

Kontrol PID Longitudinal Displacement Autopilot Missile dengan Simulink

M. Amirullah Akbar, Munadi

Lab. Komputasi dan Otomasi, Jurusan Teknik Mesin, Universitas Diponegoro
Amir240891@gmail.com, munadi@undip.ac.id

Abstrak

Missile merupakan sistem persenjataan modern yang canggih dan memiliki pemandu untuk mengenai target dengan sangat presisi. Manuver dalam pergerakan *missile* menghasilkan kondisi nonlinier ketika mengudara. Hal tersebut dipengaruhi oleh beberapa faktor yang meliputi kondisi aerodinamika dan keadaan atmosfer di udara. Oleh karena itu, makalah ini membahas mengenai bagaimana mengendalikan gerakan *missile* agar tetap stabil dengan kondisi nonlinier. Adapun gerakan yang dikendalikan adalah pada kondisi sistem *longitudinal displacement autopilot*. Hal pertama yang dilakukan adalah memodelkan persamaan gerak longitudinal *missile* menggunakan software MATLAB/Simulink dengan tujuan untuk mengetahui dinamika yang terjadi dengan diwakili oleh fungsi transfer yang menggambarkan ketidakstabilan letak pole dan zero. Selanjutnya, fungsi transfer tersebut dikontrol dengan kompensator berupa kontrol *Proportional Integral Derivative* (PID) dan dianalisa bagaimana respon sistemnya menggunakan bode plot.

Kata Kunci: *Missile*, *longitudinal displacement autopilot*, kontrol PID, bode plot.

1. Pendahuluan

Perkembangan teknologi sistem persenjataan di Indonesia masih kalah jika dibandingkan dengan negara-negara maju. Riset mengenai sistem persenjataan masih jarang dilakukan dan sebagian besar produk-produk sistem persenjataan masih mengimpor. Oleh karena itu, makalah ini membahas mengenai sebagian kecil teknologi dalam mengendalikan *missile* yang difokuskan pada kontrol PID pada gerakan longitudinal *displacement autopilot missile*.

Kontrol PID telah banyak diaplikasikan di berbagai teknologi yang ada. Hal tersebut karena kesederhaannya dalam penggunaannya. Dalam mendesain kontrol PID berbagai metode telah digunakan mulai dari (Basilio dkk., 2002) membahas secara detail algoritma dari kontrol PID sehingga mampu meningkatkan respon transien. Selanjutnya (Munadi, 2014) dalam makalahnya telah berhasil memodelkan dan mengimplementasikan kontrol PID pada motor servo yang nantinya digunakan sebagai pemodelan aktuator dalam makalah ini. (Abdalla, R.A., dkk., 2014) telah mampu mendesain autopilot pitch dengan kontrol PID namun analisa terhadap kesetabilan sistem tidak dijelaskan secara rinci. *Longitudinal Displacement Autopilot* telah berhasil didesain pada pesawat Boeing 747-400 (Kosar, K. 2007). Selanjutnya (Iqbal, M.T, dkk. 2013) membandingkan perbedaan kondisi *displacement autopilot*. Dari beberapa teknologi dalam pengendalian kontrol autopilot yang telah

dilakukan, selanjutnya digunakan dalam makalah ini untuk mendesain kontrol longitudinal *displacement autopilot* pada *missile* dengan menggunakan software Simulink.

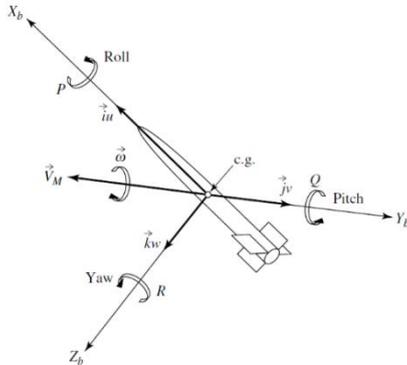
Makalah ini membahas mengenai pemodelan dari *longitudinal displacement autopilot* pada *missile*. Terdapat 5 bagian dalam makalah ini. Bagian pertama merupakan pendahuluan yang berisi *state of art* dari makalah ini. Pada bagian 2 membahas mengenai proses penurunan persamaan dinamik *missile* yang diperoleh dari pemodelan menggunakan hukum Newton 2 dan dirubah pada Simulink untuk dilinearasi guna mendapatkan fungsi transfernya. Pada bagian 3 membuat desain *longitudinal displacement autopilot* dengan kontrol PID. Selanjutnya, pada bagian 4 melakukan analisa kesetabilan dengan bodeplot dan pada bagian akhir berisi kesimpulan mengenai tujuan dari pembuatan makalah ini.

