

SISTEM KENDALI ROKET UNTUK GERAK *UNPITCHING*

Rika Andiarti, Edi Sofyan
Peneliti Bidang Kendali, Pustekwagan, LAPAN

ABSTRACT

A missile control system utilizing *Proportioncd-Integracd-Derivative* (PID) controller is proposed. With this controller, the missile is constrained to flight with zero pitch angle. By choosing LAPAN's missile RXX-100 as a dynamic model, this PID controller is applied. Simulation results show that the applying controller seems to be effective in missile unpitching manuver.

ABSTRAK

Dalam paper ini, metoda kontrol *Proportional-Integral-Derivative* (PID) digunakan untuk gerak *unpitching* roket (sudut *pitch* sama dengan nol). Gerakan ini diperlukan misalnya untuk mengarahkan kamera pada target tertentu. Model roket yang dipakai adalah model roket kendali yang tengah dikembangkan LAPAN, yaitu RXX-100, dimana parameter-parameter aero-dinamikanya didapatkan dari analisa *software*. Hasil simulasi menunjukkan bahwa kontroler PID cukup efektif digunakan dalam kasus ini.

Kata kunci: *PID Controller, Missile, Unpitching*

1 PENDAHULUAN

Pengembangan roket kendali yang dilakukan LAPAN, sedikit demi sedikit telah menunjukkan hasil yang cukup menggembirakan. Hal ini didukung oleh perkembangan yang dicapai dalam sistem telemetri, sensor navigasi, sensor indra dinamik dan tentu saja sistem aktuator.

Saat ini pengembangan roket kendali sudah memasuki tahap aplikasi kendali aktif. Berbeda dengan pengendalian secara pasif, dimana gerakan roket sudah diatur sejak sebelum terbang, dalam kendali aktif, masukannya hanya berupa tujuan yang ingin dicapai (bisa berupa sudut, posisi, atau yang lainnya). Dan dalam sistem kendali aktif ini, kontroler akan mengeluarkan perintah ke *control surface* untuk bergerak memenuhi tujuan yang telah ditetapkan.

Dalam paper ini, metoda kontrol PID digunakan untuk mengendalikan gerakan roket agar selama terbang tidak membentuk sudut *pitch* (sudut *pitch* sama dengan nol). Hal inilah yang mendasari istilah gerak *unpitching*. Gerakan ini diperlukan misalnya untuk mengarah-

kan kamera pada target tertentu, dalam hal ini target haruslah berupa target diam. Gerakan *unpitching* juga dibutuhkan saat kita menginginkan trayektori roket berbentuk garis datar, seperti yang biasa dilakukan oleh misil jelajah (*cruise missile*). Tetapi untuk mendapatkan trayektori datar ini, kontroler *unpitching* saja belum cukup. Kita harus membuat sebuah kontrol yang mampu menjaga gerak *unpitching* dan sekaligus menjaga ketinggian roket selalu konstan.

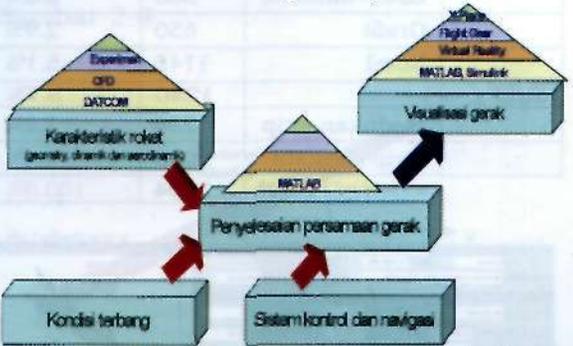
Dalam simulasi yang dilakukan, model roket yang dipakai adalah model roket kendali yang tengah dikembangkan LAPAN, yaitu RXX-100, dimana parameter-parameter aerodinamikanya didapatkan dari analisa *software*. Simulasi gerak *unpitching* ini dilakukan dengan menggunakan *software* SIMULINK.

