

# IDENTIFIKASI PARAMETER DAN PERANCANGAN SISTEM KENDALI PID UNTUK ANALISIS SIKAP TERBANG UAV [PARAMETER IDENTIFICATION AND DESIGN PID CONTROLLER FOR FLYING ATTITUDE ANALYSIS OF UAV]

Eko Budi Purwanto\*), Syahron Hasbi Nasution, Supendi\*\*)

\*) Peneliti Bidang Simulasi dan Pemodelan, Pustekbang, Lapan

\*\*\*) Mahasiswa STEI - ITB

e-mail: ekobudi1310@gmail.com

## ABSTRACT

Based on the state space yield first principle method knowed that characteristic of UAV is static stable. To get the near real condition doing verification of state space model by using the identification system toolbox of Matlab. The yield show that matrix element of state space is different both of them. Furher step is design the PID control system base on new state space, and for improve the performance system used Kalman filter.

Key word: *identification system, PID parameter, Kalman filter, Maximum overshoot*

## ABSTRAK

Berdasarkan persamaan keadaan hasil metode *first principle* diketahui bahwa karakteristik UAV karakteristik stabil statis. Untuk mendapatkan persamaan keadaan yang mendekati keadaan sebenarnya, maka dilakukan verifikasi dengan menggunakan *indentification system toolbox* Matlab. Hasilnya menunjukkan bahwa terdapat perbedaan nilai elemen matrik dari kedua metode. Langkah selanjutnya adalah merancang sistem kendali PID berdasarkan persamaan keadaan yang baru dan untuk memperbaiki kinerja sistem digunakan filter Kalman.

Kata kunci: *Sistem identifikasi, Parameter PID, Filter Kalman, Lewatan maksimum*

## 1 PENDAHULUAN

Persamaan keadaan (*state space*) dinamika terbang UAV merupakan syarat yang harus dipenuhi untuk perancangan sistem kendali. Penurunan persamaan keadaan menggunakan metode *first principle* dan karakteristik stabil statis sudah dilakukan, namun perlu diverifikasi [Eko Budi Purwanto dkk, 2011; Eko Budi Purwanto, 2012]. Dengan perangkat lunak *identification system toolbox* Matlab dilakukan identifikasi untuk melakukan koreksi dan mendapatkan persamaan keadaan baru [Nn, 2011]. Diharapkan UAV dapat terbang dengan stabil dan *autonomous*, oleh karena itu UAV harus dilengkapi dengan sistem kendali yang handal.

Untuk mendapatkan nilai parameter kendali yang sesuai, maka dilakukan simulasi. Nilai parameter kendali hasil simulasi tersebut digunakan sebagai acuan untuk implementasi ke perangkat keras (*hardware*) sistem kendali yang dalam penelitian ini digunakan sistem tertanam (*embedded system*) ardu pilot.

Tujuan dari penelitian ini adalah:

- Identifikasi parameter dinamika terbang UAV menggunakan *identification system toolbox* Matlab.
- Menentukan parameter dan simulasi sistem kendali PID untuk UAV.

UAV yang digunakan dalam penelitian ini dan spesifikasi teknisnya disajikan pada Gambar 1-1 dan Tabel 1-1.



Gambar 1-1: UAV “Elang Avionik”

Tabel 1-1: SPESIFIKASI UAV LAPAN YANG DIGUNAKAN DALAM PENELITIAN INI

Simbol	Nama	Besaran	Keterangan
m	Total berat pesawat	9,275 – 9,49 kg	Total massa pesawat termasuk muatan kendali dan bahan bakar penuh
	Ekor Horizontal	0,253 kg	
	Ekor Vertikal	0,388 kg	
	Sayap	2,318 kg	
	Body + tangkai ekor	5,387 kg	
	Berat muatan yang ada	0,619 kg	
	Landing ger (roda)	0,3 kg	
$m_1$	Berat muatan	3,0 kg	Berat total muatan yang dibawa pesawat
V	Kecepatan	26 m/det	Kecepatan translasi pesawat (kec cruise)
$\bar{c}$	Panjang cord aerodinamik rata-rata	32,5 cm	Lebar sayap (cord)
S	Luas permukaan sayap	7166,25 cm <sup>2</sup>	Luas total permukaan sayap
L	Overall lengt	160 cm	Panjang total pesawat
b	Wing span	220,5 cm	Panjang sayap
g	Percepatan gravitasi	9,8 m/det <sup>2</sup>	
T	Thrust mesin	3,7 HP	Daya dorong mesin
t	endurance	90 menit	Lama terbang
	Ketinggian terbang rata-rata	120 meter	Ketinggian pada saat terbang lurus (cruise)