2. Persamaan Gerak Dinamik Missile

Missile dengan 6 derajat kebebasan seperti yang terlihat pada Gambar 1 dengan parameter pada Tabel 1, memiliki pemodelan persamaan yang rumit. Oleh karena itu, pemodelan *missile* memerlukan beberapa asumsi untuk menyederhanakan sistem persamaan tersebut sehingga mempermudah dalam proses analisa. Adapun asumsi-asumsi dalam pemodelan secara rinci telah dibahas oleh (Blakelock, J.H., 1991) adalah sebagai berikut.

1. *Missile* bersifat rigid dan efek aeroelastis dihilangkan.

2. Massa dari *missile* konstan
3. Gangguan pada *equilibrium* dianggap kecil
4. Bumi merupakan *inertial reference* dan *state equation* pada atmosfer dianggap *fixed* terhadap bumi.



Gambar 1. Representasi 6 derajat kebebasan *missile*

Tabel 1: Parameter dalam pemodelan *missile*

Parameter	Roll Body (X_b)	Pitch Body (Y_b)	Yaw Body (Z_b)
Kecepatan Angular	P	Q	R
Kecepatan Linier	u	v	w
Gaya Aerodinamika	F_x	F_y	F_z
Momen Aerodinamika	L	M	N
Momen Inersia	I_x	I_y	I_z
Produk dari Inersia	$J_{xy}=0$	$J_{yx}=0$	$J_{zx}\neq 0$
Koefisien Gaya Aerodinamika	C_D	C_Y	C_L
Koefisien Momen Aerodinamika	C_l	C_m	C_n

Adapun metode pemodelan persamaan gerak yang menggambarkan dinamika *missile* adalah dengan menggunakan hukum Newton II dimana jumlah semua gaya eksternal yang bekerja pada *body missile* harus sama dengan perubahan momentum linier dan semua jumlah momen eksternal harus sama dengan perubahan momentum angular terhadap waktu. Definisi tersebut ditunjukkan pada persamaan 1 dan 2 dimana mV_t merupakan momentum linier, dan H merupakan momentum angular.

$$\sum F = \frac{d}{dt} (mV_t) \quad (1)$$

$$\sum M = \frac{dH}{dt} \quad (2)$$

Selanjutnya, dengan menggunakan beberapa asumsi dan definisi pada persamaan 1 dan 2 maka diperoleh persamaan gerak *missile* 6 derajat kebebasan. Persamaan tersebut terdiri dari gerak translasi yang ditunjukkan pada persamaan 3 dan gerak rotasi yang ditunjukkan pada persamaan 4. Penurunan persamaan tersebut secara jelas dan rinci dibahas oleh (Blakelock, J.H., 1991) dan (Siouris, G.M., 2004) dalam bukunya yang membahas mengenai pemodelan *missile*.

$$\begin{aligned} \sum \Delta F_x &= m(\dot{U} + WQ - VR) \\ \sum \Delta F_y &= m(\dot{V} + UR - WP) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\sum \Delta F_z = m(\dot{W} + VP - UQ)$$

$$\sum \Delta L = \dot{P}I_x - \dot{R}J_{xz} + QR(I_x - I_y) - PQJ_{xz}$$

$$\sum \Delta M = \dot{Q}I_y + PR(I_x - I_z) + (P^2 - R^2)J_{xz} \quad (4)$$

$$\sum \Delta N = \dot{R}I_z - \dot{P}J_{xz} + PQ(I_y - I_x) - QRJ_{xz}$$

2.1 Persamaan Gerak Longitudinal *Missile*

Persamaan gerak *missile* pada persamaan 3 dan 4 dapat disederhanakan menjadi beberapa gerakan diantaranya *longitudinal dynamic*, *lateral dynamic* dan *roll dynamic* guna mempermudah dalam memahami dinamika yang terjadi. Pada makalah ini difokuskan untuk menganalisa bagian *longitudinal dynamic*. Persamaan longitudinal diperoleh dengan mengasumsikan gerakan $P=R=V=0$ sehingga diperoleh persamaan 5.

