

# KONTROLER *CAIN SCHEDULING* UNTUK RUDAL UDARA KE UDARA

Rika Andiarti  
Peneliti Bidang Kendall Pustekwagan. LAPAN

## ABSTRACT

A control system for an air-to-air guided missile is developed. Gain scheduling control technique is used to perform the missile flight toward a moving target. The simulation results show that the gain scheduling control technique is effective to obtain the desired missile performance.

## ABSTRAK

Sebuah sistem kontrol untuk mengendalikan rudal udara ke udara telah dicoba untuk dikembangkan. Sistem kontrol ini menggunakan teknik kontrol *gain scheduling*, dan diaplikasikan pada roket LAPAN RKX10-C10. Dari hasil simulasi dapat dikatakan, bahwa metode kontrol *gain scheduling* cukup efektif untuk mengendalikan rudal terbang menuju sasaran tembaknya.

## 1 PENDAHULUAN

Dalam sebuah sistem pertahanan udara, salah satu unsur yang sangat penting adalah tersedianya sistem rudal (peluru kendali) udara-ke-udara. Indonesia sudah memiliki rudal jenis ini, yaitu side winder, buatan Amerika. Tetapi dengan hanya mengandalkan rudal-rudal buatan luar negeri, perkembangan teknologi pertahanan kita menjadi tersendat. Padahal penguasaan teknologi ini sangat dibutuhkan, mengingat kebutuhan kita yang sangat besar akan sistem pertahanan udara yang kuat.

Dalam beberapa tahun terakhir, penelitian dan pengujian rudal sudah dimulai. Tetapi karena beberapa keterbatasan, hasilnya masih belum dapat dikomersialisasikan. Jenis rudal yang dikembangkan adalah roket berdiameter 10 cm, dan panjang 120 cm. Rudal ini didesain mempunyai gaya dorong sebesar 3000 N. Dan dari hasil pengujian terbang carat ke darat, jangkauan yang dicapai sekitar 4.5 Km, dengan sudut elevasi 60 derajat.

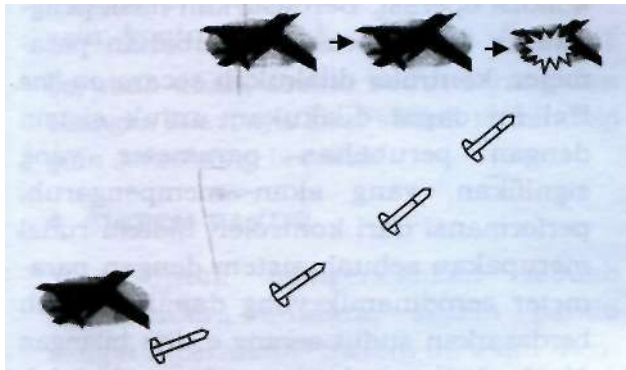
Dalam tulisan ini akan dikemukakan desain dan hasil simulasi sistem kendali untuk rudal udara ke udara. Rudal udara ke udara ini adalah sebuah rudal yang pada awalnya diterbangkan

dengan pesawat terbang, dalam hal ini pesawat tempur, kemudian pada posisi tertentu rudal ditembakkan untuk mengejar target bergerak, misalnya berupa pesawat tempur musuh. Diasumsikan bahwa target terbang lebih lambat dari rudal, dan posisi target awal dan arah terbangnya harus terdeteksi. Gambar 1-1 adalah contoh profil gerakan rudal udara ke udara.