## 2 METODE PENENTUAN PARAMETER SISTEM

### 2.1 Identifikasi Parameter Dinamika Terbang

Untuk mendapatkan nilai parameter dinamika terbang UAV digunakan *grey box system identification* dengan cara memberi masukan (*input*) ke sistem dan mengamati keluaran (*output*). Langkah-langkah identifikasi parameter UAV meliputi: penurunan persamaan gerak, uji sistem, *filtering noise* dengan filter Kalman dan estimasi persamaan keadaan [Nn, 2011]. Estimasi persamaan keadaan menggunakan *Predicted Error Method* (PEM) didasarkan pada hasil *first-principle* dan divalidasi dengan mengamati keluaran terhadap masukan yang diberikan.

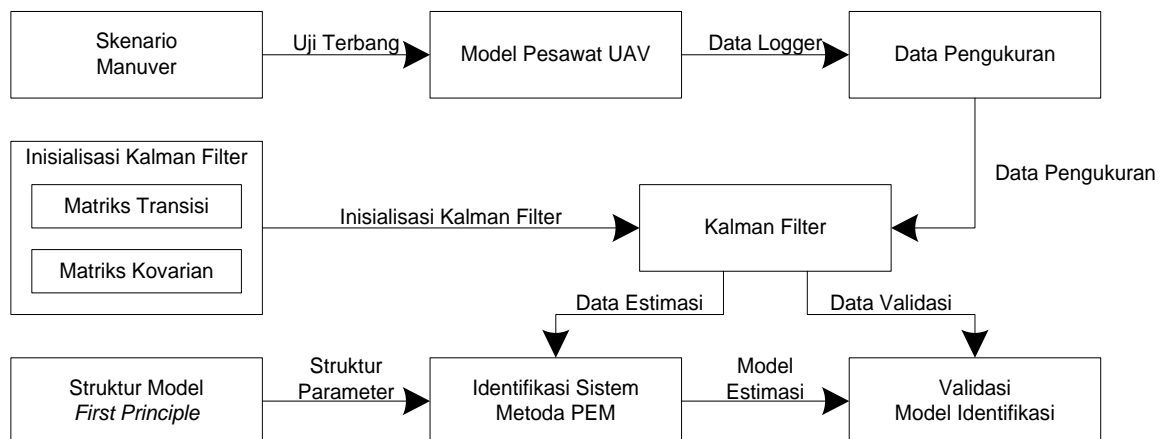
Persamaan keadaan dari UAV yang dihasilkan dari penurunan terdiri atas dua matra yaitu:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,1489 & 0,1233 & -0,3770 & 0 \\ -0,7525 & -6,1342 & -0,0132 & 0,9944 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1,5203 & -24,34 & 0,02656 & -6,0637 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -0,3471 \\ 0 \\ 58,92 \end{bmatrix} [\delta_e] \quad (2-1)$$

Nilai Eigen mode *phugoid*  $-0,061293 \pm 0,40526i$  dan mode *non oscillation*  $-6,1121 \pm 4,9253i$ .

