.
Tabel 5.6 Data 3 Keluaran Program data35_4_50.m.
Tabel 5.7 Data 4 Keluaran Program data35_4_50.m.
Tabel 5.8 Data Perhitungan Keluaran Program lateral.m.

LAMPIRAN II

DAFTAR LISTING PROGRAM

- Listing Program arah_misil.m
Listing Program curve_ft.m
Listing Program data_point.m
Listing Program data35_4_50.m
Listing Program dp_t.m
Listing Program f.m
Listing Program graph_newt_raphs.m
Listing Program lateral.m
Listing Program LOS.m
Listing Program miss_distance.m
Listing Program miss_gamma.m
Listing Program misil_target.m
Listing Program newt_raphs.m
Listing Program newt_raph.m
Listing Program parabol.m



LAMPIRAN III

DAFTAR DATA PERHITUNGAN

HASIL KELUARAN PROGRAM

Data Perhitungan Keluaran Program curve_ft.m

Data Perhitungan Keluaran Program data_point.m

Data Perhitungan Keluaran Program data35_4_50.m

Data Perhitungan Keluaran Program graph_newt_raphs.m

Data Perhitungan Keluaran Program misil_target.m

Data Perhitungan Keluaran Program miss_gama.m

Data Perhitungan Keluaran Program newt_raph.m

Data Perhitungan Keluaran Program newt_raphs.m

Data Perhitungan Keluaran Program parabol.m



DAFTAR PUSTAKA

- [BRY-75] Bryson, Jr, Arthur. E, 1975. *Applied Optimal Control : Optimization, Estimation and Control.* Washington, D.C : Hemisphere Publishing Corporation.
- [GEN-58] Gene Slover's US Navy Fire Control Pages : 1958, *Missile Control and Guidance Systems*, Naval Ordnance and Gunnery, Chapter 29, volume 2, Fire Control : *Bureau of Naval Personnel* NavPers 10798-A
- [HOP-04] Hopkins Apl, John, 2004. *Integrated Guidance and Control for Homing Missiles.* Technical Digest: volume 25, no. 2.
- [LAN-97] Landau, R. H., M. J. Páez, 1997. *Computational Physics: Problem Solving with Computers.* New York : John Wiley & Sons, Inc.,
- [LIN-00] Lin, Chun Liang, Huai Wen Su, 2000. *Intelligent Control Theory in Guidance and Control System Design : An Overview;* Proc. Natl. Sci, Counc. ROC(A), vol. 24, number 1, pp 25-30
- [MAT-99] Mathews, John H., Kurtis D. Fink, 1999. *Numerical Methods Using MATLAB.* Upper Sadle River : Prentice Hall.
- [NIE-60] N. Nielsen, Jack, 1960. *Missile Aerodynamics.* USA : McGraw Hill Series in Missiles and Space Tecnology.
- [PING-00] Ping Tsao, Lu, Ching Show Lin, 2000. *A New Optimal Guidance Law for Short-Range Homing Missiles;* Proc. Natl. Sci. Counc. ROC(,), vol. 24, No. 6, 2000. pp. 422-426
- [RIP-04] Van Riper, A. Bowdoin, 2004. *Rockets and missiles : the life story of a technology.* London, Westport, Connecticut : Greenwood Press.
- [SIO-04] M. Siouris, George, 2004. *Missile Guidance and Control Systems.* New York : Springer-Verlag.
- [VAT-05] Vathsal, S., A.K. Sarkar, 2005 : 265-280. *Current Trends in Tactical Missile Guidance.* Defense Science Journal Nol. 55 No. 2
- [WON-05] Yang, Won Y., Wenwu Cao, Tae-Sang Chung, John Morris, 2005. *Applied Numerical Methods Using MATLAB.* Hoboken, New Jersey : John Wiley & Son Inc., Wiley Interscience
- [YAN-08] Yanushevsky, Rafael, 2008. *Modern Missiles Guidance.* USA : CRC Press.
- [ZAR-97] Zarchan, Paul, 1997. *Tactical and Strategic Missiles Guidance.* Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.



BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang.

Guidance adalah unit yang mengarahkan misil dengan informasi yang diperoleh dari kondisi misil dan target yang berupa informasi mengenai kecepatan misil V_M dan kecepatan target V_T , arah lintasan terbang misil mula-mula γ_M dan arah lintasan terbang target γ_T , berikut jarak jangkauan misil terhadap target (*Line of Sight/LOS*). *Guidance* berfungsi mengendalikan arah terbang misil untuk mencapai target. Sistem *guidance* yang baik adalah sistem yang dapat menghancurkan berbagai jenis target (target diam/*nonmaneuver* atau target bergerak/*maneuver*, target bergerak dalam dimensi dua atau dimensi tiga, target jangkauan pendek atau target jangkauan panjang, dan sebagainya), dengan waktu yang minimum dan melalui lintasan terbang yang juga relatif pendek.

Umumnya, pengendalian misil dibagi dalam tiga tahapan yaitu : tahapan ketika misil diluncurkan (*boost/launch*), tahapan *midcourse* yaitu misil diarahkan menuju suatu lintasan yang diinginkan untuk dapat mendekati target dan diusahakan untuk tetap berada pada lintasan tersebut sampai misil dianggap akan berhasil untuk mencegat target dan yang terakhir dan yang dianggap paling menentukan yaitu tahapan ketika misil mendekati target yang disebut tahapan terminal.

Tujuan dari pengendalian misil (*guidance*) adalah untuk mencegat target. Yang artinya pada suatu waktu posisi misil harus tepat dengan posisi target dan kecepatan misil harus mencukupi untuk memusnahkan target.

Algoritma dalam pengarahan misil (*guidance law*) menggunakan pendekatan keadaan target sebagai masukan (*input*) dan menentukan kemana arah misil harus melintas untuk mencegat target.

Salah satu *guidance law* tertua dan paling sering digunakan adalah Proporsional Navigasi, yang menghasilkan kendali proporsional terhadap LOS udara ke udara (*air-to-air*) dan didesain sederhana sehingga mudah untuk diimplementasikan. Proporsional Navigasi juga memberikan performansi yang baik untuk target *nonmaneuver*. Tetapi, pada kebanyakan kasus untuk target dengan maneuver tingkat tinggi, performansi misil dalam mencegat target buruk. Sehingga diperlukan pengembangan hukum kendali yang baru

untuk menggantikan Proporsional Navigasi, salah satunya adalah dengan menggunakan kendali optimal.

Teori kontrol optimal didasarkan pada linearisasi persamaan relatif gerak, telah sebelumnya digunakan untuk mengembangkan hukum kendali yang berhubungan dengan performansi misil dalam menghadapi target yang bermaneuver.

Solusi optimal untuk mengatasi masalah kendali dengan target yang bermaneuver adalah dengan menggunakan persamaan-persamaan nonlinier dari gerak, yang telah diturunkan oleh Guelman dan Shinar dalam penelitiannya [TSA-00]. Mereka beranggapan bahwa pengetahuan lengkap mengenai perilaku target dan meminimalkan indeks performansi memiliki hubungan yang linier dengan waktu cegat dan kontrol pengeluaran energi. Sehingga indeks performansi J dapat dituliskan adalah sebagai berikut:

$$J = t_f + k \int_0^{t_f} u^2 dt$$

Dengan k adalah faktor bobot dan u adalah percepatan lateral misil dalam mencegat target. Besarnya nilai k tergantung pada kondisi pertempuran. Pada umumnya, untuk pertempuran jangkauan pendek, dimana waktu yang singkat adalah faktor penting untuk mencegat target jangkauan pendek, nilai k dipilih mendekati atau sama dengan nol. Untuk pertempuran dengan jangkauan lebih jauh lagi, dimana faktor energi harus dimaksimumkan, nilai k dapat dipilih dengan harga yang besar.

Apabila percepatan lateral misil dibatasi, Guelman dan Shinar menyatakan bahwa misil dapat dibelokan dalam lintasan terbang berupa garis lurus untuk menyerang targetnya. Sedangkan, dalam mengarahkan misil tersebut arahan misil ditentukan oleh sudut terbang akhir dari model pertempuran. Sayangnya, sudut belok tersebut tidak diketahui sebelumnya. Untuk mengatasi masalah kendali untuk waktu optimal (waktu cegat misil terhadap target), pada skripsi ini digunakan sudut lintasan terbang (*flight-path angle*) sebagai variabel kontrol. Dengan menggunakan pendekatan ini, lintasan optimal yang dibutuhkan misil dalam mencegat target dapat diketahui, sehingga selama misil berada dalam lintasan optimalnya, diharapkan misil dapat mencegat target dengan waktu yang seminimal mungkin .

1.2 Rumusan Masalah.

Kriteria optimasi yang digunakan adalah *minimum time* karena misil mencegat target yang bergerak sehingga dibutuhkan waktu yang seminimal mungkin untuk dapat mencegat target.

Pengendalian misil selama periode terbang memiliki pengaruh langsung terhadap *miss distance* akhir. Sehingga, misil memerlukan sudut optimal yang akan mengarahkan misil untuk melintas dan akhirnya mencegat target. Selama misil masih berada dalam lintasan optimalnya, maka *miss distance* dapat diperkecil. Semakin kecil *miss distance*, semakin baik pula performansi misil dalam mencegat target dan performansi misil yang baik membutuhkan waktu optimal yang relatif singkat.

Maka, rumusan masalah dapat ditulis sebagai berikut:

1. Bagaimana menentukan waktu cegat misil terhadap target.
2. Bagaimana menentukan sudut optimal lintasan terbang misil untuk mencegat target.

1.3 Batasan Masalah.

1. Pergerakan Misil dan Target dalam Pemodelan adalah Gerak Dua Dimensi.
2. Misil dan Target Dianggap Memiliki Titik Kecepatan Massa yang Konstan.
3. Waktu Keteringgalan (*Time Lag*) pada Sistem Kendali Misil Diabaikan.
4. Pergerakan Target Diketahui Secara Lengkap Oleh Misil.

Parameter-parameter awal yang harus diketahui yaitu posisi awal misil dianggap berada pada posisi asal yaitu $(0,0)$, posisi awal target berada tepat pada jarak jangkauan misil terhadap target sebesar 3 km dan bergerak melintas ke atas, sudut lintas misil γ_M sebesar 50° terhadap sumbu horizontal, sudut lintas target γ_T sebesar 120° terhadap sumbu horizontal, kecepatan misil V_M sebesar 600 ms^{-1} dan kecepatan target V_T sebesar 400 ms^{-1} , berikut sisa jarak R setelah misil mencapai waktu optimalnya dalam mencegat target diset sejauh 0.06 m untuk dapat ditempuh dalam waktu 0,0001 detik [TSA-00].

1.4 Tujuan.

Dapat Mempersingkat Waktu Cegat Misil (*Interception Time*) Terhadap Target Jangkauan Pendek Dengan Menggunakan Kendali Optimal.

Dengan meminimalkan indeks performansi, waktu cegat misil terhadap target diharapkan dapat dipersingkat. Pemodelan pergerakan misil-target dapat dibuat dari sketsa geometri misil-target, dan dari gambar tersebut dapat diturunkan persaman-persaman gerak misil-target. Agar misil dapat tepat mencegat target, misil harus selalu berada dalam lintasan terbang optimalnya, dan hal itu membutuhkan sudut optimal cegat misil. Dan sudut tersebut digunakan sebagai variabel kontrol dalam memodelkan permasalahan optimal pencegatan misil terhadap target.

1.5 SISTEMATIKA PENULISAN

Bab I : Pendahuluan.

Menjelaskan tentang latar belakang, rumusan masalah, tujuan, ruang lingkup dan sistematika penulisan dari skripsi ini.

Bab II : Dasar Teori.

Menjelaskan tentang dasar teori yang berisi mengenai misil dan teknik-teknik pengarahan misil yang digunakan, aplikasi teori kontrol optimal melalui kalkulus variasi dari penurunan persamaan Hamiltonian, serta penggunaan metode numerik Newton-Raphson untuk pendekatan nilai dari waktu optimal.

Bab III : Metodologi Penulisan.

Menjelaskan mengenai metode pembelajaran yang dipakai dalam penggeraan dan penyelesaian skripsi ini.

Bab IV: Analisa Penentuan Variabel Kontrol dari Pendekatan Waktu Optimal Pencegatan Misil (*Interception Time*) terhadap Target.

Menganalisa parameter-parameter awal yang diperoleh dari model geometri pertempuran misil-target untuk dapat ditentukan variabel kontrol yang berupa sudut lintasan terbang misil dari penurunan persamaan Hamiltonian, dan menentukan nilai dari waktu optimal misil untuk mencegat target melalui pendekatan perhitungan metode numerik Newton-Raphson.

Bab V : Hasil Simulasi.

Mensimulasikan hasil yang diperoleh dari analisa geometri pertempuran misil-target, yang menampilkan grafik lintasan misil yang diarahkan dengan sudut optimal misil dan grafik hubungan antara percepatan lateral dengan waktu.

Bab VI: Kesimpulan dan Saran.

BAB II

DASAR TEORI

Pada dasar teori ini dibagi menjadi empat bab yang tiap babnya akan membahas secara berurutan mengenai misil beserta sistem pengarahan misil (*missile guidance*), penerapan teori kontrol optimal dengan menggunakan persamaan Hamiltonian H , juga penggunaan metode numerik Newton-Raphson.

Bab 2.1 menjelaskan definisi tentang misil, tujuan menyangkut pembuatan misil, klasifikasi misil dan bagian-bagian umum misil.

Bab 2.2 membahas mengenai sistem pengarahan yang digunakan oleh berbagai macam tipe misil, tetapi lebih dititikberatkan pada misil berjenis darat ke udara.

Bab 2.3 membahas mengenai penerapan teori kontrol optimal yang diaplikasikan pada penentuan arah terbang misil. Persamaan Hamiltonian digunakan sebagai penerapan teori kontrol optimal untuk meminimalkan indeks performansi J sehingga misil dapat mencegat target dengan waktu yang seminimal mungkin pada lintasan optimalnya dengan arah terbang misil yang berupa sudut lintasan terbang misil sebagai variabel kontrol.

Bab yang terakhir yaitu bab 2.4 membahas mengenai penggunaan metode numerik Newton-Raphson sebagai solusi untuk dapat menyelesaikan persamaan t_f yang merupakan persamaan non linier, sehingga dapat diperoleh pendekatan nilai akar dari fungsi t_f yang adalah t_f itu sendiri yaitu lamanya waktu yang dibutuhkan misil untuk dapat mencegat target.

2.1 Misil

2.1.1 Pengertian Misil.

Misil dapat didefinisikan sebagai pesawat lintas angkasa tak berawak yang di dalamnya berisi berbagai alat untuk mengontrol lintasan terbangnya [YAN-08].

Selama berabad-abad, kata ‘misil’ dianggap sinonim dengan proyektil, tetapi sekarang misil dapat diartikan sebagai proyektil yang dapat bergerak dengan sendirinya (*self-propelled*) lengkap dengan muatan (*self-contained*) di dalamnya, yang lintasan pergerakannya diarahkan oleh suatu sistem *guidance* [RIP-04].

Proses alamiah menuju perbaikan segala aspek kehidupan termasuk pengembangan lebih lanjut mengenai sistem persenjataan yang semakin beragam menunjukkan suatu kebutuhan untuk dapat mempertahankan diri sendiri dari musuh atau kebutuhan siapa saja yang menganggap bahwa perang adalah sebagai jalan untuk dapat memperbaiki kondisi kehidupan mereka. Sebagai pengganti batu lontar, tombak lempar, peluru tembak, bom jatuh, dan roket luncur, misil menunjukkan kelebihannya dalam menghancurkan target ataupun mempertahankan diri [RIP-04].

Tactical missile atau *guided missile* dibuat sebagai senjata *anti-aircraft* dan dianggap menarik karena dua alasan, yaitu : untuk dapat memperbesar kesempatan menyerang target dan serangan yang ditimbulkan dapat memperbesar kemungkinan untuk menyebabkan kerusakan yang mematikan [RIP-04].

Sebagai contoh : pada awalnya misil darat ke udara (*Surface to Air Missile/SAM*) seperti SA-2 buatan Soviet dan misil udara ke udara (*Air to Air/AAM*) seperti Sidewinder buatan Amerika cenderung ditujukan untuk dapat memenuhi misi khusus, yaitu : menghancurkan pesawat-pesawat terbang besar yang terbang melintas lurus dengan level ketinggian yang relatif tinggi [RIP-04].

Tetapi, kemampuan target semakin beragam sehingga dibutuhkan peningkatan teknologi yang semakin canggih. Peningkatan yang dimaksud adalah satunya berupa perbaikan sistem pengarahan (*guidance*) misil untuk terus menuju target pada suatu lintasan terbang yang tetap, yang akan dipaparkan pada penjelasan sub bab selanjutnya.

2.1.2 Klasifikasi Misil.

Secara garis besar, misil dapat dibagi menjadi dua kategori : *tactical missile* dan *strategic missile* [SIO-04].

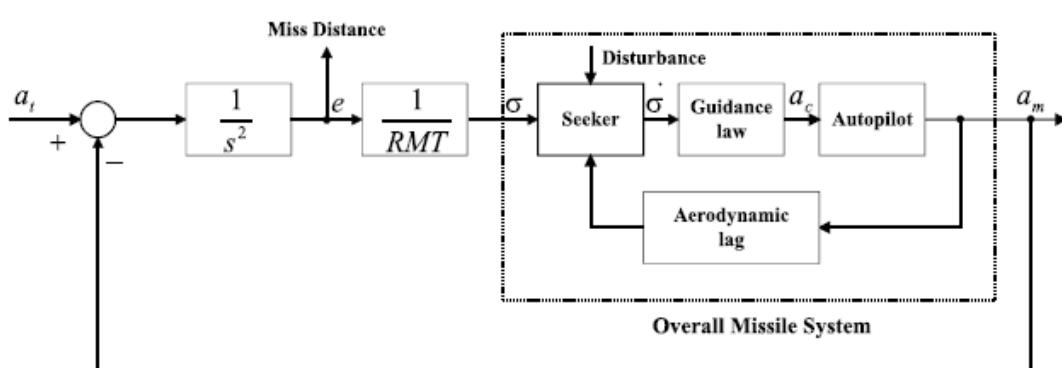
Berbeda dengan *tactical missile*, dalam kategori *strategic missile* jarak yang ditempuh misil lebih jauh dan misil didesain untuk mencegat target tidak bergerak yang lokasinya sudah ditentukan [NIE-60]. Yang termasuk dalam kategori ini adalah *ballistic missile*, yang lebih familiar dikenal dengan sebutan roket dan biasanya tidak menyerang pesawat terbang [SIO-04]. Perbedaan selanjutnya yaitu pada *tactical missile* terdapat suatu sensor yang bertugas mencari target (*seeker*) supaya dari informasi yang didapat oleh *seeker* misil dapat diarahkan menuju target sampai akhirnya mencegat target [NIE-60].

Karena itu *tactical missile* dapat juga dikatakan sebagai *guided missile* atau peluru kendali [SIO-04]. Sedangkan pada *strategic missile* tidak dibutuhkan *seeker* karena misil diarahkan hanya pada saat sebelum misil diluncurkan (*boost phase/pre launch*) [NIE-60]. Karena pengarahan misil hanya pada saat *pre-launch*, misil dalam kategori *strategic missile* dapat disebut juga sebagai *unguided missile* [SIO-04].

Tactical missile dibagi lagi menjadi enam kategori misil menurut tempat dimana misil diluncurkan ke tempat target berada yaitu : misil udara ke udara (*Air to Air Missile/AAM*), misil udara ke darat (*Air to Surface Missile/ASM*), misil udara ke bawah laut (*Air to Underwater Missile/AUM*), misil darat ke udara (*Surface to Air Missile/SAM*), misil darat ke darat (*Surface to Surface Missile*), misil bawah laut ke bawah laut (*Underwater to Underwater Missile/UUM*) [NIE-60]. Empat diantaranya yang umum diulas oleh berbagai buku mengenai misil adalah *AAM*, *ASM*, *SAM*, dan *SSM*.

Tactical missile juga dapat dibedakan dari sistem *guidance* yang digunakan oleh misil yaitu : *nonhomming missile*, *homing missile* dan *direct/external guidance missile* [SIO-04]. *Homing missile* memiliki *seeker* untuk mencari target dan memberikan pengarahan yang dibutuhkan misil dalam mencegat target [NIE-60]. Penulisan skripsi ini difokuskan pada *tactical missile* jenis *homing* untuk target jangkauan pendek sehingga pembahasan mengenai misil balistik tidak terlalu diditikkan.

Gambar 2.1 di bawah ini menunjukkan sistem pengarahan misil homing dengan *command* berupa kecepatan lateral misil yang digambarkan dalam sebuah sistem *loop tertutup* sebagai berikut:

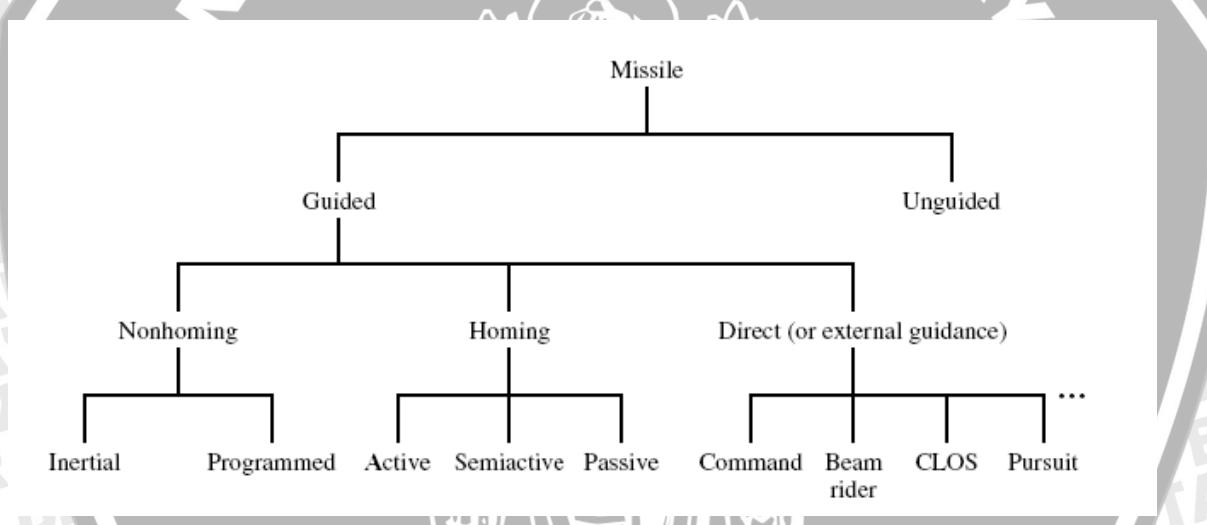


Gambar 2.1 Bentuk Close Loop Dasar dari Homing Missile
Sumber: [LIN-00]

Cara lain untuk mengklasifikasikan misil adalah dengan melihat jenis lintasan yang digunakan oleh misil. Misil balistik biasanya mengikuti lintasan pergerakan dari objek yang dilemparkan. Misil luncur (*glide missile*) yaitu misil yang diluncurkan dari sudut yang curam menuju suatu ketinggian yang bergantung pada jangkauan misil, hingga dari ketinggian tersebut misil meluncur turun menuju target. Misil loncat (*skip missile*) yaitu misil yang diluncurkan menuju suatu ketinggian yang atmosfirnya sangat jarang, lalu melompat di sepanjang kulit atmosfir [NIE-60].

Menurut sistem pendorong misil, misil juga dapat dikategorikan menjadi misil dengan pendorong turbojet, misil dengan pendorong ramjet, misil dengan pendorong roket, dll [NIE-60].

Klasifikasi misil tersebut dapat digambarkan secara garis besar pada gambar 2.2 seperti di bawah ini:



Gambar 2.2 Jenis-jenis Misil dan Pengelompokannya.

Sumber : [SIO-04]

2.1.3 Bagian-bagian Umum Misil.

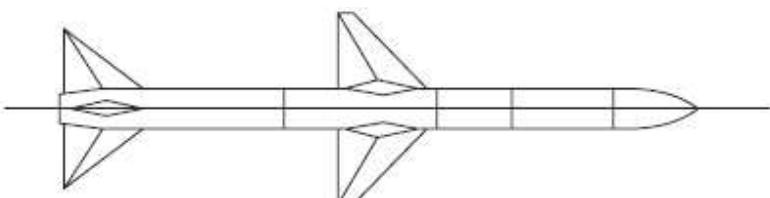
Peluru kendali dibagi menjadi empat subsistem, yaitu : *airframe*, *guidance*, motor dan *warhead* [SIO-04].

Biasanya *airframe* memiliki bentuk simetri yang saling bersilangan, dengan empat posisi sayap dan empat permukaan kontrol yang dapat digerakkan. Dengan konfigurasi bentuk yang seperti itu, memungkinkan misil untuk melakukan manuever lateral tanpa mengalami *rolling* terlebih dahulu. Tipe dan ukuran dari *airframe* sangat dipengaruhi oleh

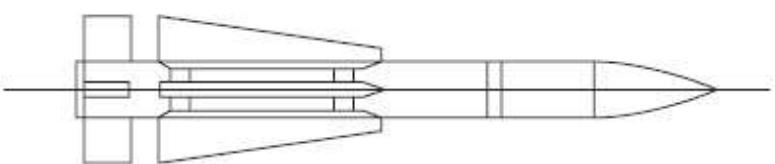
karakteristik *guidance*, ukuran motor dan ukuran *warhead*. *Airframe* misil dibagi menjadi tiga permukaan kontrol yaitu : sayap (permukaan utama yang dekat dengan badan misil), ekor (permukaan kecil yang berada di belakang badan misil) dan *canard* (permukaan kecil yang berada di bagian depan badan misil). Permukaan-permukaan kontrol ini terkait erat hubungannya dengan pemenuhan fungsi dari pengarahan misil yaitu untuk memastikan bahwa misil tetap berada pada lintasan yang telah ditentukan, tidak terbang terlalu tinggi atau terlalu rendah, atau terlalu jauh ke kanan atau ke kiri. Sistem pengarahan misil mengukur kesalahan (*error*) tersebut dan mengirimkan sinyal pada sistem kontrol untuk mengurangi kesalahan menjadi nol [SIO-04].

Misil juga dapat diklasifikasikan berdasarkan permukaan kontrolnya seperti digambarkan pada gambar 2.3 di bawah ini yang juga diperjelas dengan bentuk *airframe* pada tiap-tiap misil dengan permukaan kontrol yang berbeda-beda sebagai berikut:

Kontrol Sayap (contoh : Sparrow III AIM-7F)



Kontrol Ekor (contoh : Phoenix AIM-54A)



Canard (contoh : Sidewinder AIM-9)



Gambar 2.3 Tipe-tipe Airframe
Sumber : [SIO-04]

Aerodinamik adalah bagian dari subsistem *airframe* misil, bagian-bagian yang penting lainnya adalah tenaga pendorong (*propulsion*) dan struktur misil. Autopilot menerima *command* pengarahan dan memprosesnya untuk mengontrol defleksi atau rata-

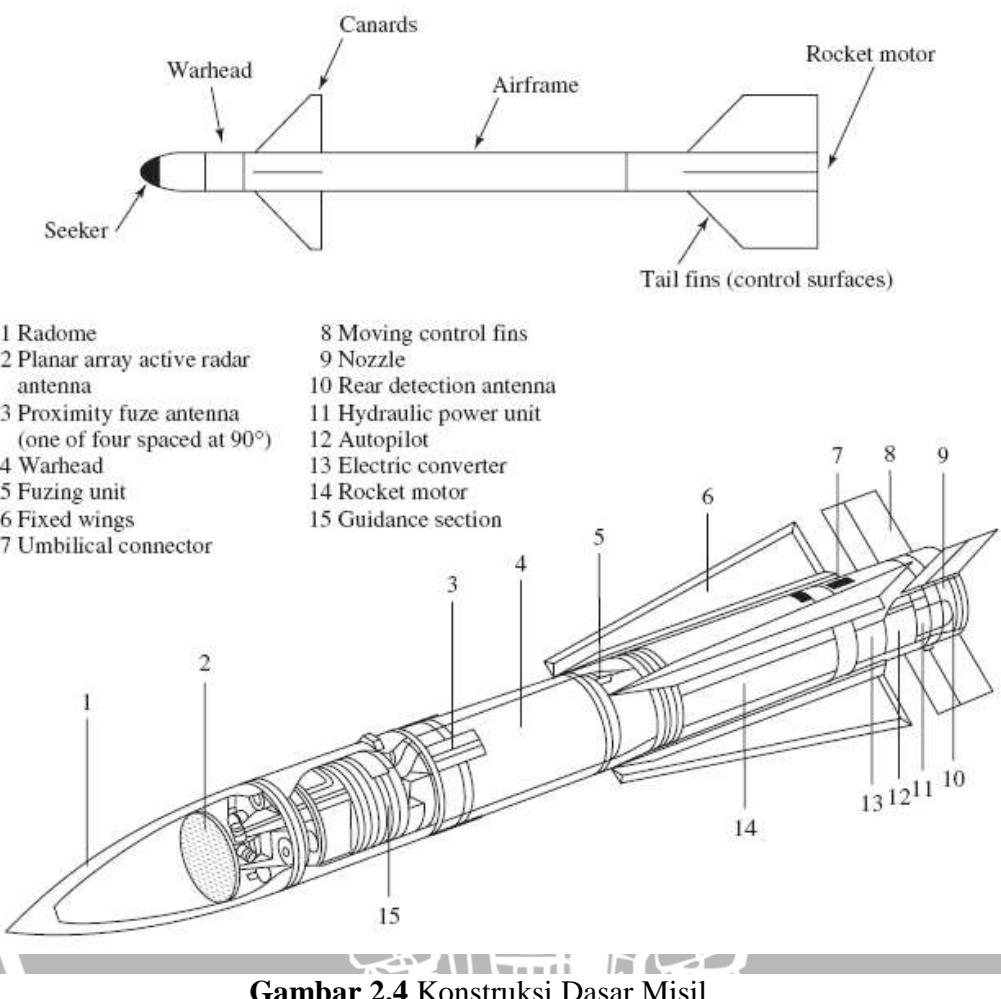


rata defleksi dari permukaan kontrol atau kontrol jet. Subsistem kontrol mengirimkan *command* dari autopilot menjadi aerodinamik atau gaya dan momen untuk mengubah posisi dari *airframe*, untuk mencapai manuever misil yang dikehendaki dengan merotasikan badan misil menuju sudut penyerangan yang diinginkan [YAN-08]. Autopilot dipaparkan pada penjelasan selanjutnya.

Karakteristik motor bergantung pada kebutuhan dari sistem pengarahan misil, jenis serangan yang akan dilakukan misil, dan karakteristik *airframe*. Faktor-faktor penting dalam memilih jenis motor pada misil ditentukan oleh : aerodinamik panas untuk dapat meningkatkan kecepatan misil, aerodinamik *drag* (dihasilkan dari gaya tekanan dan gaya gesekan kulit yang terjadi di permukaan misil dan arahnya berlawanan dengan arah kecepatan misil) untuk dapat mengurangi kecepatan misil, ketinggian maksimum misil untuk dapat beraksi, dan maksimum dan minimum jangkauan yang dibutuhkan untuk dapat mencegat target [SIO-04].

Warhead adalah muatan misil yang membawa persenjataan misil itu sendiri yang dapat berupa bahan peledak berbahan kimia maupun nuklir, racun-racun kimiawi maupun virus biologi [RIP-04]. Penentuan tipe *warhead* bergantung pada jenis serangan dan *guidance* yang akan digunakan oleh misil [SIO-04].

Di bawah ini, sebagai contoh pada gambar 2.4 diilustrasikan karakteristik aerodinamik untuk misil udara ke udara :



Gambar 2.4 Konstruksi Dasar Misil

Sumber : [SIO-04]

2.2 Missile Guidance.

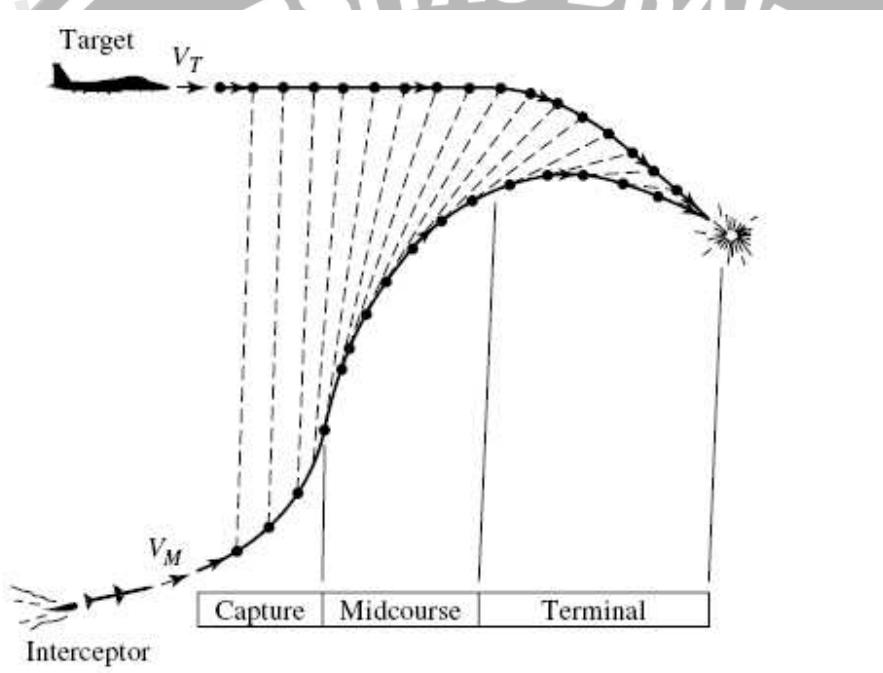
Misil biasanya digunakan sebagai senjata sehingga karena kegunaannya tersebut dan karena penggunaan sistem kendali (*guidance*) pada misil, misil dapat juga dikatakan sebagai peluru kendali. Sehingga dapat dikatakan bahwa sistem kendali pada misil berperan penting dalam hal misil mencegat target. Penjelasan mengenai sistem pengarahan (*guidance*) dijelaskan pada sub bab ini.

2.2.1 Pengertian-pengertian.

Guidance adalah suatu proses dinamik untuk mengarahkan suatu objek menuju titik tujuan baik yang diam/tetap maupun bergerak. Karena *guidance* disini diaplikasikan untuk mengarahkan misil maka objek yang dimaksud adalah misil dan titik tujuan disebut target. Selanjutnya mengenai target, seperti yang sudah dikatakan sebelumnya bahwa target misil dapat dikategorikan menjadi dua kategori dasar yaitu target diam dan target bergerak. Target diam biasanya dikondisikan untuk misil jangkauan jauh (*long range*) dan informasi mengenai target dikumpulkan dan keterangannya didapat dari dinas rahasia bagian pengintai (*intelligence*) sehingga untuk selanjutnya lintasan misil dapat ditentukan dan dapat dikoreksi hanya pada saat setelah misil diterbangkan. Target bergerak dikondisikan untuk misil jangkauan pendek (*short range*) yang membutuhkan pengarahan misil untuk dapat mencegat target dengan kekuatan penghancuran yang mencukupi. Informasi mengenai target ditentukan oleh seperangkat unit yang berfungsi untuk mengamati dan merasakan target, dan keterangan dapat juga diperoleh dari dinas rahasia bagian pengintai (*intelligence*) [YAN-08].

Pada umumnya, lintasan terbang misil dapat dibagi menjadi tiga tahapan yaitu : tahap *boost/launch*, tahap *midcourse* dan tahap *homing*. Setiap tahapan memiliki spesifikasi *guidance* masing-masing. Tahapan *boost* yaitu tahapan ketika misil ditembakkan meninggalkan peluncurnya sampai misil mencapai kecepatan tertentu untuk dapat dikontrol [YAN-08]. Tahapan selanjutnya, yaitu tahapan *midcourse*, tahapan yang biasanya merupakan tahapan yang membutuhkan waktu yang lama sehingga jarak yang ditempuh juga lebih jauh dibandingkan tahapan-tahapan yang lain karena pada tahapan ini misil diarahkan menuju suatu lintasan yang diinginkan untuk dapat mendekati target dan diusahakan untuk tetap berada pada lintasan tersebut sampai misil dianggap akan berhasil

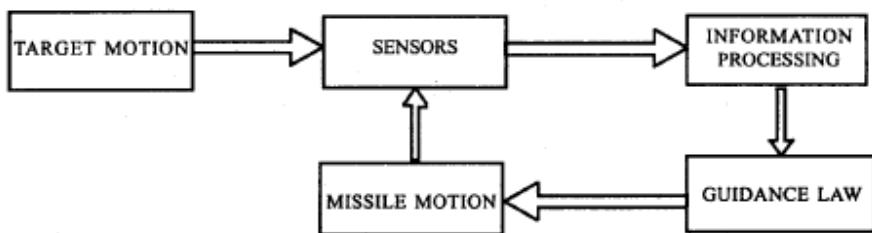
untuk mencegat target yaitu pada tahap berikutnya. Tahap *homing*, tahapan ini berhubungan dengan *terminal guidance* yaitu pengontrolan lintasan terbang misil. Pada tahapan ini, *seeker* mengunci target dan misil disiapkan untuk mencegat target. Pada penulisan skripsi ini, *guidance* difokuskan pada tahapan terakhir yaitu *terminal guidance* karena pada tahapan ini misil diharuskan memiliki keakuratan yang tinggi mengenai parameter-parameter target dan respon yang cepat untuk pada akhirnya dapat mencegat target [SIO-04]. Sehingga, dapat dikatakan bahwa pada tahapan inilah *guidance* memegang peranan terpentingnya. Tahapan-tahapan tersebut diilustrasikan pada gambar 2.5 sebagai berikut:



Gambar 2.5 Tahapan-tahapan Umum Lintasan Pengejalan Misil-Target
Sumber : [SIO-04]

Sistem pengarahan misil (*missile guidance system*) dapat didefinisikan sebagai seperangkat komponen yang mengukur posisi misil yang mengarah pada target dan dapat mengubah-ubah lintasan terbang misil sesuai dengan *command* yang diberikan *guidance law*. Biasanya, sistem pengarahan misil menyangkut komponen penginderaan, penghitungan dan kontrol [YAN-08]. Karena pada penulisan skripsi ini lebih menitikberatkan pada misil dengan target bergerak (*short range*), maka sistem pengarahan misilnya dapat disebut sebagai *tactical missile guidance*.

Pada dasarnya, fungsi dari *tactical missile guidance* adalah untuk menerjemahkan masukan (*input*) yang berupa pergerakan posisi relatif misil dan target menjadi keluaran (*output*) yang dapat menggerakan permukaan-permukaan kontrol misil untuk mendekati target [RIP-04] yang dapat diperjelas dengan gambar 2.6 sebagai berikut:



Gambar 2.6 Struktur Alur Informasi dari Loop Tertutup Pengarahan Misil.

Sumber : [VAT-05]

Guidance law didefinisikan sebagai suatu algoritma yang menentukan percepatan misil sebagai variabel kontrol untuk dapat mencegat target [YAN-08]. Sehingga penerapan teori-teori kontrol dapat diaplikasikan pada *guidance law* ini untuk mengoptimalkan performansi misil dalam mencegat target. Tetapi, penulisan skripsi ini menggunakan sudut terbang misil sebagai variabel kontrol yang nantinya akan digunakan juga dalam perhitungan percepatan misil.

Tujuan dari *guidance* adalah untuk mencapai target. Ketika menuju target, posisi objek bersesuaian dengan posisi target. Karena *guidance* disini diaplikasikan pada misil sebagai objek yang diarahkan, tujuan yang ingin dicapai dalam pengarahan misil adalah untuk dapat mencegat target. Yang berarti bahwa pada suatu ketika posisi misil harus bertepatan dengan posisi target dan kecepatan misil harus mencukupi untuk dapat menghancurkan target. Sehingga, dengan kata lain tujuan dari pengarahan misil adalah untuk dapat memperkecil jarak antar misil dengan target. Agar dapat mencapai tujuan ini, pengarahan misil harus didukung dengan keadaan yang dianggap menguntungkan seperti mempersingkat waktu terbang misil atau memaksimalkan kecepatan misil [YAN-08].

2.2.2 Klasifikasi *Guidance*.

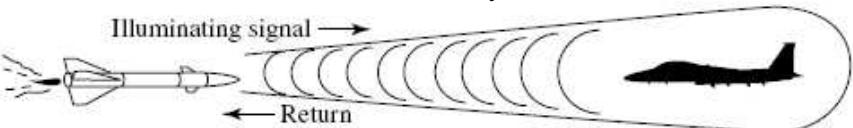
Untuk dapat mengarahkan dan mengontrol sebuah misil, ada beberapa fungsi yang harus bisa dipenuhi yaitu [YAN-08]:

1. Fungsi monitoring ketika misil meluncur yang memantau rentetan peristiwa peluncuran misil dan menentukan posisi dan kecepatan misil mula-mula setelah peluncuran.
2. Fungsi penargetan yang menentukan geometri dasar antara misil dan target dan bekerja pada sistem koordinat relatif dimana target tujuan misil harus dicapai dan pengarahan misil harus dilakukan.
3. Fungsi pengarahan misil yang menghasilkan *command-command* pengarahan yang mengarahkan misil untuk menuju target.
4. Fungsi pengendalian lintasan terbang misil, juga disebut sebagai autopilot, yang mengkonversi *command* pengarahan menjadi respon misil.

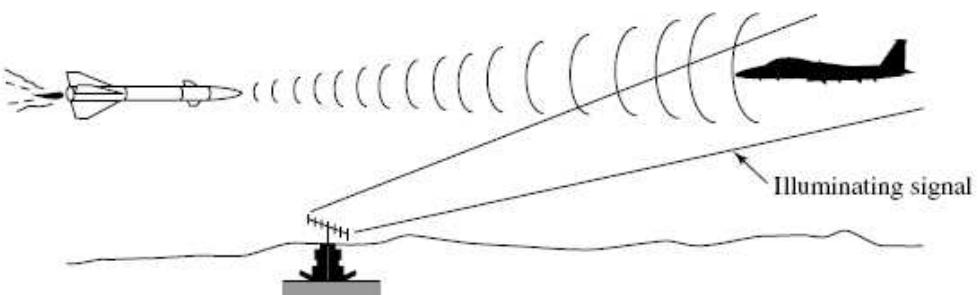


Sistem pengarahan pada *homing missile* dibagi menjadi tiga yaitu : aktif, semi aktif dan pasif [NIE-60] yang diperjelas pada gambar 2.7 sebagai berikut:

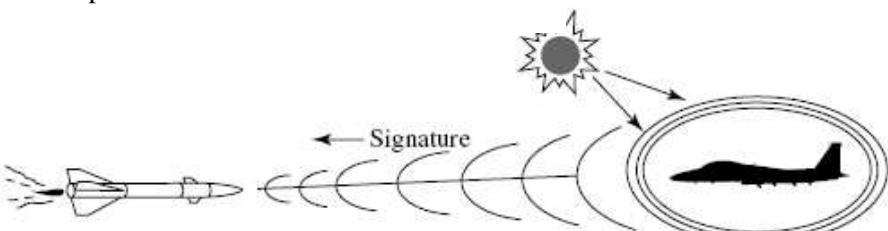
Aktif : Misil membawa sumber radiasi dari dalam dirinya.