$$\sum \Delta F_x = m(\dot{U} + WQ - VR)$$

$$\sum \Delta F_z = m(\dot{W} + VP - UQ) \quad (5)$$

$$\sum \Delta M = \dot{Q}I_y$$

2.2 Gaya dan momen Aerodinamika

Berdasarkan persamaan 6, maka gaya dan momen aerodinamika dipengaruhi oleh reference area S , dynamic pressure q , tiga koefisien aerodinamika, yaitu koefisien lift C_L , drag C_D , dan momen pitch C_m yang diakibatkan oleh angle of attack α sedangkan $C_{z\delta}$ dan $C_{m\delta}$ merupakan nilai efektifitas elevator pada defleksi fin δ

$$\sum \Delta F_x = qSC_L + T + mg_x$$

$$\sum \Delta F_z = qSC_D + mg_z + qSC_{z\delta} \delta(6)$$

$$\sum \Delta M = qSdC_m + qSC_{m\delta} \delta$$

2.3 Nilai Parameter Pemodelan Missile

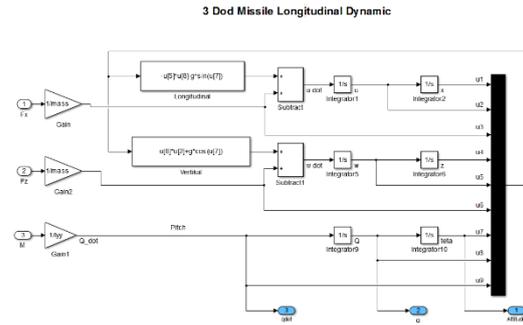
Missile disimulasikan dengan Mach number 2 hingga 4 dengan *angle of attack* sebesar maksimal 20^0 . Berikut adalah nilai parameter yang digunakan dalam pemodelan.

Tabel 2. Nilai parameter missile.

Variabel	Nilai	Satuan	Diskripsi
V_0	984	m/s	Kecepatan total missile
m	204.02	kg	Massa missile
I_y	247,43	kg m ²	Pitch momen inersia
$C_{z\delta}$	-1,94	-	Efektifitas gaya elevator
$C_{m\delta}$	-11,80	-	Efektifitas momen elevator
q	435000	kg/m ²	Dynamic pressure
S	0,0409	m ²	Reference Area
d	0,2286	m	Reference Length
g	9,81	m/s ²	Konstanta gravitasi
T	10000	N	Thrust

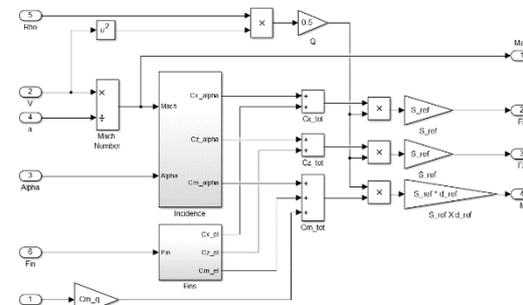
2.4 Analisa open loop dengan Simulink

Simulink merupakan bagian dari software MATLAB yang digunakan untuk membantu membuat pemodelan persamaan differensial dinamik missile. Simulink dapat dengan mudah menganalisa hasil sistem yang didesain dan menggambarkan kondisi kesetabilan sistem melalui letak pole dan zero yang diwakili oleh fungsi transfer. Dalam makalah ini, Simulink digunakan untuk menganalisa open-loop respon defleksi fin terhadap sudut pitch. Berikut adalah desain simulink dari persamaan 5 yang merepresentasikan *longitudinal dynamic* dari missile.