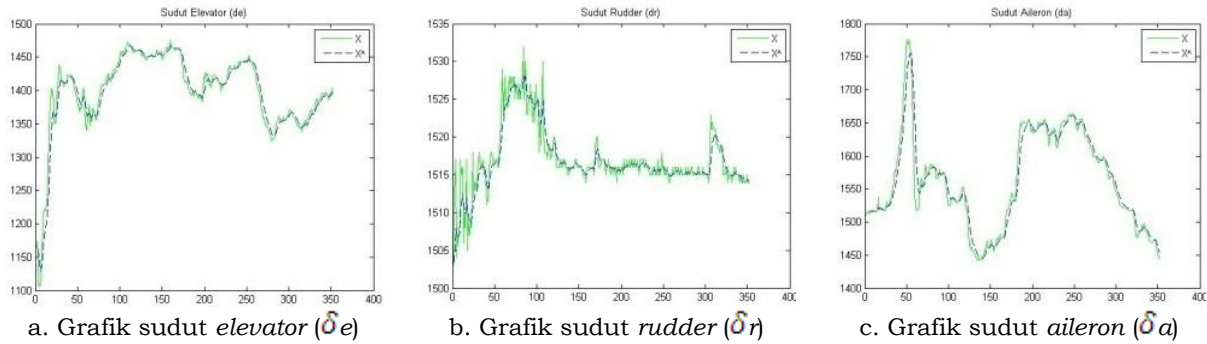
$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,7313 & 0,0015 & -1 & 0,3771 \\ -41,715 & -12,611 & 2,4077 & 0 \\ 31,832 & -0,2022 & -1,1616 & 0 \\ 0 & 1 & 0,0349 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0,0696 \\ 98,571 & 7,1173 \\ -0,7000 & -1,3632 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

Nilai Eigen untuk mode Dutch roll  $-0,91089 \pm 5,7994i$ , mode *spiral*  $-0,036563$  dan mode *roll subsidence*  $-12,7181$ .



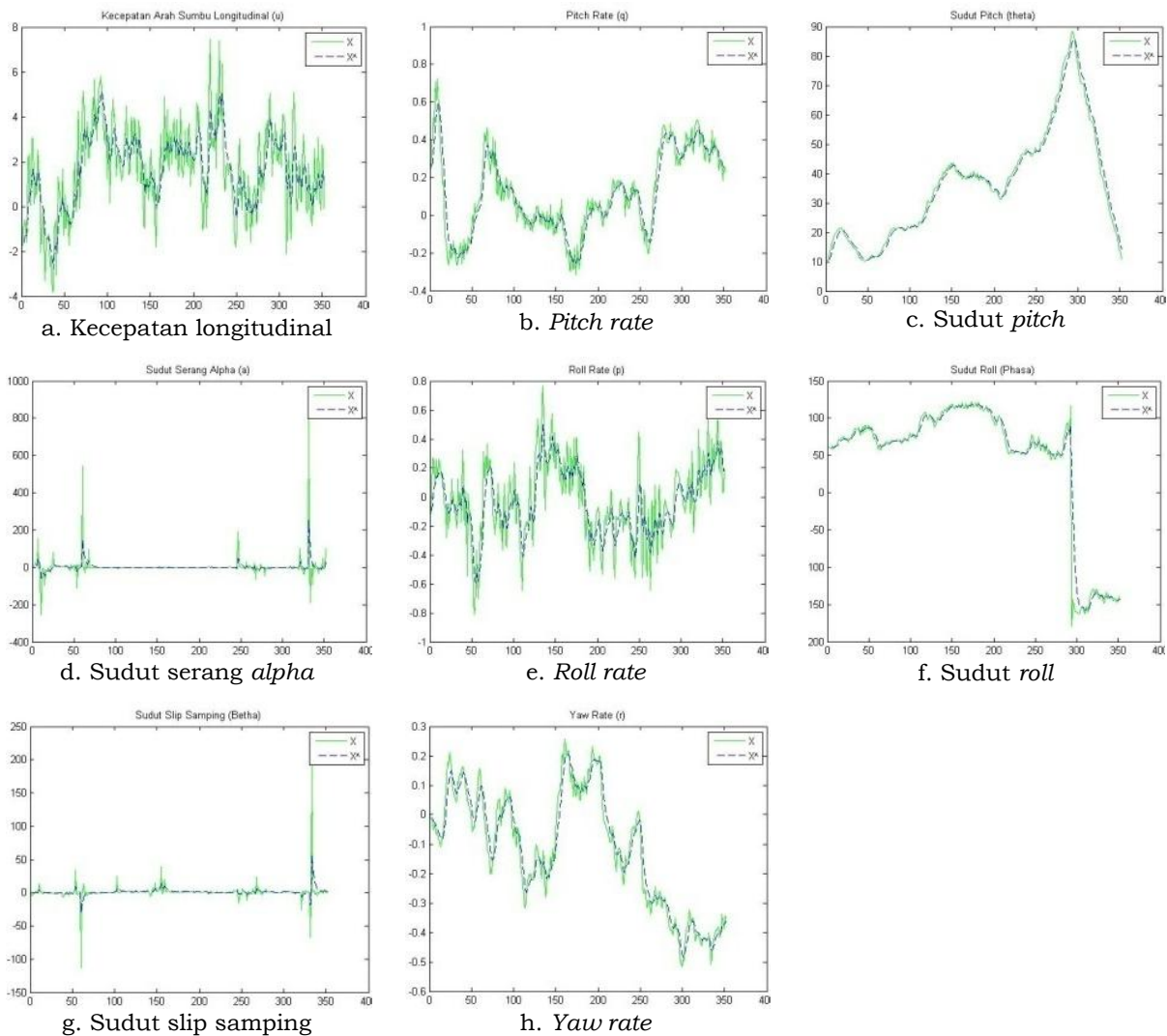
Gambar 2-1: Diagram blok proses identifikasi sistem