Semi-aktif : Misil menggunakan sumber radiasi dari luar , yang dapat dikontrol.



Pasif : Misil menggunakan sumber radiasi dari luar , yang tidak dapat dikontrol.



Gambar 2.7 Jenis-jenis Homing Guidance.
Sumber : [SIO-04]

Pada sistem pengarahan aktif, misil mengiluminasi target dan menerima sinyal yang dipantulkan oleh target [NIE-60]. Misil mengirimkan sumber radiasi yang berasal dari sensor radiasi. Sebagai contohnya, sistem homing radar aktif, baik pemancar dan penerima radar terdapat di dalam misil. Keuntungan yang didapat dari sistem pengarahan aktif ini adalah misil dapat meluncur dan meninggalkan targetnya (*launch-and-leave*). Sedangkan kelemahannya adalah adanya tambahan berat, pengeluaran biaya yang lebih tinggi, dan rentan terhadap gangguan, karena radiasi yang dihasilkan oleh misil dapat memancarkan dan mengirimkannya kembali ke misil. Contoh dari sistem pengarahan aktif misil homing

adalah misil udara ke udara dengan kendali radar aktif buatan Eropa bernama Meteor [SIO-04].

Pada sistem pengarahan semi aktif, misil menerima sinyal pantul dari target yang diiluminasi melalui sumber radiasi dari kontrol di luar misil [NIE-60]. Misil homing semi aktif membutuhkan target yang terus-menerus diiluminasi setiap waktu oleh radar dari luar selama penerbangan misil. Radar eksternal tersebut dapat berada di darat, kapal (*ship-borne*) atau pesawat terbang. Energi iluminasi dihasilkan oleh radar pencari target itu sendiri atau dari pemancar terpisah. Energi radar yang dipantulkan oleh target diteruskan kembali oleh penerima yang terdapat di hidung misil (*seeker*), dan digunakan untuk sistem pengarahan misil. Contoh dari misil kendali semi aktif adalah misil supersonik Sparrow III (model AIM-7F). Ada juga misil yang menggunakan kendali baik aktif maupun semi aktif yaitu Phoenix [SIO-04].

Pada sistem pengarahan pasif, sistem pengarahan misil bergantung pada sensitivitas penerima misil terhadap radiasi yang dihasilkan dari target sendiri [NIE-60]. Radiasi itu dapat berupa gelombang panas, gelombang cahaya, dan gelombang cahaya. Sehingga, jelas bahwa sistem pengarahan pasif adalah sistem pengarahan yang berdasarkan karakteristik radiasi yang berasal dari target itu sendiri sebagai cara untuk menarik misil. Dengan kata lain, menggunakan target sebagai umpan. Bukan temperatur target yang dianggap sebagai faktor penting, tetapi perbedaan temperatur di antara target dan daerah di sekelilingnya yang memungkinkan sensor pencari panas (*seeker*) pada misil untuk mengidentifikasi adanya target. Contoh misil yang menggunakan sistem pengarahan pasif adalah misil homing dengan infra merah Sidewinder [SIO-04].

Teknik *command guidance* yang juga sama baiknya dengan metode *homing/command*, yang adalah bagian dari tahapan setelah misil meluncur, dapat digunakan dalam beberapa cara, yang menonjol di antaranya adalah sebagai berikut [SIO-04];

Misil kendali dengan *command* adalah misil yang diarahkan dari sumber lain di luar misil. Pada sistem pengarahan jenis ini, sistem pelacakan terpisahkan dari misil dan digunakan untuk melacak keduanya yaitu baik misil maupun target. Sehingga, *seeker* tidak diperlukan dalam *command guidance*. Sistem pelacakan mungkin terdiri dari dua unit terpisah, satu untuk melacak misil, yang lainnya digunakan untuk melacak target yang

berupa pesawat terbang. Sistem pelacakan tersebut dilengkapi dengan radar, optik, laser atau sistem infra merah. Radar penanda (*radar beacon*) atau percikan infra merah di ekor misil dapat digunakan untuk menyediakan informasi bagi sistem pelacakan mengenai lokasi misil. Jangkauan misil terhadap target, sudut elevasi, dan data-data penunjang adalah masukan bagi komputer. Selanjutnya, dengan menggunakan posisi dan rata-rata posisi (sebagai contoh, jangkauan maupun rata-rata jangkauannya), komputer dapat menentukan lintasan terbang yang tepat bagi misil untuk mencegat target. Dengan kata lain, di titik saat misil meluncur, komputer menentukan apakah misil masih berada pada lintasan yang sudah ditentukan atau tidak. Jika tidak, komputer akan menghasilkan *commands* penyetiran dan mengirimkannya pada misil yang sedang terbang. Kemudian, komputer akan membandingkan penghitungan lintasan terbang misil dengan prediksi lintasan terbang misil berdasarkan informasi pelacakan yang sedang berlangsung, dan menentukan sinyal koreksi yang dibutuhkan untuk menggerakkan permukaan kontrol misil sehingga mengubah lintasan misil yang sedang berlangsung ke lintasan misil yang sudah ditentukan selanjutnya. Sinyal tersebut berupa *command guidance* yang dikirimkan ke penerima misil melalui sistem pelacak misil atau melalui link komando terpisah, seperti radio. Sebagai tambahan instruksi penyetiran misil, link komando masih tetap dibutuhkan untuk mengirimkan instruksi lain pada misil, seperti menyatukan persenjataan, menerima *gain setting*, dan sebagai detonasi *warhead*. Kelemahan teknik ini adalah sumber energi dari luar harus cukup sering mengiluminasi target agar efektif untuk mengarahkan misil. Teknik ini kebanyakan digunakan pada misil jangkauan pendek karena kesalahan (*error*) sistem pelacakan yang relatif besar apabila digunakan untuk jangkauan panjang (*long range*). Misil-misil NIKE menggunakan teknik ini. Juga misil pertahanan udara (*air-defense missile*) Patriot MIM-104 menggunakan versi modifikasi dari *command guidance* yaitu dengan penggunaan satu radar saja.

Bentuk lain dari *command guidance* yaitu *beam riding*. Pada teknik pengarahan ini, target (pesawat terbang) dilacak dengan menggunakan sinar elektromagnetik, yang bisa jadi sinyalnya dikirimkan dari radar yang berada di darat (atau kapal atau pesawat terbang) atau dari sistem pelacakan laser (contohnya radar (*laser detection and ranging*) atau radar laser). Sehingga, selama misil berada dalam arahan sinar elektromagnetik tersebut, misil akan bergerak menuju target yang kemudian misil dapat mencegat target. Keuntungan dari



teknik pengarahan ini adalah misil dapat diluncurkan dalam jumlah besar dengan kontrol yang sama atau dengan sinar elektromagnetik pelacak target, selama misil dilengkapi oleh perlengkapan *guidance*. Kelemahan sistem ini adalah pelacakan dengan menggunakan sinar elektromagnetik harus dipersempit untuk memastikan pencegatan target, sehingga meningkatkan kesempatan misil kehilangan targetnya, apalagi jika target melakukan maneuver untuk mengelak. Karena terjadi *error* pelacakan yang besar apabila sistem ini digunakan untuk jangkauan panjang, maka teknik pengarahan ini terbatas untuk jangkauan pendek saja.

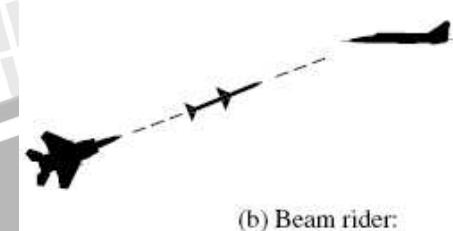
Command to Line of Sight (CLOS) juga merupakan jenis dari *command guidance* dan navigasi yang selalu mengarahkan misil untuk tetap berada pada garis pandang (*line of sight*) antara unit pelacakan dengan pesawat terbang sebagai target. Teknik pengarahan ini kebanyakan digunakan pada sistem antitank dan sistem pertahanan udara untuk jangkauan pendek.

Masih banyak *command/homing guidance* lainnya seperti *pursuit*, *deviated pursuit*, *lead pursuit*, *lead collision*, *pure collision*, *constant load factor*, *proporsional navigation*, *three-point*, *hyperbolic guidance*, dll. Perlu diperhatikan bahwa tidak ada satupun dari jenis pengarahan, yang telah dipaparkan sebelumnya, yang merupakan yang terbaik untuk semua aplikasi misil. Sehingga, banyak sistem misil yang menggunakan lebih dari satu jenis teknik pengarahan misil, tiap-tiap teknik pengarahan misil tersebut beroperasi selama dalam tahapan tertentu dari lintasan misil untuk mencegat target.

Ilustrasi mengenai penjelasan dari teknik-teknik pengarahan misil tersebut dapat dilihat pada gambar 2.8 sebagai berikut:



(a) Command guidance:
(Seluruh pengarahan dan pelacakan dilakukan di luar misil.)

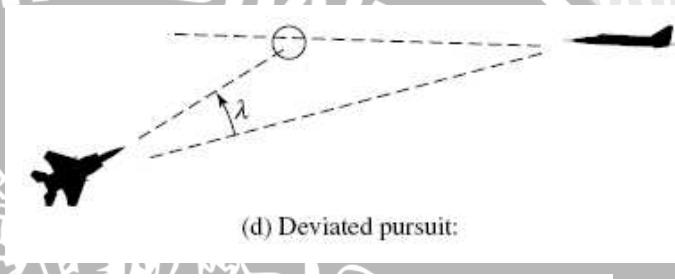


(b) Beam rider:

PENGEJARAN (PURSUIT) :

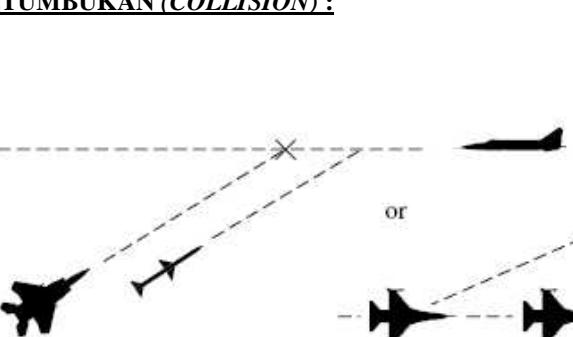


(c) Lead pursuit:

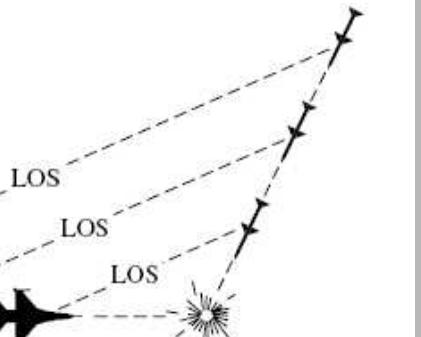


(d) Deviated pursuit:

TUMBUKAN (COLLISION) :



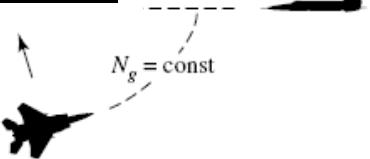
(e) Lead collision:



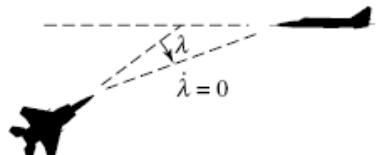
(f) Pure collision:

Gambar 2.8 Teknik-teknik Pengarahan Misil.
Sumber : [SIO-04]

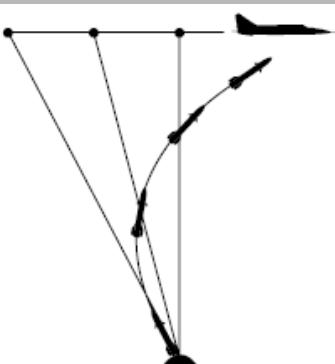
LAINNYA :



(g) Constant load factor:



(h) Proportional navigation:



(i) Three-point:

Gambar 2.8 Lanjutan Teknik-teknik Pengarahan Misil.

Sumber : [SIO-04]

Sumber masukan untuk pengarahan misil bervariasi dari misil ke misil. Sebagai contoh, misil kendali dengan kabel (*wire-guided missile*), yang menghubungkan peluncurnya dengan kabel-kabel tipis setipis rambut manusia yang tidak digulung yang diletakkan di belakang peluncur dan meneruskan informasi masukan dari operator. Misil kendali dengan radio (*radio-guided missile*) yang mengantikan fungsi kabel dengan link tanpa kabel, tapi masih memerlukan operator untuk mengontrol. Misil dengan sensor pencari panas (*heat-seeking missile*), atau dengan kata lain misil yang menggunakan sensor infra merah untuk mengunci dan mengikuti panas yang dihasilkan oleh target. Misil kendali dengan laser dan radar yang menemukan dan mengikuti targetnya menggunakan energi (masing-masing dengan menggunakan sinar dan gelombang radio) yang melingkupi permukaan target [RIP-04].

Setiap jenis pengarahan misil memiliki kelemahan dan keuntungannya masing-masing. Sebagai contoh, misil kendali dengan radar, dapat digunakan dalam segala kondisi cuaca apapun dan dapat menembakan misil dari jangkauan pandangan yang jauh, tetapi



rumit dan rapuh terhadap gangguan elektronik yang dapat mengacaukan radar. Misil dengan sensor pencari panas (*heat-seeking missile*) yang sedikit rumit dan lebih dapat diandalkan, tetapi misil jenis ini hanya dapat mengunci target dari jangkauan yang relatif dekat dan dapat menjauh dari targetnya karena terpikat pada nyala api maupun sumber panas lainnya yang kuat. Misil kendali dengan kabel (*wire-guided missile*), misil jenis ini sebenarnya kebal terhadap kelemahan-kelemahan yang sudah disebutkan sebelumnya tapi mengharuskan penggunanya meninggalkan jejak kabelnya dalam perjalanan misil menuju target sampai target dimusnahkan [RIP-04].



Tabel 2.1 Jenis-jenis *Homing Guidance* dan Ringkasan Penjelasannya .

Sumber : [SIO-04]

Tipe	Metode Navigasi (Pengarahan)	Peralatan Penginderaan (Sensor)	Karakteristik
Homing Aktif	1. Proporsional Navigasi. 2. <i>Pure Pursuit.</i> 3. <i>Deviated Pursuit.</i>	1. Radar. 2. Infra Merah. 3. <i>Imaging Infrared.</i> 4. Laser. 5. TV.	<ul style="list-style-type: none">Sistem <i>ground</i> tidak tetap pada satu target.Termasuk jenis misil yang mahal.
Homing Semi-aktif.	1. Proporsional Navigasi. 2. <i>Pure Pursuit.</i> 3. <i>Deviated Pursuit.</i>	1. Radar. 2. Infra Merah. 3. <i>Imaging Infrared.</i> 4. Laser. 5. TV.	<ul style="list-style-type: none">Sistem <i>ground</i> tetap pada satu target sampai target dicegat.
Homing Pasif.	1. Proporsional Navigasi. 2. <i>Pure Pursuit.</i> 3. <i>Deviated Pursuit.</i>	1. Infra Merah. 2. <i>Visible Light.</i> 3. Energi Elektro-magnetik.	<ul style="list-style-type: none">Sistem <i>ground</i> tidak tetap pada satu target.Seluruh peralatan sensor memiliki keterbatasan kemampuan dibandingkan dengan menggunakan radar.



Tabel 2.1 Lanjutan Jenis-jenis *Homing Guidance* dan Ringkasan Penjelasannya .
Sumber : [SIO-04]

<i>Command</i>	Metode apa saja.	1. Radar. 2. Infra Merah. 3. <i>Visible Light.</i>	<ul style="list-style-type: none">• Sistem <i>ground</i> tetap pada satu target.• Misil terhubung pada sistem <i>ground</i> secara dinamik.• Komputer <i>ground</i> dibutuhkan untuk pemrograman penerbangan.• Termasuk jenis misil yang murah.
<i>Beam Rider</i> (atau CLOS)	1. <i>Line of Sight.</i> 2. Diprogram <i>(programmed).</i>	1. Radar. 2. Infra Merah. 3. <i>Visible Light.</i>	<ul style="list-style-type: none">• Karakteristiknya sama seperti pada pengarahan <i>command</i>.

Table 2.2 Jenis-jenis Misil Darat ke Udara (*Surface-to-Air*)

Berdasarkan Teknik Pengarahananya.

Sumber : [SIO-04]

<i>Command</i>	<i>Beam Rider</i>	Semi-aktif Homing	Pasif Homing
Spartan	Seaslug	Sea Sparrow	Chaparral
Sprint	RBS 70	Standard, MR	Redeye
Crotale	Talos (+ SAH)	Standar, ER	Stinger
Rapier (CLOS)	Terier (+ SAH)	Tartar	Redtop
Seawolf (CLOS)		Masurca	Tan-sam
Blowpipe (CLOS)		Bloodhound	SA-7
Indigo		Aspide	SA-9
Roland (CLOS)		Seadart	
Patriot (+SAH)		SA-6	
SA-8		Thunderbird	
		Hawk	

Table 2.3 Jenis-jenis Udara ke Udara (*Air-to-Air*)

Berdasarkan Teknik Pengarahannya.

Sumber : [SIO-04]

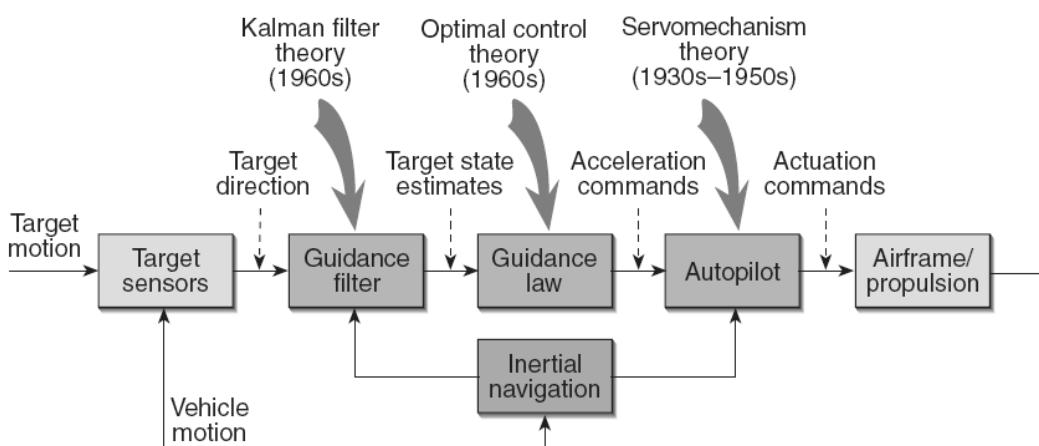
Semi-aktif Homing	Aktif Homing	Pasif Homng
Falcon	Meteor	Sidewinder
Sparrow	Sidewinder II AIM-9x	Mica
Skyflash	AMRAAM AIM-120 A	Magic 2
Aspide	Patriot MIM-104	Shafrir
Phoenix (+Aktif)	Harpoon AGM-84 G	SAAB 327
		ASRAAM
		Super R-530
		R-73
		Shrike
		Standard Arm
		Harm
		Aerospatiale (AS-30L) – <i>Laser Guided</i>

Penerapan teori-teori kontrol dijelaskan pada sub bab selanjutnya, yaitu penerapan teori kontrol optimal dengan menggunakan persamaan-persamaan Hamiltonian yang merupakan aplikasi dari kalkulus variasi. Persamaan Hamiltonian tersebut akan digunakan untuk meminimumkan indeks performansi J dengan variabel kontrol berupa sudut lintasan terbang misil γ_M . Apabila variabel kontrol tersebut sudah diperoleh, itu berarti bahwa lintasan terbang misil dapat diarahkan menuju LOS akhir yang berperan dalam pencegatan target.

2.3 Teori Kontrol Optimal.

Teori estimasi dan kontrol optimal biasa digunakan dalam mendesain sistem *guidance* lanjut. Secara khusus, sejak akhir tahun 1960-an dan awal tahun 1970-an, sedapat mungkin riset yang dilakukan dicurahkan untuk menerapkan kontrol optimal modern dan teori estimasi dalam mengembangkan optimasi sistem pengarahan yang sudah ada, baik untuk *tactical missile* maupun *strategic missile*. Pada khususnya, teknologi ini telah digunakan untuk mengembangkan algoritma pelacakan yang mengekstrasi semaksimal mungkin informasi mengenai lintasan target dari sensor data homing dan untuk memperoleh pengarahan dan pengontrolan yang optimal dari informasi yang didapat sehingga mengarahkan misil menuju target yang telah dipilih. Perbaikan performansi tersebut dapat dicapai dengan optimasi sistem dari sistem pengarahan konvensional dan teknik-teknik kontrol yang merupakan faktor terpenting dalam mengatasi manuever target, dimana informasi mengenai kecepatan target dan kecepatan waktu untuk merespon dari sistem pengarahan dibutuhkan untuk mencapai keakuratan yang diinginkan, yaitu dalam waktu yang minimum [SIO-04].

Gambar 2.9 menunjukkan pentingnya penerapan kontrol optimal dalam suatu sistem pengendalian arah misil yang berperan untuk memperbaiki performansi misil dalam hal menghancurkan target yang digambarkan dalam suatu sistem *loop tertutup* sebagai berikut:



Gambar 2.9 Penempatan Kontrol Optimal dalam Arsitektur Kendali *Homing Missiles*.

Sumber: [HOP-04]

2.3.1 Persamaan Hamiltonian H.

Kondisi yang dibutuhkan untuk menentukan nilai optimal t_f dengan t_f sebagai parameter kontrol adalah [BRY-75]:

$$(\varphi_t + H)_{t=t_f} = 0 \quad \dots (2.1)$$

Persamaan (2.1) di atas terdiri dari komponen-komponen penyusun indeks performansi J , yaitu φ dan H . Dengan H adalah persamaan Hamiltonian yang komponen-komponen di dalamnya diberikan pada persamaan (2.3). Karena optimasi dalam penulisan skripsi ini bertujuan untuk meminimumkan indeks performansi J , maka:

$$\frac{\partial H}{\partial u} = 0; \quad t_0 < t < t_f \quad \dots (2.2)$$

Persamaan (2.2) dapat diartikan sebagai turunan H , dimana H diturunkan terhadap fungsi kontrol u yang memuat variabel kontrol. Karena penulisan skripsi ini mengambil sudut lintasan terbang misil γ_M sebagai pengganti percepatan lateral yang biasanya digunakan sebagai variabel kontrol, maka variabel kontrol yang dimaksud dalam fungsi kontrol u adalah berupa sudut lintasan terbang misil γ_M .

Persamaan Hamiltonian H dituliskan sbb :

$$H = L + \lambda^T f \quad \dots (2.3)$$

Apabila persamaan H bukan merupakan fungsi eksplisit dari waktu t , maka nilai skalar H adalah sebuah konstanta. Karena kriteria performansi yang digunakan adalah optimasi waktu maka konstanta yang dimaksud untuk H adalah nol.

Persamaan (2.3) dapat juga dituliskan sbb :

$$H(x, u, \lambda) = L(x, u) + \sum_{i=1}^n \lambda_i f_i(x, u) \quad \dots (2.4)$$

Dengan x adalah variabel state (*state vector*), u adalah fungsi kontrol (*decision vector*), f adalah variabel batas (*constraint vector*), dan λ adalah konstanta pengali yang belum diketahui atau sering disebut sebagai konstanta pengali Lagrange.

Hubungan antara u , x , f , dan λ dituliskan pada persamaan (2.8). Bentuk matriks-nya dapat dituliskan sbb :

$$u = \begin{bmatrix} u_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ u_m \end{bmatrix}, \quad x = \begin{bmatrix} x_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ x_n \end{bmatrix}, \quad f = \begin{bmatrix} f_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ f_n \end{bmatrix}, \quad \lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \lambda_n \end{bmatrix}$$

Solusi untuk permasalahan *minimum time (elapse time)* yaitu untuk mentransfer sistem dari kondisi awal (*initial condition*) ke kondisi yang ditentukan (*specified state*) adalah dengan memasukkan nilai untuk ϕ dan L sbb:

$$\phi = 0; \quad L = 1 \quad \dots (2.5)$$

Performansi indeks J dapat dituliskan sbb :

$$J = \phi [x(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} L [x(t), u(t), t] dt$$

Dengan memasukkan persamaan untuk nilai ϕ dan L , indeks performasi J dapat dituliskan kembali menjadi :

$$J = t_f - t_0$$

Dan persamaan Hamiltonian H dapat dituliskan kembali menjadi :

$$\begin{aligned} H &= 1 + \lambda^T f \\ H &= 1 + \lambda^T(t) f(x, u, t) \end{aligned} \quad \dots (2.6)$$

Dengan substitusi persamaan (2.1) dan (2.5) ke dalam persamaan (2.6), maka diperoleh kondisi persamaan Hamiltonian H untuk meminimumkan performansi indeks J sebagai berikut :

$$\begin{aligned} (H)_{t=t_f} &= 0 \\ 0 &= 1 + \lambda^T(t) f(x, u, t) \end{aligned} \quad \dots (2.7)$$

Kondisi lain yang harus dipenuhi yaitu penyelesaian permasalahan *two-point boundary-value* sbb :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u, t); \text{ dengan } x(t_0) \text{ diketahui}; \quad (n \text{ kondisi awal}) \\ \dot{\lambda} &= -\frac{\partial H}{\partial x} \end{aligned} \quad \dots (2.8)$$

Karena $L = 1$, sehingga $\frac{\partial L}{\partial x} = 0$, maka $\dot{\lambda}$ dapat dituliskan kembali menjadi :

$$\begin{aligned} \dot{\lambda} &= -(f_x)^T \lambda; \quad \text{dengan } x_j(t_f) \text{ ditentukan}; \quad j = 1, \dots, q \\ \lambda_j(t_f) &= 0, \quad j = q + 1, \dots, n \quad (n \text{ kondisi akhir}) \\ 0 &= f_u^T \lambda \quad (m \text{ kondisi optimal}) \\ (\lambda^T f)_{t=t_f} &= -1 \end{aligned}$$

Persamaan (2.8) dikenal sebagai persamaan Euler-Lagrange dalam kalkulus variasi.

Dari persamaan-persamaan di atas, terdapat $2n$ kondisi keterikatan untuk $2n$ persamaan differensial, m kondisi optimal untuk m variabel kontrol u dan satu kondisi transversal untuk waktu akhir t_f .

Setidaknya harus ada satu *variable state* yang akan ditentukan pada $t = t_0$ dan $t = t_f$ sehingga dapat memenuhi kondisi untuk meminimumkan indeks performansi J untuk kriteria *minimum time*.

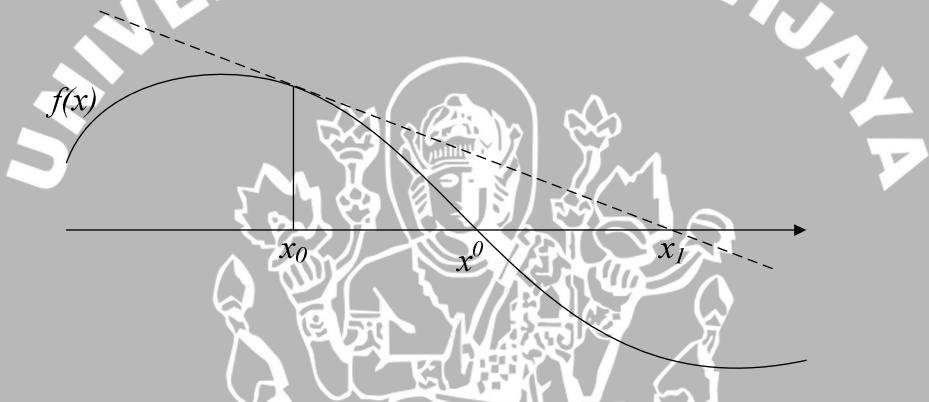
Persamaan Hamiltonian H digunakan untuk meminimumkan indeks performansi J . Karena kriteria optimasi yang digunakan dalam penulisan skripsi ini adalah *minimum time* maka penggunaan persamaan Hamiltonian bertujuan untuk meminimumkan indeks performansi J agar diperoleh waktu t_f yang minimum, dengan t_f adalah lamanya waktu yang dibutuhkan misil untuk dapat mencapai target. Variabel kontrol yang diambil berupa sudut lintasan terbang misil γ_M yang besarnya dapat ditentukan apabila nilai dari parameter kontrol t_f sudah diperoleh.

Seperti yang sudah dikatakan sebelumnya bahwa sudut lintasan terbang misil γ_M dapat ditentukan nilainya apabila nilai parameter kontrol t_f sudah diketahui. Sedangkan persamaan yang menyusun persamaan t_f bukanlah merupakan persamaan yang linier sehingga diperlukan pendekatan untuk dapat mengetahui nilai t_f . Sebagai metode pendekatan nilai t_f digunakan metode numerik Newton-Raphson sebagai solusi untuk

menyelesaikan persamaan nonlinier fungsi f . Pembahasan mengenai metode Newton-Raphson dijelaskan pada sub bab selanjutnya.

2.4 Metode Numerik Newton-Raphson.

Metode ini dapat digunakan dalam mencari akar dari suatu persamaan, jika diasumsikan f mempunyai turunan kontinu f' . Metode ini sering digunakan karena kesederhanaannya. Misalkan tebakan awal untuk akar adalah x_0 , garis singgung dapat dibuat dari titik $(x_0, f(x_0))$. Garis singgung tersebut memotong sumbu-x. Titik perpotongan ini memberikan perkiraan dekat dari nilai akar. Hal ini diperjelas dalam gambar 2.10 sebagai berikut:



Gambar 2.10 Geometri Pendekatan Akar Fungsi
Pada Metode Numerik Newton-Raphson.

Sumber : [LAN-97]

Secara geometri, metode Newton-Raphson hampir sama dengan metode posisi salah, bedanya garis yang dipakai adalah garis singgung. Dengan menggunakan x_0 sebagai tebakan awal, dilanjutkan dengan mencari titik $(x_0, f(x_0))$. Kemudian dibuat garis singgung dari titik $(x_0, f(x_0))$, sehingga diperoleh titik potong $(x_1, 0)$ antara sumbu-x dan garis singgung titik $(x_0, f(x_0))$. Kemudian dilanjutkan lagi dengan mencari titik $(x_1, f(x_1))$. Dari titik $(x_1, f(x_1))$ kemudian dibuat garis singgung, sehingga diperoleh titik potong $(x_2, 0)$ antara sumbu-x dan garis singgung titik $(x_1, f(x_1))$. Demikian seterusnya. Untuk lebih jelasnya, perhatikan langkah berikut :

$$\tan(\beta) = f' x_0 = \frac{f(x_0)}{x_0 - x_1} \quad \dots (2.9)$$

Maka iterasi pertama :

$$x_1 = x_0 - \frac{f(x_0)}{f'(x_0)}$$

Dilanjutkan iterasi kedua :

$$x_2 = x_1 - \frac{f(x_1)}{f'(x_1)}$$

Dan seterusnya, dengan cara yang sama didapat :

$$x_{k+1} = x_k - \frac{f(x_k)}{f'(x_k)} \quad \dots (2.10)$$

Atau dapat dikatakan bahwa strategi yang dipakai dalam metode Newton-Raphson adalah mendekati kurva $f(x)$ dari garis tangen-nya dengan titik estimasi x_k . Dapat diilustrasikan dengan persamaan garis singgung sbb [WON-05]:

$$y - f(x_k) = f'(x_k)(x - x_k)$$

Dari persamaan tersebut, dapat dilihat bahwa tangen (β) yang persamaannya dituliskan pada persamaan (2.9) tidak lain adalah gradien dari $f(x_k)$.

Untuk dapat memotong sumbu x, nilai y dibuat menjadi nol pada persamaan garis tersebut untuk iterasi selanjutnya, sehingga persamaannya menjadi [WON-05]:

$$\begin{aligned} 0 - f(x_k) &= f'(x_k)(x_{k+1} - x_k) \\ x_{k+1} &= x_k - \frac{f(x_k)}{f'(x_k)} \end{aligned} \quad \dots (2.11)$$

Persamaan terakhir yang didapat sama dengan persamaan (2.10) yang sebelumnya, biasanya disebut sebagai Fungsi Iterasi Newton-Raphson [MAT-99].

Gambar 2.9 tidak dapat menjelaskan mengapa tebakan akar x_0 harus dapat mendekati nilai dari akar yang sebenarnya (c) atau mengapa turunan kedua dari fungsi $f(x)$ harus kontinyu. Berikut dijabarkan melalui analisa dari deret Taylor orde pertama yaitu [MAT-99]:

$$f(x) = f(x_0) - f'(x_0)(x - x_0) + \frac{f''(c)(x - x_0)^2}{2!} \quad \dots (2.12)$$

Dengan nilai c di antara x_0 dan x . Substitusi nilai x sama dengan x^0 pada persamaan (11) dan dengan mengambil nilai $f(x)$ sama dengan nol untuk dapat memotong sumbu x, diperoleh persamaan [MAT-99]:

$$0 = f(x_0) - f'(x_0)(x^0 - x_0) + \frac{f''(c)(x^0 - x_0)^2}{2!} \quad \dots (2.13)$$

Jika nilai x_0 cukup dekat dengan nilai akar yang sebenarnya (x^0), maka persamaan terakhir ruas kanan dari persamaan (2.13) akan menjadi sangat kecil sekali dibandingkan dengan dua persamaan pertama. Sehingga, nilainya dapat diabaikan dan akan diperoleh suatu pendekatan [MAT-99]:

$$0 \approx f(x_0) - f'(x_0)(x^0 - x_0)$$

Dari pendekatan tersebut, dapat diperoleh nilai $x_0 \approx x^0 - f(x_0)/f'(x_0)$. Dan hasil inilah yang digunakan untuk menurunkan persamaan iterasi berikutnya untuk $x_{(k+1)}$ yaitu dituliskan pada persamaan (2.11).

Pencarian akar fungsi dimulai dengan perkiraan akar fungsi yang pertama, lalu diikuti oleh perkiraan berikutnya dan seterusnya sampai perkiraan yang terakhir, yang kemudian dinyatakan sebagai akar fungsi hasil perhitungan tersebut. Proses itu harus bersifat konvergen yaitu : selisih perkiraan sebelum dari yang setelahnya makin lama makin kecil. Setelah selisih perkiraan tersebut telah memenuhi suatu nilai yang sangat kecil, proses pencarian akar fungsi berhenti.

$$|x_2 - x_1| > |x_3 - x_2| > |x_4 - x_3| > \dots |x_k - x_{(k-1)}| \leq \varepsilon$$

Analisa error dari metode Newton-Raphson dapat menggunakan deret Taylor dengan orde polinomial dua dari fungsi $f(x)$, dengan memasukkan nilai $x = x_k$:

$$f(x) \approx f(x_k) + f'(x_k)(x - x_k) + \frac{f''(x_k)}{2}(x - x_k)^2$$

Substitusi nilai x sama dengan x^0 (yang adalah solusi untuk nilai akar yang dicari) sehingga persamaan di atas dapat ditulis kembali sebagai berikut:

$$0 = f(x^0) \approx f(x_k) + f'(x_k)(x^0 - x_k) + \frac{f''(x_k)}{2}(x^0 - x_k)^2$$

Dan fungsi $f(x_k)$ dapat dituliskan persamaannya dengan pendekatan:

$$- f'(x_k) \approx f'(x_k)(x^0 - x_k) + \frac{f''(x_k)}{2}(x^0 - x_k)^2$$





Substitusi persamaan (2.13) ke persamaan (2.10) diperoleh :

$$x_{(k+1)} \approx x_k + (x_0 - x_k) + \frac{f''(x_k)}{2f'(x_k)}(x_0 - x_k)^2$$
$$x_{(k+1)} - x_k \approx x_0 - x_k \approx \frac{f''(x_k)}{2f'(x_k)}(x_0 - x_k)^2$$

Apabila perkiraan error e_k didefinisikan sebagai $e_k = x_k - x^0$, dapat diperoleh :

$$|e_{k+1}| \approx \frac{f''(x_k)}{2f'(x_k)} e_k^2 \quad \dots (2.14)$$

Dengan error semakin kecil yang berbanding kuadrat dari error yang sebelumnya sesuai analisa error di atas, maka metode Newton-Raphson bersifat konvergen kuadratik. Yang dapat diartikan bahwa kecepatan konvergensi pada metode Newton-Raphson, yaitu kecepatan proses itu untuk sampai pada hasil akhir bersifat kurang lebih kuadratik.

Persamaan-persamaan yang menyusun persamaan t_f merupakan persamaan nonlinier, sehingga tidak dapat diselesaikan secara langsung (eksplisit). Maka penyelesaian persamaan nonlinier untuk t_f dikerjakan dengan menggunakan perhitungan numerik Newton-Raphson yang menggunakan gradien fungsi t_f untuk mendekati nilai t_f yang merupakan akar sebenarnya dari fungsi t_f .

BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

Kajian yang dilakukan dalam penyusunan skripsi ini adalah analisa dan simulasi, yaitu analisa geometri pergerakan misil dan target yang diambil sebagai asumsi untuk menentukan waktu optimal misil yang dibutuhkan untuk mencegat target, yang kemudian hasilnya akan disimulasikan menggunakan MATLAB yang akan memperlihatkan grafik posisi akhir pencegatan misil-target beserta grafik percepatan lateral misil yang dibutuhkan terhadap waktu optimalnya.

Untuk menyelesaikan rumusan masalah dan merealisasikan tujuan penulisan skripsi ini seperti yang telah dikemukakan pada bab pendahuluan maka diperlukan metode untuk menyelesaikan masalah tersebut. Metode yang digunakan untuk menyelesaikan skripsi ini adalah:

3.1 Studi Literatur.

Studi dilakukan untuk mempelajari tentang teori kontrol optimal dengan menggunakan persamaan Hamiltonian H dan keterkaitannya dengan *missile guidance* dalam menyelesaikan permasalahan waktu optimal yang dibutuhkan misil dalam mencegat target dengan sudut terbang misil sebagai variabel kontrol.

3.2 Pengumpulan dan Penyusunan Data.

Data yang dimaksud di sini adalah berupa data sekunder yang didapat dari buku-buku teks, jurnal, maupun *ebook* yang dapat di-downloaded dari internet yang berhubungan mengenai teori kontrol optimal dan *missile guidance* juga metode Newton-Raphson dalam perhitungan numerik yang digunakan untuk mendekati nilai dari waktu optimal misil.

3.3 Analisa Data.

Data yang dimaksud adalah geometri misil-target beserta parameter-parameter pergerakan misil-target yang berupa *line of sight* (LOS) mula-mula, kecepatan misil V_M dan kecepatan target V_T , arah lintasan terbang awal misil γ_M dan arah lintasan terbang

target γ_t . Dari data-data tersebut akan dianalisa lebih lanjut menggunakan persamaan matematis dan metode numerik yang akhirnya mengarah pada penentuan waktu optimal yang dibutuhkan misil untuk mencegat target.

3.3.1 Analisa Pergerakan Misil – Target Dari Skenario Geometri Pencegatan Misil Terhadap Target.

Pergerakan misil-target disajikan dalam skenario pencegatan misil terhadap target yang diilustrasikan melalui diagram geometri misil – target dalam bidang dua dimensi XY. Dari diagram geometri pencegatan misil terhadap target tersebut pergerakan misil dan pergerakan target dapat diturunkan menjadi sejumlah persamaan matematis mengenai posisi misil dan posisi target berikut turunannya.

3.3.2 Penerapan Teori Kontrol Optimal Dengan Persamaan Hamiltonian H .

Persamaan Hamiltonian H sebagai penerapan teori kontrol optimal digunakan untuk meminimumkan indeks performansi J sehingga waktu t_f yang dibutuhkan misil dalam mencegat target juga minimum. Dengan menggunakan arah lintasan terbang misil θ_f pada saat t_f tersebut, misil diharapkan dapat diarahkan menuju lintasan optimalnya dalam mencegat target sampai target dihancurkan.

3.3.3 Perhitungan Numerik Dengan Metode Newton-Raphson.

Besarnya variabel kontrol yang merupakan arah lintasan terbang misil θ_f dapat diperoleh setelah parameter kontrol t_f ditentukan.

Dengan menggunakan sejumlah persamaan matematis untuk posisi misil dan target berikut turunannya dan dengan mensubstitusikan parameter-parameter awal yang telah diketahui yaitu seperti posisi awal misil X_{M0} dan posisi awal target X_{T0} , kecepatan misil V_M dan kecepatan target V_T , arah terbang misil mula-mula γ_M dan arah lintasan terbang target γ_t , jarak jangkauan misil terhadap target (*Line of Sight/LOS*), persamaan t_f dapat diperoleh. Persamaan t_f tersebut ternyata merupakan persamaan linier yang dapat diselesaikan secara langsung. Maka solusi untuk menyelesaikan persamaan non linier adalah dengan menggunakan metode numerik.

Metode Newton-Raphson digunakan untuk mencari akar persamaan non linier dengan menggunakan pendekatan garis singgung. Dengan mementukan tebakan awal t_0 , garis singgung dapat dibuat di titik t_0 pada suatu fungsi $f(t)$ hingga memotong sumbu absis. Titik potong tersebut merupakan akar fungsi yang baru t_1 . Langkah perhitungan tersebut berulang dalam sejumlah iterasi hingga nilai akar fungsi menuju nilai yang konvergen yang ditandai dengan selisih error $(t(n+1) - t(n))$ mendekati nol.

3.4 Simulasi dan Hasil.

Simulasi dilakukan dengan menggunakan MATLAB yang akan memperlihatkan grafik posisi akhir pencegatan misil-target beserta grafik percepatan lateral misil yang dibutuhkan terhadap waktu optimalnya. Perhitungan numerik berikut sejumlah perhitungan mengenai posisi misil dan posisi target pada setiap waktu t , arah lintas terbang pada setiap waktu t , dan sebagainya didukung dengan penjelasan grafik dikerjakan dengan menggunakan MATLAB.

3.5 Kesimpulan dan Saran.

Kesimpulan diperoleh dari hasil analisa dan simulasi yang berhasil dijalankan dan mendukung penjelasan dari analisa data, sedangkan saran mengenai titik-titik lemah dari metode yang diberikan agar selanjutnya dapat disempurnakan apabila ada yang berminat mengenai topik pembahasan dalam skripsi ini yang manfaatnya mengarah pada pertahanan dan keamanan dalam bela negara.