Gambar 2. Desain Simulink persamaan 5.

Selanjutnya, gaya eksternal pada persamaan 6 yang mempengaruhi dinamika missile dimodelkan pada Simulink seperti yang terlihat pada Gambar 6 berikut.



Gambar 3. Desain Simulink persamaan 6.

Dengan menggunakan menu *control design* dan *linear analysis* pada Simulink maka didapat fungsi transfer pitch seperti yang ditunjukkan pada persamaan 7 berikut.

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{-195.2s - 183.8}{s^3 + 29.35s^2 - 3.575s} \quad (7)$$

2.5 Model Aktuator

Aktuator berupa motor servo digunakan untuk menggerakkan elevator pada fin. Berikut pemodelan aktuator dalam bentuk fungsi transfer yang telah didesain oleh (munadi, 2014) dalam papernya dimana ω merupakan kecepatan angular dan V_a merupakan besar *voltage* yang dibutuhkan.

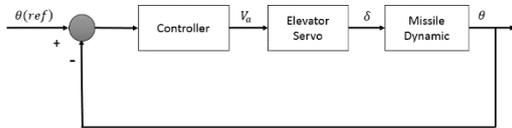
$$\frac{\omega(s)}{V_a(s)} = \frac{19649}{s^2 + 201s + 6290} \quad (8)$$

3. Longitudinal autopilots

Longitudinal autopilots mempunyai beberapa bagian yang dikontrol diantaranya yaitu *displacement autopilot* dan *acceleration autopilot*. Dalam makalah ini akan dibahas mengenai *displacement autopilot*.

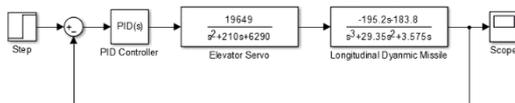
3.1 Displacement Autopilot

Displacement Autopilot merupakan sistem autopilot yang digunakan untuk mempertahankan posisi pitch dari missile. Pada Gambar 6 berikut menunjukkan skema blok diagram dari displacement autopilot.



Gambar 4. Blok diagram displacement autopilot.

Berdasarkan Gambar 6, maka fungsi transfer hasil pemodelan pada persamaan 7 dan 8 dimasukkan pada Simulink sehingga diperoleh Gambar 7.



Gambar 5. Pemodelan displacement autopilot pada Simulink.

3.2 Kontrol PID

Kontrol PID yang berisi gain *proportional* K_p , *integral* K_i , dan *derivative* K_d digunakan sebagai kompensator $C(s)$ untuk membuat sistem tetap stabil. Persamaan 9 berikut menunjukkan formula dari kontrol PID.

$$C(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \frac{N}{s+N} \quad (9)$$

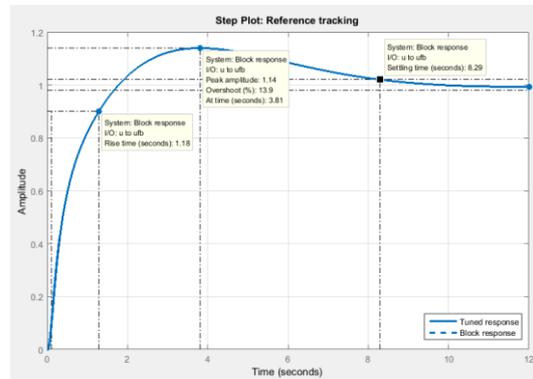
Terdapat beberapa metode yang digunakan untuk menentukan nilai gain kontrol PID, diantaranya adalah dengan *trial and error*, Zieger-Nichols, dan tuning gain simulink. Dalam makalah ini *tuning gain* menggunakan blok PID seperti yang terlihat pada Gambar 7 merupakan cara yang lebih praktis dalam mendesain kestabilan sistem. Langkah berikutnya adalah menentukan kriteria desain yang diinginkan dengan tujuan untuk memperoleh sistem autopilot yang stabil. Tabel 3 berikut menunjukkan spesifikasi desain pada transien respon.