2 DINAMIKA TERBANG ROKET

Pembuatan dinamika terbang roket pada prinsipnya terdiri dari 5 buah unit seperti terlihat pada Gambar 2-1. Unit pertama adalah penentuan karakteristik geometri roket, dinamik atau inersia roket

dan aerodinamik roket yang biasanya diberikan dalam *stability derivatives* seperti CI, Cd, Cm dan lain sebagainya. Penentuan karakteristik aerodinamik ini dilakukan dengan menggunakan *Missile DATCOM*, CFD seperti FLUENT dan *Experimental* di terowongan angin serta uji terbang. Dalam tulisan ini pendekatan DATCOM digunakan untuk memodelkan roket RXX-100.

Setelah karakteristik roket didapatkan, dan kondisi terbang serta sistem kontrol dan navigasi ditentukan, maka semuanya menjadi masukan untuk unit penyelesaian persamaan gerak roket, yang bisa direpresentasikan baik dalam 3 derajat kebebasan (3DOF) ataupun 6 DOF. *Software* yang digunakan MATLAB untuk menyelesaikan nonlinear *differential equations* dengan basis metode Runga-Kutta. Sebenarnya, selain MATLAB ada juga pemodelan dengan Visual Nastran. *Software* ini cukup baik digunakan untuk melihat pengaruh perubahan gaya-gaya yang ada pada roket terhadap kinematika roket. Representasi grafisnya-pun cukup baik, namun *software* ini memerlukan waktu proses yang agak lama. Sehingga hanya digunakan untuk pemodelan lokal gerak seperti untuk melihat olah gerak pada saat-saat kritis seperti saat roket keluar *launcher*, pengaruh gerakan sirip dan fenomena lain sejenisnya.



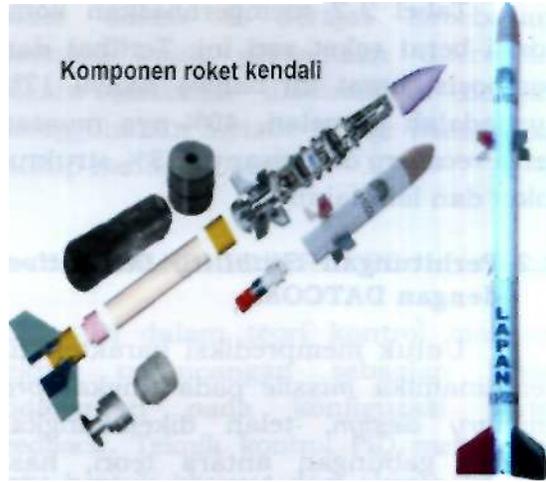
Gambar 2-1: Penentuan dinamika terbang roket

Unit terakhir adalah bagian visualisasi hasil dari olah gerak roket yang dimodelkan. Ada beberapa cara yang dapat digunakan untuk memvisualisasikan hasil ini tergantung dari tujuan penggunaannya. Misalnya Simulink 3DOF dan 6DOF *animation* blok di *Aerospace*

blockset sangat mudah digunakan untuk digabungkan dengan blok-blok lainnya di *simulink*, namun ada keterbatasan fleksibilitas penampilannya. *Virtual Reality*, bisa digunakan untuk menampilkan pemodelan roket dan hasil gerakannya dengan cukup fleksibel, namun karena kecepatan *processing* agak rendah, maka VR kurang cocok untuk digunakan pemodelan secara *real-time*.

2.1 Karakteristik Roket RXX-100

Roket RXX-100 merupakan seri roket yang didesain untuk digunakan sebagai platform pengujian sistem kendali yang sedang dikembangkan di kedeputusan Bidang Teknologi Dirgantara-LAPAN. Roket-roket ini mempunyai panjang sekitar 1.5 m dengan berat total 20 s.d 25 kg. Roket ini berkonfigurasi *canard*, dan mempunyai 4 buah *fixed* sirip dipasang menyilang di bagian belakang (Gambar 2-2). Tergantung dari elevasi peluncuran yang digunakan, roket ini bisa mencapai jarak jangkauan dari 3 hinea 7 km.