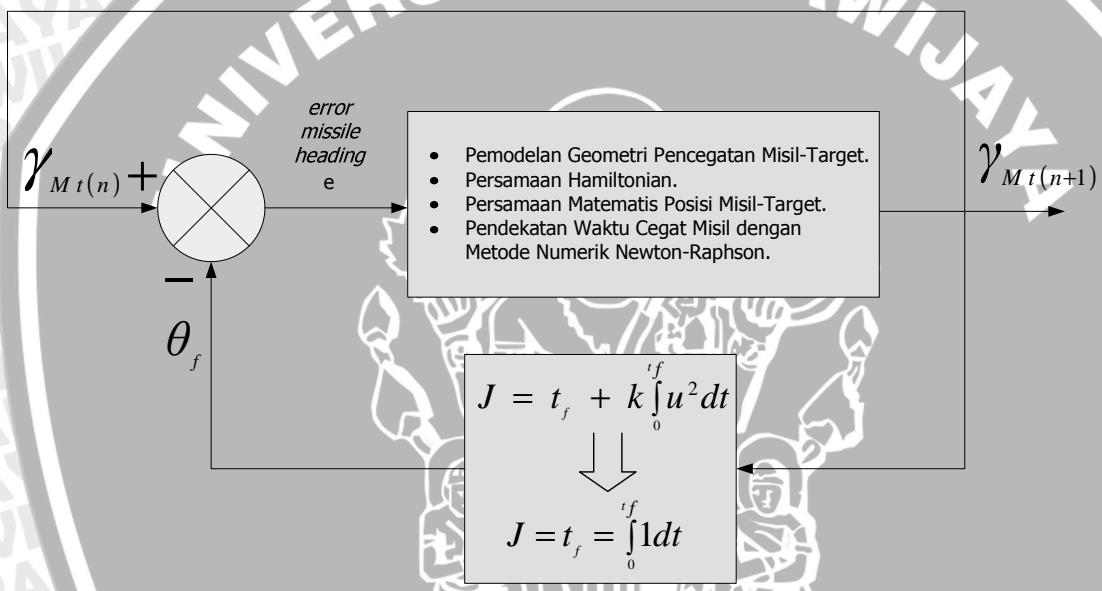
BAB IV

ANALISA PENENTUAN VARIABEL KONTROL

DARI PENDEKATAN OPTIMASI WAKTU PENCEGATAN

MISIL TERHADAP TARGET

Pada bab 4 ini akan dibahas mengenai penentuan variabel kontrol θ_f yang akan dianalisa dengan menggunakan sejumlah perhitungan yang akhirnya akan mengarah pada hasil pencarian waktu optimal t_f . Langkah-langkah analisa yang akan dilakukan digambarkan pada diagram blok pada gambar 4.1 sebagai berikut:



Gambar 4.1 Diagram Blok Loop Tertutup untuk Menentukan Sudut Cegat Misil Terhadap Target dengan Meminimalkan Indeks Performansi J

Bab 4 dibagi menjadi tiga sub bab sesuai dengan sub topik bahasannya masing-masing yaitu sub bab 4.1, 4.2 dan 4.3.

Pada sub bab 4.1, penentuan variabel kontrol θ_f dilakukan dengan menurunkan persamaan Hamiltonian yang berhubungan dengan meminimumkan indeks performansi J yang berkaitan dengan meminimalkan waktu pencegatan misil terhadap target. Waktu pencegatan tersebut merupakan parameter kontrol t_f yang tidak lain adalah waktu total yang dibutuhkan misil dari awal misil bergerak menuju target sampai target dicegat.

Pada sub bab 4.2, pergerakan misil-target dianalisa dengan menurunkan hukum fisika mengenai gerak rotasi maupun translasi. Penurunan hukum fisika tersebut menghasilkan sejumlah persamaan matematis di antaranya yaitu persamaan matematis mengenai posisi misil-target pada saat t_f , yang nantinya akan digunakan dalam mencari parameter kontrol t_f dari suatu persamaan fungsi t_f .

Pada sub bab 4.3, nilai t_f didekati dengan menggunakan metode numerik Newton-Raphson. Metode Newton-Raphson digunakan karena persamaan yang menyusun persamaan t_f bukan merupakan persamaan linier. Pencarian nilai t_f menuju nilai t_f yang semakin konvergen dilakukan melalui beberapa iterasi perhitungan yang akan dikerjakan dan ditampilkan grafiknya dengan menggunakan Matlab 7.01.

Dari hasil yang telah diperoleh dari sub bab sebelumnya yaitu nilai t_f dan nilai variabel kontrol θ_f , maka nilai dari percepatan lateral misil u_M dapat diperoleh.

4.1 Analisa Penentuan Variabel Kontrol Arah Lintasan Terbang Akhir Misil θ_f

Dari Skenario Geometri Pencegatan Misil Terhadap Target.

Performansi indeks J dapat dituliskan sebagai berikut :

$$J = \varphi[x(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} L[x(t), u(t), t] dt$$

Sedangkan persamaan Hamiltonian H dituliskan sebagai persamaan (2.3) pada dasar teori, yaitu sebagai berikut:

$$H = L + \lambda^T f$$

Sehingga, dari kedua persamaan di atas dapat disimpulkan bahwa persamaan yang menyusun performansi indeks J terdiri dari komponen φ dan H . Seperti yang sudah dipaparkan pada dasar teori, kondisi yang dibutuhkan untuk dapat meminimumkan waktu cegat misil t_f dituliskan pada persamaan (2.1) dan didukung oleh persamaan (2.5):

$$(\varphi_t + H)_{t=t_f} = 0$$

$$\varphi = 0; \quad L = 1$$

Apabila kedua kondisi di atas disubstitusikan pada persamaan performansi indeks J , persamaan performansi indeks J dapat dituliskan kembali sebagai berikut:

$$\begin{aligned} J &= \varphi[x(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} L[x(t), u(t), t] dt \\ J &= 0 + \int_{t_0}^{t_f} 1 dt \\ \therefore J &= t_f - t_0 \end{aligned}$$

Dengan meminimumkan indeks performansi J , maka diperoleh solusi untuk permasalahan optimasi waktu. Meminimumkan indeks performansi J dilakukan dengan meminimumkan persamaan Hamiltonian H . Meminimumkan persamaan Hamiltonian H dilakukan dengan menurunkan persamaan Hamiltonian H terhadap variabel kontrol u seperti yang sudah dijelaskan pada dasar teori pada persamaan (2.2) yang dituliskan kembali sebagai berikut:

$$\frac{\partial H}{\partial u} = 0; \quad t_0 < t < t_f$$

Variabel kontrol u yang dimaksud yaitu γ_M yang adalah arah lintasan terbang misil. Dengan menurunkan persamaan Hamiltonian H terhadap variabel kontrol γ_M , diharapkan dapat diperoleh hasil bahwa arah terbang misil dapat disetir menuju arah terbang yang diinginkan, dalam hal ini arah terbang yang diinginkan adalah arah terbang yang mengarahkan misil untuk selalu berada pada lintasan optimalnya. Dengan tetap berada pada lintasan optimalnya, misil dapat mencegat target dengan waktu yang seminimum mungkin seperti yang diharapkan dari tujuan penulisan skripsi ini. Arah terbang yang diinginkan ini dinyatakan sebagai arah terbang akhir misil atau arah terbang final misil θ_f yaitu arah lintasan terbang misil pada waktu optimal t_f . Penentuan variabel kontrol tersebut akan dijelaskan pada sub bab 4.1.2.

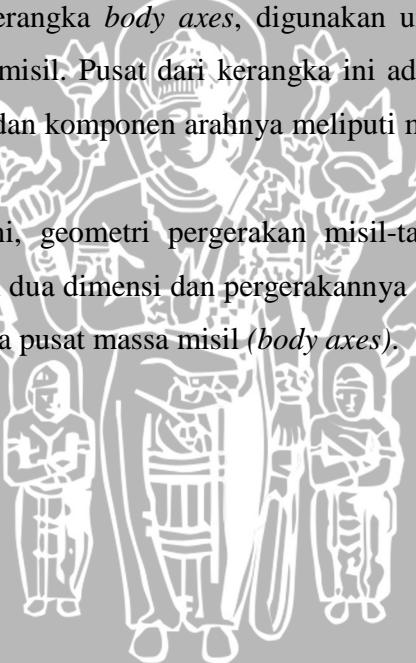
Pergerakan misil-target digambarkan dalam bentuk skenario geometri pada bidang dua dimensi seperti pada gambar 4.3.

4.1.1. Sistem Koordinat Geometri Pencegatan Misil Terhadap Target.

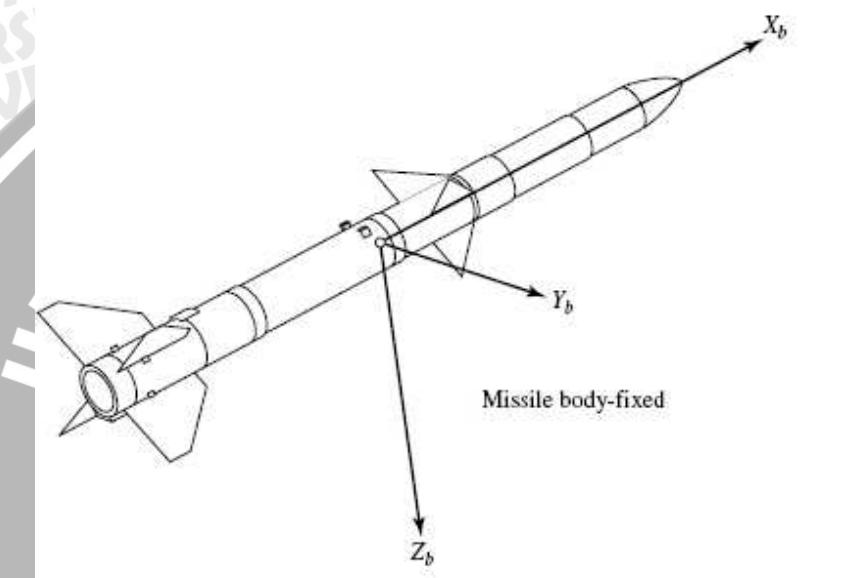
Sistem koordinat yang biasanya digunakan dalam mendekati persamaan gerak misil maupun pesawat terbang dapat dibagi menjadi empat jenis yaitu [SIO-04]:

1. Sistem koordinat dengan kerangka inersial, yaitu sistem koordinat ruang di mana hukum-hukum gerak Newton dapat diterapkan secara valid. Komponen-komponen arahnya seperti pada sistem koordinat Cetersian untuk tiga dimensi.
2. Sistem koordinat dengan kerangka yang berpusat pada Bumi, yang juga ikut berotasi bersama dengan Bumi.
3. Sistem koordinat dengan kerangka permukaan Bumi, yaitu sistem koordinat yang paralel dengan permukaan Bumi dan berpusat pada pusat massa (*center of gravity*) pesawat terbang atau misil yang berarah di utara, timur dan ke bawah.
4. Sistem koordinat dengan kerangka *body axes*, digunakan untuk menggambarkan suatu pesawat terbang atau misil. Pusat dari kerangka ini adalah pusat massa dari pesawat terbang atau misil, dan komponen arahnya meliputi maju, bergerak ke arah kanan sayap dan ke bawah.

Pada penulisan skripsi ini, geometri pergerakan misil-target diletakkan pada sistem koordinat kerangka inersial dua dimensi dan pergerakannya mengikuti komponen-komponen arah yang berpusat pada pusat massa misil (*body axes*).



Komponen-komponen arah dalam bidang tiga dimensi adalah komponen arah X_b (*longitudinal axis*) yang arahnya positif apabila misil bergerak maju sesuai sumbu X_b , komponen arah Y_b (*pitch axis*) yang arahnya positif apabila misil bergerak ke kanan dari sumbu X_b , komponen arah yang terakhir adalah Z_b (*yaw axis*) yang arahnya positif apabila misil bergerak turun ke bawah. Komponen-komponen arah tersebut digambarkan pada gambar 4.2.



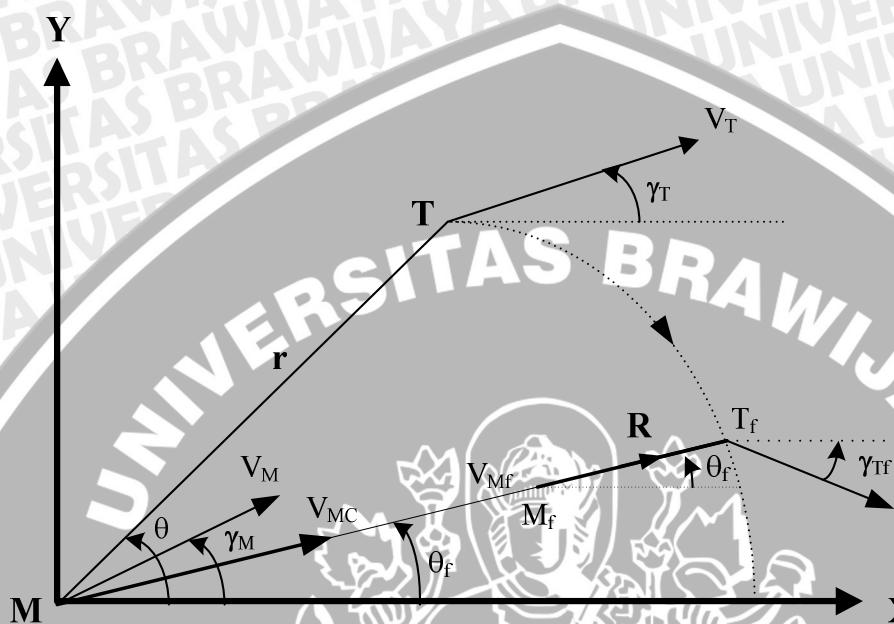
Gambar 4.2 Komponen-komponen Arah Tiga Dimensi
Pada Sistem Koordinat *Body Axes* (X_b , Y_b , Z_b)

Sumber : [SIO-04]

Untuk skenario geometri pencegatan misil terhadap target diilustrasikan pada gambar 4.3 dengan pembahasan di sub subbab 4.1.2 mengenai penentuan variabel kontrol lintasan terbang misil akhir θ_f dengan penurunan fungsi Hamiltonian yang berhubungan dengan meminimumkan indeks performansi J untuk dapat mencapai optimasi waktu pencegatan misil terhadap target, yaitu waktu cegat t_f yang seminimum mungkin.

4.1.2. Penentuan Variabel Kontrol Arah Lintasan Terbang Akhir Misil θ_f .

Berikut ini digambarkan skenario pencegatan misil terhadap target yang disajikan dalam bentuk geometri pergerakan dua dimensi seperti pada gambar 4.3 di bawah ini:



Gambar 4.3 Geometri Pencegatan Misil (M) Terhadap Target (T)

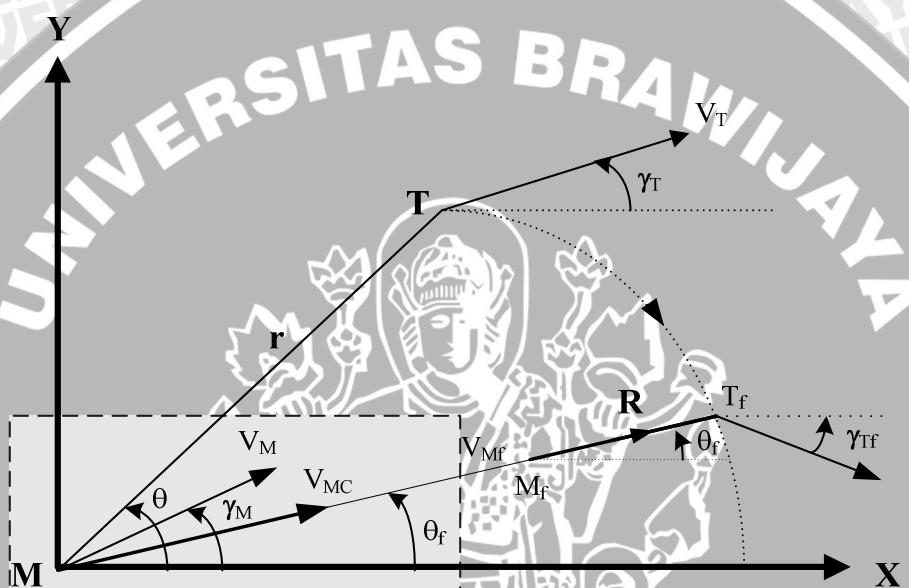
Sumber : [TSA-00]

Pada sub bab berikut ini, akan dijelaskan mengenai penentuan variabel kontrol θ_f yang diperoleh dengan cara menurunkan persamaan Hamiltonian H . Dengan menganggap bahwa sejumlah parameter misil maupun parameter target diketahui seperti arah lintasan terbang misil γ_M dan arah lintasan terbang target γ_T , kecepatan terbang misil V_M dan kecepatan terbang target V_T (Dalam hal ini, kecepatan dianggap konstan baik untuk misil maupun target seperti sudah dipaparkan dalam batasan masalah.), range r LOS mulamula, maka skenario pencegatan misil terhadap target dapat diilustrasikan melalui diagram geometri misil – target dalam bidang dua dimensi XY seperti pada gambar 4.1.

Dari skenario geometri pencegatan misil terhadap target tersebut dapat dilihat bahwa misil memiliki derajat kebebasan (*degree of freedom*) sebanyak tiga buah, yaitu misil dapat bergerak naik-turun vertikal searah sumbu Y (*normal axis*), misil dapat bergerak ke arah kiri-kanan horizontal searah sumbu X (*lateral axis*), dan misil dapat

bergerak rotasi dengan sudut (*pitch angle*) sebesar $(\theta - \gamma_M)$ lalu kemudian bergerak translasi sesuai jarak jangkauan pandang misil r menuju target.

Untuk lebih jelasnya, pergerakan yang terjadi pada skenario geometri pencegatan misil-target dibagi menjadi dua yaitu pergerakan yang terjadi pada misil dan pergerakan yang terjadi pada target. Pergerakan yang terjadi pada misil dicuplik dari skenario geometri pencegatan misil-target seperti pada gambar 4.4 yang kemudian diperjelas pada gambar 4.5.



Gambar 4.4 Cuplikan Pergerakan Misil

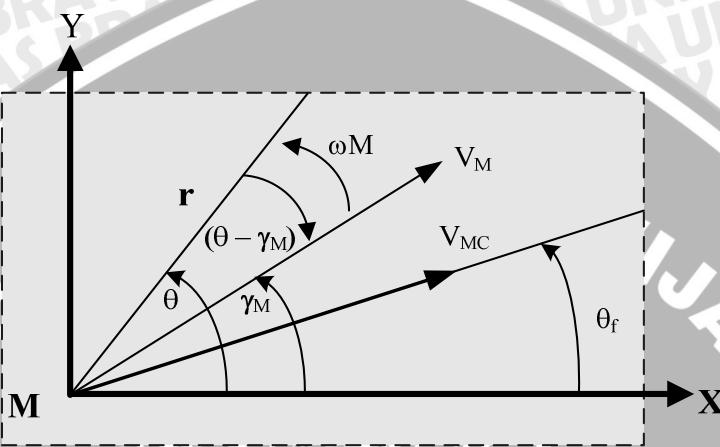
Sumber : [TSA-00]

Misil diasumsikan memiliki sudut jangkauan pandang sebesar θ untuk mendeteksi keberadaan target sejauh jarak jangkau r dalam garis jangkauan pandangan misil yang disebut sebagai *line of sight* (LOS). Pada gambar 4.4, misil dapat dilihat memiliki sudut lintas terbang misil sebesar γ_M . Sehingga, misil dapat melintas terbang dan bergerak rotasi sebesar $(\theta - \gamma_M)$ dan kemudian bergerak translasi menuju target dengan kecepatan linier misil sebesar V_M . Ketika misil bergerak rotasi, misil menghasilkan kecepatan sudut misil sebesar ω_M (gambar 4.5) dengan arah rotasi searah jarum jam (gambar 4.6) karena misil bergerak naik ke atas menuju target. Dengan arah rotasi searah jarum jam, maka sudut rotasi $(\theta - \gamma_M)$ dianggap berarah negatif. Karena sebelumnya telah diketahui kecepatan linier misil yaitu sebesar V_M , maka dicari hubungan kecepatan linier dengan

kecepatan sudut yang dapat dituliskan dalam sebuah persamaan umum matematis sebagai berikut :

$$v = \omega r \quad \dots (4.1)$$

Berikut ini digambarkan pergerakan misil yang dicuplik dari gambar 4.4 seperti pada gambar 4.5 di bawah ini:



Gambar 4.5 Kecepatan Sudut Misil ω_M

Sumber : [TSA-00]

Apabila vektor kecepatan linier misil V_M diuraikan menurut arah vertikal dan arah horizontal (gambar 4.6), maka dapat dilihat bahwa kecepatan sudut misil ω_M searah dengan kecepatan linier misil misil V_M pada sumbu vertikal. Kecepatan linier misil V_M pda sumbu vertikal dapat diperoleh sebagai berikut :

$$V_M \sin(-(\theta - \gamma_M))$$

Karena misil cenderung bergerak ke atas, pada sistem koordinat *body axes* misil dianggap bergerak ke arah negatif. Sehingga, kecepatan sudut misil ω_M yang dihasilkan juga negatif. Dengan melihat kembali hubungan antara kecepatan linier dengan kecepatan sudut seperti telah dituliskan pada persamaan (4.1), maka kecepatan sudut misil ω_M dapat diperoleh sebagai berikut :

$$-V_M \sin(-(\theta - \gamma_M)) = \omega_M r$$

$$\omega_M = \frac{V_M \sin(\theta - \gamma_M)}{r}$$

Dengan mengetahui bahwa kecepatan sudut misil ω_M tidak lain merupakan turunan pertama dari sudut rotasi misil θ_M , maka persamaan untuk kecepatan sudut misil ω_M dapat dituliskan kembali sebagai berikut :

$$\dot{\theta}_M = \frac{V_M \sin(\theta - \gamma_M)}{r} \quad \dots(4.2)$$

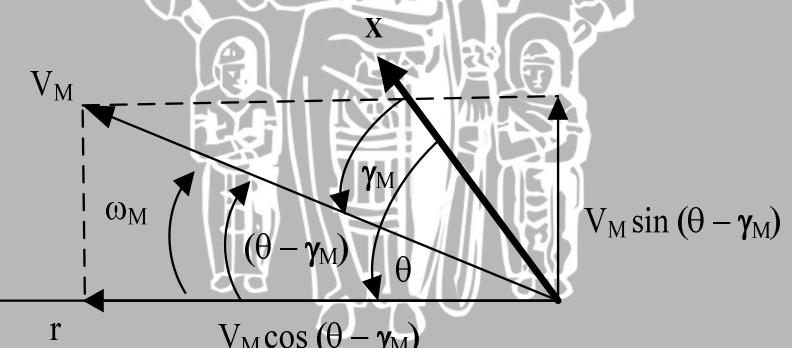
Kecepatan linier misil V_M yang menyebabkan misil bergerak dalam garis jangkauan pandang misil LOS tidak lain adalah kecepatan linier misil V_M pada sumbu horizontal dan dapat dituliskan sebagai berikut :

$$V_M \cos(-(\theta - \gamma_M))$$

Kecepatan horizontal misil tersebut menyebabkan misil cenderung bergerak ke arah kiri atau dalam koordinat *body axes* misil bergerak ke arah negatif. Dengan mengetahui bahwa kecepatan horizontal misil tidak lain merupakan turunan pertama dari jarak yang telah ditempuh misil r_M sepanjang garis jangkauan pandang LOS, maka persamaan matematis untuk menyatakan kecepatan horizontal misil dapat dituliskan kembali sebagai berikut :

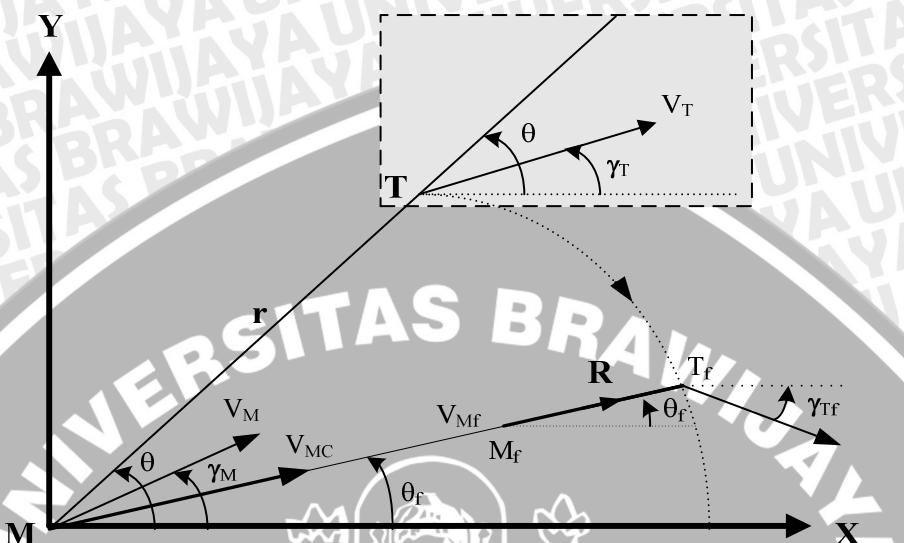
$$\dot{r}_M = -V_M \cos(\theta - \gamma_M) \quad \dots(4.3)$$

Analisa kecepatan misil V_M tersebut dapat diperjelas seperti pada gambar 4.6 di bawah ini:



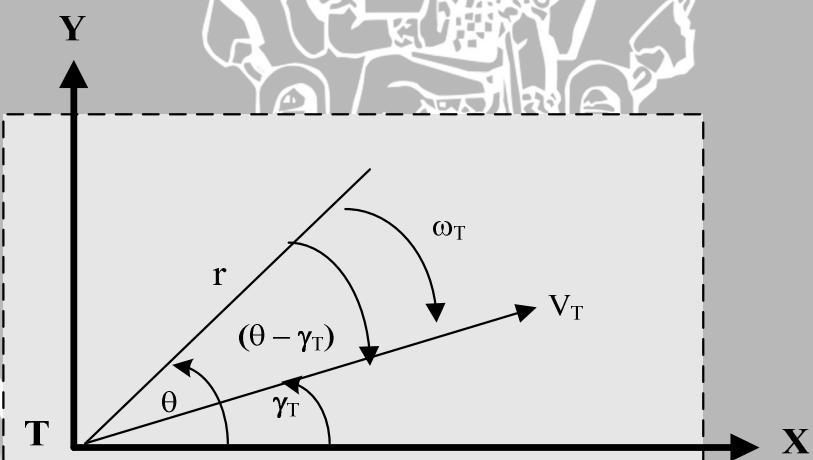
Gambar 4.6 Penguraian Vektor Kecepatan Linier Misil V_M
Sumber : [TSA-00]

Gambar 4.7 merupakan cuplikan dari skenario pencegatan misil-target yang lebih difokuskan pada pergerakan target terhadap misil.



Gambar 4.7 Cuplikan Pergerakan Target
Sumber : [TSA-00]

Geometri pergerakan target diperjelas pada gambar 4.8 sebagai berikut::



Gambar 4.8 Kecepatan Sudut Target ω_T
Sumber : [TSA-00]

Target diasumsikan bergerak dalam lintasan yang menurun dengan sudut lintas target sebesar γ_T dan kecepatan lintas target sebesar V_T . Kecepatan lintas target tersebut tidak lain adalah kecepatan linier target yang besarnya sama dengan V_T .

Ketika target bergerak menurun, target juga berotasi sebesar $(\theta - \gamma_T)$ yang menghasilkan kecepatan sudut target ω_T searah jarum jam (gambar 4.8) yang kemudian dilanjutkan dengan bergerak translasi dengan kecepatan linier target V_T .

Apabila vektor kecepatan linier target V_T diuraikan menurut arah vertikal dan arah horizontal (gambar 4.9), maka dapat dilihat bahwa kecepatan sudut target ω_M searah dengan kecepatan linier misil target V_T pada sumbu vertikal. Kecepatan linier target V_T pda sumbu vertikal dapat diperoleh sebagai berikut:

$$V_T \sin(-(\theta - \gamma_T))$$

Karena target bergerak dalam lintasan yang menurun, dalam sistem koordinat *body axes* target dianggap bergerak ke arah positif. Sehingga, kecepatan sudut target ω_M juga bernilai positif, hanya saja arah kecepatan sudut target ω_M adalah negatif karena searah jarum jam. Dengan melihat kembali hubungan antara kecepatan linier dengan kecepatan sudut seperti telah dituliskan pada persamaan (4.1), maka kecepatan sudut target ω_T dapat diperoleh sebagai berikut :

$$\begin{aligned} V_T \sin(-(\theta - \gamma_M)) &= \omega_M r \\ \omega_M &= \frac{-V_M \sin(\theta - \gamma_M)}{r} \end{aligned}$$

Dengan mengetahui bahwa kecepatan sudut target ω_T tidak lain merupakan turunan pertama dari sudut rotasi target θ_T , maka persamaan untuk kecepatan sudut target ω_T dapat dituliskan kembali sebagai berikut:

$$\dot{\theta}_T = \frac{-V_M \sin(\theta - \gamma_T)}{r} \quad \dots (4.4)$$

Kecepatan linier target V_T yang menyebabkan target bergerak menjauhi misil sepanjang garis jangkauan pandang misil LOS tidak lain adalah kecepatan linier target V_T yang diproyeksikan pada sumbu horizontal dan dapat dituliskan sebagai berikut:

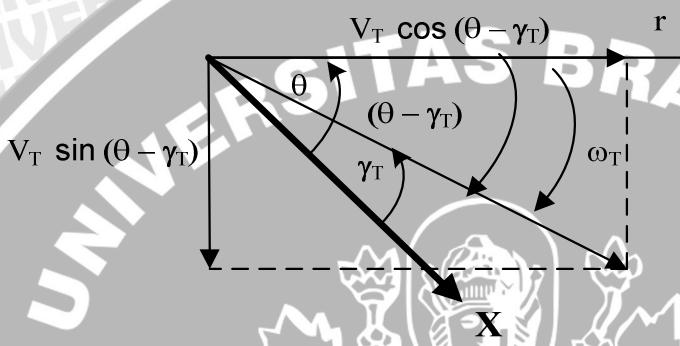
$$V_T \cos(\theta - \gamma_T)$$

Kecepatan horizontal target tersebut menyebabkan target bergerak ke arah kanan atau dalam sistem koordinat *body axes* target dianggap bergerak ke arah positif. Dengan mengetahui bahwa kecepatan horizontal target tidak lain merupakan turunan pertama dari

jarak yang telah ditempuh target r_T sepanjang garis jangkauan pandang LOS, maka persamaan matematis untuk menyatakan kecepatan horizontal target dapat dituliskan kembali sebagai berikut :

$$\dot{r}_T = V_T \cos(\theta - \gamma_T) \quad \dots (4.5)$$

Analisa kecepatan target V_T tersebut dapat diperjelas seperti pada gambar 4.9 di bawah ini:

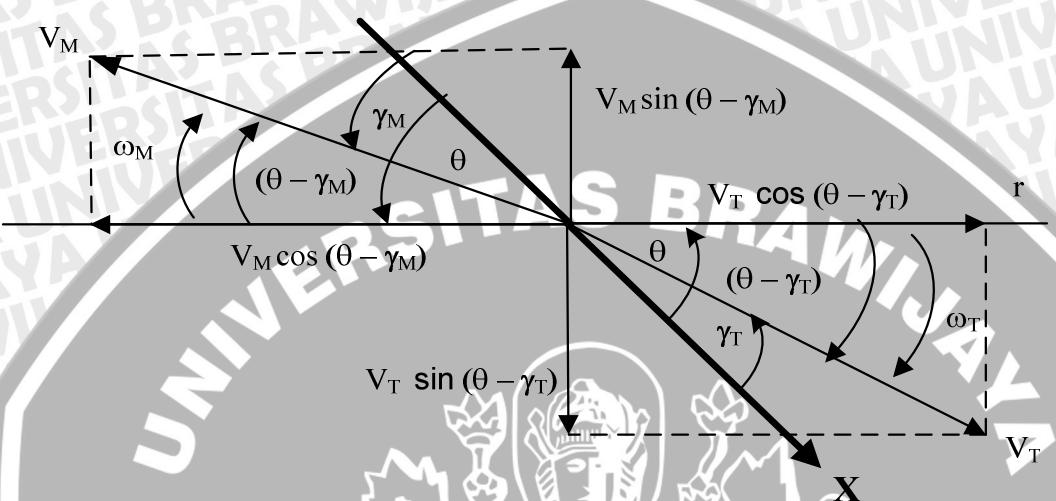


Gambar 4.9 Penguraian Vektor Kecepatan Linier Target V_T

Sumber : [TSA-00]

Apabila gambar 4.6 dan gambar 4.9 dijadikan satu dalam sebuah gambar 4.10 maka dapat terlihat hubungan yang menyatakan kecepatan horizontal misil dan kecepatan horizontal target dalam satu garis horizontal yang tidak lain adalah garis jangkauan pandang misil (LOS) yang berjarak r dengan target. Kecepatan horizontal tersebut tidak lain adalah turunan pertama dari r .

Gambar 4.10 juga memperlihatkan hubungan yang menyatakan kecepatan sudut misil ω_M dan kecepatan sudut target ω_T dalam satu sumbu vertikal yang berlawanan arah sehingga penjumlahan keduanya merupakan total dari kecepatan sudut ω yang tidak lain adalah turunan pertama dari θ .



Gambar 4.10 Gabungan Vektor Kecepatan Linier Misil V_M dan Vektor Kecepatan Linier Target V_T
Sumber : [TSA-00]

Sehingga dari gambar 4.10 dapat diturunkan dua persamaan yang saling berhubungan dari turunan pertama θ dan r sebagai berikut:

$$\dot{\theta} = \frac{V_M \sin (\theta - \gamma_M) - V_T \sin (\theta - \gamma_T)}{r}, \quad \theta(0) = \theta_0 \quad \dots (4.6)$$

$$\dot{r} = -V_M \cos (\theta - \gamma_M) + V_T \cos (\theta - \gamma_T), \quad r(0) = r_0$$

Persamaan (4.6) menyatakan hubungan misil-target yang bergerak secara translasi maupun rotasi. Misil-target yang bergerak secara translasi memiliki kecepatan linier sesaat yang dinyatakan dalam persamaan matematis ν yang tidak lain adalah turunan pertama dari jarak. Jarak yang dimaksud dalam penulisan skripsi ini adalah jarak jangkauan misil terhadap target yang disebut sebagai LOS (*Line of Sight*). Sedangkan pergerakan rotasi misil-target memiliki kecepatan angular ω yang tidak lain adalah turunan pertama dari sudut. Sudut yang dimaksud adalah sudut yang terjadi dari LOS terhadap acuan referensi yaitu garis horizontal sumbu X.

Penentuan variabel kontrol θ_f diperlukan supaya misil tetap berada dalam lintasan optimalnya yang dibutuhkan misil untuk mencegat target. Dalam hal mencegat target, khususnya target jangkauan pendek, misil membutuhkan waktu yang sesingkat-singkatnya dari misil bergerak sampai pada target dicegat. Semakin singkat waktu yang dibutuhkan misil, maka misil dapat dikatakan semakin optimal mencegat target. Waktu optimal t_f tersebut dapat tercapai apabila indeks performansi J diminimumkan dan didukung oleh kondisi dibawah ini:

$$r(t_f) \leq R \quad \dots (4.7)$$

Seperti yang sudah dijelaskan pada bab 2 yang membahas dasar teori ternasuk di antaranya teori kontrol optimal, dalam penulisan skripsi ini mengaplikasikan penurunan persamaan Hamiltonian H untuk dapat meminimumkan indeks performansi J . Persamaan Hamiltonian H sudah dituliskan pada persamaan (2.6) dan dapat dituliskan kembali dengan menyesuaikan dari skenario geometri pencegatan misil-target pada gambar 3-1 sebagai berikut:

$$\begin{aligned} H &= 1 + \lambda_r \dot{r} + \lambda_\theta \dot{\theta} \\ H &= 1 + \lambda_r [-V_M \cos(\theta - \gamma_M) + V_T \cos(\theta - \gamma_T)] \\ &\quad + \lambda_\theta [V_M \sin(\theta - \gamma_M) - V_T \sin(\theta - \gamma_T)]/r \end{aligned} \quad \dots (4.8)$$

Pada persamaan (4.8) dapat dilihat bahwa persamaan H tidak memiliki parameter waktu t . Karena tidak memiliki parameter waktu t maka persamaan H bukanlah fungsi eksplisit dari waktu t , sehingga besarnya nilai skalar H adalah sebuah konstanta. Untuk dapat meminimumkan indeks performansi J yang tujuannya adalah meminimumkan

waktu cegat misil terhadap target maka konstanta H yang dimaksud adalah bernilai nol. Sehingga persamaan H dapat dituliskan kembali menjadi sebagai berikut:

$$H_{(t=t_f)} = 0$$

$$\begin{aligned} H &= 1 + \lambda_r [-V_M \cos(\theta - \gamma_M) + V_T \cos(\theta - \gamma_T)] \\ &\quad + \lambda_\theta [V_M \sin(\theta - \gamma_M) - V_T \sin(\theta - \gamma_T)]/r \\ 0 &= 1 + \lambda_r [-V_M \cos(\theta - \gamma_M) + V_T \cos(\theta - \gamma_T)] \\ &\quad + \lambda_\theta [V_M \sin(\theta - \gamma_M) - V_T \sin(\theta - \gamma_T)]/r \\ -1 &= \lambda_r [-V_M \cos(\theta - \gamma_M) + V_T \cos(\theta - \gamma_T)] \\ &\quad + \lambda_\theta [V_M \sin(\theta - \gamma_M) - V_T \sin(\theta - \gamma_T)]/r \end{aligned} \quad \dots (4.9)$$

Kondisi berikutnya yang mendukung dalam meminimumkan indeks performansi J yaitu menurunkan persamaan H terhadap arah lintasan terbang misil γ_M untuk dapat membuktikan bahwa misil dapat diarahkan menuju lintasan terbang akhir misil θ_f , sehingga θ_f dapat digunakan selanjutnya sebagai variabel kontrol untuk menjaga misil agar tetap berada dalam lintasan optimalnya dalam mencegat target. Persamaannya dapat dituliskan sebagai berikut:

$$\frac{\partial H}{\partial \gamma_M} = 0$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial H}{\partial \gamma_M} &= \lambda_r (-V_M \sin(\theta - \gamma_M)) + \lambda_\theta \frac{(-V_M \cos(\theta - \gamma_M))}{r} \\ \lambda_r (-V_M \sin(\theta - \gamma_M)) + \lambda_\theta \frac{(-V_M \cos(\theta - \gamma_M))}{r} &= 0 \end{aligned} \quad \dots (4.10)$$

Persamaan (4.9) dan (4.10) dapat dituliskan dalam bentuk matriks menjadi:

$$\begin{bmatrix} -V_M \cos(\theta - \gamma_M) + V_T \cos(\theta - \gamma_T) & \frac{V_M \sin(\theta - \gamma_M) - V_T \sin(\theta - \gamma_T)}{r} \\ (-V_M \sin(\theta - \gamma_M)) & \frac{(-V_M \cos(\theta - \gamma_M))}{r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_r \\ \lambda_\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \end{bmatrix}$$



Dari bentuk matriks tersebut, determinan matriks Δ dapat ditentukan dengan sejumlah perhitungan sederhana. Langkah-langkah perhitungannya dapat dituliskan sebagai berikut:

$$\Delta = \begin{vmatrix} -V_M \cos (\theta - \gamma_M) + V_T \cos (\theta - \gamma_T) & \frac{V_M \sin (\theta - \gamma_M) - V_T \sin (\theta - \gamma_T)}{r} \\ (-V_M \sin (\theta - \gamma_M)) & \frac{(-V_M \cos (\theta - \gamma_M))}{r} \end{vmatrix}$$

$$\Delta = (-V_M \cos (\theta - \gamma_M) + V_T \cos (\theta - \gamma_T)) \left(\frac{(-V_M \cos (\theta - \gamma_M))}{r} \right) - \left(\frac{V_M \sin (\theta - \gamma_M) - V_T \sin (\theta - \gamma_T)}{r} \right) (-V_M \sin (\theta - \gamma_M))$$

$$\Delta = (-V_M \cos (\theta - \gamma_M) + V_T \cos (\theta - \gamma_T)) \left(\frac{(-V_M \cos (\theta - \gamma_M))}{r} \right) - \left(\frac{V_M \sin (\theta - \gamma_M) - V_T \sin (\theta - \gamma_T)}{r} \right) (-V_M \sin (\theta - \gamma_M))$$

$$\Delta = \frac{V_M^2 \cos^2 (\theta - \gamma_M) - V_M V_T \cos (\theta - \gamma_M) \cos (\theta - \gamma_T)}{r} + \frac{V_M^2 \sin^2 (\theta - \gamma_M) - V_M V_T \sin (\theta - \gamma_M) \sin (\theta - \gamma_T)}{r}$$

$$\Delta = \frac{V_M^2}{r} (\sin^2 (\theta - \gamma_M) + \cos^2 (\theta - \gamma_M)) - \frac{V_M V_T}{r} (\cos (\theta - \gamma_M) \cos (\theta - \gamma_T) + \sin (\theta - \gamma_M) \sin (\theta - \gamma_T))$$

$$\Delta = \frac{V_M^2}{r} - \frac{V_M V_T}{r} \cos ((\theta - \gamma_M) - (\theta - \gamma_T))$$

$$\Delta = \frac{V_M^2}{r} - \frac{V_M V_T}{r} \cos (-(\gamma_M - \gamma_T))$$

$$\therefore \Delta = \frac{V_M^2}{r} - \frac{V_M V_T}{r} \cos (\gamma_M - \gamma_T)$$

... (4.11)



Dengan telah diperolehnya determinan matriks Δ , maka akan mempermudah langkah selanjutnya untuk menentukan faktor pengali Lagrange λ_r dan λ_θ . Langkah-langkah perhitungannya dapat dituliskan sebagai berikut:

$$\lambda_r = \frac{\begin{vmatrix} -1 & \frac{V_M \sin(\theta - \gamma_M) - V_T \sin(\theta - \gamma_T)}{r} \\ 0 & \frac{(-V_M \cos(\theta - \gamma_M))}{r} \end{vmatrix}}{\Delta}$$

$$\lambda_r = \frac{-1 \left(\frac{-V_M \cos(\theta - \gamma_M)}{r} \right)}{V_M^2 - V_M V_T \cos(\gamma_M - \gamma_T)}$$

$$\lambda_r = \left(\frac{V_M \cos(\theta - \gamma_M)}{r} \right) \left(\frac{r}{V_M^2 - V_M V_T \cos(\gamma_M - \gamma_T)} \right)$$

$$\therefore \lambda_r = \frac{\cos(\theta - \gamma_M)}{V_M - V_T \cos(\gamma_M - \gamma_T)}$$

... (4.12)

Untuk perhitungan λ_θ dapat dilakukan sebagai berikut:

$$\lambda_\theta = \frac{\begin{vmatrix} -V_M \cos(\theta - \gamma_M) + V_T \cos(\theta - \gamma_T) & -1 \\ (-V_M \sin(\theta - \gamma_M)) & 0 \end{vmatrix}}{\Delta}$$

$$\lambda_\theta = \frac{-(-1)(-V_M \sin(\theta - \gamma_M))}{V_M^2 - V_M V_T \cos(\gamma_M - \gamma_T)}$$

$$\lambda_\theta = (-V_M \sin(\theta - \gamma_M)) \left(\frac{r}{V_M^2 - V_M V_T \cos(\gamma_M - \gamma_T)} \right)$$

$$\therefore \lambda_\theta = \frac{-r \sin(\theta - \gamma_M)}{V_M - V_T \cos(\gamma_M - \gamma_T)}$$

... (4.13)

Dengan melihat kembali dua kondisi persamaan (4.9) dan (4.10) dan mensubstitusi hasil yang sudah diperoleh pada persamaan (4.12) dan (4.13) ke persamaan yang dianggap paling sederhana yaitu persamaan (4.10) sebagai berikut:

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial H}{\partial \gamma_M} &= 0 \\
 \frac{\partial H}{\partial \gamma_M} &= \lambda_r (-V_M \sin(\theta - \gamma_M)) + \lambda_\theta \frac{(-V_M \cos(\theta - \gamma_M))}{r} \\
 \lambda_r (-V_M \sin(\theta - \gamma_M)) + \lambda_\theta \frac{(-V_M \cos(\theta - \gamma_M))}{r} &= 0 \\
 \left(\frac{\cos(\theta - \gamma_M)}{V_M - V_T \cos(\gamma_M - \gamma_T)} \right) (-V_M \sin(\theta - \gamma_M)) \\
 + \left(\frac{-r \sin(\theta - \gamma_M)}{V_M - V_T \cos(\gamma_M - \gamma_T)} \right) \left(\frac{(-V_M \cos(\theta - \gamma_M))}{r} \right) &= 0 \\
 (\cos(\theta - \gamma_M))(-V_M \sin(\theta - \gamma_M)) = (-\sin(\theta - \gamma_M))(-V_M \cos(\theta - \gamma_M)) \\
 \frac{\sin(\theta - \gamma_M)}{\cos(\theta - \gamma_M)} &= \frac{-\sin(\theta - \gamma_M)}{\cos(\theta - \gamma_M)} \\
 (\theta - \gamma_M) &= -(\theta - \gamma_M) \\
 2\theta &= 2\gamma_M \\
 \theta &= \gamma_M \\
 \therefore \theta_f &= \gamma_M \rightarrow t = t_f \quad \dots (4.14)
 \end{aligned}$$

Hasil akhir diperoleh bahwa misil dapat diarahkan menuju lintasan terbang akhirnya θ_f . Dari hasil ini, persamaan θ_f dapat dianalisa lebih lanjut dengan menurunkan persamaan-persamaan gerak yang terjadi pada misil dan target pada waktu akhir t_f yang tidak lain adalah total waktu yang dibutuhkan misil untuk mencegat target. Pembahasan lebih lanjut diuraikan pada sub bab 4.2.