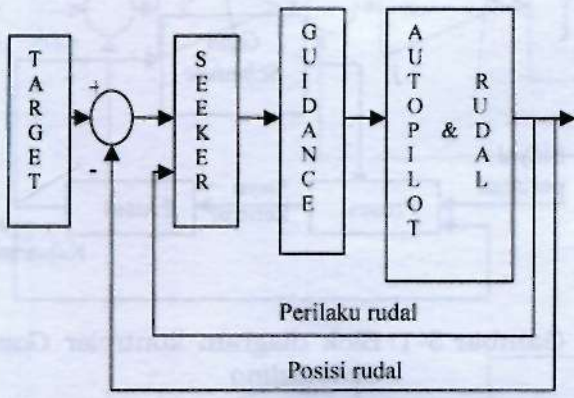
Pada dasarnya, sistem kendali rudal udara-ke udara terdiri dari beberapa subsistem, yaitu, subsistem pencari dan penjejak target (*seeker/tracker*), subsistem pandu (*guidance*), subsistem autopilot dan subsistem rudal itu sendiri. Subsistem-subsistem ini dihubungkan satu sama lain seperti terlihat pada Gambar 1-2. Tetapi, dalam paper ini kita hanya tertarik pada blok sistem Autopilot yang diterapkan terhadap rudal udara-ke-udara. Sedangkan blok seeker dan blok sistem pandu hanya akan disampaikan secara sekilas, karena hasil penelitian lengkapnya akan disajikan dalam paper yang lain.

Teknik kontrol yang digunakan dalam sistem autopilot untuk mengendalikan rudal terbang sampai ke sasaran adalah teknik kontrol *gain scheduling*. Metode ini cukup sederhana, dan telah

banyak digunakan dalam bidang dirgantara, terutama rudal." Satu keunggulan lainnya adalah teknik kontrol ini cukup adaptif terhadap segala kondisi sistem yang dikendalikan. Hal ini disebabkan karena gain kontroler dapat disesuaikan (di- *schedule*).



Gambar 1-1: Profil sistem kendali rudal udara-ke-udara



Gambar 1-2: Blok diagram sistem kendali rudal udara-ke-udara

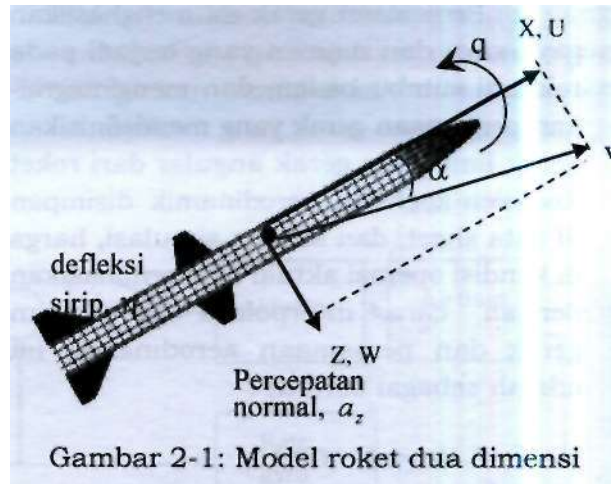
## 2 MODEL RUDAL UDARA-KE-UDARA

Model yang dipakai dalam paper ini telah banyak dipublikasikan dalam paper-paper sebelumnya, di dalam metode-metode kontrol modern untuk desain autopilot sebuah rudal digunakan. Roket kendali diasumsikan memakai sistem kendali *tail control*, dan mampu terbang antara kecepatan 1 Mach sampai 4 Mach, pada ketinggian antara 3 Km dan 18.3 Km, dan sudut serang  $\pm 20$  derajat.

Elemen inti dari model roket ini adalah sebuah representasi non linier dari dinamika benda rigid dari *airframe*. Gaya-gaya aerodinamik dan momen yang bekerja pada misil dihasilkan dari koefisien-koefisien aerodinamik yang

merupakan fungsi nonlinier dari sudut serang dan bilangan *Mach*.

Model roket terdiri dari dua subsistem utama. Pertama adalah model atmosfer yang akan menghitung perubahan kondisi atmosfer berdasarkan ketinggian. Dan yang kedua adalah model persamaan gerak dan aerodinamik yang akan menghitung besarnya gaya dan momen yang bekerja pada bodi roket, dan selanjutnya mengintegrasikan persamaan gerak roket.