Tabel 3. Spesifikasi desain transien respon.

Parameter	Spesifikasi desain
Overshoot	kurang dari 15%
Rise time	kurang dari 2 detik
Settling time	kurang dari 10 detik
steady-state error	kurang dari 10%

Berdasarkan desain yang diinginkan pada Tabel 3, maka dilakukan proses penentuan nilai gain

kontrol PID menggunakan tuning otomatis dengan memberi step untuk menggambarkan respon transien sistem seperti yang terlihat pada Gambar 8 berikut dengan nilai gain pada Tabel 4.



Gambar 6. Respon transien desain yang diinginkan.

Tabel 4. Gain kontrol PID

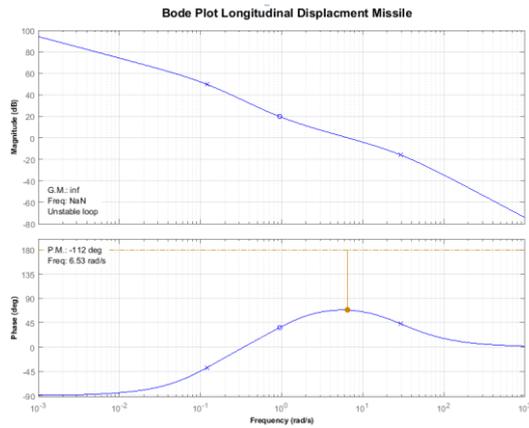
Parameter Kontrol PID	Gain
Propotional (K_p)	-0.027542
Integral (K_i)	-0.0031124
Derivative (K_d)	-0.032189
Filter (N)	2.4514

4. Analisa Kestabilan Sistem

Dalam bagian ini dibahas secara detail mengenai respon yang terjadi pada longitudinal dynamic, respon aktuator, dan respon displacement autopilot yang telah diberi kontrol PID.

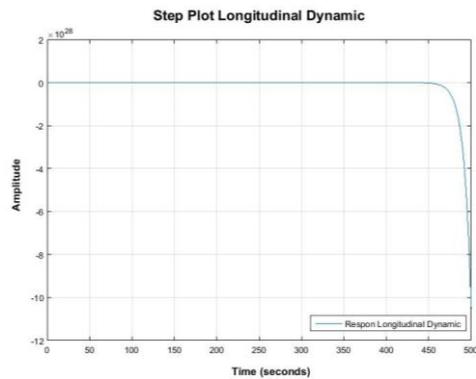
4.1 Respon open loop Longitudinal Displacement Missile

Longitudinal dynamic missile merupakan bagian yang paling besar menerima gangguan dari luar yang berupa gaya eksternal. Berdasarkan pemodelan yang telah dibuat, dinamika missile berada di area tidak stabil. Hal tersebut terlihat ketika fungsi transfer pada persamaan 7 dianalisa pada domain frekuensi menggunakan bode plot dan menghasilkan grafik pada Gambar 7. Berdasarkan grafik tersebut, terlihat bahwa *gain margin* (G.M) mempunyai nilai infinity sehingga sistem menjadi tidak stabil meskipun *phase margin* (P.M) masih memiliki nilai 112^0 .



Gambar 7. Bode plot longitudinal dynamic missile

Fungsi transfer pada persamaan 7 diberi fungsi step untuk melihat dinamika pada domain waktu sehingga diperoleh grafik pada Gambar 8 dimana sistem tidak konvergen.

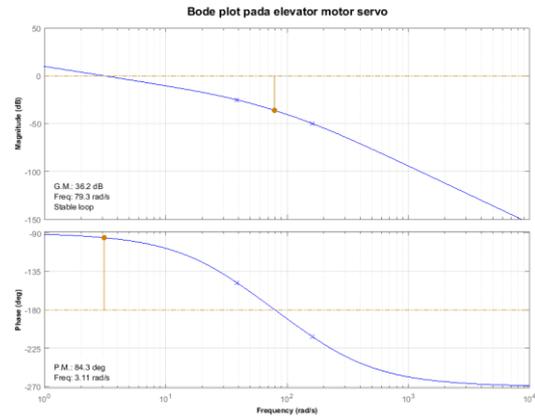


Gambar 8. Step plot longitudinal dynamic missile.