4.2 Analisa Pergerakan Misil – Target Dari Skenario Geometri Pencegatan Misil Terhadap Target.

Dari gambar 4.1, dapat diperoleh hubungan antara posisi misil dan posisi target pada saat t_f . Hubungan tersebut dapat ditulis secara matematis dengan menggunakan hubungan segitiga Pythagoras sebagai berikut:

$$\begin{aligned} (V_M \cdot t_f + R)^2 &= (X_{Tf} - X_M(0))^2 + (Y_{Tf} - Y_M(0))^2 \\ V_M \cdot t_f &= \sqrt{(X_{Tf} - X_M(0))^2 + (Y_{Tf} - Y_M(0))^2} - R \end{aligned} \quad \dots (4.15)$$

Sehingga, arah lintasan terbang misil γ_M pada waktu t_f dapat dituliskan secara matematis sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \tan \theta_f &= \frac{Y_{Tf} - Y_{Mf}}{X_{Tf} - X_{Mf}} \\ \theta_f &= \tan^{-1} \left(\frac{Y_{Tf} - Y_{Mf}}{X_{Tf} - X_{Mf}} \right) \end{aligned} \quad \dots (4.16)$$

Kecepatan misil diproyeksikan pada sumbu X dan sumbu Y dapat dituliskan secara matematis sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \dot{X}_M &= V_M \cos \gamma_M \\ \dot{Y}_M &= V_M \sin \gamma_M \end{aligned} \quad \dots (4.17)$$

Untuk mendapatkan nilai θ_f , posisi misil dan target harus ditentukan terlebih dulu yaitu posisi misil pada saat $t = t_f$. Apabila persamaan (4.17) diintegrasikan dengan batas integrasi dari $t = 0$, dengan posisi awal misil $X_M(0) = 0$ dan $Y_M(0) = 0$, ke $t = t_f$, dengan posisi misil pada $t = t_f$ menjadi $X_M(t_f) = X_{Mf}$ dan $Y_M(t_f) = Y_{Mf}$, sehingga dapat diperoleh:

$$\begin{aligned} X_{Mf} &= t_f \cdot V_M \cos \theta_f \\ Y_{Mf} &= t_f \cdot V_M \sin \theta_f \end{aligned} \quad \dots (4.18)$$

Lalu, karena dianggap bahwa pergerakan target γ_t merupakan fungsi waktu maka dapat diperoleh posisi target pada saat $t = t_f$ sebagai berikut:

$$\begin{aligned} X_{Tf} &= X_{T0} + \int_0^{t_f} V_T \cos \gamma_t dt \\ Y_{Tf} &= Y_{T0} + \int_0^{t_f} V_T \sin \gamma_t dt \end{aligned} \quad \dots (4.19)$$

Karena lintasan terbang misil telah diketahui sebelumnya, maka kontrol percepatan lateral yang dibutuhkan misil u_M untuk dapat mencegat target dapat dituliskan sebagai berikut [TSA-00]:

$$u_M = V_M \dot{\gamma}_M \quad \dots (4.20)$$

Persamaan (4.20) dapat dituliskan dalam bentuk diskrit menjadi sebagai berikut:

$$u_M(t(n+1)) = V_M \frac{\theta_f t(n+1) - \gamma_M(t(n))}{t(n+1) - t(n)} \quad \dots (4.21)$$

Persamaan (4.21) menunjukkan bahwa misil akan bergerak lurus dan menghancurkan target tanpa pengaruh kontrol apapun ketika $\theta_f(t(n+1)) - \gamma_M(t(n)) = 0$ yaitu ketika posisi misil melintas γ_M pada saat $t(n)$ bergerak menuju LOS akhir dengan arah θ_f . Dan ketika ketika posisi misil pada saat $t(n)$ bergerak menuju LOS akhir dengan arah θ_f selama interval waktu mendekati nol, maka percepatan lateral yang dibutuhkan misil untuk mencegat target u_M menuju tak hingga.

Sejumlah persamaan-persamaan matematis tersebut akan digunakan dalam perhitungan waktu optimal yang dibutuhkan oleh misil untuk mencegat target. Perhitungan untuk mencari waktu optimal t_f dilakukan dengan menggunakan metode numerik Newton-Raphson karena persamaan yang diperoleh untuk menyusun fungsi t_f merupakan persamaan yang non linier. Pembahasan mengenai perhitungan untuk memperoleh waktu optimal t_f dipaparkan pada sub bab 4.3.

4.3 Analisa Penentuan Parameter Kontrol t_f Yaitu Waktu Optimal Pencegatan Misil Terhadap Target (*Interception Time*).

Persamaan (4.10) dapat disusun menjadi persamaan t_f menjadi seperti berikut:

$$t_f = \frac{\left[(X_{Tf} - X_M(0))^2 + (Y_{Tf} - Y_M(0))^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{V_M} - \frac{R}{V_M} \quad \dots (4.22)$$

Dapat dilihat bahwa pada persamaan (4.22) bukanlah merupakan persamaan yang linier sehingga memerlukan pendekatan metode numerik untuk mendapatkan nilai parameter t_f . Persamaan (4.22) dapat ditulis sebagai fungsi waktu t_f yaitu dengan menuliskan persamaan posisi misil dan target dalam parameter waktu t seperti pada persamaan (4.18) dan (4.19). Persamaan (4.22) dapat dituliskan kembali menjadi sebagai berikut:

$$t_f = \frac{\left[(X_{Tf} - X_M(0))^2 + (Y_{Tf} - Y_M(0))^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{V_M} - \frac{R}{V_M} = f(t_f) \quad \dots (4.23)$$

Persamaan (4.23) diselesaikan dengan menggunakan pendekatan metode numerik Newton-Raphson yang dikenal karena kesederhanannya dalam penyelesaian untuk memecahkan permasalahan akar persamaan nonlinier. Dengan mendapatkan nilai akar dari persamaan (4.23) maka nilai t_f pun dapat diperoleh. Pencarian nilai t_f dioptimalkan melalui beberapa iterasi perhitungan menuju nilai t_f yang semakin konvergen.

Perhitungan nilai t_f dengan metode numerik Newton-Raphson dibahas pada sub subbab selanjutnya yaitu sub subbab 4.3.1.

4.3.1 Pendekatan Parameter Kontrol t_f Dengan Metode Newton-Raphson.

Persamaan (4.23) dapat dibawa ke dalam fungsi waktu t_f menjadi persamaan fungsi $f(t_f)$. Akar fungsi $f(t_f)$ dapat diperoleh ketika nilai fungsi $f(t_f)$ sama dengan nol atau dengan kata lain ketika nilai fungsi $f(t_f)$ sama dengan nol maka terdapat nilai t yang memotong sumbu absis-nya. Nilai t itulah yang merupakan akar dari fungsi $f(t_f)$. Persamaan matematisnya dapat dituliskan sebagai berikut:

$$f(t_f) = 0 \quad \dots (4.24)$$

Dengan membawa persamaan (4.23) ke dalam parameter waktu t_f dan menjadikan persamaan (4.23) sebagai persamaan fungsi $f(t_f)$, maka persamaan $f(t_f)$ dapat dituliskan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} & \frac{\left[(X_{T_f} - X_M(0))^2 + (Y_{T_f} - Y_M(0))^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{V_M} - t_f - \frac{R}{V_M} = 0 \\ f(t_f) &= \frac{\left[(X_{T_f} - X_M(0))^2 + (Y_{T_f} - Y_M(0))^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{V_M} - t_f - \frac{R}{V_M} \\ f(t_f) &= \frac{\left[V_T^2 t_f^2 + 2 t_f V_T (X_{T_0} \cos \gamma_T + Y_{T_0} \sin \gamma_T) + (X_{T_0}^2 + Y_{T_0}^2) \right]^{\frac{1}{2}}}{V_M} - t_f - \frac{R}{V_M} \end{aligned} \quad \dots (4.25)$$

Persamaan (4.25) bukanlah merupakan suatu persamaan yang linier. Maka untuk menentukan nilai akar t_f diperlukan suatu metode perhitungan numerik. Nilai akar t_f yang merupakan solusi dari fungsi $f(t_f)$ sama dengan nol diperoleh dengan menggunakan pendekatan Newton-Raphson. Metode Newton-Raphson menggunakan garis singgung dari fungsi $f(t_f)$ untuk dapat mendekati nilai akar t_f yang sebenarnya.

Dengan mengetahui bahwa garis singgung dari fungsi $f(t_f)$ tidak lain merupakan turunan pertama dari fungsi $f(t_f)$ itu sendiri, maka fungsi $f(t_f)$ diturunkan terhadap waktu t_f dapat diperoleh sebagai berikut:

$$\frac{d}{dt} f(t_f) = \frac{1}{2} \left[\frac{\left[V_T^2 t_f^2 + 2 t_f V_T (X_{T0} \cos \gamma_T + Y_{T0} \sin \gamma_T) + (X_{T0}^2 + Y_{T0}^2) \right]^{\frac{1}{2}}}{V_M} \right] \\ (2 t_f V_T^2 + 2 V_T (X_{T0} \cos \gamma_T + Y_{T0} \sin \gamma_T)) - 1$$

$$\frac{d}{dt} f(t_f) = \left[\frac{\left[V_T^2 t_f^2 + 2 t_f V_T (X_{T0} \cos \gamma_T + Y_{T0} \sin \gamma_T) + (X_{T0}^2 + Y_{T0}^2) \right]^{\frac{1}{2}}}{V_M^2} \right] \\ (t_f V_T^2 + V_T (X_{T0} \cos \gamma_T + Y_{T0} \sin \gamma_T)) - 1 \quad \dots (4.26)$$

Persamaan (4.25) dan (4.26) di atas digunakan sebagai fungsi masukan yang akan didefinisikan pada Matlab untuk mencari akar fungsi yaitu t_f dengan metode Newton-Raphson dengan asumsi bahwa variabel-variabel fungsi diketahui yaitu posisi awal misil, posisi awal target, sudut lintas target γ_T , kecepatan misil V_M dan kecepatan target V_T , berikut sisa jarak R setelah misil mencapai waktu optimalnya dalam mencegat target. Karena misil diasumsikan sebagai misil jangkauan pendek dari darat ke udara (*surface to air*), posisi awal misil dianggap pada posisi asal (0,0).

Penyelesaian metode numerik Newton-Raphson dikerjakan dengan menggunakan Matlab 7.1 yang penjelasannya dipaparkan lebih lanjut pada bab 5.



BAB V

HASIL DAN SIMULASI

Pada bab 5 ini akan dibahas mengenai penentuan nilai variabel kontrol θ_f dengan menggunakan sejumlah persamaan matematis yang telah diperoleh dari hasil analisa pada bab 4. Karena variabel kontrol θ_f merupakan fungsi non linier dari waktu t , maka nilai parameter t tersebut tidak dapat diselesaikan secara langsung melainkan dihitung dengan menggunakan perhitungan numerik dengan metode Newton-Raphson sampai mendapatkan nilai t yang konvergen dan dianggap sudah optimal. Apabila nilai parameter t sudah ditentukan, maka nilai variabel kontrol θ_f dapat dicari. Dengan mendapatkan nilai variabel kontrol θ_f , maka percepatan lateral misil u_M yang dibutuhkan misil untuk dapat mencegat target dapat ditentukan nilainya. Seluruh perhitungan yang dilakukan berikut dengan penjelasan berupa grafik dikerjakan dengan menggunakan Matlab 7.01.

Bab 5 dibagi menjadi tiga sub bab sesuai dengan sub topik bahasannya masing-masing yaitu sub bab 5.1, 5.2 dan 5.3.

Pada sub bab 5.1, membahas mengenai penentuan nilai parameter waktu t yang dihitung dengan menggunakan metode numerik Newton-Raphson. Perhitungan juga diperjelas dengan grafik untuk setiap iterasi yang dibutuhkan dalam mencapai nilai konvergen t .

Pada sub bab 5.2, membahas mengenai penentuan nilai variabel kontrol θ_f dari pendekatan nilai optimasi waktu cegat misil t_f terhadap target. Dengan menggunakan persamaan (4.18), (4.19) dan mensubstitusikan kedua persamaan tersebut pada persamaan (4.16) maka dapat diperoleh nilai variabel kontrol θ_f . Data-data perhitungan posisi misil-target untuk setiap waktu t dihitung dan ditabelkan. Tabel data tersebut dapat menunjukkan pengaruh apabila misil diarahkan ke LOS akhir dengan arah terbang optimal sebesar θ_f dibandingkan dengan misil tanpa pengarahan dan hanya bergerak dengan arah LOS awal.

Pada sub bab 5.3, membahas mengenai penentuan nilai percepatan lateral misil (*acceleration command u_M*). Dari hasil yang telah diperoleh dari sub bab sebelumnya yaitu nilai t_f dan nilai variabel kontrol θ_f , dengan mensubstitusikan kedua hasil tersebut ke dalam persamaan (4.21) maka nilai dari percepatan lateral misil u_M dapat diperoleh.

5.1 Penentuan Nilai Parameter Kontrol t_f .

Persamaan (4.25) menunjukkan bahwa persamaan tersebut merupakan persamaan yang non linier. Sehingga penyelesaiannya tidak dapat diselesaikan secara langsung. Solusi untuk menyelesaikan persamaan non linier ini adalah dengan menggunakan perhitungan numerik dengan metode Newton-Raphson. Penjelasan selanjutnya mengenai perhitungan numerik Newton-Raphson dalam menentukan solusi akar persamaan non linier dipaparkan pada sub bab berikut ini.

5.1.1 Perhitungan Nilai Parameter Kontrol t_f Dengan Metode Newton-Raphson.

Langkah-langkah penyelesaian akar fungsi t_f dengan metode Newton Raphson adalah sebagai berikut:

1. Menentukan tebakan awal yaitu t_0 sebagai pendekatan mula-mula akar fungsi yang sebenarnya.

Tebakan awal t_0 berpengaruh pada proses pencapaian nilai akar fungsi menuju nilai yang konvergen. Meskipun dengan menggunakan metode Newton-Raphson kecepatan konvergensi perhitungan akar fungsi bersifat kuadratik, tetapi diperlukan tebakan awal t_0 yang tepat. Apabila nilai tebakan awal t_0 yang diberikan terlalu jauh dari nilai akar yang sebenarnya, maka proses pencapaian nilai akar fungsi menuju konvergen akan memerlukan sejumlah iterasi perhitungan yang panjang atau bahkan bersifat divergen.

Karena metode Newton-Raphson ini digunakan untuk dapat menentukan waktu optimal pencegatan misil terhadap target, maka diperlukan kisaran waktu yang diperlukan misil jangkauan pendek untuk dapat mencegat target. Umumnya, untuk misil jangkauan pendek dibutuhkan kisaran waktu 2-3 detik untuk dapat mencegat target [SIO-04]. Jadi, tebakan awal t_0 dapat dipilih dalam kisaran waktu tersebut.

Cara lain untuk dapat menentukan tebakan awal t_0 supaya diperoleh akar fungsi yang lebih cepat menuju nilai yang konvergen adalah dengan membuat sketsa fungsi pada persamaan (4.25) menjadi tampilan grafik fungsi $f(t)$ dengan menggunakan fungsi plot pada Matlab. Titik perpotongan fungsi $f(t)$ dengan sumbu horizontal adalah akar fungsi yang sebenarnya dan nilainya dapat dilihat dengan menggunakan *data cursor* di menu *tools* pada Matlab.

2. Menentukan nilai dari delta (Δt), epsilon (Δft) dan iterasi maksimum sebagai kendali perhitungan menuju akar fungsi yang diharuskan konvergen.

Delta (Δt) adalah toleransi error yang terjadi dari nilai absolut selisih akar berikutnya ($t(n+1)$) dengan akar yang sekarang ($t(n)$). Nilai akar fungsi akan semakin konvergen apabila selisih akar berikutnya ($t(n+1)$) dengan akar yang sekarang ($t(n)$) semakin mendekati nol, yang berarti delta dapat diberikan nilai masukan yang semakin mendekati nol.

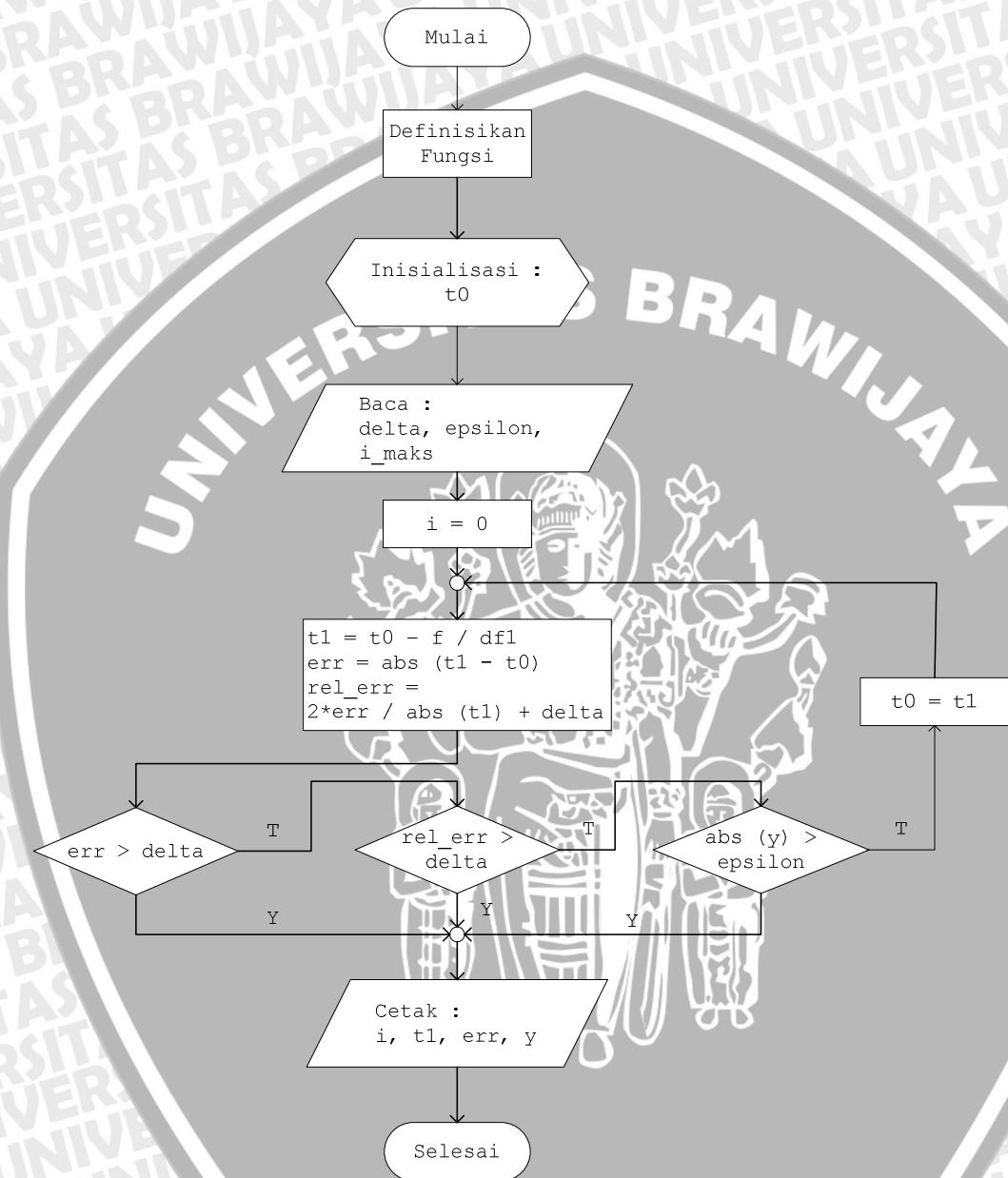
Epsilon (Δft) adalah toleransi error yang terjadi dari nilai absolut selisih nilai fungsi ft berikutnya ($ft(n+1)$) dengan nilai fungsi ft yang sekarang ($ft(n)$). Nilai akar fungsi akan semakin konvergen apabila selisih nilai fungsi ft berikutnya ($ft(n+1)$) dengan nilai fungsi ft yang sekarang ($ft(n)$) semakin mendekati nol, yang berarti epsilon dapat diberikan nilai masukan yang semakin mendekati nol.

Jumlah iterasi dapat ditentukan dengan bebas. Dalam selang iterasi yang diberikan, apabila error yang terjadi yang dikarenakan selisih nilai akar fungsi maupun selisih nilai fungsi sudah mencapai nilai yang lebih kecil dari Δt atau Δft , maka nilai akar dianggap sudah konvergen dan iterasi perhitungan dapat dihentikan.

3. Menentukan perhitungan untuk akar fungsi pada iterasi berikutnya.

Perhitungan akar fungsi pada iterasi berikutnya ditentukan dengan menggunakan persamaan (2.11) yang telah diturunkan pada dasar teori. Persamaan (2.11) tersebut akan menjadi salah satu fungsi masukan yang akan didefinisikan pada Matlab.

Diagram alir untuk penyelesaian perhitungan numerik dengan menggunakan metode Newton-Raphson dapat digambarkan pada gambar 5.1 sebagai berikut:



Gambar 5.1 Diagram Alir Penyelesaian Perhitungan Numerik Dengan Metode Newton-Raphson

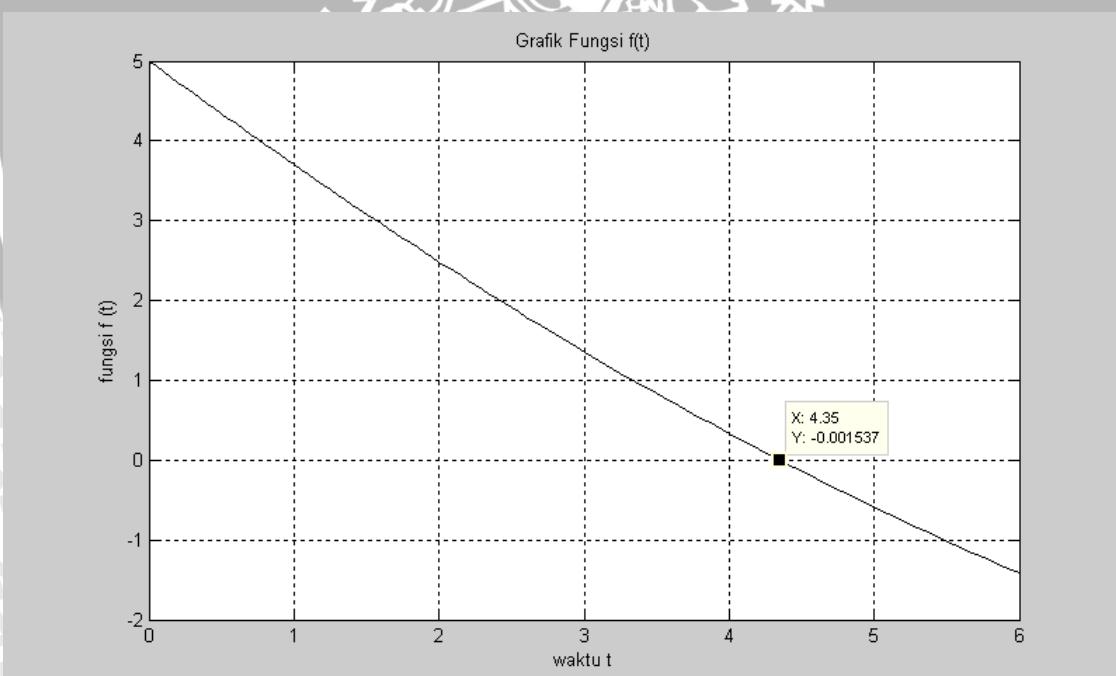
Untuk dapat menentukan akar fungsi dari persamaan (4.25), variabel-variabel fungsi yang merupakan data-data mengenai pergerakan misil dan target dianggap diketahui yaitu posisi awal misil dianggap berada pada posisi asal yaitu $(0,0)$, posisi awal target berada tepat pada jarak jangkauan misil terhadap target sebesar 3 km dan bergerak melintas ke atas, sudut lintas misil γ_M sebesar 50° terhadap sumbu horizontal, sudut lintas target γ_T sebesar 120° terhadap sumbu horizontal, kecepatan misil V_M sebesar 600 ms^{-1} dan kecepatan target V_T sebesar 400 ms^{-1} , berikut sisa jarak R setelah misil mencapai waktu optimalnya dalam mencegat target diset untuk dapat ditempuh dalam waktu $0,0001$ detik [TSA-00]. Sehingga persamaan (4.25) dan (4.26) dapat dituliskan kembali dalam parameter waktu t dengan memasukkan nilai untuk variabel-variabel fungsi tersebut sebagai berikut:

$$\begin{aligned}
 f(t) &= \frac{\left[V_T^2 t^2 + 2t V_T (X_{T0} \cos \gamma_T + Y_{T0} \sin \gamma_T) + (X_{T0}^2 + Y_{T0}^2) \right]^{\frac{1}{2}} - t - \frac{R}{V_M}}{V_M} \\
 &= \frac{\left[(400)^2 t^2 + 2(400)(3000 \cos 120^\circ + 0 \sin 120^\circ) t + ((3000)^2 + 0^2) \right]^{\frac{1}{2}} - t - \frac{R}{V_M}}{600} \\
 &\quad + t + 0.0001 \\
 &= \frac{\left[(400)^2 t^2 + 2(400)(3000(-0.5) + 0) t + ((3000)^2 + 0^2) \right]^{\frac{1}{2}} - t - \frac{R}{V_M}}{600} \\
 &\quad + t + 0.0001 \\
 &= \frac{\left(16 \cdot 10^4 t^2 - 12 \cdot 10^5 t + 9 \cdot 10^6 \right)^{\frac{1}{2}} - t - \frac{R}{V_M}}{600} + t + 0.0001 \\
 \frac{d}{dt} f(t) &= \left[\frac{\left[V_T^2 t^2 + 2t V_T (X_{T0} \cos \gamma_T + Y_{T0} \sin \gamma_T) + (X_{T0}^2 + Y_{T0}^2) \right]^{\frac{1}{2}} - 1}{V_M} \right] \\
 &= \left[\frac{\left(t V_T^2 + V_T (X_{T0} \cos \gamma_T + Y_{T0} \sin \gamma_T) \right) - 1}{V_M} \right] \\
 &= \left[\frac{\left((400)^2 t + 400 (3000 \cos 120^\circ + 0 \sin 120^\circ) \right) - 1}{600} \right].
 \end{aligned} \tag{5.1}$$

$$\begin{aligned} &= \left[\frac{\left[16 \cdot 10^4 t^2 - 12 \cdot 10^5 t + 9 \cdot 10^6 \right]^{\frac{1}{2}}}{600} \right] \\ &\quad \left((400)^2 t + 400 (3000 \cos 120^\circ + 0 \sin 120^\circ) \right) - 1 \\ &= \left[\frac{\left[16 \cdot 10^4 t^2 - 12 \cdot 10^5 t + 9 \cdot 10^6 \right]^{\frac{1}{2}}}{600} \right] \cdot (16 \cdot 10^4 t - 6 \cdot 10^5) - 1 \quad \dots (5.2) \end{aligned}$$

Dengan memberikan nilai masukan untuk variabel-variabel fungsi, maka persamaan (4.25) dan (4.26) menjadi persamaan fungsi dalam parameter t yaitu persamaan fungsi pada persamaan (5.1) dan (5.2). Untuk mencari nilai akar fungsi $f(t)$ mula-mula tebakan awal t_0 harus ditentukan lebih dahulu. Fungsi $f(t)$ dapat digambar dalam bentuk grafik fungsi dan dengan bantuan *data cursor* pada *tools* Matlab dapat diketahui perkiraan nilai akar fungsi yang sebenarnya.

Berikut tampilan grafik fungsi beserta perkiraan nilai akar fungsi yang sebenarnya :



Gambar 5.2 Tampilan Grafik Fungsi $f(t)$ Dan Perkiraan Nilai Akar Fungsi Yang Sebenarnya Dengan Menggunakan Tool *Data Cursor*

Pernyataan yang digunakan dalam Matlab untuk menampilkan grafik fungsi $f(t)$ di atas dituliskan dalam editor M-file dan disimpan dengan nama f.m yang dapat dilihat pada lampiran 2.

Sedangkan pernyataan untuk dapat melakukan perhitungan numerik dengan menggunakan metode Newton-Raphson juga dituliskan dalam editor M-file dan disimpan dengan nama file newt_raphs.m dan dapat dilihat pada lampiran 2.

Dari keluaran program newt_raphs.m, dengan tebakan awal t_0 untuk fungsi $f(t)$ diberi nilai 3 dengan nilai Δt dan Δf_t masing-masing sebesar 0,0001 dalam selang iterasi perhitungan sebanyak 100 kali, akar fungsi $f(t)$ akan konvergen pada iterasi ke tiga dengan nilai pembulatan dua angka di belakang koma sebesar 4, 35 detik. Keluaran program newt_raphs.m dapat dilihat pada lampiran 3.

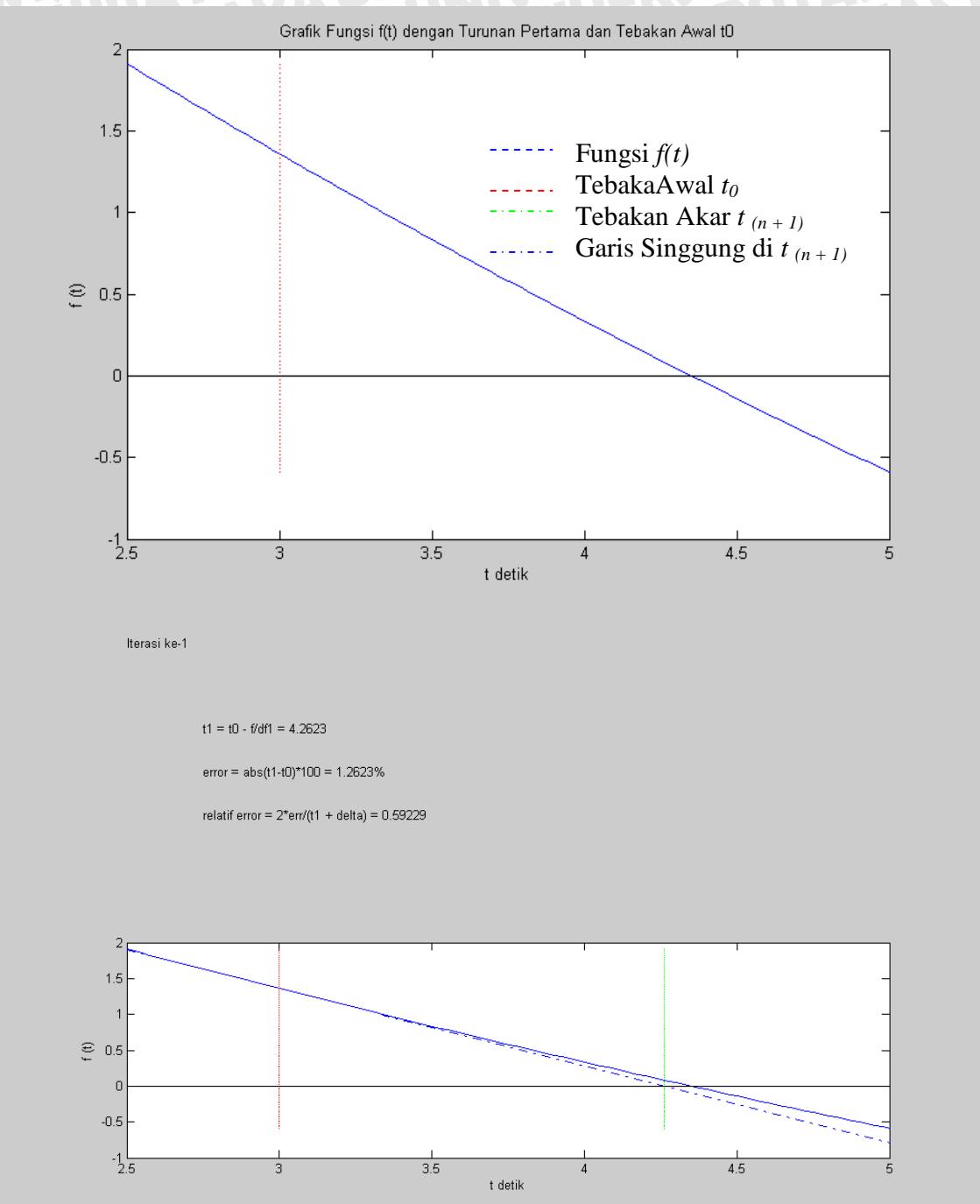
Pernyataan yang digunakan dalam perhitungan numerik Newton-Raphson tersebut menggunakan kendali perulangan *while* dengan logika OR, sehingga apabila syarat perulangan untuk suatu kondisi tertentu sudah terpenuhi maka iterasi perhitungan numerik akan berhenti tanpa melihat syarat perulangan untuk kondisi yang lainnya. Maka dapat dikatakan bahwa dengan menggunakan logika OR terdapat syarat perulangan yang mendominasi syarat perulangan lainnya yang akan menghentikan perhitungan numerik. Sehingga, newt_raphs.m dapat dimodifikasi kembali untuk melihat syarat perulangan yang mana yang dominan dan yang akan menghentikan perhitungan numerik untuk pertama kali. File newt_raph.m dimodifikasi dan disimpan dengan nama newt_raph.m yang dapat dilihat pada lampiran 2.

Dari hasil modifikasi tersebut ternyata perhitungan numerik berlangsung dalam iterasi yang sama untuk setiap syarat perulangan. Sehingga, waktu optimal yang diperlukan misil untuk mencegat target adalah t konvergen yang dicapai pada iterasi ke-3 yaitu 4.34827 detik. Hasil keluaran program newt_raph.m dapat dilihat pada lampiran 3.

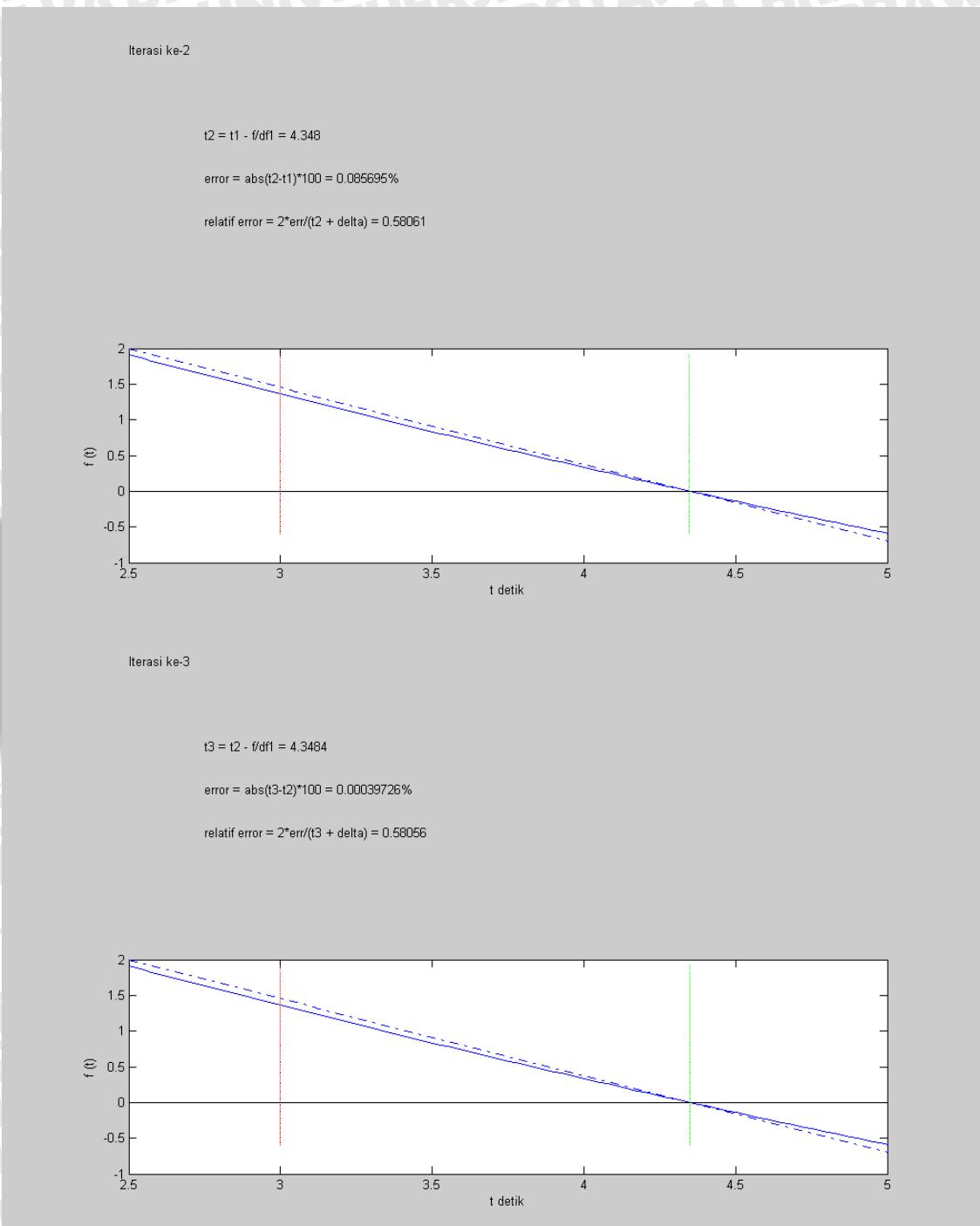
5.1.2 Perhitungan Nilai Parameter Kontrol t_f Dengan Metode Newton-Raphson Beserta Grafik.

Dari hasil perhitungan numerik dengan menggunakan metode Newton-Raphson yang sudah diperoleh, maka dapat diperjelas kembali dengan grafik untuk setiap iterasi perhitungan. Grafik tersebut dikerjakan oleh Matlab dan disimpan dengan nama M-file

graph_newt_raphs.m. Berikut ini adalah tampilan grafik hasil keluaran program graph_newt_raphs.m yang digambarkan pada gambar 5.3 di bawah ini:



Gambar 5.3 Tampilan Grafik Fungsi $f(t)$
Dan Pendekatan Nilai Akar Fungsi Pada Setiap Iterasi Perhitungan



Gambar 5.3 Lanjutan Tampilan Grafik Fungsi $f(t)$ Dan Pendekatan Nilai Akar Fungsi Pada Setiap Iterasi Perhitungan

5.2 Penentuan Nilai Variabel Kontrol θ_f dari Pendekatan Nilai Optimasi Waktu Cegat Misil t_f Terhadap Target.

Setelah nilai dari t_f diperoleh, maka lintasan terbang misil pada saat t_f yaitu θ_f dapat dihitung. Dengan menggunakan persamaan (4.18) dan (4.19) yang tidak lain adalah persamaan mengenai posisi misil dan target pada saat t_f , kemudian substitusikan kedua persamaan tersebut pada persamaan (4.16), maka θ_f dapat diperoleh.

Dengan mengetahui hasil yang telah diperoleh pada persamaan (4.14) sebagai berikut:

$$\theta_f = \gamma_M$$

Mula-mula perhitungan dilakukan untuk mencari koordinat posisi misil pada saat t_f dengan menggunakan persamaan (4.18) sebagai berikut:

Posisi misil pada sumbu horizontal X:

$$\begin{aligned} X_{Mf} &= t_f \cdot V_M \cos \theta_f \rightarrow \theta_f = \gamma_M \\ &= 4,348 \cdot 600 \cdot \cos 50^\circ \\ &= 4,348 \cdot 600 \cdot 0,643 \\ &= 1676,904 \text{ m} \end{aligned}$$

Posisi misil pada sumbu vertikal Y:

$$\begin{aligned} Y_{Mf} &= t_f \cdot V_M \sin \theta_f \\ &= 4,348 \cdot 600 \cdot \sin 50^\circ \\ &= 4,348 \cdot 600 \cdot 0,766 \\ &= 1998,457 \text{ m} \end{aligned}$$

Sehingga, dari perhitungan di atas dapat diperoleh koordinat posisi misil pada saat t_f (X_{Mf} , Y_{Mf}) yaitu: (1676.904 , 1998.457).