Gambar 2-1: Model roket dua dimensi

### 2.1 Persamaan Atmosfer

Subsistem atmosfer yang digunakan adalah sebuah aproksimasi dari ISA [*International Standard Atmosphere*), dan dibagi dalam dua lapisan. Lapisan troposfer, dengan ketinggian antara level laut dan 11 Km. Pada lapisan ini diasumsikan bahwa temperatur turun secara linier terhadap perubahan ketinggian. Di atas troposfer, adalah lapisan stratosfir rendah, dengan ketinggian antara 11 Km dan 20 Km. Pada lapisan ini temperatur dianggap konstan. Persamaan selengkapnya adalah sebagai berikut:

$$T = T_0 - Lh$$

$$\rho = \rho_0 \left( \frac{T}{T_0} \right)^{(x/1R)-1}$$

$$P = P_0 \left( \frac{T}{T_0} \right)^{(x/1R)}$$

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$

Keterangan:

$T_0$  : Suhu mutlak di sea level [K]

$\rho_0$  : Densitas udara di sea level [Kg/m<sup>3</sup>]

- $P_o$  : Tekanan statis di sea level  $[N/m^2]$
- $h$  : Ketinggian  $[m]$
- $T$  : Suhu pada ketinggian  $h$
- $\rho$  : Densitas udara pada ketinggian  $h$
- $P$  : Tekanan statis pada ketinggian  $h$
- $a$  : Kecepatan suara pada ketinggian
- $L$  : Lapse rate  $[K/m]$
- $R$  : Konstanta gas karakteristik  $[J/Kg/K]$
- $g$  : Gravitasi  $[m/s^2]$

### 2.1 Persamaan Gerak dan Persamaan Aerodinamik

Persamaan gerak ini menghasilkan gaya-gaya dan momen yang terjadi pada roket di sumbu badan, dan mengintegralkan persamaan gerak yang mendefinisikan gerak linier dan gerak angular dari roket. Koefisien-koefisien aerodinamik disimpan di data sheet, dan selama simulasi, harga di kondisi operasi aktual dideterminasikan dengan cara interpolasi. Persamaan gerak dan persamaan aerodinamik ini adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \dot{U} &= (T + F_x) / m - qW - g \sin \theta \\ \dot{W} &= F_z / m + qU + g \cos \theta \\ \dot{q} &= M / I_{yy} \\ \dot{\theta} &= q \end{aligned}$$

Dengan  $m$  = massa dan  $J_{yy}$  = Inersia disekitar pusat gravitasi {center of gravity, e.g.}.  $T$  adalah gaya dorong (Thrust),  $U$  kecepatan terhadap sumbu X,  $W$  kecepatan terhadap sumbu Z,  $F_x$  gaya terhadap sumbu X dan  $F_z$  adalah gaya pada sumbu Z. Sedangkan  $q$  adalah laju angguk (pitch rate),  $\theta$  adalah sudut elevasi dan  $M$  momen aerodinamik. Sedangkan persamaan gaya dan momen aerodinamik, adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned} F_x &= \bar{q} S_{ref} C_x(Mach, \alpha) \\ F_z &= \bar{q} S_{ref} C_z(Mach, \alpha, \eta) \\ M &= \bar{q} S_{ref} d_{ref} C_M(Mach, \alpha, \eta, q) \\ \bar{q} &= \text{Dynamic pressure} = \frac{1}{2} \rho V^2 \end{aligned}$$

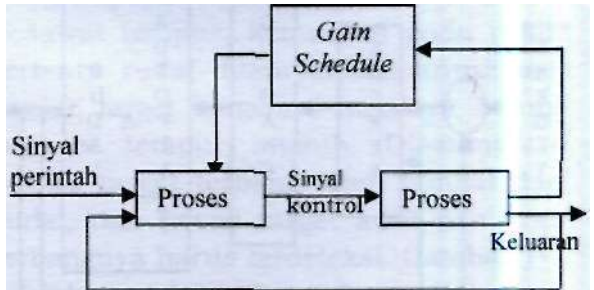
Variabel sumbu stabilitas adalah :

$$\begin{aligned} V &= \text{airspeed} = \sqrt{U^2 + W^2} \\ \alpha &= \text{incidence} = \arctan(W / U) \end{aligned}$$

## 3 DESAIN SISTEM KONTROL

### 3.1 Kontroler Gain Scheduling

Didalam sistem kontrol tanpa gain scheduling, biasanya parameter kontroler dianggap konstan. Tetapi di dalam teknik kontrol gain scheduling, sebuah kontroler diatur untuk beberapa kondisi operasi. Berdasarkan hasil pengukuran suatu proses, perubahan parameter kontroler dilakukan secara on-line. Hal ini dapat dilakukan untuk sistem dengan perubahan parameter yang signifikan, yang akan mempengaruhi performansi dari kontroler. Sistem rudal merupakan sebuah sistem dengan parameter aerodinamik yang dapat berubah berdasarkan sudut serang  $\alpha$  dan bilangan Mach. Jadi untuk sistem kontrol rudal, parameter kontroler di atur berdasarkan kedua bilangan tersebut.