Gambar 2-2: Contoh roket RXX100-C04 dengan *breakdown* komponen yang digunakan

Komponen utama roket RXX 100-C04 terdiri dari *steel nosel*, grafit, HTPB propelan, *steel cap*, *igniter*, tabung motor, sistem *recovery*, dan muatan roket seperti terlihat pada Gambar 2-2 dan Tabel 2-1. Tabung roket berdiameter 100 cm ini terbuat dari *Seamless Stainless Steel A304*, sedangkan struktur *canard*-nya terbuat dari bahan aluminium.

Tabel 2-1: MATERIAL RGKET RKX100-C04

Nama komponen	Material
Tabung payload	Alumunium
Nose cone	Fiberglass – epoxi
Nosel	ST 60 – grafit
Cap	ST 40
Tabung separasi	Aluminium
Adaptor	Alumunium
Tabung motor	Steel A304
Control linkage	Aluminium
Struktur payload	Aluminium
Sepatu luncur	Alumunium
Baut	Steel M3-M6



Gambar 2-3: Rancangan roket RKX100-C04

Tabel 2-2 memperlihatkan komposisi berat roket seri ini. Terlihat dari komposisi berat ini bahwa hanya 17% nya adalah propelan, 40%-nya muatan serta *recovery* dan sisanya 33% struktur roket dan lain-lainnya.

2.2 Perhitungan *Stability Derivatives* dengan DATCOM

Untuk memprediksi karakteristik aerodinamika *missile* pada tingkat *preliminary design*, telah dikembangkan metoda gabungan antara teori, hasil pengujian terowongan angin dan rumus semi-empiris. Metoda ini dibuat menjadi program yang disebut sebagai DATCOM *method*. Khusus untuk *missile* telah dibuat *Missile DATCOM*. Perhitungan karakteristik aerodinamik *missile* dengan *Missile DATCOM* dapat dilakukan dalam waktu yang singkat. Dengan *Missile DATCOM*, *preliminary design* sebuah *missile* dapat dipercepat dan tidak mengeluarkan biaya yang mahal. Sistem antar-muka DATCOM telah dikembang-

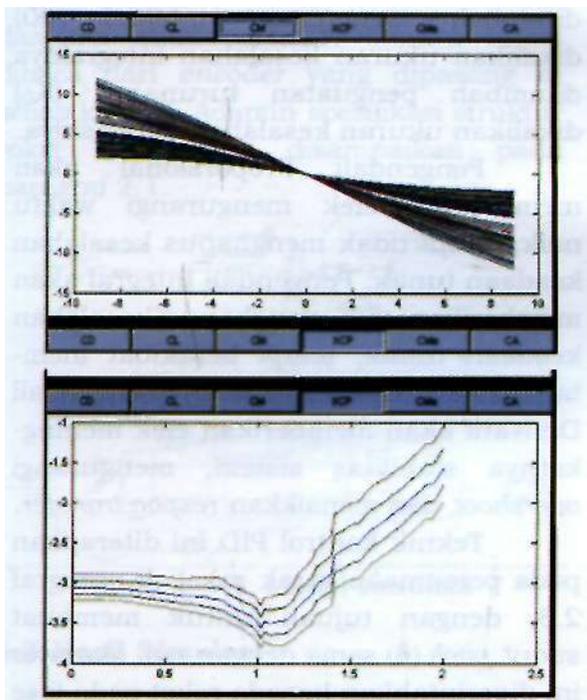
kan dengan mengandalkan kemampuan sistem *graphical user interface* (GUI) terbaru yang terdapat di dalam *software MATLAB Release 13*. Dengan antarmuka ini penggunaan *software* ini menjadi lebih mudah dan *interactive*. Gambar di bawah memperlihatkan tampilan antarmuka tersebut.