Kemudian, koordinat posisi target pada saat t_f dapat dihitung dengan menggunakan persamaan (4.19) sebagai berikut:

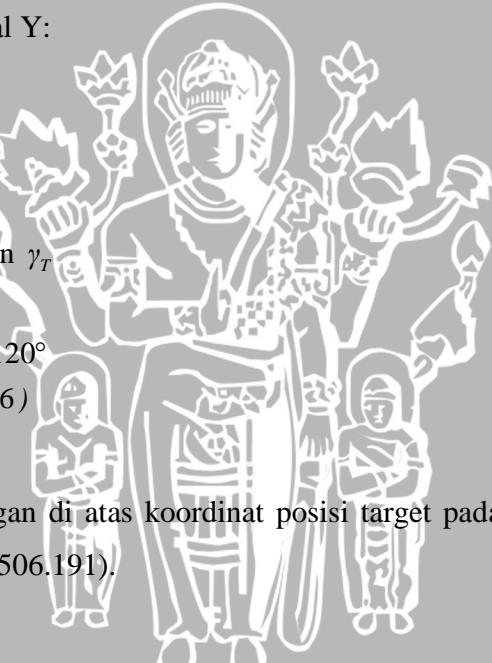
Posisi target pada sumbu horizontal X:

$$\begin{aligned}X_{Tf} &= X_{T0} + \int_0^{t_f} V_T \cos \gamma_T dt \\&= X_{T0} + V_T \cos \gamma_T \Big|_0^{t_f} \\&= X_{T0} + (t_f - 0) \cdot V_T \cos \gamma_T \\&= X_{T0} + t_f \cdot V_T \cos \gamma_T \\&= 3000 + 4,348 \cdot 400 \cdot \cos 120^\circ \\&= 3000 + 4,348 \cdot 400 \cdot (-0,5) \\&= 3000 + (-869,6) \\&= 2130,4 \text{ m}\end{aligned}$$

Posisi target pada sumbu vertikal Y:

$$\begin{aligned}Y_{Tf} &= Y_{T0} + \int_0^{t_f} V_T \sin \gamma_T dt \\&= Y_{T0} + V_T \sin \gamma_T \Big|_0^{t_f} \\&= Y_{T0} + (t_f - 0) \cdot V_T \cdot \sin \gamma_T \\&= Y_{T0} + t_f \cdot V_T \cdot \sin \gamma_T \\&= 0 + 4,348 \cdot 400 \cdot \sin 120^\circ \\&= 0 + 4,348 \cdot 400 \cdot (0,866) \\&= 1506,191 \text{ m}\end{aligned}$$

Sehingga, dari perhitungan di atas koordinat posisi target pada saat t_f (X_{Tf} , Y_{Tf}) dapat diperoleh yaitu (2130,4, 1506.191).



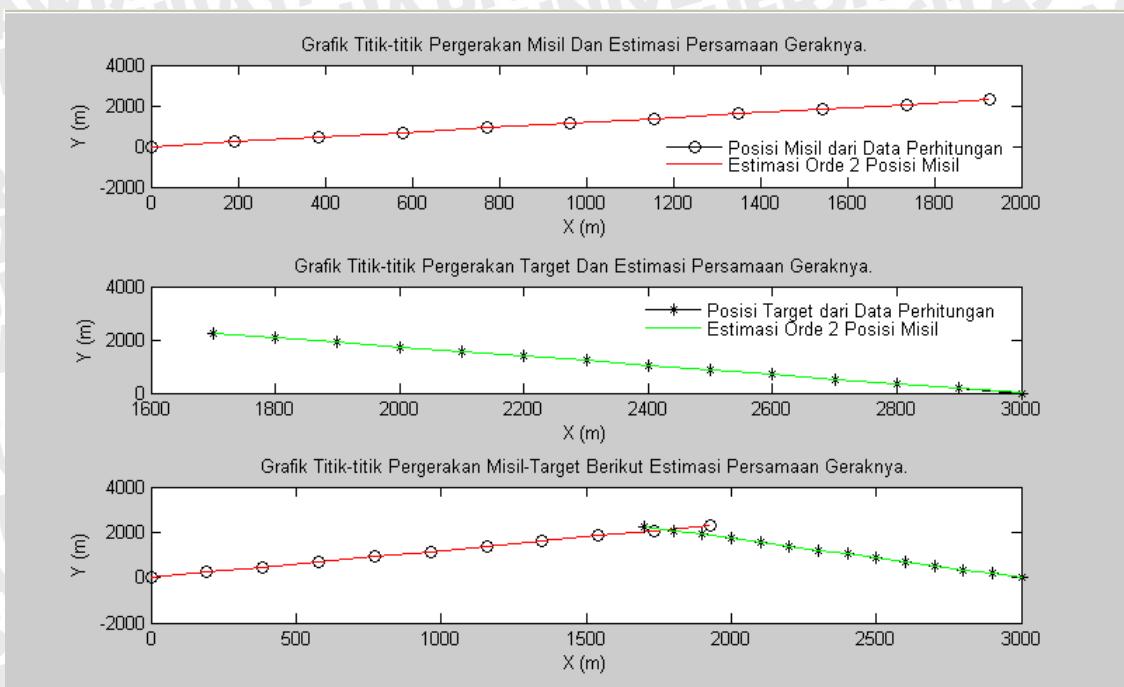
Hasil yang diperoleh dari persamaan (4.18) dan (4.19) tersebut kemudian disubstitusikan pada persamaan (4.16) yang perhitungannya adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned}\theta_f &= \tan^{-1} \left(\frac{Y_{Tf} - Y_{Mf}}{X_{Tf} - X_{Mf}} \right) \\ &= \tan^{-1} \left(\frac{1506,191 - 1998,457}{2130,4 - 1676,904} \right) \\ &= \tan^{-1} \left(\frac{-492,266}{453,496} \right) \\ &= \tan^{-1}(-1,806) \\ &= -47,347^\circ\end{aligned}$$

Dari hasil yang telah diperoleh di atas, dapat dilihat bahwa sudut lintas misil pada saat t_f adalah sebesar $47,347$ searah dengan putaran jarum jam.

Dengan mengasumsikan bahwa variabel-variabel fungsi yang merupakan data-data mengenai pergerakan misil dan target dianggap diketahui yaitu posisi awal misil dianggap berada pada posisi asal yaitu $(0,0)$, posisi awal target berada tepat pada jarak jangkauan misil terhadap target sebesar 3 km dan bergerak melintas ke atas, sudut lintas misil γ_M sebesar 50° terhadap sumbu horizontal, sudut lintas target γ_T sebesar 120° terhadap sumbu horizontal, kecepatan misil V_M sebesar 600 ms^{-1} dan kecepatan target V_T sebesar 400 ms^{-1} , berikut sisa jarak R setelah misil mencapai waktu optimalnya dalam mencegat target diset untuk dapat ditempuh dalam waktu $0,0001$ detik [TSA-00], maka dengan menggunakan persamaan (4.18) dan (4.19), dapat diperoleh data-data posisi misil dan target dalam selang waktu t detik yang perhitungannya dilakukan dengan Matlab dan hasilnya disimpan dengan nama M-file `data_point.m` dan grafik posisi misil-target disimpan dengan nama M-file `curve_ft.m`. Pernyataan Matlab yang digunakan pada program `data_point.m` dan `curve_ft.m` dapat dilihat pada lampiran 2.

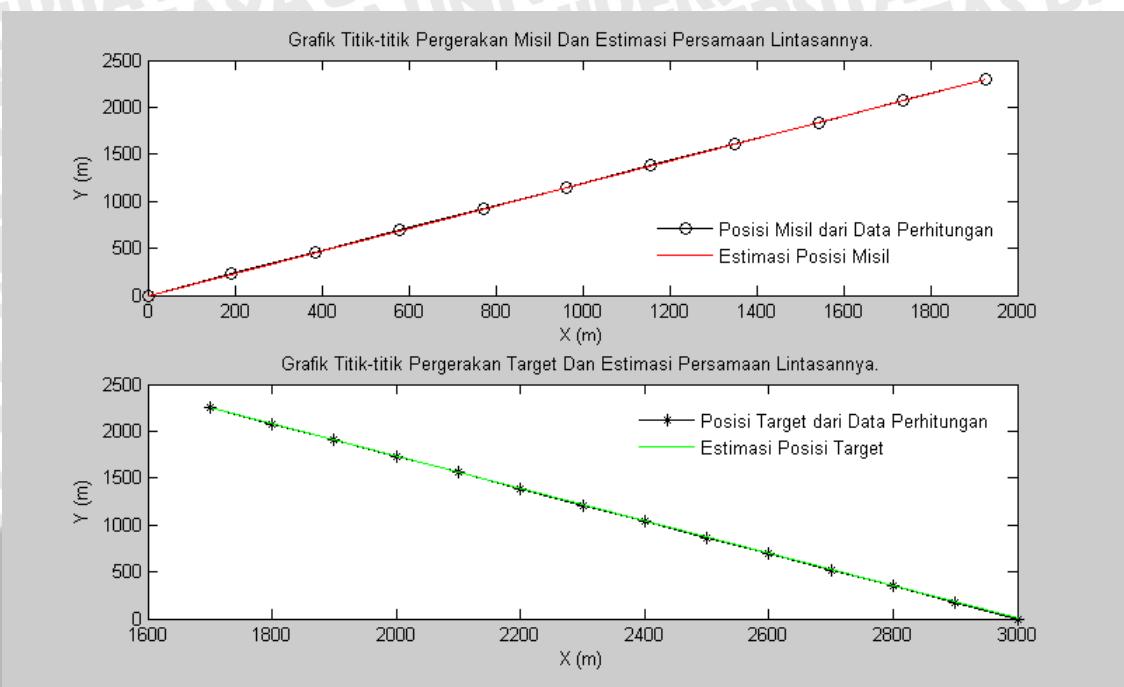
Grafik posisi misil-target dapat dilihat pada gambar 5.4 sebagai berikut dilengkapi dengan grafik pendekatan fungsi posisi misil-target:



Gambar 5.4 Tampilan Grafik Posisi Misil-Target Pada Selang Waktu t detik.

Dari gambar 5.4 dapat dilihat bahwa misil dan target bergerak linier dengan persamaan lintasan berorde satu. Hal tersebut juga diperjelas dengan perhitungan koefisien fungsi estimasi posisi misil-target. Karena diinginkan lintasan misil-target berupa parabola, maka dilakukan perhitungan estimasi fungsi dengan orde yang lebih tinggi lagi. Perhitungan tersebut dilakukan dengan menggunakan Matlab dan hasilnya yang berupa koefisien fungsi posisi misil-target dan estimasinya disimpan dengan nama M-file parabol.m yang dapat dilihat pada lampiran 3.

Berikut ini grafik posisi misil-target dan estimasinya hasil keluaran program parabol.m yang digambarkan pada gambar 5.5 di bawah ini:



Gambar 5.5 Tampilan Grafik Posisi Misil dan Posisi Target Berikut Estimasinya Pada Selang Waktu t detik.

Dari hasil perhitungan estimasi yang dilakukan Matlab dengan hanya berdasarkan data awal dan data akhir (hal ini menyebabkan bentuk parabola menjadi tidak unik/tidak spesifik), persamaan lintasan untuk misil maupun target dapat dipaksa untuk menyerupai parabola.

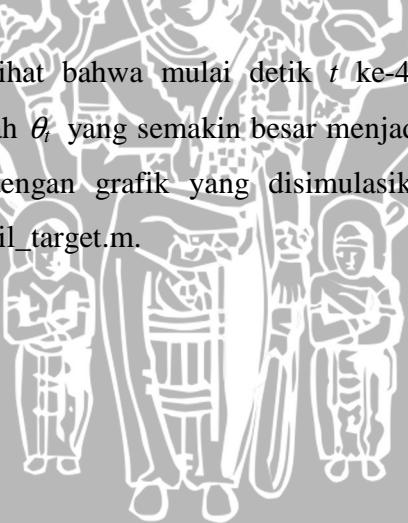
Dengan menggunakan persamaan (4.16), arah lintas terbang misil untuk setiap waktu t dapat ditentukan yang perhitungannya dilakukan dengan Matlab dan disimpan dengan nama M-file data_point.m yang dapat dilihat pada lampiran 3.

Data-data perhitungan keluaran program data_point.m dapat ditabelkan sebagai berikut:

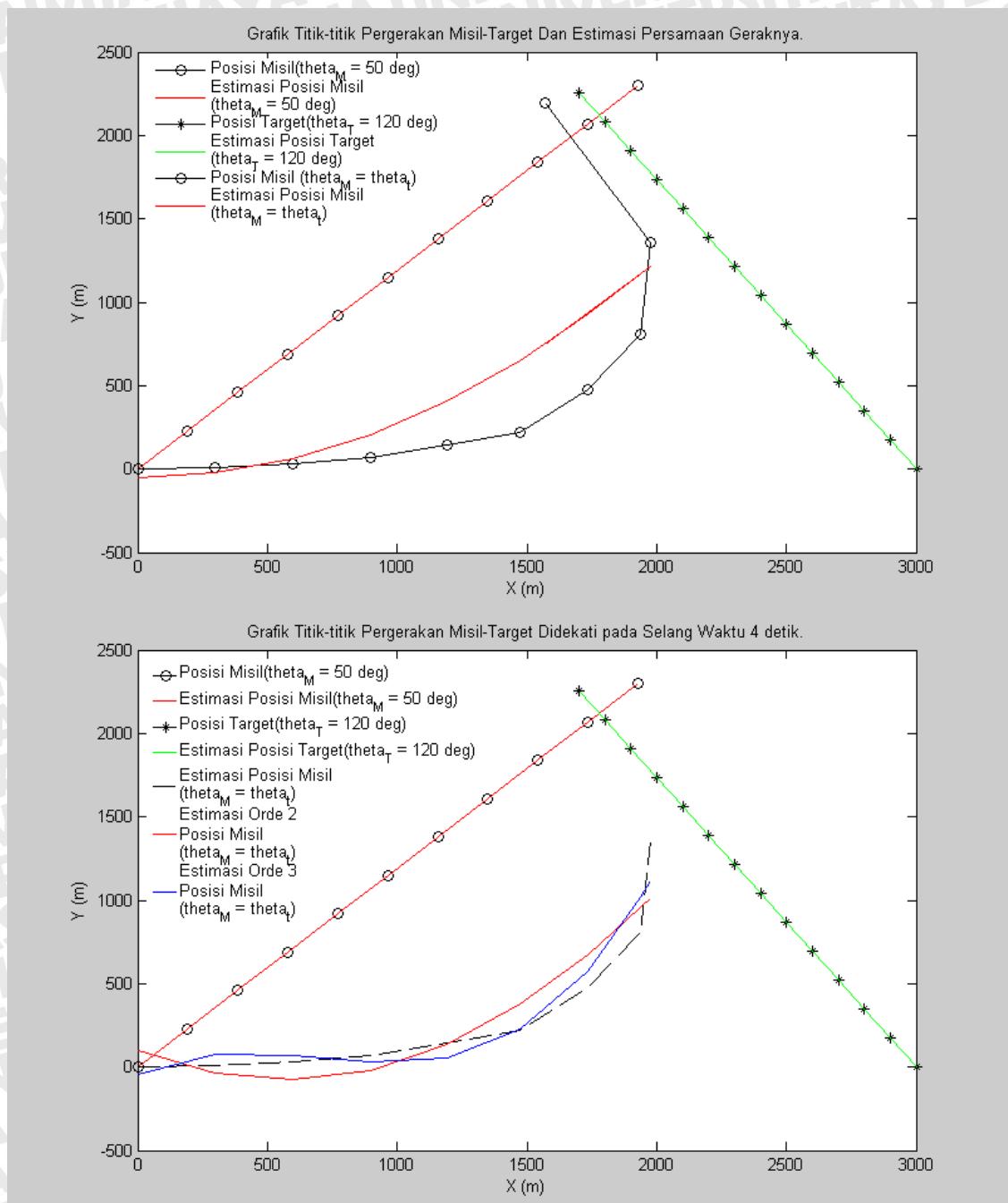
Tabel 5.1 Posisi Misil-Target Pada Waktu t

Waktu t (detik)	X_T (m)	Y_T (10^3 m)	X_M (10^3 m)	Y_M (10^3 m)	$\tan \theta$	θ_t (°)	X_{Mt} (10^3 m)	Y_{Mt} (10^3 m)
0	3000	0	0	0	0	0	0	0
0.5	2900	0.1732	0.1929	0.2298	-0.0209	-1.1977	0.2999	0.0063
1	2800	0.3464	0.3858	0.4596	-0.0469	-2.6843	0.5993	0.0281
1.5	2700	0.5196	0.5787	0.6894	-0.08	-4.5761	0.8971	0.0718
2	2600	0.6928	0.7716	0.9192	-0.1238	-7.058	1.1909	0.1474
2.5	2500	0.866	0.9645	1.149	-0.1843	-10.442	1.4752	0.2719
3	2400	1.0392	1.1574	1.3788	-0.2733	-15.284	1.7363	0.4745
3.5	2300	1.2124	1.3503	1.6086	-0.4171	-22.643	1.9381	0.8085
4	2200	1.3856	1.5432	1.8384	-0.6893	-34.58	1.976	1.3621
4.5	2100	1.5588	1.7361	2.0682	-1.3997	-54.457	1.5696	2.1969
5	2000	1.7321	1.929	2.298	-7.9711	-82.849	0.3734	2.9767

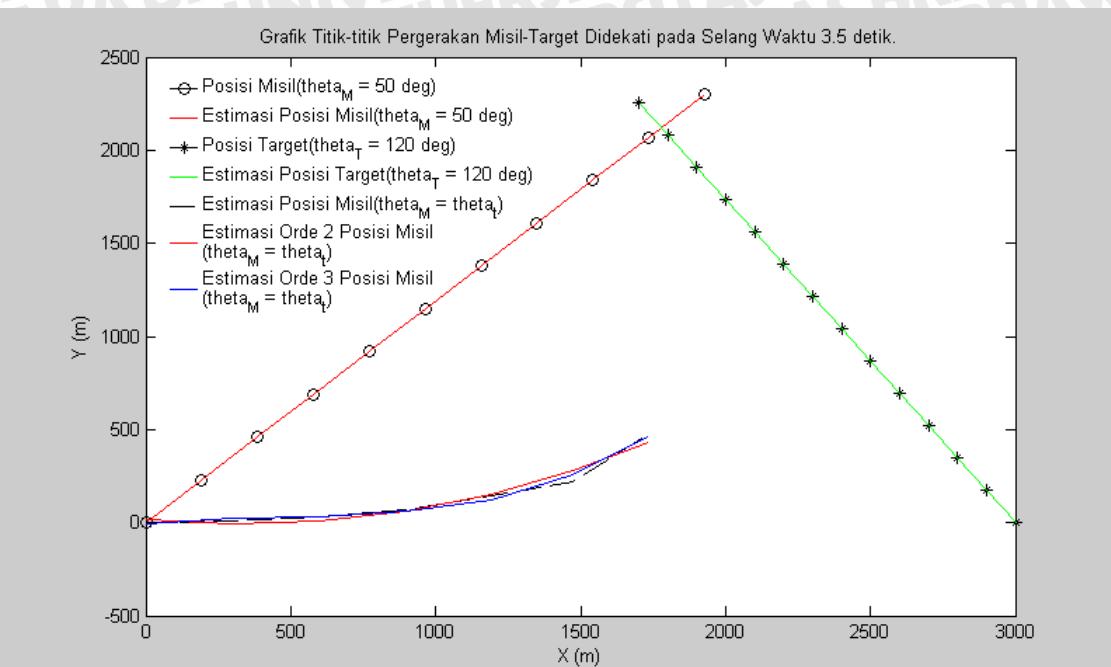
Dari tabel 5.1, dapat dilihat bahwa mulai detik t ke-4 sampai t ke-5 hasil perhitungan posisi misil untuk arah θ_t yang semakin besar menjadi semakin tidak valid. Hal tersebut dapat dijelaskan dengan grafik yang disimulasikan pada Matlab dan disimpan dengan nama M-file misil_target.m.



Grafik keluaran program misil_target.m ditunjukkan pada gambar 5.6 sebagai berikut :



Gambar 5.6 Tampilan Grafik Posisi Misil-Target Berikut
Posisi Misil dengan Arah θ_t Tiap Waktu t detik.



Gambar 5.6 Lanjutan Tampilan Grafik Posisi Misil-Target Berikut
Posisi Misil dengan Arah θ_t Tiap Waktu t detik.

Dari tabel 5.1 didukung dengan grafik 5.6, posisi misil pada arah θ_t mulai tidak valid pada saat $t = 4$ detik. Maka perhitungan berikut lebih difokuskan pada posisi misil dimulai saat $t = 4$ detik. Perhitungan tersebut disimulasikan oleh Matlab dan disimpan dengan nama M-file dp_t.m. Berikut ini adalah data perhitungan yang memaparkan penjelasan lebih detil lagi mengenai kapan waktu t tepatnya ketika posisi misil pada arah θ_t sudah tidak valid lagi.

Untuk lebih memudahkan pembacaan perhitungan, hasil simulasi dapat ditabelkan sebagai berikut:

Tabel 5.2 Posisi Misil-Target Pada Selang Waktu $t > 4$ Detik

Waktu t (detik)	X_T (m)	Y_T (10^3 m)	X_M (10^3 m)	Y_M (10^3 m)	$\tan \theta$	θ_t (°)	X_{Mt} (10^3 m)	Y_{Mt} (10^3 m)
4	2.2	1.3856	1.5432	1.8384	-0.6893	-34.5801	1.976	1.3621
4.0556	2.1889	1.4049	1.5646	1.8639	-0.7354	-36.329	1.9604	1.4416
4.1111	2.1778	1.4241	1.5861	1.8895	-0.7864	-38.1824	1.9389	1.5248
4.1667	2.1667	1.4434	1.6075	1.915	-0.8434	-40.1457	1.911	1.6118
4.2222	2.1556	1.4626	1.6289	1.9405	-0.9075	-42.2239	1.876	1.7025
4.2778	2.1444	1.4819	1.6504	1.9661	-0.98	-44.4216	1.8331	1.7965
4.3333	2.1333	1.5011	1.6718	1.9916	-1.0627	-46.7421	1.7817	1.8935
4.3889	2.1222	1.5204	1.6932	2.0171	-1.158	-49.188	1.7211	1.9931
4.4444	2.1111	1.5396	1.7147	2.0427	-1.2689	-51.7599	1.6506	2.0945
4.5	2.1	1.5588	1.7361	2.0682	-1.3997	-54.4567	1.5696	2.1969

Dari tabel 5.2 diperoleh bahwa hasil perhitungan posisi misil pada arah θ_t sudah tidak valid lagi tepat setelah t sebesar 4 detik. Sehingga, perhitungan θ_t yang telah diperoleh pada perhitungan awal yaitu sebesar -47.347° tidak dapat digunakan lebih lanjut.

Dengan melihat kembali gambar 4.2 mengenai skenario geometri pencegatan misil terhadap target, dapat diketahui bahwa waktu total yang dibutuhkan misil untuk dapat mencegat target sampai target dihancurkan merupakan penjumlahan dari waktu yang dibutuhkan misil saat misil mula-mula bergerak mendekati target sampai misil siap untuk mencegat target pertama kalinya (t_f) dengan waktu yang dibutuhkan misil untuk menghancurkan target dari kondisi penangkapan target/capture condition (t_R). Atau dapat dituliskan dalam persamaan matematis sebagai berikut:

$$t_{tot} = t_f + t_R \quad (5.3)$$

Dari persamaan (5.3) dapat dilihat bahwa waktu total t_{tot} akan menjadi sama dengan t_f apabila t_R dipilih sekecil mungkin. Dalam hal t_R sekecil mungkin, telah diketahui bahwa pada awalnya nilai R diset untuk dapat ditempuh dengan waktu 0,0001 detik.

Data-data perhitungan posisi misil-target untuk dapat mengetahui besarnya *miss distance* yang terjadi saat target dicegat oleh misil pada waktu t yang merupakan kemungkinan terpilih sebagai waktu optimal t_f dikerjakan oleh Matlab dan diambil 50 data perhitungan posisi misil-target dalam selang waktu t_f antara 3.5 detik sampai dengan 4 detik. Perhitungan tersebut disimpan dengan nama M-file data35_4_50.m dan dapat dilihat pada lampiran 3.

Untuk lebih memudahkan pembacaan data, data-data perhitungan tersebut ditabelkan menjadi tabel 5.3, tabel 5.4, tabel 5.5, tabel 5.6 dan tabel 5.7. Tabel-tabel yang berisi data-data perhitungan tersebut dapat dilihat pada lampiran 1.

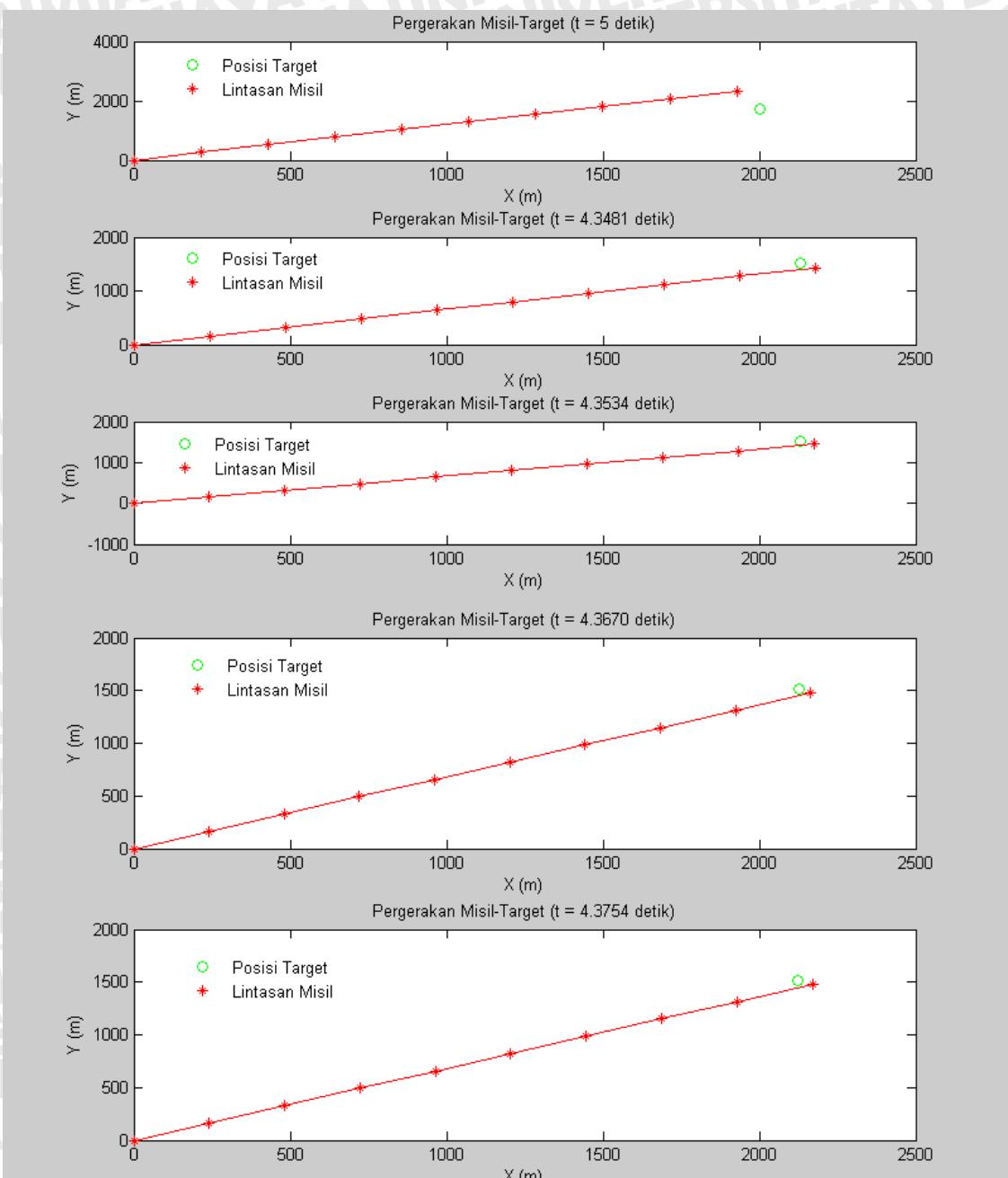
Dari tabel 5.6 pada lampiran 1 dapat diketahui bahwa *miss distance* yang terjadi ketika arah terbang misil γ_M diarahkan pada θ_t lebih kecil daripada ketika misil terbang pada arah lintasan awalnya yaitu ketika γ_M sebesar 50° .

Dari tabel 5.7 pada lampiran 1 dapat dilihat bahwa *miss distance* menjadi semakin kecil ketika waktu total yang diperlukan misil untuk mencegat target mendekati 4 detik.

Berdasarkan hasil perhitungan waktu optimal misil untuk mencegat target dengan menggunakan Newton-Raphson yaitu t_f sebesar 4.34827 detik dengan mengabaikan waktu tempuh t_R yang sudah diset sebesar 0.0001 detik, maka waktu total yang diperlukan misil untuk mencegat target sampai target berhasil dimusnahkan dapat disesuaikan kembali berdasarkan tabel 5.6 pada lampiran 1 dengan mempertimbangkan besarnya *miss distance* yang terjadi. Sehingga waktu total tersebut dapat dipilih dalam selang waktu yang mendekati perhitungan t_f awal yaitu ketika t_f dihitung dengan menggunakan perhitungan numerik Newton-Raphson. Sedangkan untuk t_f diatas 4 detik, perhitungan posisi misil dengan lintasan terbang misil diarahkan pada θ_t menjadi semakin tidak valid sehingga selang waktu di atas 4 detik tidak dapat dipertimbangkan untuk dipilih sebagai waktu optimal pencegatan misil terhadap target.

Cuplikan data perhitungan dalam selang waktu tersebut disimulasikan dalam Matlab dengan nama M-file arah_misil.m. Hal ini diakukan untuk dapat memperoleh grafik yang menegaskan besarnya *miss distance* yang dimaksud. Pernyataan Matlab yang digunakan pada program arah_misil.m dapat dilihat pada lampiran 2.

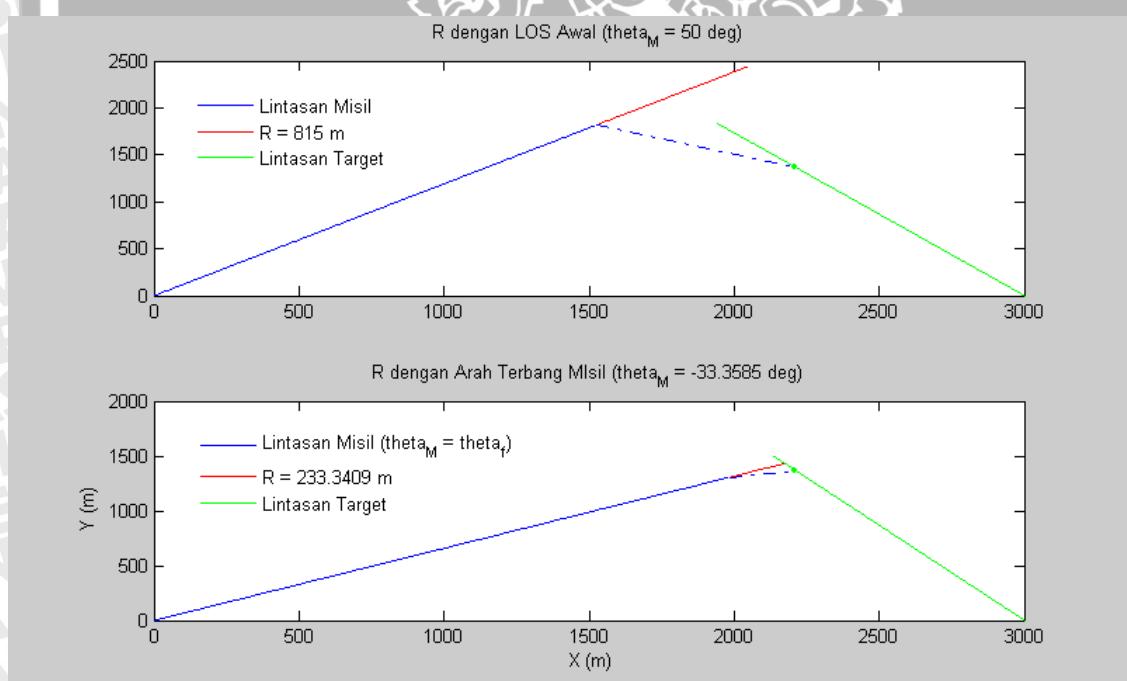
Tampilan grafik dari keluaran program arah_misil.m dapat dilihat pada gambar 5.7 sebagai berikut:



Gambar 5.7 Tampilan Grafik Lintasan Misil dengan Arah θ_t dan Posisi Target Pada Waktu t detik.

Berdasarkan hasil perhitungan t_f awal yaitu sebesar 4.34827 detik yang adalah sama dengan waktu totalnya karena nilai t_R dapat diabaikan, maka nilai t_f dapat disesuaikan dengan waktu total yang cocok dengan perhitungan awal t_f . Dari tabel 2.6 dapat dilihat bahwa nilai t_f yang memenuhi adalah sebesar 3.9592 detik dengan waktu total yang diperlukan adalah sesuai dengan perhitungan awal t_f . Dengan nilai t_f baru yang sudah diketahui tersebut, maka nilai θ_f dapat dihitung kembali yaitu sebesar -33.3585° .

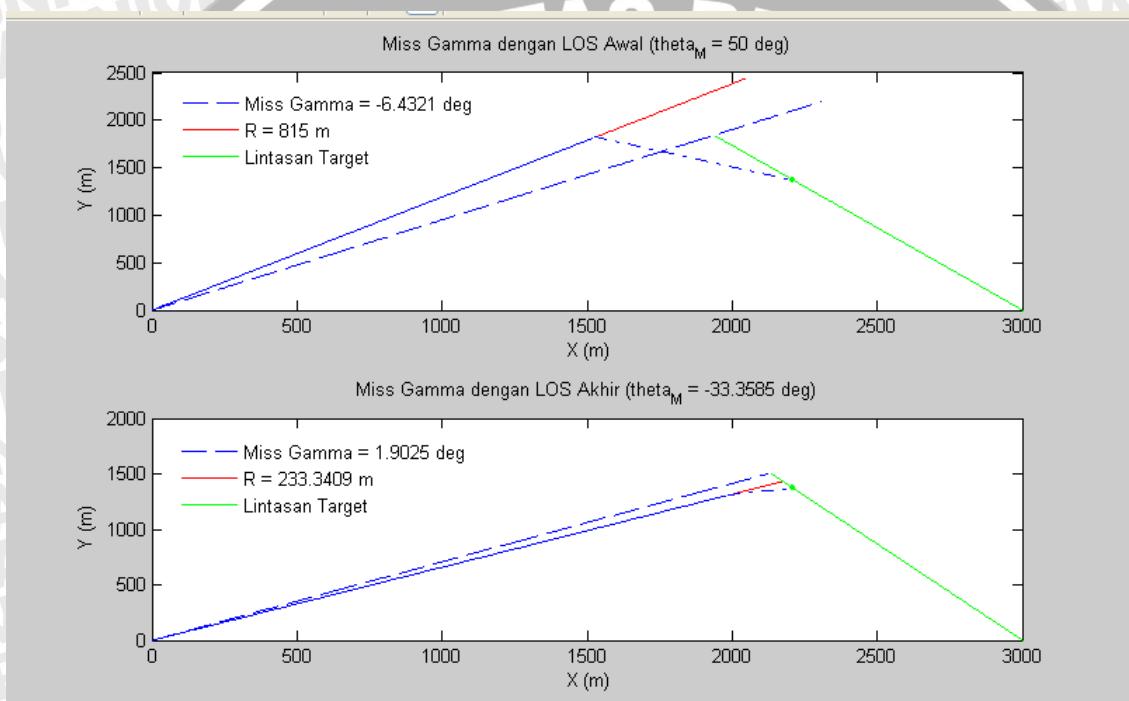
Berikut ini akan digambarkan dengan jelas bahwa performansi misil dalam mencegat target menjadi lebih baik dengan menggunakan hasil dari persamaan (4.14) yaitu bahwa arah lintasan misil dapat disetir menuju LOS akhir yang merupakan lintasan optimal dalam mencegat target. Lintasan optimal tersebut ditandai dengan waktu total yang lebih singkat dan *miss distance* yang jauh lebih kecil daripada misil tetap berada pada LOS awal (tanpa pengarahan). Gambar dikerjakan oleh Matlab dan disimpan dengan nama M-file miss_distance.m yang hasilnya ditampilkan pada gambar 5.8 sebagai berikut:



Gambar 5.8 Tampilan Grafik R Pada Saat LOS Awal ($\gamma_M = 50$ deg)
dan Saat LOS Akhir ($\gamma_M = \theta_f$)

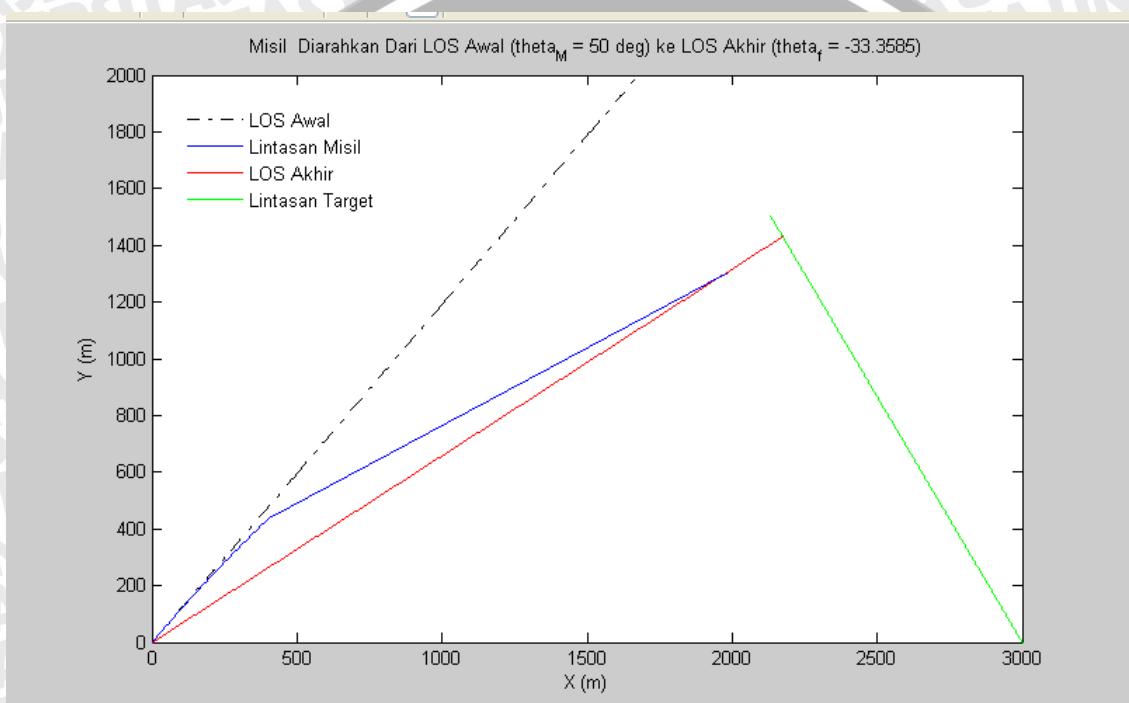
Miss distance yang terjadi ketika misil mencegat target dikarenakan terdapat selisih antara arah lintasan terbang misil yang diarahkan (θ_f) dengan arah lintasan terbang misil yang seharusnya. Selisih tersebut dinamakan *miss gamma* dan perhitungannya dikerjakan oleh Matlab berikut tampilan grafiknya dan disimpan dengan nama M-file miss_gama.m. Pernyataan Matlab yang digunakan pada program miss_gama.m dapat dilihat pada lampiran 2.

Grafik keluaran program miss_gama.m dapat dilihat pada gambar 5.9 sebagai berikut:



Gambar 5.9 Tampilan Grafik Miss Gamma Pada Saat LOS Awal ($\gamma_M = 50$ deg) dan Saat LOS Akhir ($\gamma_M = \theta_f$)

Gambar 5.10 di bawah ini menunjukkan lintasan misil $\gamma_M(t)$ yang diarahkan menuju LOS akhir dengan sudut LOS akhir θ_f sebesar 33.3585° yang bergerak dari lintasan awalnya dengan arah terbang misil mula-mula sebesar 50° . Sudut θ_f awal yang telah dihitung dari hasil perhitungan numerik t_f mula-mula yaitu sebesar 47.347° digunakan sebagai sudut belok misil menuju LOS akhir.



Gambar 5.10 Tampilan Grafik Lintasan Misil Saat Diarahkan Dari LOS Awal ($\gamma_M = 50$ deg) menuju LOS Akhir ($\gamma_M = \theta_f$)

Dari gambar tersebut juga dapat dilihat bahwa terdapat *missiles heading error* yang terjadi dikarenakan terdapat selisih antara sudut lintasan misil yang sebenarnya $\gamma_M(t)$ dengan sudut LOS misil θ_f yang diinginkan. *Missile heading error* tersebut dapat diperkecil dengan menentukan jarak tempuh R sekecil mungkin.

Grafik tersebut dikerjakan dengan Matlab dan disimpan dengan nama M-file LOS.m. Perhitungan untuk *missile heading error* dikerjakan dengan Matlab dan hasilnya disajikan dalam bentuk tabel 5.8 pada lampiran 1.