Gambar 3-1: Blok diagram kontroler Gain Scheduling

### 3.2 Desain Autopilot

Tujuan dari autopilot rudal udara-udara adalah untuk mengontrol percepatan normal rudal. Percepatan normal yang harus di penuhi diberikan oleh sistem pandu (guidance system). Sistem pandu menentukan percepatan normal yang diinginkan berdasarkan masukan dari seeker/tracker, yang mendeteksi keberadaan target. Di dalam desain ini, struktur autopilot merupakan sebuah autopilot tiga lup (three loop autopilot) (lihat Gambar 4-1), dengan menggunakan pengukuran-pengukuran dari akselerometer yang diletakkan di depan pusat gravitasi, dan pengukuran dari rate gyro untuk memberikan damping tambahan. Gain kontroler,  $K$ ,  $K_v$ ,  $K_a$  dan  $K_g$  di atur berdasarkan sudut serang dan bilangan

*Mach*, dan di set agar performansinya cukup kokoh pada ketinggian 3 Km. Blok diagram autopilot ini dapat dilihat pada Gambar 4-1.

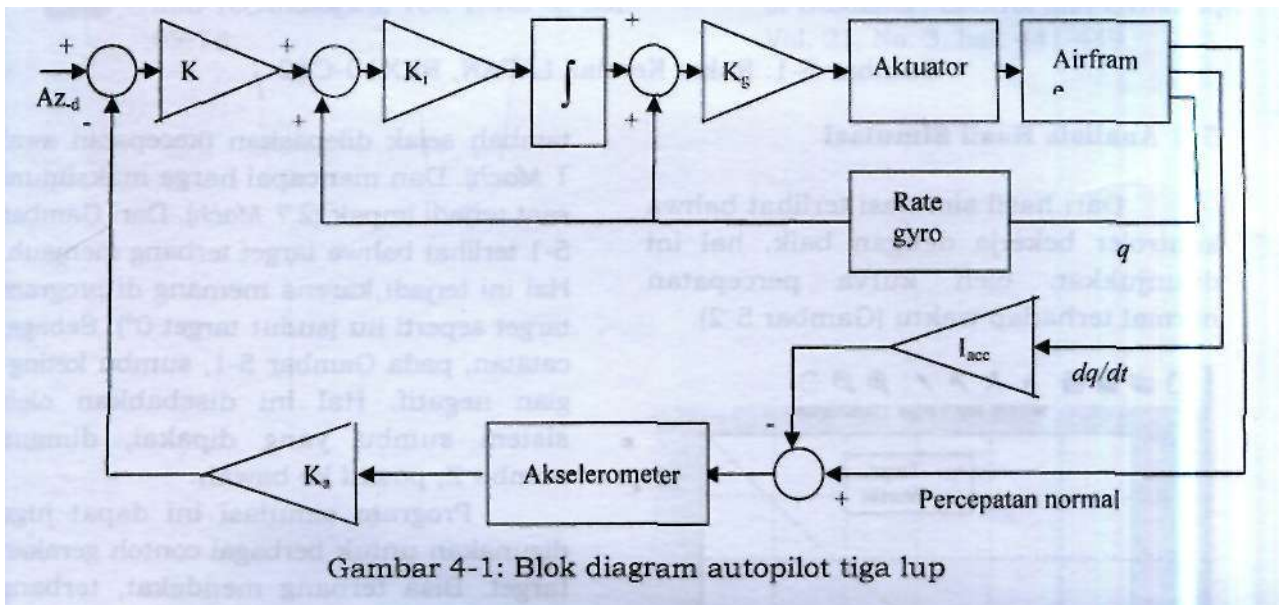
Desain kontroler seperti pada Gambar 4-1, akan mampu mengendalikan rudal untuk terbang dengan percepatan normal yang diinginkan yaitu  $A_{zd}$ , dengan gain kontroler  $K$ ,  $K_i$ ,  $K_a$  dan  $K_K$  yang berubah-ubah, sesuai sudut serang dan bilangan *Mach* nya. Dari sinilah terminologi *gain scheduling* berasal.