Tabel 2-2: KOMPOSISI TIPIKAL BERAT ROKET RKX-100

Komponen Roket	Berat (gram)	Persentasi
	4934	21.9%
Nose cone	331	1.5%
Tabung muatan	1560	6.9%
Muatan	2723	12.1%
Canard (4 buah)	320	1.4%
Sistem recovery	4050	18.0%
Rumah parasut	1200	5.3%
Parasut	350	1.6%
Tabung separasi	1100	4.9%
Piston separasi	600	2.7%
Adaptor separasi	800	3.6%
Motor roket	12240	54.4%
Cap	1015	4.5%
Igniter	300	1.3%
Tabung motor	4430	19.7%
Propelan	3900	17.3%
Liner + inhibitor	800	3.6%
Grafit	650	2.9%
Nosel	1145	5.1%
Sirip	1280	5.7%
Dudukan sirip	280	1.2%
Sirip (4 buah)	1000	4.4%
Total	22504	100.0%

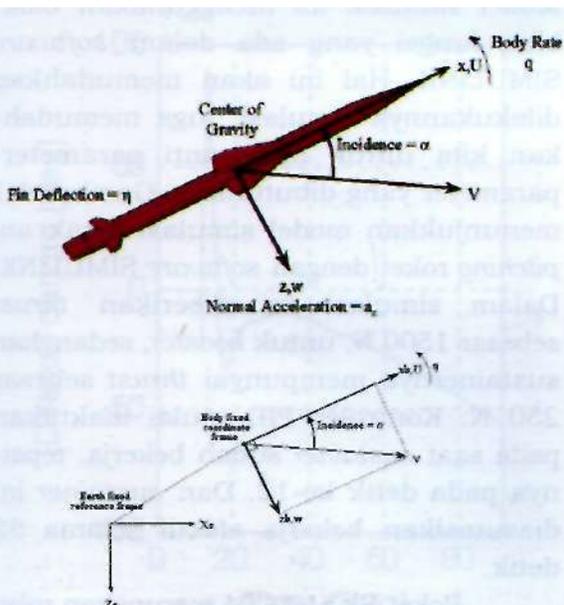


Hasil dari perhitungan yang di peroleh di-plot untuk melihat *trend* dari *derivatives* yang didapat, seperti gambar di bawah ini.



2.3 Persamaan gerak roket

Penyelesaian persamaan gerak roket disini dilakukan dengan melakukan beberapa pendekatan diantaranya dengan mencoba menyelesaikan persamaan nonlinear *differential equation* dalam 3 Dof dan 6 Dof. Pada umumnya gerak roket dapat dimodelkan dalam gerakan dan sumbu aksis seperti terlihat di Gambar 2-4.



Gambar 2-4: Sistem sumbu roket

Persamaan gerak roket 3 derajat kebebasan (3Dof) diberikan oleh persamaan 2-1.

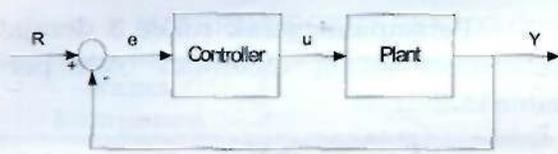
$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{F_{x_{wind}}}{m} - \frac{\dot{m}V}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\alpha} &= \frac{F_{z_{wind}}}{mV} + q + \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{q} = \dot{\theta} &= \frac{M_{y_{body}} - I_{yy} \dot{q}}{I_{yy}} \quad (2-1) \\ \dot{\gamma} &= q - \dot{\alpha} \\ \dot{I}_{yy} &= \frac{I_{yy_{full}} - I_{yy_{empty}}}{m_{full} - m_{empty}} \dot{m} \end{aligned}$$

Simulasi gerak roket dilakukan dengan menggunakan *aerospace blockset toolbox* yang ada di Matlab. *Toolbox* ini sangat mudah digunakan dan mempercepat proses pemodelan yang biasanya harus dilakukan dengan cukup lama. Blok *Euler angles* mensimulasikan gerak roket dalam 6 derajat kebebasan. Keenam buah persamaan diferensial secara simultan diselesaikan dengan menggunakan metode Runge Kutta yang cukup handal di Matlab.

3 SISTEM KENDALI ROKET

Di dalam teori kontrol modern, teknik perancangan sebagian besar didasarkan pada konfigurasi state-feedback. Teknik kontrol PID merupakan satu bentuk khusus dari skema kontrol state feedback tersebut. Dan dapat dikatakan pula bahwa kontrol PID merupakan suatu bentuk yang paling sederhana dari semua teknik kompensasi sistem kontrol yang menggunakan operasi turunan dan integral. Dalam blok diagram, kontroler PID dapat digambarkan sebagai berikut :

Sistem *unity feedback* secara umum dapat dilihat pada blok diagram Gambar 3-1.