5.3 Penentuan Nilai Percepatan Lateral Misil (*Command Acceleration u_M*) .

Karena t_f dan sudut lintas akhir θ_f telah diperoleh, maka dengan menggunakan persamaan (4.21) *command* untuk percepatan lateral misil u_M dapat diperoleh dengan perhitungan sebagai berikut:

$$u_M(t(n+1)) = V_M \frac{\theta_f t(n+1) - \gamma_M(t(n))}{t(n+1) - t(n)}$$

$\theta_f t(n+1)$ dan $\gamma_M(t(n))$ dalam besaran radian.

$$\begin{aligned} u_M(t_f) &= 600 \cdot \frac{\left[\frac{33.3585 - 32.9664}{180} \right] \cdot 3,14}{0.01} \\ &= 600 \cdot \frac{\left[\frac{0.3921}{180} \right] \cdot 3,14}{0.01} \\ &= 600 \cdot \frac{6.8399 \cdot 10^{-3}}{0.01} \\ &= 410.398 \text{ } ms^{-2} \end{aligned}$$

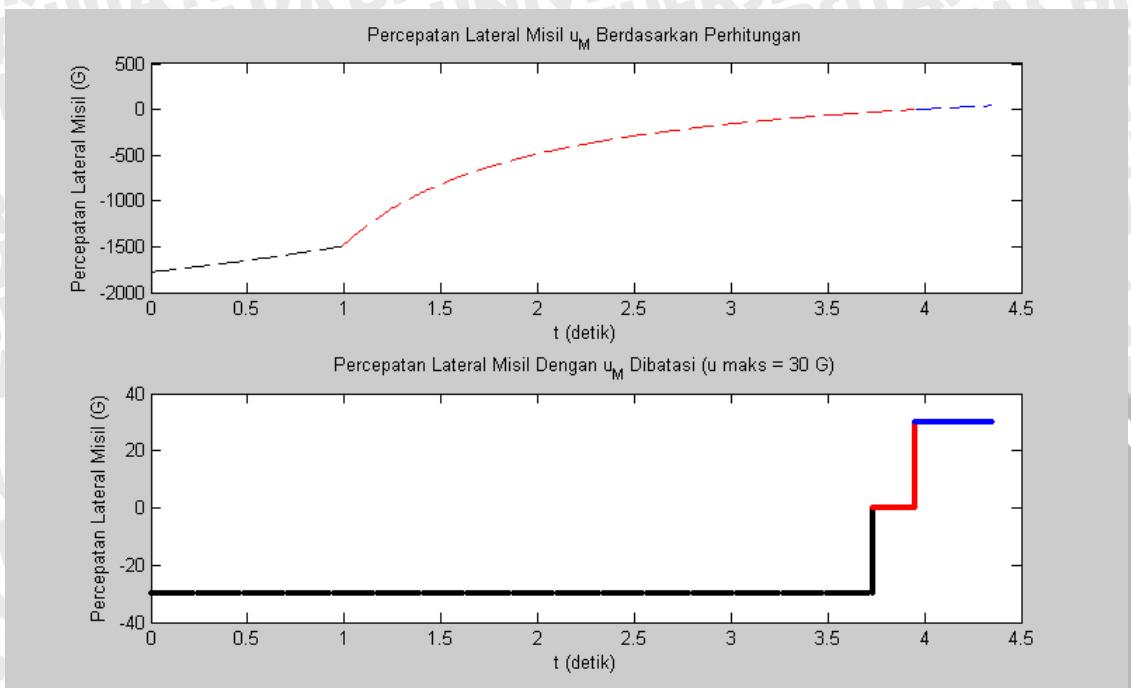
Dalam satuan G ($1G = 9,81 \text{ } ms^{-2}$), percepatan lateral misil u_M dapat dituliskan kembali sebagai berikut :

$$\begin{aligned} u_M(t_f) &= \frac{410.398}{9,81} \\ &= 41.835 \text{ } G \end{aligned}$$

Karena nilai percepatan lateral misil dibatasi menjadi 30 G, maka hasil percepatan lateral misil di atas juga menjadi 30 G. Perhitungan detail mengenai percepatan lateral misil u_M dikerjakan dengan Matlab dan disimpan dengan nama M-file lateral.m. Hasil perhitungan disajikan dalam bentuk tabel 5.8 pada lampiran 1.



Grafik perhitungan percepatan lateral misil u_M dapat dilihat pada gambar 5.11 sebagai berikut :



Gambar 5.11 Tampilan Grafik Percepatan Lateral Misil
(*Lateral Acceleration Command (u_M)*)

UNIVERSITAS BRAWIJAYA

LAMPIRAN I



Tabel 5.3 Data 1
Keluaran Program data35_4_50.m

Waktu t (detik)	Waktu Tempuh R LOS Awal t_R_LoS (detik)	Waktu Tempuh R t_R (detik)	Waktu Total t_tot_LoS (detik)	Waktu Total t_tot (detik)	gamma_T (degree)	gamma_TLOS (degree)	theta_t theta
3.5000	1.7150	0.9039	5.2150	4.4039	35.7488	42.7107	-22.6433
3.5102	1.7066	0.8918	5.2168	4.4020	35.7327	42.7255	-22.8317
3.5204	1.6982	0.8798	5.2186	4.4002	35.7162	42.7404	-23.0222
3.5306	1.6898	0.8676	5.2204	4.3982	35.6994	42.7555	-23.2142
3.5408	1.6814	0.8555	5.2222	4.3963	35.6822	42.7707	-23.4083
3.5510	1.6730	0.8432	5.2240	4.3943	35.6647	42.7861	-23.6044
3.5612	1.6646	0.8310	5.2259	4.3922	35.6467	42.8017	-23.8024
3.5714	1.6563	0.8187	5.2277	4.3901	35.6284	42.8174	-24.0024
3.5816	1.6480	0.8063	5.2296	4.3880	35.6098	42.8333	-24.2044
3.5918	1.6397	0.7940	5.2316	4.3858	35.5908	42.8494	-24.4085
3.6020	1.6315	0.7816	5.2335	4.3836	35.5716	42.8656	-24.6146
3.6122	1.6232	0.7691	5.2355	4.3814	35.552	42.8821	-24.8229
3.6224	1.6150	0.7566	5.2374	4.3791	35.5321	42.8987	-25.0333
3.6327	1.6068	0.7441	5.2394	4.3768	35.5119	42.9155	-25.2458
3.6429	1.5986	0.7316	5.2415	4.3744	35.4915	42.9324	-25.4605
3.6531	1.5905	0.7190	5.2435	4.3721	35.4709	42.9496	-25.6774
3.6633	1.5823	0.7064	5.2456	4.3697	35.4501	42.9669	-25.8965
3.6735	1.5742	0.6938	5.2477	4.3673	35.4292	42.9845	-26.1179
3.6837	1.5661	0.6812	5.2498	4.3649	35.4081	43.0022	-26.3416
3.6939	1.5581	0.6686	5.2519	4.3625	35.3871	43.0202	-26.5676
3.7041	1.5500	0.6560	5.2541	4.3601	35.366	43.0383	-26.7959
3.7143	1.5420	0.6434	5.2563	4.3577	35.3449	43.0567	-27.0267
3.7245	1.5340	0.6308	5.2585	4.3553	35.3241	43.0752	-27.2598
3.7347	1.5261	0.6182	5.2608	4.3529	35.3034	43.0940	-27.4954
3.7449	1.5181	0.6057	5.2630	4.3506	35.283	43.1130	-27.7334
3.7551	1.5102	0.5932	5.2653	4.3483	35.263	43.1322	-27.9739

Tabel 5.3 Data 1 (Lanjutan)
Keluaran Program data35_4_50.m

Waktu t (detik)	Waktu R LOS Awal t_R_Los (detik)	Waktu Tempuh R t_R (detik)	Waktu Total t_tot_LOS (detik)	Waktu Total t_tot (detik)	gamma_T (degree)	gamma_TLOS (degree)	theta_t theta (degree)
3.7653	1.5023	0.5808	5.2676	4.3461	35.2435	43.1516	-28.217
3.7755	1.4945	0.5684	5.2676	4.3439	35.2247	43.1712	-28.4626
3.7959	1.4867	0.5440	5.2700	4.3399	35.2066	43.1911	-28.9617
3.8061	1.4789	0.5320	5.2724	4.3381	35.1895	43.2112	-29.2151
3.8163	1.4711	0.5201	5.2748	4.3364	35.1735	43.2316	-29.4713
3.8265	1.4633	0.5083	5.2772	4.3349	35.1587	43.2522	-29.7302
3.8367	1.4556	0.4968	5.2797	4.3336	35.1455	43.2730	-29.9919
3.8469	1.4480	0.4855	5.2822	4.3325	35.134	43.2941	-30.2563
3.8571	1.4403	0.4745	5.2847	4.3317	35.1246	43.3154	-30.5235
3.8673	1.4327	0.4638	5.2872	4.3312	35.1174	43.3370	-30.7936
3.8776	1.4251	0.4534	5.2898	4.3310	35.1129	43.3588	-31.0666
3.8878	1.4175	0.4434	5.2924	4.3312	35.1114	43.3809	-31.3425
3.8980	1.4100	0.4339	5.2951	4.3318	35.1133	43.4033	-31.6214
3.9082	1.4025	0.4248	5.2978	4.3330	35.1189	43.4260	-31.9033
3.9184	1.3951	0.4163	5.3005	4.3347	35.1289	43.4489	-32.1881
3.9286	1.3876	0.4084	5.3032	4.3370	35.1436	43.4721	-32.4761
3.9388	1.3803	0.4011	5.3060	4.3399	35.1636	43.4956	-32.7671
3.9490	1.3729	0.3946	5.3088	4.3436	35.1895	43.5193	-33.0612
3.9592	1.3656	0.3889	5.3117	4.3481	35.2218	43.5434	-33.3585
3.9694	1.3583	0.3841	5.3146	4.3534	35.261	43.5678	-33.6591
3.9796	1.3511	0.3801	5.3175	4.3597	35.3079	43.5925	-33.9628
3.9898	1.3439	0.3772	5.3204	4.3670	35.3629	43.6174	-34.2698
4.0000	1.3367	0.3754	5.3234	4.3754	35.4267	43.6427	-34.5801

Tabel 5.4 Data 2
Keluaran Program data35_4_50.m

Waktu <i>t</i> (detik)	X _T (.10 ³ meter)	Y _T (.10 ³ meter)	X _M (.10 ³ meter)	Y _M (.10 ³ meter)	X _{MF} (.10 ³ meter)	Y _{MF} (.10 ³ meter)
3.5000	2.3000	1.2124	1.3503	1.6086	1.9381	0.8085
3.5102	2.2980	1.2160	1.3542	1.6133	1.9411	0.8172
3.5204	2.2959	1.2195	1.3582	1.6180	1.9440	0.8261
3.5306	2.2939	1.2230	1.3621	1.6227	1.9469	0.8350
3.5408	2.2918	1.2266	1.3660	1.6274	1.9496	0.8440
3.5510	2.2898	1.2301	1.3700	1.6320	1.9523	0.8531
3.5612	2.2878	1.2336	1.3739	1.6367	1.9550	0.8624
3.5714	2.2857	1.2372	1.3779	1.6414	1.9576	0.8717
3.5816	2.2837	1.2407	1.3818	1.6461	1.9601	0.8811
3.5918	2.2816	1.2442	1.3857	1.6508	1.9625	0.8906
3.6020	2.2796	1.2478	1.3897	1.6555	1.9648	0.9002
3.6122	2.2776	1.2513	1.3936	1.6602	1.9671	0.9099
3.6224	2.2755	1.2549	1.3975	1.6649	1.9693	0.9197
3.6327	2.2735	1.2584	1.4015	1.6696	1.9714	0.9296
3.6429	2.2714	1.2619	1.4054	1.6743	1.9734	0.9396
3.6531	2.2694	1.2655	1.4094	1.6789	1.9754	0.9497
3.6633	2.2673	1.2690	1.4133	1.6836	1.9772	0.9600
3.6735	2.2653	1.2725	1.4172	1.6883	1.9790	0.9703
3.6837	2.2633	1.2761	1.4212	1.6930	1.9807	0.9807
3.6939	2.2612	1.2796	1.4251	1.6977	1.9823	0.9913
3.7041	2.2592	1.2831	1.4290	1.7024	1.9838	1.0019
3.7143	2.2571	1.2867	1.4330	1.7071	1.9852	1.0127
3.7245	2.2551	1.2902	1.4369	1.7118	1.9865	1.0235
3.7347	2.2531	1.2937	1.4408	1.7165	1.9877	1.0345
3.7449	2.2510	1.2973	1.4448	1.7212	1.9888	1.0456
3.7551	2.2490	1.3008	1.4487	1.7258	1.9898	1.0568
3.7653	2.2469	1.3043	1.4527	1.7305	1.9907	1.0682

Tabel 5.4 Data 2 (Lanjutan)
Keluaran Program data35_4_50.m

Waktu <i>t</i> (detik)	X _T (.10 ³ meter)	Y _T (.10 ³ meter)	X _M (.10 ³ meter)	Y _M (.10 ³ meter)	X _{MF} (.10 ³ meter)	Y _{MF} (.10 ³ meter)
3.7857	2.2429	1.3114	1.4605	1.7399	1.9922	1.0912
3.7959	2.2408	1.3149	1.4645	1.7446	1.9927	1.1028
3.8061	2.2388	1.3185	1.4684	1.7493	1.9932	1.1146
3.8163	2.2367	1.3220	1.4723	1.7540	1.9935	1.1266
3.8265	2.2347	1.3255	1.4763	1.7587	1.9937	1.1386
3.8367	2.2327	1.3291	1.4802	1.7634	1.9938	1.1507
3.8469	2.2306	1.3326	1.4841	1.7681	1.9937	1.1630
3.8571	2.2286	1.3362	1.4881	1.7727	1.9936	1.1754
3.8673	2.2265	1.3397	1.4920	1.7774	1.9933	1.1879
3.8776	2.2245	1.3432	1.4960	1.7821	1.9928	1.2006
3.8878	2.2224	1.3468	1.4999	1.7868	1.9923	1.2133
3.8980	2.2204	1.3503	1.5038	1.7915	1.9915	1.2262
3.9082	2.2184	1.3538	1.5078	1.7962	1.9907	1.2392
3.9184	2.2163	1.3574	1.5117	1.8009	1.9897	1.2524
3.9286	2.2143	1.3609	1.5156	1.8056	1.9885	1.2657
3.9388	2.2122	1.3644	1.5196	1.8103	1.9872	1.2791
3.9490	2.2102	1.3680	1.5235	1.8150	1.9858	1.2926
3.9592	2.2082	1.3715	1.5275	1.8196	1.9841	1.3062
3.9694	2.2061	1.3750	1.5314	1.8243	1.9824	1.3200
3.9796	2.2041	1.3786	1.5353	1.8290	1.9804	1.3339
3.9898	2.2020	1.3821	1.5393	1.8337	1.9783	1.3480
4.0000	2.2000	1.3856	1.5432	1.8384	1.9760	1.3621



Tabel 5.5 Data 2
Keluaran Program data35_4_50.m

Waktu Total t_{tot} (detik)	X_{Tt_tot} (.10 ³ meter)	Y_{Tt_tot} (.10 ³ meter)	X_{Mt_tot} (.10 ³ meter)	Y_{Mt_tot} (.10 ³ meter)
4.4039	2.1192	1.5256	2.4387	1.0173
4.4020	2.1196	1.5249	2.4343	1.0249
4.4002	2.1200	1.5243	2.4298	1.0325
4.3982	2.1204	1.5236	2.4253	1.0402
4.3963	2.1207	1.5229	2.4207	1.0479
4.3943	2.1211	1.5222	2.4160	1.0557
4.3922	2.1216	1.5215	2.4112	1.0636
4.3901	2.1220	1.5208	2.4063	1.0715
4.3880	2.1224	1.5200	2.4013	1.0794
4.3858	2.1228	1.5193	2.3963	1.0874
4.3836	2.1233	1.5185	2.3912	1.0955
4.3814	2.1237	1.5177	2.3859	1.1036
4.3791	2.1242	1.5170	2.3806	1.1118
4.3768	2.1246	1.5162	2.3752	1.1200
4.3744	2.1251	1.5154	2.3698	1.1283
4.3721	2.1256	1.5145	2.3642	1.1367
4.3697	2.1261	1.5137	2.3586	1.1451
4.3673	2.1265	1.5129	2.3528	1.1535
4.3649	2.1270	1.5120	2.3470	1.1621
4.3625	2.1275	1.5112	2.3411	1.1707
4.3601	2.1280	1.5104	2.3351	1.1794
4.3577	2.1285	1.5095	2.3291	1.1881
4.3553	2.1289	1.5087	2.3230	1.1969
4.3529	2.1294	1.5079	2.3168	1.2058
4.3506	2.1299	1.5071	2.3105	1.2148
4.3483	2.1303	1.5063	2.3042	1.2238
4.3461	2.1308	1.5055	2.2978	1.2329



Tabel 5.5 Data 2 (Lanjutan)
Keluaran Program data35_4_50.m

Waktu Total <i>t_tot</i> (detik)	X _{T_{l_tot}} (.10 ³ meter)	Y _{T_{l_tot}} (.10 ³ meter)	X _{M_{l_tot}} (.10 ³ meter)	Y _{M_{l_tot}} (.10 ³ meter)
4.3419	2.1316	1.5041	2.2848	1.2515
4.3399	2.1320	1.5034	2.2783	1.2609
4.3381	2.1324	1.5028	2.2717	1.2704
4.3364	2.1327	1.5022	2.2652	1.2801
4.3349	2.1330	1.5016	2.2586	1.2898
4.3336	2.1333	1.5012	2.2520	1.2998
4.3325	2.1335	1.5008	2.2454	1.3098
4.3317	2.1337	1.5005	2.2388	1.3200
4.3312	2.1338	1.5004	2.2323	1.3304
4.3310	2.1338	1.5003	2.2259	1.3410
4.3312	2.1338	1.5004	2.2195	1.3517
4.3318	2.1336	1.5006	2.2132	1.3627
4.3330	2.1334	1.5010	2.2071	1.3740
4.3347	2.1331	1.5016	2.2011	1.3854
4.3370	2.1326	1.5024	2.1952	1.3972
4.3399	2.1320	1.5034	2.1896	1.4093
4.3436	2.1313	1.5047	2.1842	1.4218
4.3481	2.1304	1.5062	2.1790	1.4345
4.3534	2.1293	1.5081	2.1742	1.4477
4.3597	2.1281	1.5103	2.1696	1.4614
4.3670	2.1266	1.5128	2.1653	1.4754
4.3754	2.1249	1.5157	2.1614	1.4900

Tabel 5.6 Data 3
Keluaran Program data35_4_50.m

$\gamma_M = 50^\circ$	$\gamma_M = \theta_T$	$\Delta X (Y_M = \theta_T)$ (meter)	$\Delta Y (Y_M = \theta_T)$ (meter)	R (meter)
949.7000	396.1644	1.0290	361.8691	403.9502
943.7224	397.3194	1.0240	356.8547	398.7401
937.7449	398.4744	1.0189	351.9040	393.4382
931.7673	399.6294	1.0139	347.0182	388.0436
925.7898	400.7844	1.0088	342.1988	382.5554
919.8122	401.9394	1.0038	337.4472	376.9725
913.8347	403.0944	0.9988	332.7648	371.2940
907.8571	404.2494	0.9938	328.1532	365.5190
901.8796	405.4044	0.9888	323.6139	359.6464
895.9020	406.5594	0.9838	319.1485	353.6755
889.9245	407.7144	0.9789	314.7585	347.6051
883.9469	408.8694	0.9739	310.4456	341.4343
877.9694	410.0244	0.9690	306.2114	335.1621
871.9918	411.1794	0.9641	302.0578	328.7876
866.0143	412.3344	0.9592	297.9863	322.3099
860.0367	413.4894	0.9543	293.9987	315.7278
854.0592	414.6444	0.9494	290.0970	309.0406
848.0816	415.7994	0.9445	286.2830	302.2471
842.1041	416.9544	0.9397	282.5585	295.3465
836.1265	418.1094	0.9348	278.9255	288.3379
830.1490	419.2644	0.9300	275.3860	281.2201
824.1714	420.4194	0.9252	271.9421	273.9924
818.1939	421.5744	0.9204	268.5957	266.6537
812.2163	422.7294	0.9156	265.3490	259.2032
806.2388	423.8844	0.9109	262.2042	251.6398
800.2612	425.0394	0.9061	259.1634	243.9628

Tabel 5.6 Data 3 (Lanjutan)
Keluaran Program data35_4_50.m

$\gamma_M = 50^\circ$				$\gamma_M = \theta_T$	
ΔX_{MT} (meter)	ΔY_{MT} (meter)	R_{MT} (10^3 meter)	$\Delta X (\gamma_M = \theta_T)$ (meter)	$\Delta Y (\gamma_M = \theta_T)$ (meter)	R (meter)
794.2837	426.1944	0.9014	256.2290	236.1711	348.4682
776.3510	429.6594	0.8873	248.0867	212.0995	326.3943
770.3735	430.8144	0.8827	245.6010	203.8406	319.1721
764.3959	431.9694	0.8780	243.2336	195.4627	312.0388
758.4184	433.1244	0.8734	240.9869	186.9650	305.0092
752.4408	434.2794	0.8688	238.8637	178.3467	298.0997
746.4633	435.4344	0.8642	236.8666	169.6071	291.3286
740.4857	436.5894	0.8596	234.9982	160.7454	284.7161
734.5082	437.7444	0.8551	233.2613	151.7608	278.2844
728.5306	438.8994	0.8505	231.6588	142.6527	272.0580
722.5531	440.0544	0.8460	230.1934	133.4203	266.0639
716.5755	441.2094	0.8415	228.8681	124.0630	260.3310
710.5980	442.3644	0.8370	227.6859	114.5802	254.8911
704.6204	443.5194	0.8326	226.6497	104.9713	249.7780
698.6429	444.6744	0.8282	225.7627	95.2358	245.0278
692.6653	445.8294	0.8237	225.0279	85.3730	240.6784
686.6878	446.9844	0.8194	224.4486	75.3826	236.7693
680.7102	448.1394	0.8150	224.0280	65.2641	233.3409
674.7327	449.2944	0.8106	223.7694	55.0171	230.4336
668.7551	450.4494	0.8063	223.6762	44.6413	228.0874
662.7776	451.6044	0.8020	223.7517	34.1363	226.3407
656.8000	452.7594	0.7977	223.9995	23.5019	225.2290



Tabel 5.7 Data 4
Keluaran Program data35_4_50.m

Waktu Total t_{tot} (detik)	ΔY (meter)	ΔX (meter)	ΔY_{LOS} ($.10^3$ meter)	ΔX_{LOS} ($.10^3$ meter)	Δgamma (degree)	Δgamma LOS (degree)
4.4039	508.2719	319.4382	4.2035	54.2992	13.1054	-7.2893
4.4020	500.0488	314.6942	4.2049	55.3298	12.901	-7.2745
4.4002	491.7593	309.8605	4.2064	56.3714	12.6942	-7.2596
4.3982	483.4031	304.9362	4.2078	57.424	12.4852	-7.2445
4.3963	474.9800	299.9206	4.2093	58.4879	12.2739	-7.2293
4.3943	466.4898	294.8130	4.2107	59.5632	12.0603	-7.2139
4.3922	457.9324	289.6128	4.2122	60.6501	11.8443	-7.1983
4.3901	449.3076	284.3195	4.2138	61.7487	11.6261	-7.1826
4.3880	440.6153	278.9329	4.2153	62.8593	11.4054	-7.1667
4.3858	431.8553	273.4526	4.2168	63.982	11.1823	-7.1506
4.3836	423.0276	267.8787	4.2184	65.1171	10.9569	-7.1344
4.3814	414.1321	262.2115	4.22	66.2646	10.7291	-7.1179
4.3791	405.1688	256.4511	4.2216	67.4248	10.4988	-7.1013
4.3768	396.1376	250.5983	4.2232	68.5979	10.2661	-7.0845
4.3744	387.0387	244.6538	4.2248	69.784	10.031	-7.0676
4.3721	377.8720	238.6189	4.2265	70.9835	9.7935	-7.0504
4.3697	368.6376	232.4949	4.2281	72.1964	9.5536	-7.0331
4.3673	359.3355	226.2836	4.2298	73.423	9.3113	-7.0155
4.3649	349.9660	219.9873	4.2315	74.6635	9.0666	-6.9978
4.3625	340.5291	213.6085	4.2333	75.9182	8.8195	-6.9798
4.3601	331.0249	207.1503	4.235	77.1872	8.57	-6.9617
4.3577	321.4538	200.6164	4.2368	78.4708	8.3183	-6.9433
4.3553	311.8158	194.0111	4.2386	79.7691	8.0643	-6.9248
4.3529	302.1111	187.3392	4.2404	81.0825	7.808	-6.906
4.3506	292.34	180.6063	4.2422	82.4112	7.5496	-6.887

Tabel 5.7 Data 4 (Lanjutan)
Keluaran Program data35_4_50.m

Waktu Total t_{tot} (detik)	ΔY (meter)	ΔX (meter)	ΔY_LOS (10^3 meter)	ΔX_LOS (10^3 meter)	Δgamma (degree)	Δgamma LOS (degree)
4.3483	282.5027	173.8189	4.244	83.7554	7.2891	-6.8678
4.3461	272.5994	166.9845	4.2459	85.1153	7.0266	-6.8484
4.3439	262.6303	160.1113	4.2478	86.4912	6.7621	-6.8288
4.3419	252.5955	153.2089	4.2497	87.8834	6.4958	-6.8089
4.3399	242.4954	146.2881	4.2517	89.2921	6.2279	-6.7888
4.3381	232.3299	139.3609	4.2536	90.7176	5.9583	-6.7684
4.3364	222.0991	132.441	4.2556	92.1601	5.6874	-6.7478
4.3349	211.803	125.5437	4.2576	93.6199	5.4153	-6.727
4.3336	201.4415	118.6859	4.2597	95.0973	5.1422	-6.7059
4.3325	191.0144	111.8868	4.2617	96.5926	4.8683	-6.6846
4.3317	180.5212	105.1674	4.2638	98.1061	4.5939	-6.663
4.3312	169.9614	98.551	4.2659	99.638	4.3193	-6.6412
4.331	159.3341	92.0634	4.268	101.1886	4.0447	-6.6191
4.3312	148.6383	85.7325	4.2702	102.7583	3.7707	-6.5967
4.3318	137.8726	79.5889	4.2724	104.3474	3.4975	-6.574
4.333	127.0351	73.6655	4.2746	105.9561	3.2256	-6.5511
4.3347	116.1237	67.9977	4.2768	107.5848	2.9555	-6.5279
4.3337	105.1356	62.6226	4.2791	109.2338	2.6876	-6.5044
4.3399	94.0675	57.5794	4.2814	110.9035	2.4224	-6.4807
4.3436	82.9155	52.908	4.2837	112.5941	2.1605	-6.4566
4.3481	71.6748	48.6493	4.2861	114.306	1.9025	-6.4322
4.3534	60.3402	44.8433	4.2885	116.0396	1.6488	-6.4075
4.3597	48.9056	41.5288	4.2909	117.7952	1.4001	-6.3826
4.367	37.3639	38.7421	4.2933	119.5731	1.1569	-6.3573
4.3754	25.7075	36.5155	4.2958	121.3737	0.9196	-6.3317

Tabel 5.8 Data Perhitungan
Keluaran Program lateral.m

Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G	Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G
0	50	-0.2904	-1.7764	-30	0.27	49.3837	-0.2793	-1.7107	-30
0.01	49.9783	-0.2901	-1.7741	-30	0.28	49.3596	-0.2788	-1.7081	-30
0.02	49.9566	-0.2897	-1.7718	-30	0.29	49.3353	-0.2784	-1.7055	-30
0.03	49.9347	-0.2893	-1.7695	-30	0.31	49.2866	-0.2776	-1.7003	-30
0.04	49.9128	-0.2889	-1.7671	-30	0.32	49.262	-0.2771	-1.6977	-30
0.05	49.8908	-0.2885	-1.7648	-30	0.33	49.2374	-0.2767	-1.695	-30
0.06	49.8687	-0.2882	-1.7624	-30	0.34	49.2126	-0.2763	-1.6924	-30
0.07	49.8465	-0.2878	-1.7601	-30	0.35	49.1878	-0.2758	-1.6897	-30
0.08	49.8243	-0.2874	-1.7577	-30	0.36	49.1628	-0.2754	-1.6871	-30
0.09	49.8019	-0.287	-1.7553	-30	0.37	49.1377	-0.275	-1.6844	-30
0.1	49.7795	-0.2866	-1.7529	-30	0.38	49.1126	-0.2745	-1.6817	-30
0.11	49.7569	-0.2862	-1.7505	-30	0.39	49.0873	-0.2741	-1.679	-30
0.12	49.7343	-0.2858	-1.7481	-30	0.4	49.0619	-0.2736	-1.6763	-30
0.13	49.7116	-0.2854	-1.7457	-30	0.41	49.0364	-0.2732	-1.6736	-30
0.14	49.6888	-0.285	-1.7432	-30	0.42	49.0108	-0.2727	-1.6709	-30
0.15	49.6659	-0.2846	-1.7408	-30	0.43	48.9851	-0.2723	-1.6681	-30
0.16	49.6429	-0.2842	-1.7383	-30	0.44	48.9593	-0.2718	-1.6654	-30
0.17	49.6198	-0.2838	-1.7359	-30	0.45	48.9334	-0.2714	-1.6626	-30
0.18	49.5966	-0.2834	-1.7334	-30	0.46	48.9074	-0.2709	-1.6598	-30
0.19	49.5733	-0.283	-1.7309	-30	0.47	48.8812	-0.2705	-1.657	-30
0.2	49.55	-0.2826	-1.7284	-30	0.48	48.8549	-0.27	-1.6542	-30
0.21	49.5265	-0.2822	-1.7259	-30	0.49	48.8286	-0.2695	-1.6514	-30
0.22	49.503	-0.2818	-1.7234	-30	0.5	48.8021	-0.2691	-1.6486	-30
0.23	49.4793	-0.2814	-1.7209	-30	0.51	48.7755	-0.2686	-1.6457	-30
0.24	49.4556	-0.2809	-1.7183	-30	0.52	48.7488	-0.2681	-1.6429	-30
0.25	49.4317	-0.2805	-1.7158	-30	0.53	48.7219	-0.2677	-1.64	-30
0.26	49.4078	-0.2801	-1.7132	-30	0.54	48.695	-0.2793	-1.6371	-30

Tabel 5.8 Data Perhitungan (Lanjutan)
Keluaran Program lateral.m

Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G	Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G
0.55	48.6679	-0.2672	-1.6343	-30	0.83	47.8593	-0.2531	-1.5479	-30
0.56	48.6408	-0.2667	-1.6313	-30	0.84	47.8284	-0.2525	-1.5446	-30
0.57	48.6135	-0.2662	-1.6284	-30	0.85	47.7975	-0.252	-1.5413	-30
0.58	48.586	-0.2658	-1.6255	-30	0.86	47.7664	-0.2515	-1.538	-30
0.59	48.5585	-0.2653	-1.6226	-30	0.87	47.7351	-0.2509	-1.5347	-30
0.6	48.5308	-0.2648	-1.6196	-30	0.88	47.7037	-0.2504	-1.5313	-30
0.61	48.503	-0.2643	-1.6166	-30	0.89	47.6722	-0.2498	-1.528	-30
0.62	48.4751	-0.2638	-1.6137	-30	0.9	47.6405	-0.2493	-1.5246	-30
0.63	48.4471	-0.2633	-1.6107	-30	0.91	47.6086	-0.2487	-1.5212	-30
0.64	48.419	-0.2629	-1.6077	-30	0.92	47.5766	-0.2482	-1.5178	-30
0.65	48.3907	-0.2624	-1.6047	-30	0.93	47.5445	-0.2476	-1.5143	-30
0.66	48.3623	-0.2619	-1.6016	-30	0.94	47.5122	-0.247	-1.5109	-30
0.67	48.3337	-0.2614	-1.5986	-30	0.95	47.4797	-0.2465	-1.5074	-30
0.68	48.3051	-0.2609	-1.5955	-30	0.96	47.4471	-0.2459	-1.5039	-30
0.69	48.2763	-0.2604	-1.5924	-30	0.97	47.4144	-0.2453	-1.5004	-30
0.7	48.2474	-0.2599	-1.5894	-30	0.98	47.3815	-0.2447	-1.4969	-30
0.71	48.2183	-0.2594	-1.5863	-30	0.99	47.3484	-0.2442	-1.4934	-30
0.72	48.1891	-0.2588	-1.5831	-30	1.00	47.1631	-0.2409	-1.4736	-30
0.73	48.1598	-0.2583	-1.58	-30	1.01	46.9813	-0.2378	-1.4542	-30
0.74	48.1304	-0.2578	-1.5769	-30	1.02	46.8029	-0.2346	-1.4352	-30
0.75	48.1008	-0.2573	-1.5737	-30	1.03	46.6279	-0.2316	-1.4165	-30
0.76	48.0711	-0.2568	-1.5705	-30	1.04	46.4562	-0.2286	-1.3982	-30
0.77	48.0413	-0.2563	-1.5674	-30	1.05	46.2876	-0.2257	-1.3802	-30
0.78	48.0113	-0.2557	-1.5642	-30	1.06	46.1221	-0.2228	-1.3625	-30
0.79	47.9811	-0.2552	-1.5609	-30	1.07	45.9597	-0.2199	-1.3451	-30
0.8	47.9509	-0.2547	-1.5577	-30	1.08	45.8001	-0.2171	-1.3281	-30
0.81	47.9205	-0.2542	-1.5545	-30	1.09	45.6434	-0.2144	-1.3114	-30
0.82	47.89	-0.2536	-1.5512	-30	1.10	45.4895	-0.2117	-1.295	-30

Tabel 5.8 Data Perhitungan (Lanjutan)
Keluaran Program lateral.m

Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G	Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G
1.111	45.3383	-0.2091	-1.2788	-30	1.391	41.976	-0.1504	-0.9199	-30
1.121	45.1898	-0.2065	-1.263	-30	1.401	41.8805	-0.1487	-0.9097	-30
1.131	45.0438	-0.2039	-1.2474	-30	1.411	41.7865	-0.1471	-0.8997	-30
1.141	44.9003	-0.2014	-1.2321	-30	1.421	41.6937	-0.1455	-0.8898	-30
1.151	44.7593	-0.199	-1.217	-30	1.431	41.6022	-0.1439	-0.88	-30
1.161	44.6207	-0.1966	-1.2022	-30	1.441	41.512	-0.1423	-0.8704	-30
1.171	44.4843	-0.1942	-1.1877	-30	1.451	41.4231	-0.1408	-0.8609	-30
1.181	44.3503	-0.1918	-1.1734	-30	1.461	41.3353	-0.1392	-0.8515	-30
1.191	44.2185	-0.1895	-1.1593	-30	1.471	41.2488	-0.1377	-0.8423	-30
1.201	44.0888	-0.1873	-1.1454	-30	1.481	41.1634	-0.1362	-0.8332	-30
1.211	43.9612	-0.1851	-1.1318	-30	1.491	41.0792	-0.1348	-0.8242	-30
1.221	43.8358	-0.1829	-1.1184	-30	1.501	40.9961	-0.1333	-0.8153	-30
1.231	43.7123	-0.1807	-1.1052	-30	1.511	40.914	-0.1319	-0.8065	-30
1.241	43.5908	-0.1786	-1.0923	-30	1.521	40.8331	-0.1305	-0.7979	-30
1.251	43.4712	-0.1765	-1.0795	-30	1.531	40.7532	-0.1291	-0.7894	-30
1.261	43.3534	-0.1744	-1.0669	-30	1.541	40.6744	-0.1277	-0.781	-30
1.271	43.2376	-0.1724	-1.0546	-30	1.551	40.5966	-0.1263	-0.7726	-30
1.281	43.1235	-0.1704	-1.0424	-30	1.561	40.5197	-0.125	-0.7644	-30
1.291	43.0111	-0.1685	-1.0304	-30	1.571	40.4439	-0.1237	-0.7564	-30
1.301	42.9005	-0.1665	-1.0186	-30	1.581	40.369	-0.1224	-0.7484	-30
1.311	42.7915	-0.1646	-1.007	-30	1.591	40.2951	-0.1211	-0.7405	-30
1.321	42.6842	-0.1628	-0.9955	-30	1.601	40.2221	-0.1198	-0.7327	-30
1.331	42.5785	-0.1609	-0.9842	-30	1.611	40.15	-0.1185	-0.725	-30
1.341	42.4744	-0.1591	-0.9731	-30	1.621	40.0788	-0.1173	-0.7174	-30
1.351	42.3718	-0.1573	-0.9621	-30	1.631	40.0084	-0.1161	-0.7099	-30
1.361	42.2706	-0.1555	-0.9514	-30	1.641	39.939	-0.1149	-0.7025	-30
1.371	42.171	-0.1538	-0.9407	-30	1.651	39.8703	-0.1137	-0.6951	-30
1.381	42.0728	-0.1521	-0.9302	-30	1.661	39.8025	-0.1125	-0.6879	-30

Tabel 5.8 Data Perhitungan (Lanjutan)
Keluaran Program lateral.m

Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G	Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G
1.671	39.7355	-0.1113	-0.6807	-30	1.951	38.1403	-0.0835	-0.5104	-30
1.681	39.6694	-0.1101	-0.6737	-30	1.961	38.0918	-0.0826	-0.5053	-30
1.691	39.604	-0.109	-0.6667	-30	1.971	38.0438	-0.0818	-0.5001	-30
1.701	39.5393	-0.1079	-0.6598	-30	1.981	37.9963	-0.0809	-0.4951	-30
1.711	39.4755	-0.1068	-0.653	-30	1.991	37.9493	-0.0801	-0.4901	-30
1.721	39.4124	-0.1057	-0.6462	-30	2.001	37.9027	-0.0793	-0.4851	-30
1.731	39.35	-0.1046	-0.6396	-30	2.011	37.8566	-0.0785	-0.4802	-30
1.741	39.2883	-0.1035	-0.633	-30	2.021	37.811	-0.0777	-0.4753	-30
1.751	39.2274	-0.1024	-0.6265	-30	2.031	37.7659	-0.0769	-0.4705	-30
1.761	39.1671	-0.1014	-0.6201	-30	2.041	37.7211	-0.0761	-0.4657	-30
1.771	39.1075	-0.1003	-0.6137	-30	2.051	37.6769	-0.0754	-0.461	-30
1.781	39.0486	-0.0993	-0.6074	-30	2.061	37.633	-0.0746	-0.4563	-30
1.791	38.9904	-0.0983	-0.6012	-30	2.071	37.5896	-0.0738	-0.4517	-30
1.801	38.9328	-0.0973	-0.595	-30	2.081	37.5466	-0.0731	-0.4471	-30
1.811	38.8758	-0.0963	-0.589	-30	2.091	37.504	-0.0724	-0.4425	-30
1.821	38.8195	-0.0953	-0.583	-30	2.101	37.4618	-0.0716	-0.438	-30
1.831	38.7638	-0.0943	-0.577	-30	2.111	37.4201	-0.0709	-0.4336	-30
1.841	38.7087	-0.0934	-0.5711	-30	2.121	37.3787	-0.0702	-0.4291	-30
1.851	38.6542	-0.0924	-0.5653	-30	2.131	37.3377	-0.0695	-0.4248	-30
1.861	38.6003	-0.0915	-0.5596	-30	2.141	37.2971	-0.0687	-0.4204	-30
1.871	38.547	-0.0906	-0.5539	-30	2.151	37.2569	-0.068	-0.4161	-30
1.881	38.4943	-0.0896	-0.5482	-30	2.161	37.2171	-0.0673	-0.4119	-30
1.891	38.4421	-0.0887	-0.5427	-30	2.171	37.1776	-0.0667	-0.4077	-30
1.901	38.3905	-0.0878	-0.5372	-30	2.181	37.1385	-0.066	-0.4035	-30
1.911	38.3394	-0.0869	-0.5317	-30	2.191	37.0997	-0.0653	-0.3994	-30
1.921	38.2888	-0.0861	-0.5263	-30	2.201	37.0614	-0.0646	-0.3953	-30
1.931	38.2388	-0.0852	-0.521	-30	2.211	37.0233	-0.064	-0.3912	-30
1.941	38.1893	-0.0843	-0.5157	-30	2.221	36.9856	-0.0633	-0.3872	-30

Tabel 5.8 Data Perhitungan (Lanjutan)
Keluaran Program lateral.m

Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G	Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G
2.231	36.9483	-0.0627	-0.3832	-30	2.511	36.0245	-0.0465	-0.2846	-30
2.241	36.9113	-0.0622	-0.3793	-30	2.521	35.9954	-0.046	-0.2815	-30
2.251	36.8746	-0.0614	-0.3753	-30	2.531	35.9665	-0.0455	-0.2784	-30
2.261	36.8383	-0.0607	-0.3715	-30	2.541	35.9378	-0.045	-0.2753	-30
2.271	36.8022	-0.0601	-0.3676	-30	2.551	35.9093	-0.0445	-0.2723	-30
2.281	36.7665	-0.0595	-0.3638	-30	2.561	35.8814	-0.044	-0.2693	-30
2.291	36.7311	-0.0589	-0.36	-30	2.571	35.853	-0.0435	-0.2663	-30
2.301	36.696	-0.0583	-0.3563	-30	2.581	35.8252	-0.0431	-0.2633	-30
2.311	36.6613	-0.0576	-0.3526	-30	2.591	35.7977	-0.0426	-0.2604	-30
2.321	36.6268	-0.057	-0.3489	-30	2.601	35.7703	-0.0421	-0.2575	-30
2.331	36.5926	-0.0564	-0.3452	-30	2.611	35.7431	-0.0416	-0.2546	-30
2.341	36.5587	-0.0559	-0.3416	-30	2.621	35.7162	-0.0411	-0.2517	-30
2.351	36.5252	-0.0553	-0.338	-30	2.631	35.6895	-0.0407	-0.2488	-30
2.361	36.4919	-0.0547	-0.3345	-30	2.641	35.6629	-0.0402	-0.246	-30
2.371	36.4588	-0.0541	-0.331	-30	2.651	35.6366	-0.0398	-0.2432	-30
2.381	36.4261	-0.0535	-0.3275	-30	2.661	35.6105	-0.0393	-0.2404	-30
2.391	36.3937	-0.053	-0.324	-30	2.671	35.5845	-0.0389	-0.2376	-30
2.401	36.3615	-0.0524	-0.3206	-30	2.681	35.5588	-0.0384	-0.2349	-30
2.411	36.3296	-0.0519	-0.3172	-30	2.691	35.5333	-0.038	-0.2322	-30
2.421	36.2979	-0.0513	-0.3138	-30	2.701	35.5079	-0.0375	-0.2294	-30
2.431	36.2665	-0.0508	-0.3104	-30	2.711	35.4827	-0.0371	-0.2268	-30
2.441	36.2354	-0.0502	-0.3071	-30	2.721	35.4578	-0.0366	-0.2241	-30
2.451	36.2045	-0.0497	-0.3038	-30	2.731	35.433	-0.0362	-0.2214	-30
2.461	36.1739	-0.0491	-0.3005	-30	2.741	35.4084	-0.0358	-0.2188	-30
2.471	36.1435	-0.0486	-0.2973	-30	2.751	35.3839	-0.0354	-0.2162	-30
2.481	36.1134	-0.0481	-0.2941	-30	2.761	35.3597	-0.0349	-0.2136	-30
2.491	36.0836	-0.0476	-0.2909	-30	2.771	35.3356	-0.0345	-0.2111	-30
2.501	36.0539	-0.047	-0.2877	-30	2.781	35.3117	-0.0341	-0.2085	-30