Grafik masukan yang diberikan pada sistem seperti dibawah ini.



Gambar 2-2: Variabel masukan sistem

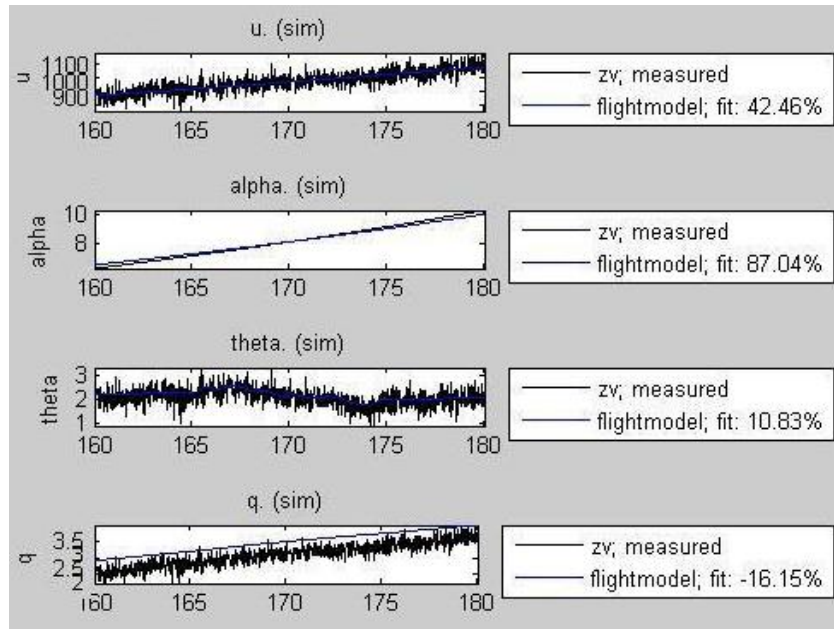
Grafik respon sistem terhadap masukan yang diberikan seperti dibawah ini.