Gambar 3-1: Sistem *unity feedback*

Bentuk persamaan kendali PID adalah sebagai berikut:

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3-1)$$

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (3-2)$$

dengan

K_p = Konstanta proporsional

T_d = Waktu derivatif

T_i = Waktu integral

$K_i = \frac{K_p}{T_i}$ = Konstanta integral

$K_D = K_p T_D$ = Konstanta derivatif

Dalam konfigurasi ini, kontroler ditempatkan secara seri dengan *plant*. Maka, konfigurasi sistem seperti ini biasa disebut series atau *cascade compensation*. Konfigurasi ini paling banyak dipakai di dalam desain sistem kontrol.

Seperti telah diketahui, salah satu manfaat penggunaan *feedback* adalah untuk meningkatkan performansi sistem kontrol itu sendiri. Di dalam prakteknya, bisa saja kita hanya menggunakan *term proporsional* saja (P), *term integral* dan *proporsional* (PI) atau *term proporsional* dan *derivative* (PD). Hal itu disesuaikan dengan kebutuhan dan sangat tergantung dari karakteristik sistem yang akan kita kontrol.

Sekarang mari kita perhatikan cara kerja pengendali PID pada sistem *loop* tertutup menggunakan skema yang terlihat pada Gambar 3-1. Variabel (e) menggambarkan *tracking error*, nilai masukan yang berbeda (R), keluaran aktual (Y). *Signal error* ini akan dikirim ke pengendali PID, dan pengendali akan menghitung keseluruhan turunan dan

integral dari *signal error* ini. *Signal* (u) yang telah melewati pengendali, sekarang sama dengan proporsional penguatan (K_p) dikalikan ukuran kesalahannya ditambah penguatan integral (K_i) dikalikan ukuran kesalahan integralnya ditambah penguatan turunan (K_D) dikalikan ukuran kesalahan derivasinya.

Pengendali Proporsional akan memberikan efek mengurangi waktu naik, tetapi tidak menghapus kesalahan keadaan tunak. Pengendali Integral akan memberikan efek menghapus kesalahan keadaan tunak, tetapi berakibat memburuknya *respon transient*. Pengendali Derivatif akan memberikan efek meningkatkan stabilitas sistem, mengurangi *overshoot*, dan menaikkan *respon transfer*.

Teknik kontrol PID ini diterapkan pada persamaan gerak roket di paragraf 2.3, dengan tujuan untuk membuat sudut *pitch* (θ) sama dengan nol. Manuver ini diperintahkan kepada roket pada fase kedua, yaitu fase *sustainer*. Pada fase ini *thrust* relatif kecil, dan kecepatan roket pun cukup kecil, sehingga manuver *unpitching* dapat berjalan dengan baik.

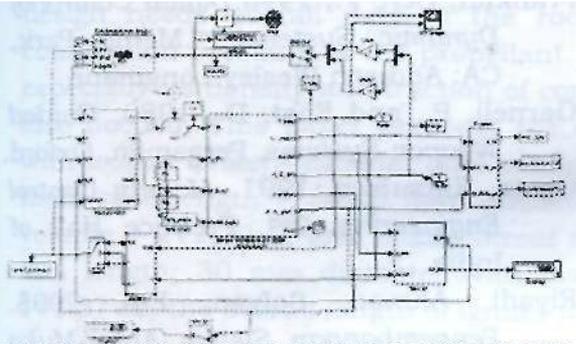
4 HASIL SIMULASI DAN ANALISA

4.1 Desain Simulasi

Persamaan-persamaan model roket, berikut sistem kendalinya, sebelum disimulasikan, dibuat model simulasinya. Model simulasi ini menggunakan blok-blok fungsi yang ada dalam *software* SIMULINK. Hal ini akan memudahkan dilakukannya simulasi, juga memudahkan kita untuk mengganti parameter-parameter yang dibutuhkan. Gambar 4-1 menunjukkan model simulasi gerak *unpitching* roket dengan *software* SIMULINK. Dalam simulasi ini diberikan *thrust* sebesar 1500 N, untuk *booster*, sedangkan *sustainer*nya mempunyai *thrust* sebesar 250 N. Kontroler PID mulai diaktifkan pada saat *sustainer* sudah bekerja, tepatnya pada detik ke-12. Dan *sustainer* ini diasumsikan bekerja efektif selama 33 detik.