Tabel 5.8 Data Perhitungan (Lanjutan)
Keluaran Program lateral.m

Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G	Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G
2.791	35.2988	-0.0337	-0.206	-30	3.071	34.6872	-0.0232	-0.1418	-30
2.801	35.2645	-0.0333	-0.2035	-30	3.081	34.6678	-0.0229	-0.1398	-30
2.811	35.2411	-0.0329	-0.201	-30	3.091	34.6485	-0.0225	-0.1377	-30
2.821	35.2179	-0.0325	-0.1985	-30	3.101	34.6293	-0.0222	-0.1357	-30
2.831	35.1948	-0.0322	-0.196	-30	3.111	34.6103	-0.0218	-0.1336	-30
2.841	35.1719	-0.0317	-0.1936	-30	3.121	34.5914	-0.0215	-0.1316	-30
2.851	35.1492	-0.0313	-0.1912	-30	3.131	34.5726	-0.0212	-0.1296	-30
2.861	35.1266	-0.0309	-0.1887	-30	3.141	34.5539	-0.0209	-0.1276	-30
2.871	35.1042	-0.0305	-0.1864	-30	3.151	34.5353	-0.0205	-0.1256	-30
2.881	35.082	-0.0301	-0.184	-30	3.161	34.5169	-0.0202	-0.1237	-30
2.891	35.0599	-0.0297	-0.1816	-30	3.171	34.4986	-0.0199	-0.1217	-30
2.901	35.038	-0.0293	-0.1793	-30	3.181	34.4804	-0.0196	-0.1198	-30
2.911	35.0162	-0.0289	-0.177	-30	3.191	34.4623	-0.0193	-0.1178	-30
2.921	34.9946	-0.0286	-0.1746	-30	3.201	34.4444	-0.019	-0.1159	-30
2.931	34.9731	-0.0282	-0.1724	-30	3.211	34.4265	-0.0186	-0.114	-30
2.941	34.9517	-0.0278	-0.1701	-30	3.221	34.4088	-0.0183	-0.1121	-30
2.951	34.9306	-0.0274	-0.1678	-30	3.231	34.3911	-0.018	-0.1102	-30
2.961	34.9095	-0.0271	-0.1656	-30	3.241	34.3736	-0.0177	-0.1084	-30
2.971	34.8886	-0.0267	-0.1633	-30	3.251	34.3562	-0.0174	-0.1065	-30
2.981	34.8679	-0.0263	-0.1611	-30	3.261	34.3389	-0.0171	-0.1047	-30
2.991	34.8472	-0.026	-0.1589	-30	3.271	34.3217	-0.0168	-0.1028	-30
3.001	34.8268	-0.0256	-0.1567	-30	3.281	34.3046	-0.0165	-0.101	-30
3.011	34.8064	-0.0253	-0.1546	-30	3.291	34.2876	-0.0162	-0.0992	-30
3.021	34.7862	-0.0249	-0.1524	-30	3.301	34.2707	-0.0159	-0.0974	-30
3.031	34.7661	-0.0246	-0.1503	-30	3.311	34.2539	-0.0156	-0.0956	-30
3.041	34.7462	-0.0242	-0.1481	-30	3.321	34.2373	-0.0153	-0.0938	-30
3.051	34.7264	-0.0239	-0.146	-30	3.331	34.2207	-0.015	-0.092	-30
3.061	34.7067	-0.0235	-0.1439	-30	3.341	34.2042	-0.0148	-0.0903	-30

Tabel 5.8 Data Perhitungan (Lanjutan)
Keluaran Program lateral.m

Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G	Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G
3.351	34.1878	-0.0145	-0.0885	-30	3.631	33.7663	-0.0071	-0.0435	-30
3.361	34.1716	-0.0142	-0.0868	-30	3.641	33.7525	-0.0069	-0.0421	-30
3.371	34.1554	-0.0139	-0.0851	-30	3.651	33.7387	-0.0066	-0.0406	-30
3.381	34.1393	-0.0136	-0.0833	-30	3.661	33.725	-0.0064	-0.0391	-30
3.391	34.1233	-0.0133	-0.0816	-30	3.671	33.7114	-0.0062	-0.0377	-30
3.401	34.1074	-0.0131	-0.0799	-30	3.681	33.6979	-0.0059	-0.0362	-30
3.411	34.0916	-0.0128	-0.0783	-30	3.691	33.6844	-0.0057	-0.0348	-30
3.421	34.0759	-0.0125	-0.0766	-30	3.701	33.671	-0.0055	-0.0334	-30
3.431	34.0603	-0.0122	-0.0749	-30	3.711	33.6577	-0.0052	-0.0319	-30
3.441	34.0448	-0.012	-0.0733	-30	3.721	33.6445	-0.005	-0.0305	-30
3.451	34.0294	-0.0117	-0.0716	-30	3.731	33.6313	-0.0048	-0.0291	-29.1
3.461	34.014	-0.0114	-0.07	-30	3.741	33.6182	-0.0045	-0.0277	-27.7
3.471	33.9988	-0.0112	-0.0683	-30	3.751	33.6051	-0.0043	-0.0263	-26.3
3.481	33.9836	-0.0109	-0.0667	-30	3.761	33.5922	-0.0041	-0.0249	-24.9
3.491	33.9685	-0.0106	-0.0651	-30	3.771	33.5793	-0.0039	-0.0236	-23.6
3.501	33.9535	-0.0104	-0.0635	-30	3.781	33.5665	-0.0036	-0.0222	-22.2
3.511	33.9386	-0.0101	-0.0619	-30	3.791	33.5537	-0.0034	-0.0208	-20.8
3.521	33.9238	-0.0099	-0.0603	-30	3.801	33.541	-0.0032	-0.0195	-19.5
3.531	33.9091	-0.0096	-0.0588	-30	3.811	33.5284	-0.003	-0.0181	-18.1
3.541	33.8945	-0.0094	-0.0572	-30	3.821	33.5158	-0.0027	-0.0168	-16.8
3.551	33.8799	-0.0091	-0.0557	-30	3.831	33.5034	-0.0025	-0.0155	-15.5
3.561	33.8654	-0.0088	-0.0541	-30	3.841	33.4909	-0.0023	-0.0141	-14.1
3.571	33.851	-0.0086	-0.0526	-30	3.851	33.4786	-0.0021	-0.0128	-12.8
3.581	33.8367	-0.0083	-0.051	-30	3.861	33.4663	-0.0019	-0.0115	-11.5
3.591	33.8225	-0.0081	-0.0495	-30	3.871	33.4541	-0.0017	-0.0102	-10.2
3.601	33.8083	-0.0079	-0.048	-30	3.881	33.4419	-0.0015	-0.0089	-8.9
3.611	33.7942	-0.0076	-0.0465	-30	3.891	33.4298	-0.0012	-0.0076	-7.6
3.621	33.7802	-0.0074	-0.045	-30	3.901	33.4178	-0.001	-0.0063	-6.3

Tabel 5.8 Data Perhitungan (Lanjutan)
Keluaran Program lateral.m

Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (10^3 G)	u_M max 30 G
3.911	33.4058	-0.0008	-0.005	-5
3.921	33.3939	-0.0006	-0.0038	-3.8
3.931	33.382	-0.0004	-0.0025	-2.5
3.941	33.3702	-0.0002	-0.0013	-1.3

UNIVERSITAS BRAWIJAYA





Tabel 5.8 Data Perhitungan (Lanjutan)
Keluaran Program lateral.m

Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (G)	u_M max 30 G	Waktu t (detik)	$\mathcal{M}(t)$ (degree)	$\Delta Heading$ (degree)	u_M Perhitungan (G)	u_M max 30 G
3.951	33.3585	0	0	0	4.2292	33.0797	0.0049	29.7615	29.7615
3.9692	33.3475	0.0002	1.171	1.171	4.2392	33.07	0.005	30.7942	30
3.9792	33.3366	0.0004	2.3365	2.3365	4.2492	33.0604	0.0052	31.8223	30
3.9892	33.3257	0.0006	3.4963	3.4963	4.2692	33.0413	0.0055	33.8647	30
3.9992	33.3149	0.0008	4.6507	4.6507	4.2792	33.0318	0.0057	34.879	30
4.0092	33.3042	0.0009	5.7995	5.7995	4.2892	33.0223	0.0059	35.8888	30
4.0192	33.2935	0.0011	6.9429	6.9429	4.2992	33.0129	0.006	36.8942	30
4.0292	33.2828	0.0013	8.0809	8.0809	4.3092	33.0035	0.0062	37.895	30
4.0392	33.2722	0.0015	9.2136	9.2136	4.3192	32.9942	0.0064	38.8914	30
4.0492	33.2616	0.0017	10.3409	10.3409	4.3292	32.9849	0.0065	39.8835	30
4.0592	33.2511	0.0019	11.4629	11.4629	4.3392	32.9756	0.0067	40.8711	30
4.0692	33.2407	0.0021	12.5796	12.5796	4.3492	32.9664	0.0068	41.8544	30
4.0792	33.2302	0.0022	13.6911	13.6911					
4.0892	33.2199	0.0024	14.7975	14.7975					
4.0992	33.2096	0.0026	15.8987	15.8987					
4.1092	33.1993	0.0028	16.9948	16.9948					
4.1192	33.1891	0.003	18.0858	18.0858					
4.1292	33.1789	0.0031	19.1717	19.1717					
4.1392	33.1688	0.0033	20.2527	20.2527					
4.1492	33.1587	0.0035	21.3286	21.3286					
4.1592	33.1487	0.0037	22.3997	22.3997					
4.1692	33.1387	0.0038	23.4658	23.4658					
4.1792	33.1287	0.004	24.5271	24.5271					
4.1892	33.1188	0.0042	25.5835	25.5835					
4.1992	33.109	0.0044	26.6351	26.6351					
4.2092	33.0992	0.0045	27.682	27.682					
4.2192	33.0894	0.0047	28.7241	28.7241					

UNIVERSITAS BRAWIJAYA

LAMPIRAN 2



arah_misil.m

```
clear all  
clc
```

```
thetaM = 50*180/pi;  
theta_M = 50*pi/180;  
thetaT = 120*180/pi;  
theta_T = 120*pi/180;  
  
XT = 3000 + 400*cos(theta_T)*5;  
YT = 400*sin(theta_T)*5;
```

```
t = linspace(0,5,10);  
t = t';
```

```
XM = 600*cos(theta_M).*t;  
YM = 600*sin(theta_M).*t;  
XM = XM';  
YM = YM';  
  
M_motion = polyfit (XM, YM, 2)  
M_xest = XM;  
M_yest = polyval (M_motion, M_xest)  
  
tf1 = linspace (0,4.3481,10)  
tf1 = tf1';
```

```
XT_tf1 = 3000 + 400*cos(theta_T)*4.3481  
YT_tf1 = 400*sin(theta_T)*4.3481  
XT1 = XT_tf1;  
YT1 = YT_tf1;
```

```
thetal = -33.3585*pi/180;
```

```
XM_tf1 = 600*cos(theta1) .* tf1  
YM_tf1 = 600*sin(-thetal).*tf1  
XM1 = XM_tf1;  
YM1 = YM_tf1;
```

```
M1_motion = polyfit (XM1, YM1, 2)  
M1_xest = XM1  
M1_yest = polyval (M1_motion, M1_xest)
```

```
tf2 = linspace (0,4.3534,10)  
tf2 = tf2';
```

```
XT_tf2 = 3000 + 400*cos(theta_T)*4.3534;  
YT_tf2 = 400*sin(theta_T)*4.3534;  
XT2 = XT_tf2;  
YT2 = YT_tf2;
```

```
theta2 = -33.6591*pi/180;
```

```
XM_tf2 = 600*cos(theta2) .* tf2  
YM_tf2 = 600*sin(-thetal).*tf2  
XM2 = XM_tf2;
```



```
YM2 = YM_tf2;

M2_motion = polyfit (XM2, YM2, 2)
M2_xest = XM2
M2_yest = polyval (M2_motion, M2_xest)

tf3 = linspace (0,4.3597,10)
tf3 = tf3';

XT_tf3 = 3000 + 400*cos(theta_T)*4.3597;
YT_tf3 = 400*sin(theta_T)*4.3597;
XT3 = XT_tf3;
YT3 = YT_tf3;

theta3 = -33.9628*pi/180;

XM_tf3 = 600*cos(theta3) .* tf3
YM_tf3 = 600*sin(-theta3).*tf3
XM3 = XM_tf3;
YM3 = YM_tf3;

M3_motion = polyfit (XM3, YM3, 2)
M3_xest = XM3
M3_yest = polyval (M3_motion, M3_xest)

tf4 = linspace (0,4.3670,10)
tf4 = tf4';

XT_tf4 = 3000 + 400*cos(theta_T)*4.3670;
YT_tf4 = 400*sin(theta_T)*4.3670;
XT4 = XT_tf4;
YT4 = YT_tf4;

theta4 = -34.2698*pi/180;

XM_tf4 = 600*cos(theta4) .* tf4
YM_tf4 = 600*sin(-theta4).*tf4
XM4 = XM_tf4;
YM4 = YM_tf4;

M4_motion = polyfit (XM4, YM4, 2)
M4_xest = XM4
M4_yest = polyval (M4_motion, M4_xest)

tf5 = linspace (0,4.3754,10)
tf5 = tf5';

XT_tf5 = 3000 + 400*cos(theta_T)*4.3754;
YT_tf5 = 400*sin(theta_T)*4.3754;
XT5 = XT_tf5;
YT5 = YT_tf5;

theta5 = -34.5801*pi/180;

XM_tf5 = 600*cos(theta4) .* tf5
YM_tf5 = 600*sin(-theta4).*tf5
XM5 = XM_tf5;
YM5 = YM_tf5;
```



```
M5_motion = polyfit (XM5, YM5, 2)
M5_xest = XM5
M5_yest = polyval (M5_motion, M5_xest)

dataT_x = [XT XT1 XT2 XT3 XT4 XT5]
dataT_y = [YT YT1 YT2 YT3 YT4 YT5]
T_motion = polyfit (dataT_x, dataT_y, 2)
T_xest = dataT_x
T_yest = polyval (T_motion, dataT_x)

figure(1)

subplot (3,1,1)
plot (XT,YT,'go',XM,YM,'r*')
hold on
plot (XM, M_yest, 'r-')
hold off
legend ('Posisi Target', 'Lintasan Misil')
title ('Pergerakan Misil-Target (t = 5 detik)')
xlabel ('X (m)'), ylabel ('Y (m)')

subplot (3,1,2)
plot(XT1,YT1,'go',XM1,YM1,'r*')
hold on
plot (XM1, M1_yest, 'r-')
hold off
legend ('Posisi Target', 'Lintasan Misil')
title ('Pergerakan Misil-Target (t = 4.3481 detik)')
xlabel ('X (m)'), ylabel ('Y (m)')

subplot (3,1,3)
plot(XT2,YT2,'go',XM2,YM2,'r*')
hold on
plot (XM2, M2_yest, 'r-')
hold off
legend ('Posisi Target', 'Lintasan Misil')
title ('Pergerakan Misil-Target (t = 4.3534 detik)')
xlabel ('X (m)'), ylabel ('Y (m)')

figure (2)

subplot (2,1,1)
plot (XT4,YT4,'go',XM4,YM4,'r*')
hold on
plot (XM4, M4_yest, 'r-')
hold off
legend ('Posisi Target', 'Lintasan Misil')
title ('Pergerakan Misil-Target (t = 4.3670 detik)')
xlabel ('X (m)'), ylabel ('Y (m)')

subplot (2,1,2)
plot(XT5,YT5,'go',XM5,YM5,'r*')
hold on
plot (XM5, M5_yest, 'r-')
hold off
legend ('Posisi Target', 'Lintasan Misil')
title ('Pergerakan Misil-Target (t = 4.3754 detik)')
xlabel ('X (m)'), ylabel ('Y (m)')
```

```
curve_ft.m

clear all
clc
clf

% Titik-titik Data Koordinat Target
XT_120 = [3000 2900 2800 2700 2600 2500 2400 2300 2200 2100 2000 1900 1800
1700];
YT_120 = [0 173.21 346.41 519.62 692.82 866.035 1039.23 1212.45 1385.64
1558.85 1732.05 1905.26 2078.46 2251.67];
disp('Koefisien polinomial estimasi YT orde 2')
T120_2 = polyfit(XT_120,YT_120,2)
XT = XT_120;
YT = polyval (T120_2, XT_120);

% Titik-titik Data Koordinat Misil Pada Arah Lintasan Terbang Awal
% (theta_m = 50 degree)
XM_50 = [0 192.8 385.7 578.5 771.4 964.2 1157 1349.9 1542.7 1735.5 1928.4];
YM_50 = [0 229.8 459.6 689.4 919.3 1149.1 1378.9 1608.7 1838.5 2068.3
2298.1];
disp('Koefisien polinomial estimasi YM orde 2')
M_50 = polyfit(XM_50,YM_50,2)
XM = XM_50;
YM = polyval(M_50,XM_50);

% Plot Grafik Data Awal Berikut Estimasinya.
subplot (3,1,1)
plot(XM_50, YM_50, 'k-o', XM, YM, 'r-');
title('Grafik Titik-titik Pergerakan Misil Dan Estimasi Persamaan Geraknya.');
xlabel('X (m)'), ylabel('Y (m)')
legend('Posisi Misil dari Data Perhitungan', 'Estimasi Orde 2 Posisi Misil');

subplot (3,1,2)
plot(XT_120, YT_120, 'k-*', XT, YT, 'g-');
title('Grafik Titik-titik Pergerakan Target Dan Estimasi Persamaan Geraknya.');
xlabel('X (m)'), ylabel('Y (m)')
legend('Posisi Target dari Data Perhitungan', 'Estimasi Orde 2 Posisi Misil');

subplot (3,1,3)
title('Grafik Titik-titik Pergerakan Misil-Target Dan Estimasi Persamaan Geraknya.');
plot (XM_50, YM_50, 'k-o', XM, YM, 'r-');
hold on
plot (XT_120, YT_120, 'k-*', XT, YT, 'g-');
hold off

title('Grafik Titik-titik Pergerakan Misil-Target Berikut Estimasi Persamaan Geraknya.');
xlabel('X (m)'), ylabel('Y (m)')
```

data_point.m

```
clear all  
clc
```

```
t = linspace(0,5,11);
```

```
disp ('XT = 3000 - 400*cos(120).*t ')  
disp ('cos 120 = -0.5')  
XT = 3000 + 400*(-0.5).*t;  
disp ('Data XT pada saat t =');  
XT = XT'
```

```
disp ('YT = 400*sin(120).*t ')  
disp ('sin 120 = 0.866')  
YT = 200*(3^0.5).*t;  
disp ('Data YT pada saat t =');  
YT = YT'
```

```
disp ('XM = 600*cos(50).*t ')  
disp ('cos 50 = 0.643')  
XM = 600*0.643.*t;  
disp ('Data XM pada saat t =');  
XM = XM'
```

```
disp ('YM = 600*sin(50).*t ')  
disp ('sin 50 = 0.766')  
YM = 600*0.766.*t;  
disp ('Data YM pada saat t =');  
YM = YM'
```

```
disp ('tg_t adalah tangen sudut lintas misil pada saat t.')  
disp ('tg_t = (YTt - YMt)./(XTt - XMt) ')  
tan_theta = (YT - YM)./(XT - XM);  
tg_t = tan_theta
```

```
disp ('theta_t adalah sudut lintas misil pada saat t.')  
disp ('theta_t = arc tg_t')  
theta=atan(tg_t);  
theta_t = theta*180/pi
```

```
disp ('Data XM dengan sudut lintas terbang diarahkan tiap waktu t.')  
disp ('XMt = 600*cos(theta_t).*t')  
tt = theta_t*pi/180;  
x = cos (tt);  
VMx = 600*x;  
t = t';  
XMt = VMx .* t
```

```
disp ('Data YM dengan sudut lintas terbang diarahkan tiap waktu t.')  
disp ('YMt = 600*sin(theta_t).*t')  
y = sin (-tt);  
VMy = 600*y;  
YMt = VMy.*t
```



```
data35_4_50.m

clear all
clc

t = linspace(3.5,4,50);
waktu = t';

thetaM = 50;
theta_M = 50*pi/180;

XT = 3000 + 400*(-0.5).*t;
YT = 200*(3^0.5).*t;
XT = XT';
YT = YT';

XM = 600*0.643.*t;
YM = 600*0.766.*t;
XM = XM';
YM = YM';

tan_theta = (YT - YM)./(XT - XM);
tg_t = tan_theta;
theta = atan(tg_t);
theta_t = theta*180/pi;

tt = theta_t*pi/180;
x = cos (tt);
VMx = 600*x;
t = t';
XMt = VMx .* t;
y = sin (-tt);
VMy = 600*y;
YMt = VMy.*t;

deltaX_MT = abs (XT - XM);
deltaY_MT = abs (YT - YM);
R_MT = (deltaX_MT.^2 + deltaY_MT.^2).^0.5;

deltaX_Mt = abs (XT - XMt);
deltaY_Mt = abs (YT - YMt);
R = (deltaX_Mt.^2 + deltaY_Mt.^2).^0.5;

VM = 600;

tR = R./VM;
tR_LOS = R_MT./VM;

t_tot = t + tR;
t_tot_LOS = t + tR_LOS;

XT_tot_LOS = 3000 + 400*(-0.5).*t_tot_LOS;
YT_tot_LOS = 200*(3^0.5).*t_tot_LOS;
XT_LOS = XT_tot_LOS;
YT_LOS = YT_tot_LOS ;
```



```
XM_tot_LOS = 600*cos(theta_M).*t_tot_LOS;
YM_tot_LOS = 600*sin(-theta_M).*t_tot_LOS;
XM_LOS = XM_tot_LOS;
YM_LOS = YM_tot_LOS;

tan_gammaTLOS = YT_LOS./XT_LOS;
tg_TLOS = tan_gammaTLOS;
gammaTLOS = atan(tg_TLOS);
gamma_TLOS = gammaTLOS*180/pi;
miss_gamma_LOS = gamma_TLOS - thetaM;

XT_tot = 3000 + 400*(-0.5).*t_tot;
YT_tot = 200*(3^0.5).*t_tot;
XT_tt = XT_tot;
YT_tt = YT_tot ;

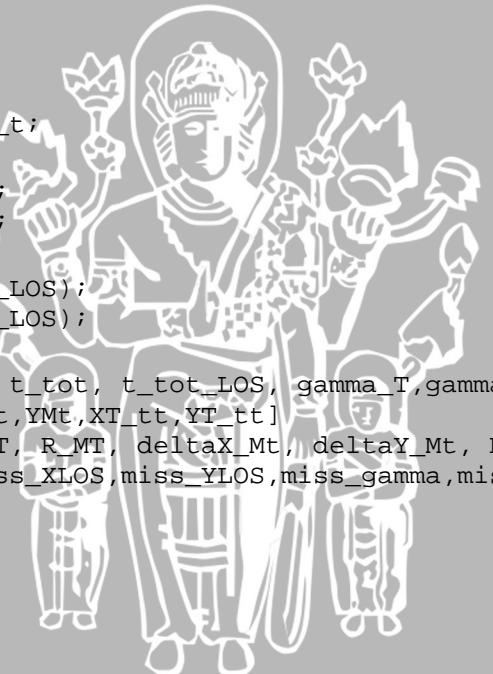
XM_tot = 600*cos(tt).*t_tot;
YM_tot = 600*sin(-tt).*t_tot;
XM_tt = XM_tot;
YM_tt = YM_tot;

tan_gammaT = YT_tt./XT_tt;
tg_T = tan_gammaT;
gammaT = atan(tg_T);
gamma_T = gammaT*180/pi;
miss_gamma = gamma_T + theta_t;

miss_X = abs (XT_tt - XM_tt);
miss_Y = abs (YT_tt - YM_tt);

miss_XLOS = abs (XT_LOS - XM_LOS);
miss_YLOS = abs (YT_LOS - YM_LOS);

data_1 = [waktu, tR, tR_LOS, t_tot, t_tot_LOS, gamma_T, gamma_TLOS, theta_t]
data_2 = [XT, YT, XM, YM, XMt, YMt, XT_tt, YT_tt]
data_3 = [deltaX_MT, deltaY_MT, R_MT, deltaX_Mt, deltaY_Mt, R]
data_4 = [miss_X, miss_Y, miss_XLOS, miss_YLOS, miss_gamma, miss_gamma_LOS]
```



f.m

% Program untuk Menampilkan Grafik Fungsi f (t).

% Selang waktu untuk fungsi f (t).

t = [0 : 0.05 : 6];

% Definisi fungsi f (t).

ft = ((160000.*t.^2 - 1200000.*t + 9000000).^0.5)./600 - t - 0.0001;

% Plot grafik f(t).

plot (t,ft, 'k-');

grid on;

xlabel ('waktu t');

ylabel ('fungsi f (t)');

title ('Grafik Fungsi f(t)').

UNIVERSITAS BRAWIJAYA



```
graph_newt_raphs.m

clear all;
clc;
%Grafik Perhitungan Numerik Dengan Metode Newton-Raphson.

disp ('Masukan untuk perhitungan numerik :');
fprintf ('\n');

t0 = 3
delta = 0.0001

%Grafik Fungsi f(t) dan Tebakan Awal t0
t0_low = 2.5;
t0_up = 5;
t = t0_low : (t0_up - t0_low)/100 : t0_up;
ft = ((160000.*t.^2 - 1200000.*t + 9000000).^0.5)./600 - t - (0.06/600);

figure (1)
clf
plot(t,ft,'b-',t0,ft,'r--',[t0_low,t0_up],[0,0],'k','linewidth',1);
title('Grafik Fungsi f(t) dengan Turunan Pertama dan Tebakan Awal t0')
xlabel ('t detik'), ylabel ('f (t)')

%Grafik Fungsi f(t)dengan Turunan Pertama df1
%dan Tebakan Akar Berikutnya(t1)
figure (2)
clf

f = ((160000.*t0.^2 - 1200000.*t0 + 9000000).^0.5)./600 - t0 - (0.06/600);
df1 = ((160000*t0.^2 - 1200000*t0 + 9000000).^-0.5).*(320000*t0 -
1200000)./1200 - 1;
t1 = t0 - f/df1
err = abs(t1-t0);
rel_err = 2*err/(abs(t1 + delta));
ft1 = (t-t1)*df1;

subplot(2,1,2)
plot (t,ft,'b-',t0,ft,'r--',t1,ft,'g-.',t,ft1,'b- .',[t0_low,t0_up],[0,0],'k','linewidth',1)
xlabel ('t detik'), ylabel ('f (t)')

subplot(2,1,1)
text(0,1,['Iterasi ke-1'])
text(0.1,.6,['t1 = t0 - f/df1 = ', num2str(t1)])
text(0.1,.4,['error = abs(t1-t0)*100 = ', num2str(err), '%'])
text(0.1,.2,['relatif error = 2*err/(t1 + delta) = ', num2str(rel_err)])
axis off
hold off

%Grafik Fungsi f(t)dengan Turunan Pertama df1
%dan Tebakan Akar Berikutnya(t2)
figure (3)
clf

f_n2 = ((160000.*t1.^2 - 1200000.*t1 + 9000000).^0.5)./600 - t1 -
(0.06/600);
```

```
df1_n2 = ((160000*t1.^2 - 1200000*t1 + 9000000).^0.5).* (320000*t1 -
1200000)./1200 - 1;
t2 = t1 - f_n2/df1_n2;
err_n2 = abs(t2-t1);
rel_err_n2 = 2*err/(abs(t2 + delta));
ft1_n2 = (t-t2)*df1;

subplot(2,1,2)
plot (t,ft,'b-')
hold on
plot (t0,ft,'r--',t2,ft,'g-.',t,ft1_n2,'b-
.',[t0_low,t0_up],[0,0],'k','linewidth',1)
xlabel ('t detik'), ylabel ('f (t)')

subplot(2,1,1)
text(0,1,['Iterasi ke-2'])
text(0.1,.6,['t2 = t1 - f/df1 = ', num2str(t2)])
text(0.1,.4,['error = abs(t2-t1)*100 = ', num2str(err_n2), '%'])
text(0.1,.2,['relatif error = 2*err/(t2 + delta) = ', num2str(rel_err_n2)])
axis off
hold off

%Grafik Fungsi f(t)dengan Turunan Pertama df1
%dan Tebakan Akar Berikutnya(t3)
figure (4)
clf

f_n3 = ((160000.*t2.^2 - 1200000.*t2 + 9000000).^0.5)./600 - t2 -
(0.06/600);
df1_n3 = ((160000*t2.^2 - 1200000*t2 + 9000000).^0.5).* (320000*t2 -
1200000)./1200 - 1;
t3 = t2 - f_n3/df1_n3;
err_n3 = abs(t3-t2);
rel_err_n3 = 2*err/(abs(t3 + delta));
ft1_n3 = (t-t3)*df1;

subplot(2,1,2)
plot (t,ft,'b-',t0,ft,'r--',t3,ft,'g-.',t,ft1_n3,'b-
.',[t0_low,t0_up],[0,0],'k','linewidth',1)
xlabel ('t detik'), ylabel ('f (t)')

subplot(2,1,1)
text(0,1,['Iterasi ke-3'])
text(0.1,.6,['t3 = t2 - f/df1 = ', num2str(t3)])
text(0.1,.4,['error = abs(t3-t2)*100 = ', num2str(err_n3), '%'])
text(0.1,.2,['relatif error = 2*err/(t3 + delta) = ', num2str(rel_err_n3)])
axis off
hold off
```

```
lateral.m
```

```
clear all  
clc
```

```
thetaf = -33.3585;  
theta_f = thetaf*pi/180;
```

```
% Percepatan Lateral misil pada saat time to go  
t1_go = 0 : 0.01 : 0.991;  
t1_go = t1_go'
```

```
t0_go = -0.01 : 0.01 : 0.991-0.01;  
t0_go = t0_go';
```

```
XT = 3000 + 400*cos(120*pi/180).*t1_go;  
YT = 400*sin(120*pi/180).*t1_go;  
XT = XT';  
YT = YT';
```

```
XM = 600*cos(50*pi/180).*t1_go;  
YM = 600*sin(50*pi/180).*t1_go;  
XM = XM';  
YM = YM';
```

```
tan_theta = (YT - YM)./(XT - XM);  
tg_t = tan_theta;  
theta = atan(tg_t);  
theta_t = theta*180/pi;  
theta_t = theta_t';
```

```
gamma_M = 50 : 50;  
gamma_M = gamma_M';  
theta_g = gamma_M + theta_t;
```

```
theta_go = theta_g*pi/180;
```

```
delta_theta_go = ((-theta_f) - (theta_go));  
delta_tg = t1_go - t0_go;
```

```
VM = 600 : 600;
```

```
% Percepatan Lateral Misil dalam ms^-2  
u_tg = (VM.* delta_theta_go)./delta_tg;  
% Percepatan Lateral Misil dalam G  
% 1G = 9.81 ms^-2  
uG_tg = u_tg./9.81  
u_maks = 30;
```

```
% Percepatan Lateral misil menuju LOS akhir pada saat tf  
t1_f = 0.991 : 0.01 : 3.9592;  
t1_f = t1_f'  
t0_f = 0.991-0.01 : 0.01 : 3.9592-0.01;  
t0_f = t0_f';  
tf = 3.9592;
```

```
XM_f = 600*cos(theta_f)*tf;  
YM_f = 600*sin(-theta_f)*tf;
```



```
xgf = [402.4580 XM_f];
ygf = [436.8794 YM_f];

M_gf = polyfit (xgf,ygf,1);

XM_gf = linspace (402.4580,XM_f,297);
YM_gf = polyval (M_gf,XM_gf);

tan_theta_gf = (YM_gf)./(XM_gf);
tg_gf = tan_theta_gf;
theta_gf = atan(tg_gf);

delta_theta_f = ((-theta_f) - (theta_gf));
delta_theta_f = delta_theta_f';
delta_tf = t1_f - t0_f;

% Percepatan Lateral Misil dalam ms^-2
u_tf = (VM.* delta_theta_f)./delta_tf;
% Percepatan Lateral Misil dalam G
% 1G = 9.81 ms^-2
uG_tf = u_tf./9.81

% Percepatan Lateral Misil Saat LOS akhir
t1_tot = 3.9592 : 0.01 : 4.35;
t1_tot = t1_tot';

tot = 4.35;

t0_tot = 3.9592-0.01 : 0.01 : 4.35-0.01;
t0_tot = t0_tot';

XM_t = 600*cos(theta_f)*tot;

XM_tot = linspace (XM_f,XM_t,40);
YM_tot = polyval (M_gf,XM_tot);

tan_theta_tot = (YM_tot)./(XM_tot);
tg_tot = tan_theta_tot;
theta_tot = atan(tg_tot);

delta_theta_tot = ((-theta_f) - (theta_tot));
delta_theta_tot = delta_theta_tot';
delta_tot = t1_tot - t0_tot;

% Percepatan Lateral Misil dibatasi
u_tot = (VM.* delta_theta_tot)./delta_tot;
% Percepatan Lateral Misil dalam G
% 1G = 9.81 ms^-2
uG_tot = u_tot./9.81

% Percepatan Lateral Misil Dibatasi
% u = -30G s/d 30G
t_uimin = linspace (0,3.731,250);
u_min = linspace (-30,-30,250);

tmin = 3.731;
umin = -30;
```



```
t0 = linspace (3.731,3.951,50);
u_0 = linspace (0,0,50);

tnol = 3.951;
unol = 30;

t_maks = linspace (3.951,4.3492,50);
u_maks = linspace (30,30,50);

subplot (2,1,1)
plot (t1_go,uG_tg,'k--')
hold on
plot (t1_f,uG_tf,'r--')
plot (t1_tot,uG_tot,'b--')
hold off
xlabel ('t (detik)'), ylabel ('Percepatan Lateral Misil (G)')
title ('Percepatan Lateral Misil u_M Berdasarkan Perhitungan')

subplot (2,1,2)
plot (t_umin,u_min,'k.')
hold on
stem (tmin,umin,'k.', 'LineWidth',3)
plot (t0,u_0,'r.')
stem (tnol,unol,'r.', 'LineWidth',3)
plot (t_maks,u_maks,'b.')
hold off
xlabel ('t (detik)'), ylabel ('Percepatan Lateral Misil (G)')
title ('Percepatan Lateral Misil Dengan u_M Dibatasi (u maks = 30 G)')
```



LOS.m

```
clear all
clc
% Arah misil pada saat time to go
to_go = 0 : 0.01 : 0.991;
to_go = to_go';

XT = 3000 + 400*cos(120*pi/180).*to_go;
YT = 400*sin(120*pi/180).*to_go;
XT = XT';
YT = YT';

XM = 600*cos(50*pi/180).*to_go;
YM = 600*sin(50*pi/180).*to_go;
XM = XM';
YM = YM';

tan_theta = (YT - YM)./(XT - XM);
tg_t = tan_theta;
theta = atan(tg_t);
theta_t = theta*180/pi;
theta_t = theta_t'

gamma_M = linspace (50,50,100);
gamma_M = gamma_M';
theta_g = gamma_M + theta_t;

theta_go = theta_g*pi/180;

XM_theta_go = 600*cos(theta_go).*to_go;
YM_theta_go = 600*sin(theta_go).*to_go;
XM_tg = XM_theta_go;
YM_tg = YM_theta_go;

%Arah misil pada saat tf
tf = 3.9592;
thetaf = -33.3585;
theta_f = thetaf*pi/180;

XM_f = 600*cos(theta_f)*tf;
YM_f = 600*sin(-theta_f)*tf;

xgf = [402.4580 XM_f];
ygf = [436.8794 YM_f];
M_gf = polyfit (xgf,ygf,1);
XM_gf = xgf;
YM_gf = polyval (M_gf,XM_gf);
```





```
%LOS akhir
t_tot = 0 : 0.01 : 4.35;
t_tot = t_tot'

XT_LOSF = 3000 + 400*cos(120*pi/180).*t_tot;
YT_LOSF = 400*sin(120*pi/180).*t_tot;
XT_LOSF = XT_LOSF';
YT_LOSF = YT_LOSF';

XM_LOSF = 600*cos(theta_f).*t_tot;
YM_LOSF = 600*sin(-theta_f).*t_tot;
XM_LOSF = XM_LOSF';
YM_LOSF = YM_LOSF';

%Arah Misil pada LOS mula-mula
XM_LOS = 600*cos(50*pi/180).*t_tot;
YM_LOS = 600*sin(50*pi/180).*t_tot;

plot (XM_LOS,YM_LOS,'k-.',XM_tg,YM_tg,'b- ',XM_LOSF,YM_LOSF,'r-',
XT_LOSF,YT_LOSF,'g- ',XM_gf,YM_gf,'b- ')
xlabel ('X (m)'), ylabel ('Y (m)')
title ('Misil Diarahkan Dari LOS Awal (theta_M = 50 deg) ke LOS Akhir
(theta_f = -33.3585)')
legend ('LOS Awal', 'Lintasan Misil', 'LOS Akhir', 'Lintasan Target')
```





```
miss_distance.m

clear all
clc

% R pada LOS awal

thetaM = 50*180/pi;
theta_M = 50*pi/180;

tf = 3.9592;
t = 0 : 0.01 : tf;

XM = 600*cos(theta_M).*t;
YM = 600*sin(theta_M).*t;
XM = XM';
YM = YM';

XMF = 600*cos(theta_M).*tf;
YMF = 600*sin(theta_M).*tf;

thetaT = 120*180/pi;
theta_T = 120*pi/180;

XT = 3000 + 400*cos(theta_T)*t;
YT = 400*sin(theta_T)*t;

XTf = 3000 + 400*cos(theta_T)*tf;
YTF = 400*sin(theta_T)*tf;

XM_R = [XMF XTf];
YM_R = [YMF YTF];

R_MT = polyfit (XM_R,YM_R,1);

RX_MT = XM_R;
RY_MT = polyval (R_MT,RX_MT);

t_tot_LOS = 5.3175;
t_LOS = tf : 0.01 : t_tot_LOS;

XM_LOS = 600*cos(theta_M).*t_LOS;
YM_LOS = 600*sin(theta_M).*t_LOS;

XT_LOS = 3000 + 400*cos(theta_T)*t_LOS;
YT_LOS = 400*sin(theta_T)*t_LOS;
```



```
% R pada saat theta_m = theta_f

thetaf = -33.3585*180/pi;
theta_f = -33.3585*pi/180;

t_tot = 4.3481;

XM_tf = 600*cos(theta_f).*tf;
YM_tf = 600*sin(-theta_f).*tf;

XM_Rf = [XM_tf XTf];
YM_Rf = [YM_tf YTf];

R_MTF = polyfit (XM_Rf,YM_Rf,1);

RX_MTF = XM_Rf;
RY_MTF = polyval (R_MTF,RX_MTF);

XM_tot = 600*cos(theta_f).*t_tot;
YM_tot = 600*sin(-theta_f).*t_tot;

XMf1 = 600*cos(theta_f).*t;
YMf1 = 600*sin(-theta_f).*t;

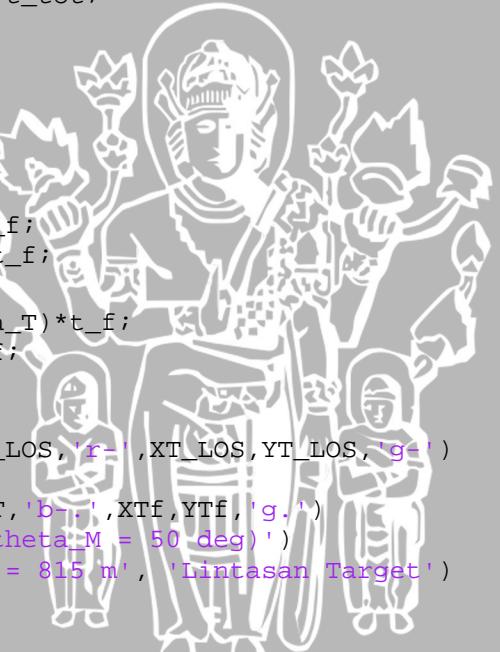
t_f = tf : 0.01 : t_tot;

XM_R1 = 600*cos(theta_f).*t_f;
YM_R1 = 600*sin(-theta_f).*t_f;

XT_R1 = 3000 + 400*cos(theta_T)*t_f;
YT_R1 = 400*sin(theta_T)*t_f;

subplot (2,1,1)
plot (XM,YM,'b-', XM_LOS,YM_LOS,'r-',XT_LOS,YT_LOS,'g-')
hold on
plot (XT,YT,'g-',RX_MT,RY_MT,'b-.',XTf,YTf,'g.')
title ('R dengan LOS Awal (theta_M = 50 deg)')
legend ('Lintasan Misil','R = 815 m', 'Lintasan Target')

subplot (2,1,2)
plot (XMf1,YMf1,'b-',XM_R1,YM_R1,'r-',XT_R1,YT_R1,'g-')
hold off
xlabel (' X (m)'), ylabel (' Y (m)')
title ('R dengan Arah Terbang MIsil (theta_M = -33.3585 deg)')
legend ('Lintasan Misil (theta_M = theta_f)', 'R = 233.3409 m', 'Lintasan Target')
```



```
miss_gama.m
```

```
clear all  
clc
```

```
% R pada LOS awal
```

```
thetaM = 50;  
theta_M = 50*pi/180;
```

```
tf = 3.9592;  
t = 0 : 0.01 : tf;
```

```
XM = 600*cos(theta_M).*t;  
YM = 600*sin(theta_M).*t;  
XM' = XM';  
YM' = YM';
```

```
XMF = 600*cos(theta_M).*tf;  
YMF = 600*sin(theta_M).*tf;
```

```
theta_T = 120*pi/180;
```

```
XT = 3000 + 400*cos(theta_T)*t;  
YT = 400*sin(theta_T)*t;
```

```
XTf = 3000 + 400*cos(theta_T)*tf;  
YTp = 400*sin(theta_T)*tf;
```

```
XM_R = [XMF XTF];  
YM_R = [YMF YTp];
```

```
R_MT = polyfit (XM_R,YM_R,1);
```

```
RX_MT = XM_R;  
RY_MT = polyval (R_MT,RX_MT);
```

```
t_tot_LOS = 5.3175;  
t_LOS = tf : 0.01 : t_tot_LOS;  
t_totLOS = 0 : 0.01 : t_tot_LOS;
```

```
XM_LOS = 600*cos(theta_M).*t_LOS;  
YM_LOS = 600*sin(theta_M).*t_LOS;
```

```
XT_los = 3000 + 400*cos(theta_T).*t_LOS;  
YT_los = 400*sin(theta_T).*t_LOS;
```

```
XT_LOS = 3000 + 400*cos(theta_T)*t_tot_LOS;  
YT_LOS = 400*sin(theta_T)*t_tot_LOS;
```





```
% miss_gamma_LOS
tan_gammatLOS = YT_LOS/XT_LOS;
tg_TLOS = tan_gammatLOS;
gammatLOS = atan(tg_TLOS);
gamma_TLOS = gammatLOS*180/pi
miss_gamma_LOS = gamma_TLOS - thetaM

XM_LOS_miss = 600*cos(gammatLOS).*t_totLOS;
XM_LOS_miss = XM_LOS_miss';
YM_LOS_miss = 600*sin(gammatLOS).*t_totLOS;
YM_LOS_miss = YM_LOS_miss';

miss_LOS = polyfit (XM_LOS_miss,YM_LOS_miss,1);

X_LOS_miss = XM_LOS_miss;
Y_LOS_miss = polyval (miss_LOS,X_LOS_miss);

% R pada saat theta_m = theta_f
thetaf = -33.3585;
theta_f = thetaf*pi/180;

t_tot = 4.3481;

XM_tf = 600*cos(theta_f).*tf;
YM_tf = 600*sin(-theta_f).*tf;

XM_Rf = [XM_tf XTf];
YM_Rf = [YM_tf YTF];

R_MTF = polyfit (XM_Rf,YM_Rf,1);

RX_MTF = XM_Rf;
RY_MTF = polyval (R_MTF,RX_MTF);

XM_tot = 600*cos(theta_f).*t_tot;
YM_tot = 600*sin(-theta_f).*t_tot;

XMf1 = 600*cos(theta_f).*t;
YMf1 = 600*sin(-theta_f).*t;

t_f = tf : 0.01 : t_tot;

XM_R1 = 600*cos(theta_f).*t_f;
YM_R1 = 600*sin(-theta_f).*t_f;

XT_R1 = 3000 + 400*cos(theta_T)*t_f;
YT_R1 = 400*sin(theta_T)*t_f;
```



```
% miss_gamma
t_tot = 4.3481;
tT = 0 : 0.01 : t_tot;

theta_T = 120*pi/180;

XT_tot = 3000 + 400*cos(theta_T).*t_tot;
YT_tot = 400*sin(theta_T).*t_tot;
XT_tt = XT_tot;
YT_tt = YT_tot ;

tan_gammaT = YT_tt/XT_tt;
tg_T = tan_gammaT;
gammaT = atan(tg_T);
gamma_T = gammaT*180/pi
miss_gamma = gamma_T + thetaf

XM_miss = 600*cos(gammaT).*tT;
XM_miss = XM_miss';
YM_miss = 600*sin(gammaT).*tT;
YM_miss = YM_miss';

miss = polyfit (XM_miss,YM_miss,1);

X_miss = XM_miss;
Y_miss = polyval (miss,X_miss);

subplot (2,1,1)
plot (X_LOS_miss,Y_LOS_miss,'b--')
hold on
plot (XM_LOS,YM_LOS,'r- ',XT_los,YT_los,'g- ',XM,YM,'b- ')
hold on
plot (XT,YT,'g- ',RX_MT,RY_MT,'b-.',XTf,YTf,'g.')
hold off
title ('Miss Gamma dengan LOS Awal (theta_M = 50 deg)')
legend ('Miss Gamma = -6.4321 deg','R = 815 m', 'Lintasan Target')
xlabel (' X (m)'), ylabel (' Y (m)')

subplot (2,1,2)
plot (X_miss,Y_miss,'b--')
hold on
plot (XM_R1,YM_R1,'r- ',XT,YT,'g- ',XMf1,YMf1,'b- ')
hold on
plot (XTf,YTf,'g.',RX_MTF,RY_MTF,'b-.',XT_R1,YT_R1,'g- ')
hold off
title ('Miss Gamma dengan LOS Akhir (theta_M = -33.3585 deg)')
legend ('Miss Gamma = 1.9025 deg','R = 233.3409 m', 'Lintasan Target')
xlabel (' X (m)'), ylabel (' Y (m)')
```