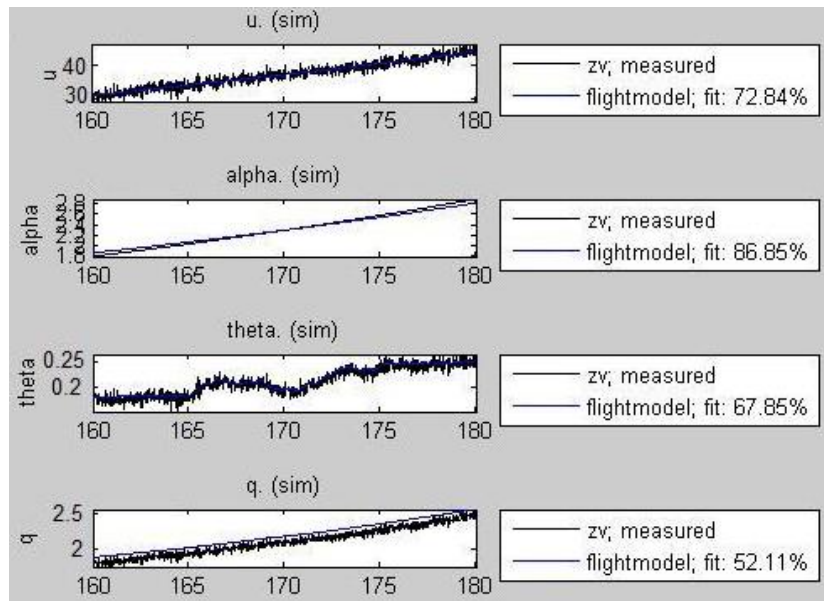
Gambar 2-3: Variabel keluaran sistem

Berdasarkan Gambar 2-2 dan 2-3 di atas, dapat dikatakan bahwa sistem yang dibangun mampu merespon masukan yang diberikan. Oleh karena

itu bisa dilanjutkan ke identifikasi parameter untuk memverifikasi nilai parameter yang digunakan.



Gambar 2-4: Best fit identifikasi sistem matra longitudinal tanpa filter Kalman



Gambar 2-5: Best fit identifikasi sistem matra longitudinal dengan filter Kalman

### 2.1.1 Estimasi matra longitudinal

Grafik hasil identifikasi menggunakan *identification system toolbox Matlab* tanpa filter Kalman seperti Gambar 2-4. Grafik keluaran sistem setelah diberikan filter Kalman ditampilkan pada Gambar 2-5.

*Best fits* adalah kesesuaian antara keluaran model dengan validasi data keluaran. Jadi prosentase tersebut menunjukkan perbedaan antara hasil validasi (identifikasi) dengan model hasil penurunan yang digunakan dalam simulasi.

Estimasi persamaan keadaan berdasarkan grafik keluaran pada matra longitudinal adalah:

$$\dot{x}_{Lon} = A_{Lon}x_{Lon} + B_{Lon}u_{Lon} \quad (2-3)$$

Dengan elemen matriks  $A_{Lon}$  dan  $B_{Lon}$  adalah:

$$\begin{bmatrix} -0,1527 & 0,1089 & -0,40 & 0 \\ 0,6989 & -5,790 & -0,010 & 1,01 \\ 0 & 0 & 0 & 0,997 \\ 1,465 & -25,20 & 0,0301 & -6,110 \end{bmatrix} A_{Lon} = \text{dan}$$

$$B_{Lon} = \begin{bmatrix} 0,001 \\ -0,4362 \\ 0 \\ -60,01 \end{bmatrix} \quad (2-4)$$



Matrik A dan B hasil identifikasi dengan Matlab pada persamaan (2-4) berbeda relatif besar dengan hasil penurunan pada persamaan (2-1). Prosentase perbedaan diperlihatkan pada Gambar 2-4 dan Gambar 2-5.

**2.1.2 Estimasi matra lateral-direksional**

Identifikasi sistem pada matra lateral direksional dilakukan untuk sumbu *y*. Variabel keluaran adalah roll rate (*p*), yaw rate (*r*), sudut roll ( $\Phi$ ) dan sudut slip samping ( $\beta$ ), sedangkan variabel masukan berupa defleksi aileron

dan rudder. Didapat grafik keluaran identifikasi (Gambar 2-6).