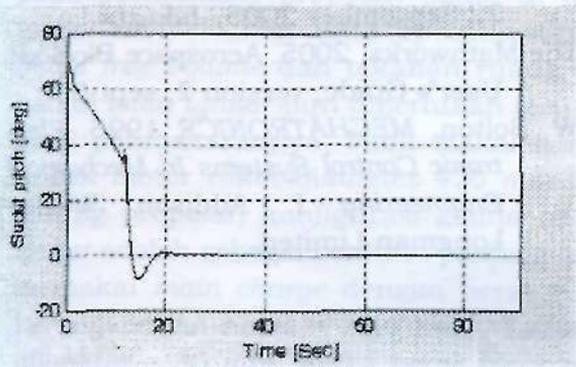
Roket RXX10-C04 merupakan roket kendali, dengan sistem aktuator meng-

gunakan servo motor. Empat buah aktuator dipasang pada masing-masing sirip kanard untuk menggerakkan roket sesuai dengan perintah *{command}*. Sedangkan sudut defleksi kanard dapat dibaca dari *encoder* yang dipasang di setiap kanard. Adapun spesifikasi struktur roket ini seperti disampaikan pada paragraf 2.1.

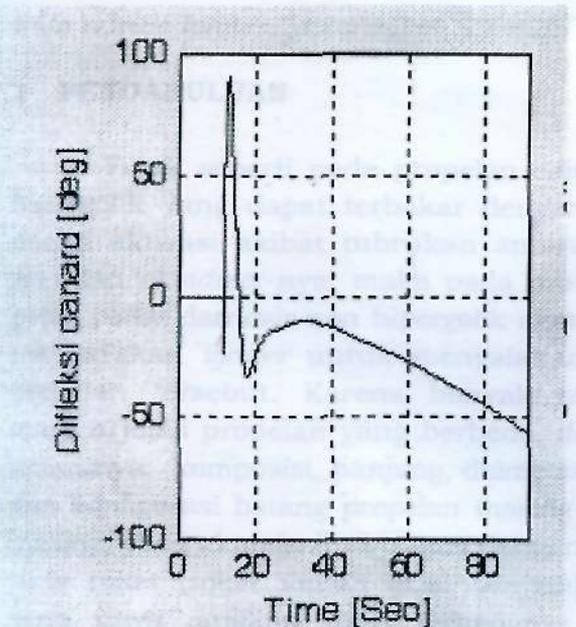


Gambar 4-1: Model simulasi

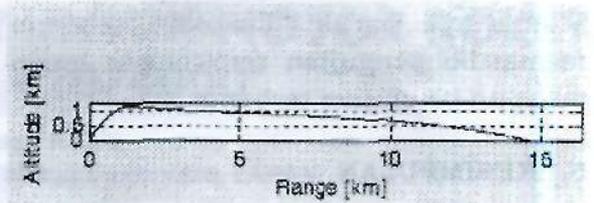
4.2 Hasil Simulasi



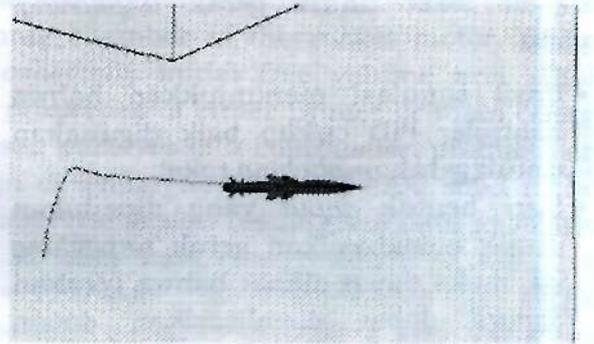
Gambar 4-2: Sudut *pitch* fungsi waktu



Gambar 4-3: Defleksi *canard* fungsi waktu



Gambar 4-4: Ketinggian fungsi jarak jangkauan



Gambar 4-5: Animasi 3 Dof

4.3 Analisa Hasil Simulasi

Dari hasil simulasi terlihat bahwa kontroler yang telah dirancang dapat bekerja dengan baik, hal ini ditunjukkan oleh kurva sudut *pitch* terhadap waktu (Gambar 4-2). Sesaat setelah roket diperintahkan untuk membentuk sudut *pitch* sama dengan nol, yaitu pada detik ke-12, *canard* mulai terdefleksi dan *respons* fime-nya cukup baik, sekitar 6 detik, dengan kesalahan pada keadaan tunak sama dengan nol. Defleksi *canard* (Gambar 4-3) terlihat di awal mengalami *overshoot*, tetapi kembali bergerak stabil setelahnya untuk memenuhi sudut *pitch* sama dengan nol. Adapun range atau jarak jangkauan roket yang dicapai sekitar 14 km, dengan ketinggian maksimum 1 km (Gambar 4-4). Dalam kasus ini, ketinggian tidak menjadi ukuran performansi roket. Sedangkan jarak jangkauan sejauh ini diperoleh dengan sustainer yang bekerja efektif selama 33 detik dan sudut elevasi roket sebesar 70°.

Memang secara *hardware*, desain ini tidak begitu saja mudah dibuat. Tetapi, dapat memanfaatkan HWIL (*hardware in the loop simulation*) untuk menguji kinerja kontroler, dimana roketnya sendiri bisa berupa sebuah model simulasi. Pengujian inilah yang selanjutnya harus dilakukan sebelum