#### 4 SISTEM PANDU

Untuk mengendalikan sebuah rudal udara-ke-udara, sistem pandu sangat diperlukan. Sistem ini akan mendeteksi adanya pesawat musuh, melokali-

sasi, menjejak pesawat musuh, dan memerintahkan ke autopilot untuk terbang ke arah pesawat musuh (target). Perintah ini berupa besaran percepatan normal (*lateral acceleration* atau biasa disebut *Latax*) yang harus dipenuhi oleh autopilot. Sistem pandu terdiri dari dua bagian, yaitu :

- Sebuah subsistem *seeker/ Tracker* yang memberi keluaran berupa pengukuran gerakan relative antara roket dan target.
- Sebuah sistem *guidance* (pandu) yang memberikan percepatan normal yang diinginkan kemudian diberikan ke autopilot.



Gambar 4-1: Blok diagram autopilot tiga lup

Fungsi sistem pandu bukan hanya memberikan percepatan normal yang diinginkan, tetapi juga melakukan pencarian awal posisi target.

Begitu *seeker* mengenali target, sebuah PNG law (*Proportional Navigation Guidance*) digunakan untuk memandu rudal sampai terjadi impak. Bentuk *guidance law* (hukum pandu) ini telah digunakan didalam peluru kendali sejak tahun 1950, dan dapat diaplikasikan terhadap rudal yang dipandu radar, infra merah atau televisi. Hukum pandu membutuhkan pengukuran perbedaan kecepatan antara rudal dan target, di mana untuk rudal berpandu radar bisa

didapatkan dengan menggunakan sebuah alat *Doppler tracking*, dan juga membutuhkan harga estimasi galat perubahan sudut *sightline* (garis pandang).

### 5 SIMULASI DAN ANALISIS

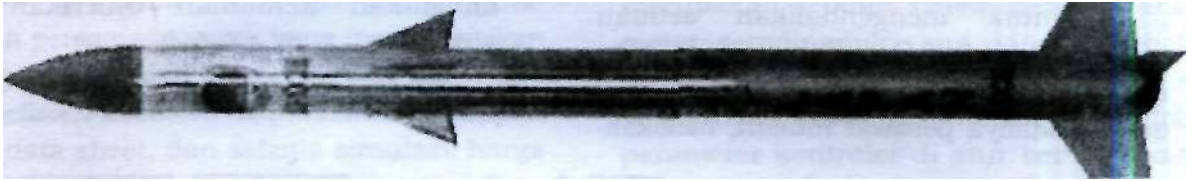
#### 5.1 Desain Simulasi

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. Program utama,

terdiri dari beberapa blok subprogram (subsistem), yaitu blok *Seeker/Tracker*, blok sis tern pandu, blok sis tern dinamik dan blok autopilot.

## 5.2 Hasil Simulasi

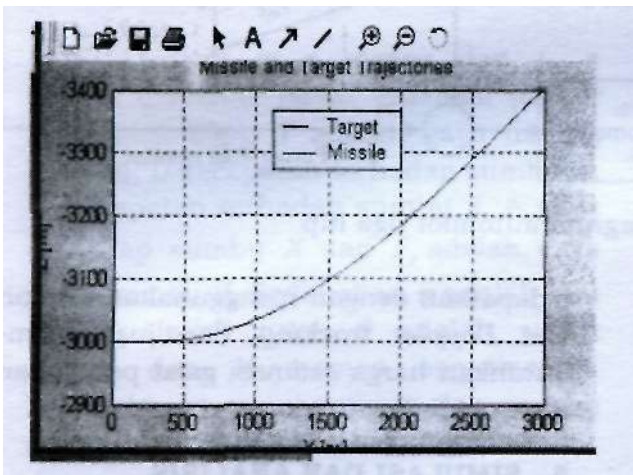
Simulasi dilakukan untuk roket kendali yang sedang dikembangkan LAPAN, yaitu roket berdiameter 100 mm (Gambar 5-1), dengan *thrust*  $T=300$  KG. Roket RKX10-C10 merupakan sebuah roket kendali, dimana sistem pengendaliannya menggunakan servo motor.