Berdasarkan analisa yang dilihat pada domain frekuensi dan waktu, pemodelan dinamika missile berada pada area yang tidak stabil. Oleh karena itu, missile memerlukan kompensator atau controller untuk menarik letak pole dan zero yang dihasilkan oleh fungsi transfer kearah kondisi yang stabil.

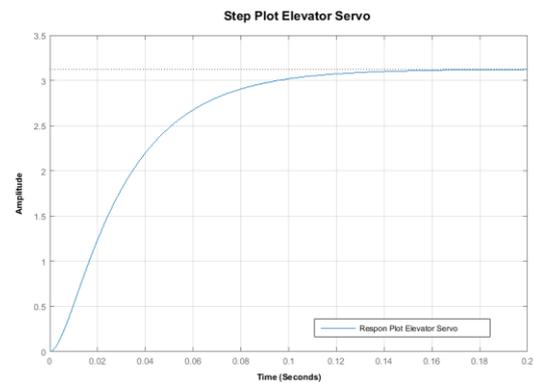
4.2 Respon Aktuator

Aktuator berupa motor servo berfungsi untuk menjaga agar sistem tetap stabil. Oleh karena itu, respon yang baik dan cepat sangat diperlukan. Untuk memperoleh syarat tersebut maka aktuator motor servo dimodelkan sehingga diperoleh persamaan 8 yang menggambarkan respon kecepatan gerakan dari elevator motor servo. Hasil pemodelan motor servo jika dilihat pada domain frekuensi menghasilkan sistem yang sangat stabil dengan nilai gain margin (G.M) yang cukup tinggi yaitu sekitar 36.2 dB dan phase margin (P.M) sebesar 84.3°.



Gambar 9. Bode plot aktuator elevator motor servo.

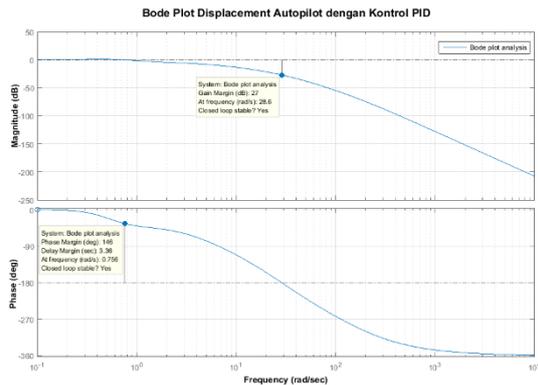
Fungsi transfer pada persamaan 8 diberi fungsi step untuk melihat respon pada domain waktu sehingga dihasilkan Gambar 9. Berdasarkan gambar tersebut menunjukkan bahwa sistem memiliki respon yang stabil dan konvergen sehingga cocok jika digunakan untuk memfilter respon defleksi fin dengan aktuator motor servo.



Gambar 10. Respon aktuator elevator motor servo.

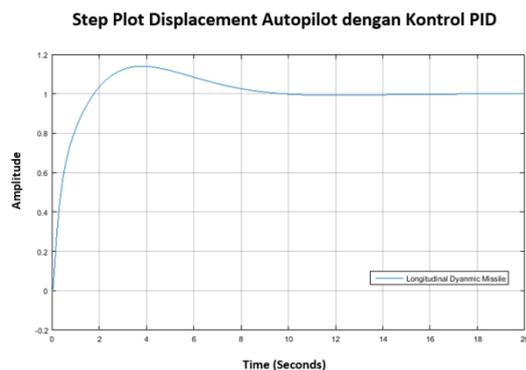
4.3 Respon Longitudinal Displacement Autopilot dengan Kontrol PID