selanjutnya harus dilakukan sebelum memasuki pengujian terowongan angin maupun pengujian terbang.

5 KESIMPULAN

Ada beberapa hal yang dapat disimpulkan dari hasil simulasi pengendalian roket untuk gerak *unpitching*, yaitu

- Hasil simulasi menunjukkan bahwa kontroler PID cukup baik digunakan untuk gerak *unpitching* roket.
- Dari bentuk *input* yang diperlukan untuk menghasilkan gerak *unpitching* ini, maka dapat dilihat bahwa gerakan *canard* dapat direalisasikan dalam bentuk *hardware*.
- Langkah berikutnya dari hasil simulasi ini akan dilakukan simulasi HWIL (*hardware in the loop*) simulation dimana sistem kontroler yang telah dirancang dan dibuat akan bisa diuji kinerjanya sebelum roket secara keseluruhan dapat diuji di terowongan angin maupun diuji-terbangkan.
- Jenis kontroler lain yang dapat dikembangkan adalah sistem *constant-height controller*, dimana roket diperintahkan untuk bisa menjaga ketinggian

yang tetap selama terbang. Tipe kontroler ini sangat diperlukan terutama untuk roket tipe jelajah sehingga tidak dapat terdeteksi radar, selain itu untuk menghasilkan range yang cukup jauh.

DAFTAR RUJUKAN

- Franklin, Gere F., 1998. *Digital Control of Dynamic Systems*, 3rd Edition, Park, CA: Addison Wesley Longman.
- Garnell, P., and East, D., 1980. *Guided Weapon Systems*, Pergamon, Oxford.
- Ogata, Katsuhito, 1991. *Modern Control Engineering*, 2nd Edition. Prentice Hall of India.
- Riyadi, Ahmad; Sofyan, Edi, 2005. *Pengembangan Sistem Antar-Muka Missile Datcom Untuk Perhitungan Karakteristik Aerodinamika Roket Dan Rudal*, Seminar SIPTEKGAN IX, 22 September 2005, Jakarta.
- The Mathworks, 2005. *Aerospace Blockset User's Guide*, version 2, sept-05.
- W. Bolton. *MECHATRONICS*, 1995. *Electronic Control Systems In Mechanical Engineering I*. Addison Wesley Longman Limited.