Gambar 5-1: Roket Kendali LAPAN, RKX10-C10

## 5.3 Analisis Hasil Simulasi

Dari hasil simulasi terlihat bahwa kontroler bekerja dengan baik, hal ini ditunjukkan oleh kurva percepatan normal terhadap waktu (Gambar 5-2).



Gambar 5-2: Trayektori ketinggian fungsi jangkauan

Percepatan normal rudal riil hampir selalu mengikuti kecepatan normal rudal yang diinginkan yang diberikan oleh sistem pandu. Dan target dapat dihancurkan dalam waktu sekitar 5 detik, sejak rudal diluncurkan. Untuk memenuhi maneuver ini, sirip rudal bergerak antara  $0^\circ$  sampai  $6^\circ$ . Kecepatan rudal terus ber-

Empat buah aktuator dipasang pada masing-masing sirip untuk menggerakkan roket sesuai dengan perintah (*command*). Roket ini pada awalnya diterbangkan dengan pesawat tempur, dan ditembakkan pada kecepatan 300 m/det, pada ketinggian 3 Km. Adapun targetnya adalah target bergerak (pesawat terbang musuh) dengan kecepatan 100 m/det dan terbang horizontal dengan sudut  $0^\circ$ . Hasil simulasi ini dapat dilihat pada Gambar 5-2 dan Gambar 5-3.

tambah sejak dilepaskan (kecepatan awal 1 *Mach*). Dan mencapai harga maksimum saat terjadi impak (2.7 *Mach*). Dari Gambar 5-1 terlihat bahwa target terbang menjauh. Hal ini terjadi karena memang di program target seperti itu (sudut target  $0^\circ$ ). Sebagai catatan, pada Gambar 5-1, sumbu ketinggian negatif. Hal ini disebabkan oleh sistem sumbu yang dipakai, dimana sumbu Z, positif ke bawah.

Program simulasi ini dapat juga digunakan untuk berbagai contoh gerakan target. Bisa terbang mendekat, terbang menjauh, terbang datar, ataupun terbang membentuk sudut.