Pemodelan Longitudinal Displacement menghasilkan kondisi plant yang tidak stabil. Oleh karena itu, kontrol PID diperlukan untuk membuat sistem autopilot pada Gambar 5 menjadi stabil. Adapun desain dari respon kontrol PID telah dihasilkan pada Gambar 6 dengan nilai gain pada Tabel 4. Selanjutnya, hasil dari desain tersebut diterapkan pada sistem displacement autopilot dan dianalisa kesetabilannya menggunakan bode plot seperti yang ditunjukkan pada Gambar 12 dimana terlihat bahwa plant yang sebelumnya tidak stabil menjadi stabil setelah ditambahkan kontrol PID. Berdasarkan grafik pada gambar tersebut, gain margin mempunyai nilai sebesar 27dB dan phase margin mempunyai nilai 146°. Adapun tujuan dari penentuan nilai gain dan phase margin tersebut adalah sebagai batas aman kemampuan kontroler bekerja agar sistem tetap stabil.



Gambar 11. Bode plot *displacement autopilot* dengan kontrol PID.

Selanjutnya, Sistem autopilot pada Gambar 5 yang terdiri dari pemodelan aktuator dan *longitudinal displacement dynamic* diberi input fungsi step sehingga diperoleh grafik pada Gambar 11 yang menunjukkan respon transien untuk mencapai posisi yang diinginkan. Hasil tersebut sudah sama dengan desain dari kontrol PID pada Tabel 4.



Gambar 12. Respon step plot *displacement autopilot* dengan kontrol PID.

5. Kesimpulan

Missile memiliki banyak parameter yang mengganggu kesetabilan sistem sehingga pemodelan menjadi hal penting untuk menganalisa dinamika yang terjadi. Hasil dari pemodelan dinamika missile pada *longitudinal displacement* menunjukkan sistem yang tidak stabil. Hal tersebut dibuktikan dari analisa bode plot pada *longitudinal missile displacement* menghasilkan nilai gain margin infinity dan grafik step yang tidak konvergen. Oleh karena itu, Peran kontrol PID sangat penting untuk mengkompensasi dinamika yang terjadi agar missile tetap berada pada kondisi stabil. Adapun kinerja kontrol yang dihasilkan mempunyai batas aman untuk tidak stabil sebesar 27dB dengan phase margin sebesar 146°.

Ucapan Terima Kasih

Penelitian ini dapat terlaksana berkat bantuan sarana dan prasarana dari Laboratorium Otomasi dan Komputasi Teknik Mesin Universitas Diponegoro.

Daftar Pustaka

- Abdalla, R.A., Ahmed, M.M., and Hussein, E.M., (2014). Design of Missile Three-Loop Auto-Pilot Pitch Using PID Controller. In *International Journal Of Advances in Engineering and Management (IJAEM)*. Volume 1, Issue 5, November.
- Aircraft Pitch: Simulink Controller Design, [Online], Diakses di: <http://ctms.engin.umich.edu/CTMS/index.php?example=AircraftPitch§ion=SimulinkControl>
- Basilio J.C., and Matos S. R., (2002). Design of PI and PID Controllers With Transient Performance Specification. In *IEEE Transactions On Education*, Vol. 45, No. 4
- Blakelock, J.H., (1991). *Automatic Control of Aircraft and Missiles*. New York. John Wiley & Sons.
- Iqbal, M.T., Saqib, N.U., and Waheed, A., (2013). Comparison between different displacement autopilots of A-3. *Aerospace Science & Engineering (ICASE)*, 2013 International Conference, p.1-4.
- Kosar, K., Durmaz, S., and Jafarov E.M., (2007) Longitudinal Displacement Autopilot Design For Boeing 747-400 by Root-Locus, *Proceedings of the 9th WSEAS International Conference on Automatic Control, Modeling & Simulation*, Istanbul, Turkey, May 27-29
- Munadi, and Akbar, M.A., (2014). Simulation of Fuzzy Logic Control for DC Servo Motor using Arduino based on Matlab/Simulink. In *International Conference on Intelligent Autonomous Agents, Networks and Systems (Inagentsys 2014)*. Bandung.
- Siouris, G.M., (2004). *Missile Guidance and Control System*. New York. Springer.