misil_target.m

```
clear all
clc
clf

% Titik-titik Data Koordinat Target (theta_T = 120 degre)
XT_120 = [3000 2900 2800 2700 2600 2500 2400 2300 2200 2100 2000 1900 1800
1700];
YT_120 = [0 173.21 346.41 519.62 692.82 866.035 1039.23 1212.45 1385.64
1558.85 1732.05 1905.26 2078.46 2251.67];
disp('Koefisien polinomial estimasi YT orde 2')
T120_2 = polyfit(XT_120,YT_120,2)
XT = XT_120;
YT = polyval (T120_2, XT_120);

% Titik-titik Data Koordinat Misil Pada Arah Lintasan Terbang Awal
% (theta_M = 50 degree)
XM_50 = [0 192.84 385.67 578.51 771.35 964.18 1157.02 1349.85 1542.69
1735.53 1928.36];
YM_50 = [0 229.81 459.63 689.44 919.25 1149.07 1378.88 1608.69 1838.51
2068.34 2298.13];
disp('Koefisien polinomial estimasi YM orde 2')
M_50 = polyfit(XM_50,YM_50,2)
XM = XM_50;
YM = polyval(M_50,XM_50);

% Titik-titik Data Koordinat Misil Pada Arah Lintasan Terbang Dalam Waktu t
% (theta_m = thetat)
XM_thetat = [0 299.93 599.34 897.13 1190.91 1475.16 1736.33 1938.2 1976.35
1570.95 ];
YM_thetat = [0 6.4 28.12 71.82 147.46 217.86 474.5 808.32 1361.64 2195.93];
disp('Koefisien polinomial estimasi YMt orde 2')
Mt = polyfit(XM_thetat,YM_thetat,2)
XMt = XM_thetat;
YMt = polyval(Mt,XMt);

XM_thetat_4 = [0 299.93 599.34 897.13 1190.91 1475.16 1736.33 1938.2
1976.35];
YM_thetat_4 = [0 6.4 28.12 71.82 147.46 217.86 474.5 808.32 1361.64];
disp('Koefisien polinomial estimasi YMt orde 2 pada selang waktu 4 detik')
Mt2_4 = polyfit(XM_thetat_4,YM_thetat_4,2)
XMt2_4 = XM_thetat_4;
YMt2_4 = polyval(Mt2_4,XMt2_4);
disp('Koefisien polinomial estimasi YMt orde 3 pada selang waktu 4 detik')
Mt3_4 = polyfit(XM_thetat_4,YM_thetat_4,3)
XMt3_4 = XM_thetat_4;
YMt3_4 = polyval(Mt3_4,XMt3_4);
XM_thetat_35 = [0 299.93 599.34 897.13 1190.91 1475.16 1736.33];
YM_thetat_35 = [0 6.4 28.12 71.82 147.46 217.86 474.5];
disp('Koefisien polinomial estimasi YMt orde 2 pada selang waktu 3.5
detik.')
Mt2_35 = polyfit(XM_thetat_35,YM_thetat_35,2)
XMt2_35 = XM_thetat_35;
YMt2_35 = polyval(Mt2_35,XMt2_35);
disp('Koefisien polinomial estimasi YMt orde 3 pada selang waktu 3.5
detik.')
Mt3_35 = polyfit(XM_thetat_35,YM_thetat_35,3)
XMt3_35 = XM_thetat_35;
YMt3_35 = polyval(Mt3_35,XMt3_35);
```

```
% Grafik keluaran program
set(0,'Units','pixels')
scnsize = get(0,'ScreenSize');
wid = round(scnsize(3));
hei = round(0.85 *scnsize(4));
wind = [1, 1, wid, hei];

plot (XM_50, YM_50, 'k-o', XM, YM, 'r-',XT_120, YT_120, 'k-*', XT, YT, 'g-
', XM_thetat, YM_thetat,'k-o',XMt,YMt,'r-');
title('Grafik Titik-titik Pergerakan Misil-Target Dan Estimasi Persamaan
Geraknya.');
legend ('Posisi Misil(theta_M = 50 deg)', 'Estimasi Posisi Misil(theta_M =
50 deg)', 'Posisi Target(theta_T = 120 deg)', 'Estimasi Posisi
Target(theta_T = 120 deg)', 'Posisi Misil (theta_M = theta_t)', 'Estimasi
Posisi Misil (theta_M = theta_t)');
xlabel('X (m)'), ylabel('Y (m)');

figure('Position',wind)
clf
plot (XM_50, YM_50, 'k-o', XM, YM, 'r-',XT_120, YT_120, 'k-*', XT, YT, 'g-
', XM_thetat_4, YM_thetat_4, 'k--', XMt2_4, YMt2_4, 'r-', XMt3_4,YMt3_4,'b-
');
title('Grafik Titik-titik Pergerakan Misil-Target Didekati pada Selang
Waktu 4 detik.');
legend ('Posisi Misil(theta_M = 50 deg)', 'Estimasi Posisi Misil(theta_M =
50 deg)', 'Posisi Target(theta_T = 120 deg)', 'Estimasi Posisi Target(theta_T
= 120 deg)', 'Estimasi Posisi Misil(theta_M = theta_t)', 'Estimasi Orde 2
Posisi Misil(theta_M = theta_t)', 'Estimasi Orde 3 Posisi Misil(theta_M =
theta_t)');
xlabel('X (m)'), ylabel('Y (m)');

figure('Position',wind)
clf
plot (XM_50, YM_50, 'k-o', XM, YM, 'r-',XT_120, YT_120, 'k-*', XT, YT, 'g-
', XM_thetat_35, YM_thetat_35, 'k--', XMt2_35, YMt2_35, 'r-',
XMt3_35,YMt3_35,'b-');
title('Grafik Titik-titik Pergerakan Misil-Target Didekati pada Selang
Waktu 3.5 detik.');
legend ('Posisi Misil(theta_M = 50 deg)', 'Estimasi Posisi Misil(theta_M =
50 deg)', 'Posisi Target(theta_T = 120 deg)', 'Estimasi Posisi Target(theta_T
= 120 deg)', 'Estimasi Posisi Misil(theta_M = theta_t)', 'Estimasi Orde 2
Posisi Misil(theta_M = theta_t)', 'Estimasi Orde 3 Posisi Misil(theta_M =
theta_t)');
xlabel('X (m)'), ylabel('Y (m)')
```





```
newt_raphs.m
clear all;
clc;
disp ('Program Perhitungan Numerik Dengan Metode Newton-Raphson.')
fprintf ('\n');

disp ('Masukan untuk perhitungan numerik :');
fprintf ('\n');
t0 = input ('Tebakan awal untuk t0 = ');
delta = input ('Batas toleransi untuk t = ');
epsilon = input ('Batas toleransi untuk harga f(t) = ');
i_maks = input ('Batas iterasi maksimum perhitungan = ');

fprintf ('\n');
disp ('Keluaran program :')
fprintf ('\ni      t      e      f(t)\n');

% Definisi fungsi-fungsi.
i = 0;
f = ((160000.*t0.^2 - 1200000.*t0 + 9000000).^0.5)./600 - t0 - (0.1/600);
df1 = ((160000*t0.^2 - 1200000*t0 + 9000000).^(-0.5)).*(320000*t0 -
1200000)./1200 - 1;
t1 = t0 - f/df1;
err = abs(t1-t0);
y = f;

% Proses Perhitungan Numerik.
while (err > delta) | (rel_err > delta) | (abs (y) > epsilon)
    t0 = t1;
    i = i+1;
    f = ((160000.*t0.^2 - 1200000.*t0 + 9000000).^0.5)./600 - t0 -
(0.1/600);
    df1 = ((160000*t0.^2 - 1200000*t0 + 9000000).^(-0.5)).*(320000*t0 -
1200000)./1200 - 1;
    t1 = t0 - f/df1;
    err = abs(t1-t0);
    rel_err = 2*err/(abs(t1 + delta));
    y = f;

    fprintf ('%g %8.5f %8.5f %8.5f\n', i, t0, err, y);
end

fprintf ('\nt konvergen : %8.5f s tercapai pada iterasi ke- %d\n', t0, i);
```

newt_raph.m.

```
fprintf ('Newton Raphson dengan toleransi delta.\n');
t0 = input ('Tebakan awal untuk t0 = ');
delta = input ('Batas toleransi untuk t = ');
i_maks = input ('Batas iterasi maksimum perhitungan = ');

fprintf ('\ni      t      e\n');

i = 0;
f = ((160000.*t0.^2 - 1200000.*t0 + 9000000).^0.5)./600 - t0 - (0.1/600);
df1 = ((160000*t0.^2 - 1200000*t0 + 9000000).^(-0.5)).*(320000*t0 -
1200000)./1200 - 1;
t1 = t0 - f/df1;
err = abs(t1-t0);
y = f;

while (err > delta)
    t0 = t1;
    i = i+1;
    f = ((160000.*t0.^2 - 1200000.*t0 + 9000000).^0.5)./600 - t0 -
(0.1/600);
    df1 = ((160000*t0.^2 - 1200000*t0 + 9000000).^(-0.5)).*(320000*t0 -
1200000)./1200 - 1;
    t1 = t0 - f/df1;
    err = abs(t1-t0);

    fprintf ('%g %8.5f %8.5f\n', i, t0, err);
end

fprintf ('\nt konvergen : %8.5f s tercapai pada iterasi ke- %d\n', t0, i);

fprintf ('\nNewton Raphson dengan toleransi relatif error.\n');
t0 = input ('Tebakan awal untuk t0 = ');
delta = input ('Batas toleransi untuk t = ');
i_maks = input ('Batas iterasi maksimum perhitungan =1');

fprintf ('\ni      t      rel_e \n');

i = 0;
f = ((160000.*t0.^2 - 1200000.*t0 + 9000000).^0.5)./600 - t0 - (0.1/600);
df1 = ((160000*t0.^2 - 1200000*t0 + 9000000).^(-0.5)).*(320000*t0 -
1200000)./1200 - 1;
t1 = t0 - f/df1;
err = abs(t1-t0);
rel_err = 2*err/(abs(t1 + delta));

while (rel_err > delta)
    t0 = t1;
    i = i+1;
    f = ((160000.*t0.^2 - 1200000.*t0 + 9000000).^0.5)./600 - t0 -
(0.1/600);
    df1 = ((160000*t0.^2 - 1200000*t0 + 9000000).^(-0.5)).*(320000*t0 -
1200000)./1200 - 1;
    t1 = t0 - f/df1;
    err = abs(t1-t0);
    rel_err = 2*err/(abs(t1 + delta));

    fprintf ('%g %8.5f %8.5f\n', i, t0, rel_err);
```



end

```
fprintf ('\n\t konvergen : %8.5f s tercapai pada iterasi ke- %d\n', t0, i);

fprintf ('\\nNewton Raphson dengan toleransi epsilon.\n');
t0 = input ('Tebakan awal untuk t0 = ');
epsilon = input ('Batas toleransi untuk harga f(t) = ');
i_maks = input ('Batas iterasi maksimum perhitungan = ');

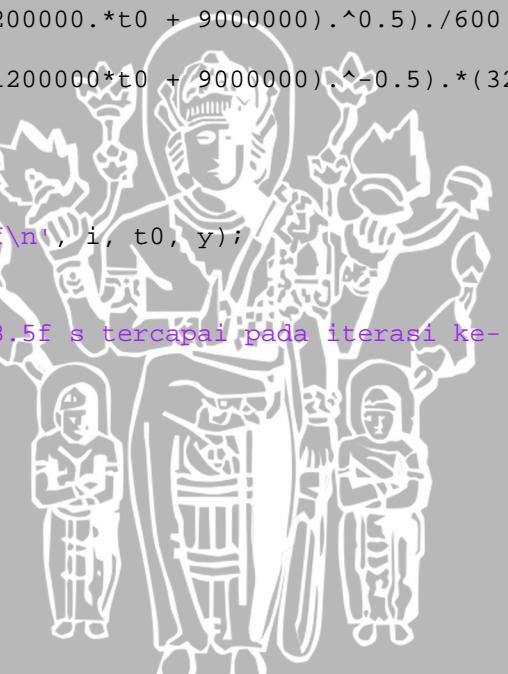
fprintf ('\ni      t      ft\n');

i = 0;
f = ((160000.*t0.^2 - 1200000.*t0 + 9000000).^0.5)./600 - t0 - (0.1/600);
df1 = ((160000*t0.^2 - 1200000*t0 + 9000000).^(-0.5)).*(320000*t0 -
1200000)./1200 - 1;
t1 = t0 - f/df1;
y = f;

while (abs (y) > epsilon)
    t0 = t1;
    i = i+1;
    f = ((160000.*t0.^2 - 1200000.*t0 + 9000000).^0.5)./600 - t0 -
(0.1/600);
    df1 = ((160000*t0.^2 - 1200000*t0 + 9000000).^(-0.5)).*(320000*t0 -
1200000)./1200 - 1;
    t1 = t0 - f/df1;
    y = f;

    fprintf ('%g %8.5f %8.5f\n', i, t0, y);
end

fprintf ('\n\t konvergen : %8.5f s tercapai pada iterasi ke- %d\n', t0, i);
```



parabol.m

```
clear all
clc
clf

% Titik-titik Data Koordinat Target
% (theta_T = 120 degree)
XT_120 = [3000 2900 2800 2700 2600 2500 2400 2300 2200 2100 2000 1900 1800
1700];
YT_120 = [0 173.21 346.41 519.62 692.82 866.035 1039.23 1212.45 1385.64
1558.85 1732.05 1905.26 2078.46 2251.67];
XT_120_2 = [3000 1700];
YT_120_2 = [0 2251.67];
disp('Koefisien polinomial estimasi YT orde 2')
T120_2 = polyfit(XT_120_2,YT_120_2,2)
XT = XT_120_2;
YT = polyval (T120_2, XT_120_2);

% Titik-titik Data Koordinat Misil Pada Arah Lintasan Terbang Awal
% (theta_M = 50 degree)
XM_50 = [0 192.8 385.7 578.5 771.4 964.2 1157 1349.9 1542.7 1735.5 1928.4];
YM_50 = [0 229.8 459.6 689.4 919.3 1149.1 1378.9 1608.7 1838.5 2068.3
2298.1];
XM_50_5 = [0 1928.4];
YM_50_5 = [0 2298.1];
disp('Koefisien polinomial estimasi YM orde 2')
M_50 = polyfit(XM_50_5,YM_50_5,2)
XM = XM_50_5;
YM = polyval(M_50,XM);

% Plot Grafik Data Awal Berikut Estimasinya.
subplot (2,1,1)
plot(XM_50, YM_50, 'k-o', XM, YM, 'r-');
title('Grafik Titik-titik Pergerakan Misil Dan Estimasi Persamaan
Lintasannya.');
xlabel('X (m)'), ylabel('Y (m)');
legend ('Posisi Misil dari Data Perhitungan', 'Estimasi Posisi Misil');

subplot (2,1,2)
plot(XT_120, YT_120, 'k-*', XT, YT, 'g-');
title('Grafik Titik-titik Pergerakan Target Dan Estimasi Persamaan
Lintasannya.');
xlabel('X (m)'), ylabel('Y (m)');
legend ('Posisi Target dari Data Perhitungan', 'Estimasi Posisi Target');
```



UNIVERSITAS BRAWIJAYA

LAMPIRAN 3



Keluaran program curve_ft.m

Koefisien polinomial estimasi YT orde 2

T120_2 =

1.0e+003 *

- 0.0000 - 0.0017 5.1961

Koefisien polinomial estimasi YM orde 2

M_50 =

- 0.0000 1.1918 - 0.0120

UNIVERSITAS BRAWIJAYA



Keluaran program data_point

XT = 3000 - 400*cos(120).*t

cos 120 = -0.5

Data XT pada saat t =

XT =

3000
2900
2800
2700
2600
2500
2400
2300
2200
2100
2000

YT = 400*sin(120).*t

sin 120 = 0.866

Data YT pada saat t =

YT =

1.0e+003 *

0
0.1732
0.3464
0.5196
0.6928
0.8660
1.0392
1.2124
1.3856
1.5588
1.7321

XM = 600*cos(50).*t

cos 50 = 0.643

Data XM pada saat t =

XM =

1.0e+003 *

0
0.1929
0.3858
0.5787
0.7716
0.9645
1.1574
1.3503
1.5432
1.7361
1.9290

UNIVERSITAS BRAWIJAYA



```
YM = 600*sin(50).*t
sin 50 = 0.766
```

Data YM pada saat t =

```
YM =
1.0e+003 *
0
0.2298
0.4596
0.6894
0.9192
1.1490
1.3788
1.6086
1.8384
2.0682
2.2980
```

tg_t adalah tangen sudut lintas misil pada saat t.
 $tg_t = (YTt - YMt) / (XTt - XMt)$

```
tg_t =
0
-0.0209
-0.0469
-0.0800
-0.1238
-0.1843
-0.2733
-0.4171
-0.6893
-1.3997
-7.9711
```

theta_t adalah sudut lintas misil pada saat t.
 $theta_t = \text{arc } tg_t$

```
theta_t =
0
-1.1977
-2.6843
-4.5761
-7.0580
-10.4418
-15.2842
-22.6433
-34.5801
-54.4567
-82.8494
```

Data XM dengan sudut lintas terbang diarahkan tiap waktu t.
 $XMt = 600*\cos(theta_t).*t$

```
XMt =
1.0e+003 *
0
```



The logo of Universitas Brawijaya is a circular emblem. In the center is a figure wearing a traditional headdress and holding a torch. This central figure is flanked by two smaller figures, one on each side. The entire emblem is set against a dark background within a light-colored circular border.

0.2999
0.5993
0.8971
1.1909
1.4752
1.7363
1.9381
1.9760
1.5696
0.3734

Data YM dengan sudut lintas terbang diarahkan tiap waktu t.
 $YMT = 600 * \sin(\theta_t) * t$

$YMT =$

 $1.0e+003 *$

0
0.0063
0.0281
0.0718
0.1474
0.2719
0.4745
0.8085
1.3621
2.1969
2.9767

UNIVERSITAS BRAWIJAYA



Keluaran program data35_4_50.m

data_1 =

Columns 1 through 6

3.5000	0.9039	1.7150	4.4039	5.2150	35.7488
3.5102	0.8918	1.7066	4.4020	5.2168	35.7327
3.5204	0.8798	1.6982	4.4002	5.2186	35.7162
3.5306	0.8676	1.6898	4.3982	5.2204	35.6994
3.5408	0.8555	1.6814	4.3963	5.2222	35.6822
3.5510	0.8432	1.6730	4.3943	5.2240	35.6647
3.5612	0.8310	1.6646	4.3922	5.2259	35.6467
3.5714	0.8187	1.6563	4.3901	5.2277	35.6284
3.5816	0.8063	1.6480	4.3880	5.2296	35.6098
3.5918	0.7940	1.6397	4.3858	5.2316	35.5908
3.6020	0.7816	1.6315	4.3836	5.2335	35.5716
3.6122	0.7691	1.6232	4.3814	5.2355	35.5520
3.6224	0.7566	1.6150	4.3791	5.2374	35.5321
3.6327	0.7441	1.6068	4.3768	5.2394	35.5119
3.6429	0.7316	1.5986	4.3744	5.2415	35.4915
3.6531	0.7190	1.5905	4.3721	5.2435	35.4709
3.6633	0.7064	1.5823	4.3697	5.2456	35.4501
3.6735	0.6938	1.5742	4.3673	5.2477	35.4292
3.6837	0.6812	1.5661	4.3649	5.2498	35.4081
3.6939	0.6686	1.5581	4.3625	5.2519	35.3871
3.7041	0.6560	1.5500	4.3601	5.2541	35.3660
3.7143	0.6434	1.5420	4.3577	5.2563	35.3449
3.7245	0.6308	1.5340	4.3553	5.2585	35.3241
3.7347	0.6182	1.5261	4.3529	5.2608	35.3034
3.7449	0.6057	1.5181	4.3506	5.2630	35.2830
3.7551	0.5932	1.5102	4.3483	5.2653	35.2630
3.7653	0.5808	1.5023	4.3461	5.2676	35.2435
3.7755	0.5684	1.4945	4.3439	5.2700	35.2247
3.7857	0.5562	1.4867	4.3419	5.2724	35.2066
3.7959	0.5440	1.4789	4.3399	5.2748	35.1895
3.8061	0.5320	1.4711	4.3381	5.2772	35.1735
3.8163	0.5201	1.4633	4.3364	5.2797	35.1587
3.8265	0.5083	1.4556	4.3349	5.2822	35.1455
3.8367	0.4968	1.4480	4.3336	5.2847	35.1340
3.8469	0.4855	1.4403	4.3325	5.2872	35.1246

3.8571	0.4745	1.4327	4.3317	5.2898	35.1174
3.8673	0.4638	1.4251	4.3312	5.2924	35.1129
3.8776	0.4534	1.4175	4.3310	5.2951	35.1114
3.8878	0.4434	1.4100	4.3312	5.2978	35.1133
3.8980	0.4339	1.4025	4.3318	5.3005	35.1189
3.9082	0.4248	1.3951	4.3330	5.3032	35.1289
3.9184	0.4163	1.3876	4.3347	5.3060	35.1436
3.9286	0.4084	1.3803	4.3370	5.3088	35.1636
3.9388	0.4011	1.3729	4.3399	5.3117	35.1895
3.9490	0.3946	1.3656	4.3436	5.3146	35.2218
3.9592	0.3889	1.3583	4.3481	5.3175	35.2610
3.9694	0.3841	1.3511	4.3534	5.3204	35.3079
3.9796	0.3801	1.3439	4.3597	5.3234	35.3629
3.9898	0.3772	1.3367	4.3670	5.3265	35.4267
4.0000	0.3754	1.3296	4.3754	5.3296	35.4997

Columns 7 through 8

42.7107	-22.6433
42.7255	-22.8317
42.7404	-23.0220
42.7555	-23.2142
42.7707	-23.4083
42.7861	-23.6044
42.8017	-23.8024
42.8174	-24.0024
42.8333	-24.2044
42.8494	-24.4085
42.8656	-24.6146
42.8821	-24.8229
42.8987	-25.0333
42.9155	-25.2458
42.9324	-25.4605
42.9496	-25.6774
42.9669	-25.8965
42.9845	-26.1179
43.0022	-26.3416
43.0202	-26.5676
43.0383	-26.7959
43.0567	-27.0267
43.0752	-27.2598



43.0940 -27.4954
43.1130 -27.7334
43.1322 -27.9739
43.1516 -28.2170
43.1712 -28.4626
43.1911 -28.7108
43.2112 -28.9617
43.2316 -29.2151
43.2522 -29.4713
43.2730 -29.7302
43.2941 -29.9919
43.3154 -30.2563
43.3370 -30.5235
43.3588 -30.7936
43.3809 -31.0666
43.4033 -31.3425
43.4260 -31.6214
43.4489 -31.9033
43.4721 -32.1881
43.4956 -32.4761
43.5193 -32.7671
43.5434 -33.0612
43.5678 -33.3585
43.5925 -33.6591
43.6174 -33.9628
43.6427 -34.2698
43.6683 -34.5801

data_2 =

1.0e+003 *

Columns 1 through 6

2.3000	1.2124	1.3503	1.6086	1.9381	0.8085
2.2980	1.2160	1.3542	1.6133	1.9411	0.8172
2.2959	1.2195	1.3582	1.6180	1.9440	0.8261
2.2939	1.2230	1.3621	1.6227	1.9469	0.8350
2.2918	1.2266	1.3660	1.6274	1.9496	0.8440
2.2898	1.2301	1.3700	1.6320	1.9523	0.8531
2.2878	1.2336	1.3739	1.6367	1.9550	0.8624



2.2857	1.2372	1.3779	1.6414	1.9576	0.8717
2.2837	1.2407	1.3818	1.6461	1.9601	0.8811
2.2816	1.2442	1.3857	1.6508	1.9625	0.8906
2.2796	1.2478	1.3897	1.6555	1.9648	0.9002
2.2776	1.2513	1.3936	1.6602	1.9671	0.9099
2.2755	1.2549	1.3975	1.6649	1.9693	0.9197
2.2735	1.2584	1.4015	1.6696	1.9714	0.9296
2.2714	1.2619	1.4054	1.6743	1.9734	0.9396
2.2694	1.2655	1.4094	1.6789	1.9754	0.9497
2.2673	1.2690	1.4133	1.6836	1.9772	0.9600
2.2653	1.2725	1.4172	1.6883	1.9790	0.9703
2.2633	1.2761	1.4212	1.6930	1.9807	0.9807
2.2612	1.2796	1.4251	1.6977	1.9823	0.9913
2.2592	1.2831	1.4290	1.7024	1.9838	1.0019
2.2571	1.2867	1.4330	1.7071	1.9852	1.0127
2.2551	1.2902	1.4369	1.7118	1.9865	1.0235
2.2531	1.2937	1.4408	1.7165	1.9877	1.0345
2.2510	1.2973	1.4448	1.7212	1.9888	1.0456
2.2490	1.3008	1.4487	1.7258	1.9898	1.0568
2.2469	1.3043	1.4527	1.7305	1.9907	1.0682
2.2449	1.3079	1.4566	1.7352	1.9915	1.0796
2.2429	1.3114	1.4605	1.7399	1.9922	1.0912
2.2408	1.3149	1.4645	1.7446	1.9927	1.1028
2.2388	1.3185	1.4684	1.7493	1.9932	1.1146
2.2367	1.3220	1.4723	1.7540	1.9935	1.1266
2.2347	1.3255	1.4763	1.7587	1.9937	1.1386
2.2327	1.3291	1.4802	1.7634	1.9938	1.1507
2.2306	1.3326	1.4841	1.7681	1.9937	1.1630
2.2286	1.3362	1.4881	1.7727	1.9936	1.1754
2.2265	1.3397	1.4920	1.7774	1.9933	1.1879
2.2245	1.3432	1.4960	1.7821	1.9928	1.2006
2.2224	1.3468	1.4999	1.7868	1.9923	1.2133
2.2204	1.3503	1.5038	1.7915	1.9915	1.2262
2.2184	1.3538	1.5078	1.7962	1.9907	1.2392
2.2163	1.3574	1.5117	1.8009	1.9897	1.2524
2.2143	1.3609	1.5156	1.8056	1.9885	1.2657
2.2122	1.3644	1.5196	1.8103	1.9872	1.2791
2.2102	1.3680	1.5235	1.8150	1.9858	1.2926
2.2082	1.3715	1.5275	1.8196	1.9841	1.3062
2.2061	1.3750	1.5314	1.8243	1.9824	1.3200
2.2041	1.3786	1.5353	1.8290	1.9804	1.3339

2.2020	1.3821	1.5393	1.8337	1.9783	1.3480
2.2000	1.3856	1.5432	1.8384	1.9760	1.3621

Columns 7 through 8

2.1192	1.5256
2.1196	1.5249
2.1200	1.5243
2.1204	1.5236
2.1207	1.5229
2.1211	1.5222
2.1216	1.5215
2.1220	1.5208
2.1224	1.5200
2.1228	1.5193
2.1233	1.5185
2.1237	1.5177
2.1242	1.5170
2.1246	1.5162
2.1251	1.5154
2.1256	1.5145
2.1261	1.5137
2.1265	1.5129
2.1270	1.5120
2.1275	1.5112
2.1280	1.5104
2.1285	1.5095
2.1289	1.5087
2.1294	1.5079
2.1299	1.5071
2.1303	1.5063
2.1308	1.5055
2.1312	1.5048
2.1316	1.5041
2.1320	1.5034
2.1324	1.5028
2.1327	1.5022
2.1330	1.5016
2.1333	1.5012
2.1335	1.5008
2.1337	1.5005

2.1338 1.5004
2.1338 1.5003
2.1338 1.5004
2.1336 1.5006
2.1334 1.5010
2.1331 1.5016
2.1326 1.5024
2.1320 1.5034
2.1313 1.5047
2.1304 1.5062
2.1293 1.5081
2.1281 1.5103
2.1266 1.5128
2.1249 1.5157

data_3 =

1.0e+003 *
0.9497 0.3962 1.0290 0.3619 0.4040 0.5423
0.9437 0.3973 1.0240 0.3569 0.3987 0.5351
0.9377 0.3985 1.0189 0.3519 0.3934 0.5279
0.9318 0.3996 1.0139 0.3470 0.3880 0.5206
0.9258 0.4008 1.0088 0.3422 0.3826 0.5133
0.9198 0.4019 1.0038 0.3374 0.3770 0.5059
0.9138 0.4031 0.9988 0.3328 0.3713 0.4986
0.9079 0.4042 0.9938 0.3282 0.3655 0.4912
0.9019 0.4054 0.9888 0.3236 0.3596 0.4838
0.8959 0.4066 0.9838 0.3191 0.3537 0.4764
0.8899 0.4077 0.9789 0.3148 0.3476 0.4689
0.8839 0.4089 0.9739 0.3104 0.3414 0.4615
0.8780 0.4100 0.9690 0.3062 0.3352 0.4540
0.8720 0.4112 0.9641 0.3021 0.3288 0.4465
0.8660 0.4123 0.9592 0.2980 0.3223 0.4390
0.8600 0.4135 0.9543 0.2940 0.3157 0.4314
0.8541 0.4146 0.9494 0.2901 0.3090 0.4239
0.8481 0.4158 0.9445 0.2863 0.3022 0.4163
0.8421 0.4170 0.9397 0.2826 0.2953 0.4087
0.8361 0.4181 0.9348 0.2789 0.2883 0.4012
0.8301 0.4193 0.9300 0.2754 0.2812 0.3936
0.8242 0.4204 0.9252 0.2719 0.2740 0.3860
0.8182 0.4216 0.9204 0.2686 0.2667 0.3785

0.8122	0.4227	0.9156	0.2653	0.2592	0.3709
0.8062	0.4239	0.9109	0.2622	0.2516	0.3634
0.8003	0.4250	0.9061	0.2592	0.2440	0.3559
0.7943	0.4262	0.9014	0.2562	0.2362	0.3485
0.7883	0.4273	0.8967	0.2534	0.2283	0.3411
0.7823	0.4285	0.8920	0.2507	0.2202	0.3337
0.7764	0.4297	0.8873	0.2481	0.2121	0.3264
0.7704	0.4308	0.8827	0.2456	0.2038	0.3192
0.7644	0.4320	0.8780	0.2432	0.1955	0.3120
0.7584	0.4331	0.8734	0.2410	0.1870	0.3050
0.7524	0.4343	0.8688	0.2389	0.1783	0.2981
0.7465	0.4354	0.8642	0.2369	0.1696	0.2913
0.7405	0.4366	0.8596	0.2350	0.1607	0.2847
0.7345	0.4377	0.8551	0.2333	0.1518	0.2783
0.7285	0.4389	0.8505	0.2317	0.1427	0.2721
0.7226	0.4401	0.8460	0.2302	0.1334	0.2661
0.7166	0.4412	0.8415	0.2289	0.1241	0.2603
0.7106	0.4424	0.8370	0.2277	0.1146	0.2549
0.7046	0.4435	0.8326	0.2266	0.1050	0.2498
0.6986	0.4447	0.8282	0.2258	0.0952	0.2450
0.6927	0.4458	0.8237	0.2250	0.0854	0.2407
0.6867	0.4470	0.8194	0.2244	0.0754	0.2368
0.6807	0.4481	0.8150	0.2240	0.0653	0.2333
0.6747	0.4493	0.8106	0.2238	0.0550	0.2304
0.6688	0.4504	0.8063	0.2237	0.0446	0.2281
0.6628	0.4516	0.8020	0.2238	0.0341	0.2263
0.6568	0.4528	0.7977	0.2240	0.0235	0.2252

data_4 =

1.0e+003 *					
0.3194	0.5083	0.0543	4.2035	0.0131	-0.0073
0.3147	0.5000	0.0553	4.2049	0.0129	-0.0073
0.3099	0.4918	0.0564	4.2064	0.0127	-0.0073
0.3049	0.4834	0.0574	4.2078	0.0125	-0.0072
0.2999	0.4750	0.0585	4.2093	0.0123	-0.0072
0.2948	0.4665	0.0596	4.2107	0.0121	-0.0072
0.2896	0.4579	0.0607	4.2122	0.0118	-0.0072
0.2843	0.4493	0.0617	4.2138	0.0116	-0.0072
0.2789	0.4406	0.0629	4.2153	0.0114	-0.0072
0.2735	0.4319	0.0640	4.2168	0.0112	-0.0072

0.2679	0.4230	0.0651	4.2184	0.0110	-0.0071
0.2622	0.4141	0.0663	4.2200	0.0107	-0.0071
0.2565	0.4052	0.0674	4.2216	0.0105	-0.0071
0.2506	0.3961	0.0686	4.2232	0.0103	-0.0071
0.2447	0.3870	0.0698	4.2248	0.0100	-0.0071
0.2386	0.3779	0.0710	4.2265	0.0098	-0.0071
0.2325	0.3686	0.0722	4.2281	0.0096	-0.0070
0.2263	0.3593	0.0734	4.2298	0.0093	-0.0070
0.2200	0.3500	0.0747	4.2315	0.0091	-0.0070
0.2136	0.3405	0.0759	4.2333	0.0088	-0.0070
0.2072	0.3310	0.0772	4.2350	0.0086	-0.0070
0.2006	0.3215	0.0785	4.2368	0.0083	-0.0069
0.1940	0.3118	0.0798	4.2386	0.0081	-0.0069
0.1873	0.3021	0.0811	4.2404	0.0078	-0.0069
0.1806	0.2923	0.0824	4.2422	0.0075	-0.0069
0.1738	0.2825	0.0838	4.2440	0.0073	-0.0069
0.1670	0.2726	0.0851	4.2459	0.0070	-0.0068
0.1601	0.2626	0.0865	4.2478	0.0068	-0.0068
0.1532	0.2526	0.0879	4.2497	0.0065	-0.0068
0.1463	0.2425	0.0893	4.2517	0.0062	-0.0068
0.1394	0.2323	0.0907	4.2536	0.0060	-0.0068
0.1324	0.2221	0.0922	4.2556	0.0057	-0.0067
0.1255	0.2118	0.0936	4.2576	0.0054	-0.0067
0.1187	0.2014	0.0951	4.2597	0.0051	-0.0067
0.1119	0.1910	0.0966	4.2617	0.0049	-0.0067
0.1052	0.1805	0.0981	4.2638	0.0046	-0.0067
0.0986	0.1700	0.0996	4.2659	0.0043	-0.0066
0.0921	0.1593	0.1012	4.2680	0.0040	-0.0066
0.0857	0.1486	0.1028	4.2702	0.0038	-0.0066
0.0796	0.1379	0.1043	4.2724	0.0035	-0.0066
0.0737	0.1270	0.1060	4.2746	0.0032	-0.0066
0.0680	0.1161	0.1076	4.2768	0.0030	-0.0065
0.0626	0.1051	0.1092	4.2791	0.0027	-0.0065
0.0576	0.0941	0.1109	4.2814	0.0024	-0.0065
0.0529	0.0829	0.1126	4.2837	0.0022	-0.0065
0.0486	0.0717	0.1143	4.2861	0.0019	-0.0064
0.0448	0.0603	0.1160	4.2885	0.0016	-0.0064
0.0415	0.0489	0.1178	4.2909	0.0014	-0.0064
0.0387	0.0374	0.1196	4.2933	0.0012	-0.0064
0.0365	0.0257	0.1214	4.2958	0.0009	-0.0063

Keluaran program graph_newt_raphs.m

Masukan untuk perhitungan numerik :

```
t0 =  
      3  
delta =  
    1.0000e-004  
  
t1 =  
 4.2623  
t2 =  
 4.3480  
t3 =  
 4.3484
```



Keluaran program misil_target.m

Koefisien polinomial estimasi YT orde 2

T120_2 =

```
1.0e+003 *
-0.0000 -0.0017 5.1961
```

Koefisien polinomial estimasi YM orde 2

M_50 =

```
0.0000 1.1918 -0.0018
```

Koefisien polinomial estimasi YMt orde 2

Mt =

```
0.0003 -0.0075 -50.4822
```

Koefisien polinomial estimasi YMt orde 2 pada selang waktu 4 detik

Mt2_4 =

```
0.0006 -0.6265 99.7517
```

Koefisien polinomial estimasi YMt orde 3 pada selang waktu 4 detik

Warning: Polynomial is badly conditioned. Remove repeated data points
or try centering and scaling as described in HELP POLYFIT.

> In polyfit at 79
In m_t at 39

Mt3_4 =

```
0.0000 -0.0012 0.6930 -41.1374
```

Koefisien polinomial estimasi YMt orde 2 pada selang waktu 3.5 detik.

Mt2_35 =

```
0.0002 -0.1575 19.2394
```

Koefisien polinomial estimasi YMt orde 3 pada selang waktu 3.5 detik.

Mt3_35 =

```
0.0000 -0.0003 0.1545 -7.3437
```

Keluaran program miss_gama.m

```
gamma_TLOS =  
43.5679  
miss_gamma_LOS =  
-6.4321  
gamma_T =  
35.2612  
miss_gamma =  
1.9027
```



Keluaran program newt_raph.m

Newton Raphson dengan toleransi delta.

Tebakan awal untuk $t_0 = 0$

Batas toleransi untuk $t = 0.0001$

Batas iterasi maksimum perhitungan =100

i	t	e
1	3.74987	0.58008
2	4.32995	0.01832
3	4.34827	0.00002

t konvergen : 4.34827 s tercapai pada iterasi ke- 3

Newton Raphson dengan toleransi relatif error.

Tebakan awal untuk $t_0 = 0$

Batas toleransi untuk $t = 0.0001$

Batas iterasi maksimum perhitungan =100

i	t	rel_e
1	3.74987	0.26793
2	4.32995	0.00843
3	4.34827	0.00001

t konvergen : 4.34827 s tercapai pada iterasi ke- 3

Newton Raphson dengan toleransi epsilon.

Tebakan awal untuk $t_0 = 0$

Batas toleransi untuk harga $f(t) = 0.0001$

Batas iterasi maksimum perhitungan =100

i	t	ft
1	3.74987	0.58009
2	4.32995	0.01723
3	4.34827	0.00002

t konvergen : 4.34827 s tercapai pada iterasi ke- 3

Keluaran program newt_raphs.m

Program Perhitungan Numerik Dengan Metode Newton-Raphson.

Masukan untuk perhitungan numerik :

Tebakan awal untuk $t_0 = 3$

Batas toleransi untuk $t = 0.0001$

Batas toleransi untuk harga $f(t) = 0.0001$

Batas iterasi maksimum perhitungan = 100

Keluaran program :

i	t	e	f(t)
1	4.26221	0.08569	0.08119
2	4.34789	0.00040	0.00037
3	4.34829	0.00000	0.00000

t konvergen : 4.34829 s tercapai pada iterasi ke- 3



Keluaran program parabol.m

Koefisien polinomial estimasi YT orde 2

Warning: Polynomial is not unique; degree >= number of data points.

> In polyfit at 72

In parabol at 11

T120_2 =

-0.0010 3.0566 0

Koefisien polinomial estimasi YM orde 2

Warning: Polynomial is not unique; degree >= number of data points.

> In polyfit at 72

In parabol at 22

M_50 =

1.0e-003 *

0.6180 0 0