## 6 KESIMPULAN

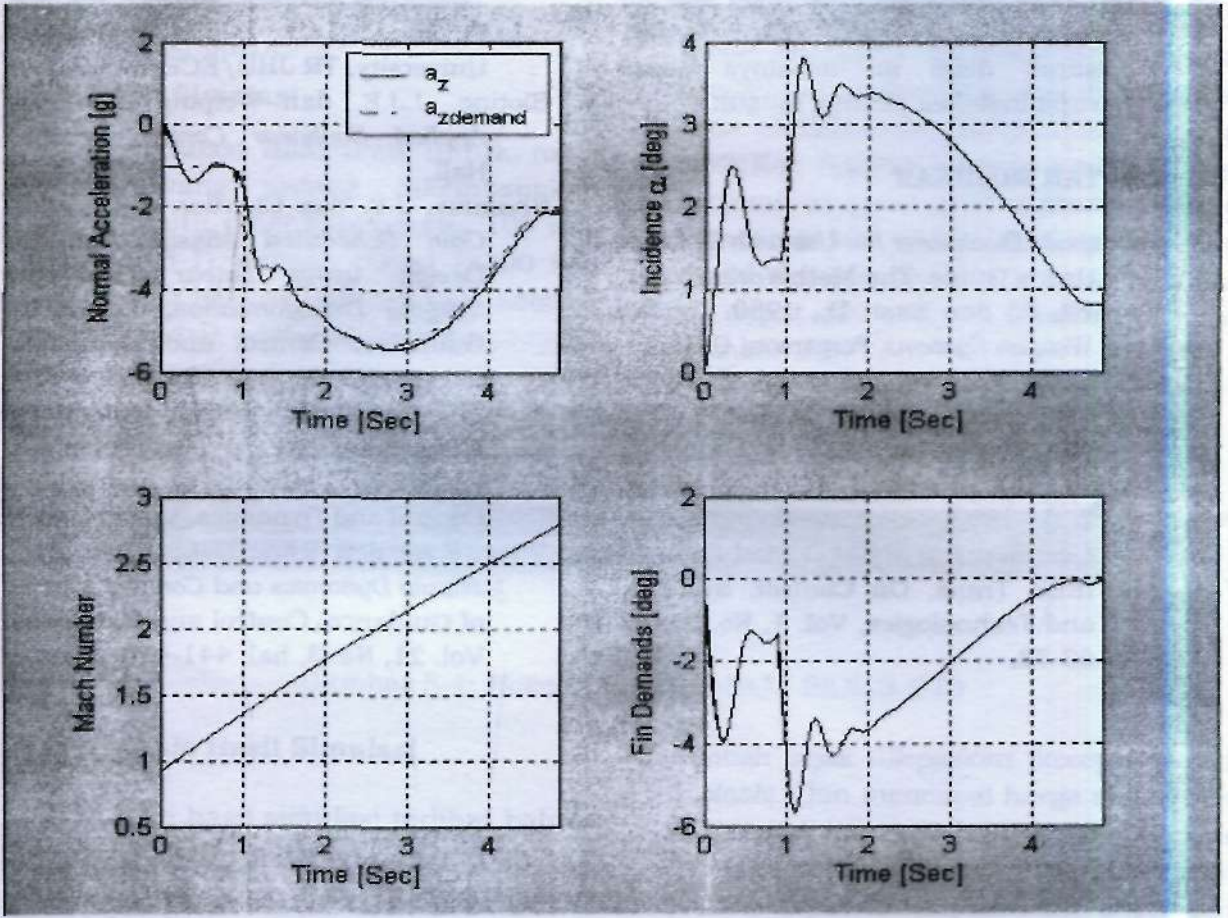
Dari hasil simulasi dapat diambil beberapa kesimpulan, antara lain:

- Kontroler *gain scheduling* sangat tepat diaplikasikan pada terbang rudal udara-ke-udara karena parameter aerodinamik rudal berubah-ubah tergantung dari sudut serang dan bilangan *Mach*.
- Kontroler *gain scheduling* juga cukup efektif diaplikasikan pada rudal. Hal ini dapat dilihat dari performansi terbang rudal yang mampu melumpuhkan target secara cepat dan tepat.

- Lebih jauh, dengan sedikit modifikasi, program simulasi ini juga dapat digunakan untuk simulasi roket kendali dengan sasaran diam (*fixed target*). Sasaran diam ini misalnya dapat berupa instalasi penting musuh.

## DAFTAR RUJUKAN

- Aerospace Blocksheets For Use with Simutink*, User's Guide, The MathWorks, Inc.
- Garnell, P., dan East, D., 1980. *Guided Weapon Systems*, Pergamon, Oxford,
- MATLAB, The Language of Technical Computing*, Using MATLAB, The MathWorks, Inc.
- Nichols, R.A., Reichert, R.T. dan Rugh, W.J., 1993. *Gain Scheduling for Hx Controllers: A Flight Control Example*, IEEE Trans. On Control, Systems, and Technologies, Vol. 1, No. 2, hal. 69-78.
- Rugh, W.J. dan Jackson, P.B., 1994. *Analysis of Gain Scheduling for the Three-Loop Autopilot Structure*, Applied Physics Lab John Hopkins University, TR JHU/ECE 94-02.
- Slotine, J.J.E. dan Weiping Li, 1991. *Applied Nonlinear Control*, Prentice Hall.
- Sham ma, J.S. dan Cloutier, J.R., 1993. *Gain Scheduled Missile Autopilot Design using Linear Parameter Varying Transformation*, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 16, No. 2, , hal. 256-263.
- Stilwell, Daniel J., 2001. *State-Space Interpolation for a Gain-Scheduled Autopilot*, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 24, No. 3.
- Wise, K.A., dan Broy, D.J., 1998. *Agile Missile Dynamics and Control*, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 21, No. 3, hal. 441-449.



Gambar 5-3: Grafik percepatan normal, Sudut Incidence, Bilangan *Mach* dan gerak sirip fungsi waktu