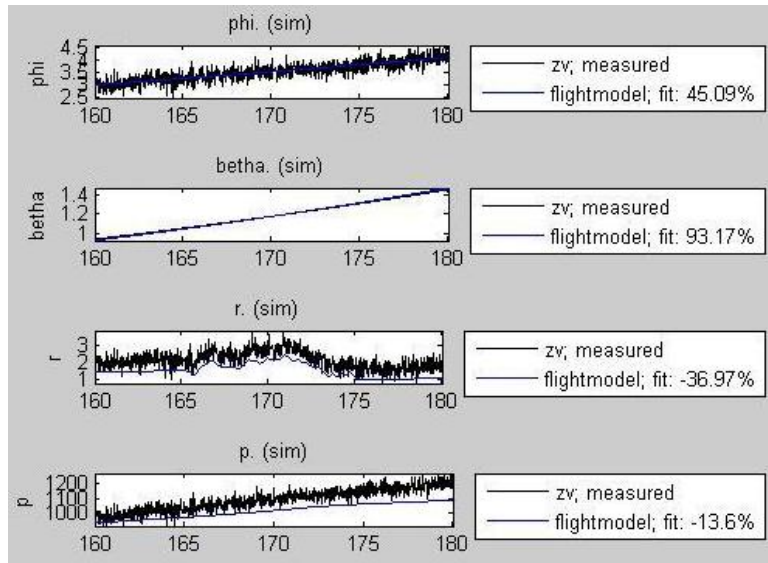
Estimasi persamaan keadaan berdasarkan grafik keluaran pada matra lateral direksional adalah:

$$\dot{x}_{Lat} = A_{Lat}x_{Lat} + B_{Lat}u_{Lat} \tag{2-5}$$

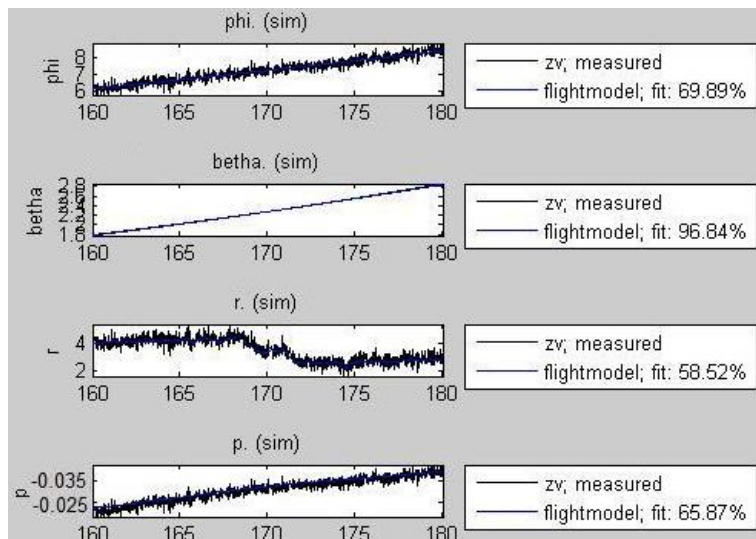
Elemen matriks keadaan  $A_{Lat}$  dan  $B_{Lat}$  adalah:

$$A_{Lat} = \begin{bmatrix} -0,6998 & 0,0014 & -1 & 0,3487 \\ -39,543 & -13,007 & 2,356 & 0 \\ 33,052 & -0,1889 & -1,0918 & 0 \\ 0 & 1 & 0,06534 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\text{dan } B_{Lat} = \begin{bmatrix} 0 & 0,07 \\ 96,778 & 6,975 \\ -0,699 & -1,401 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2-6}$$



Gambar 2-6: Best fit identifikasi sistem matra lateral lanpa filter Kalman



Gambar 2-7: Best fit identifikasi sistem matra lateral dengan filter Kalman

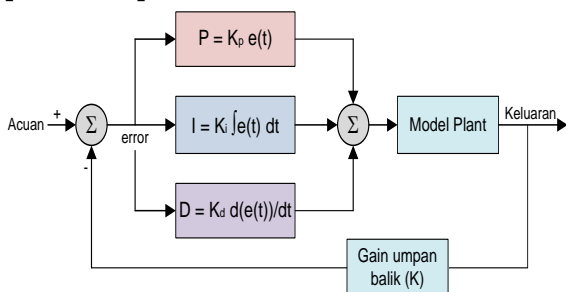
Matrik A dan B hasil identifikasi dengan Matlab pada persamaan (2-6) berbeda relatif besar dengan hasil penurunan persamaan pada (2-2). Prosentase perbedaan diperlihatkan pada Gambar 2-6 dan Gambar 2-7.

Sebagai pendekatan, simulasi matra longitudinal dan lateral-direksional dilakukan secara terpisah. Pendekatan ini biasa dilakukan untuk mendapatkan nilai parameter kendali tiap matra dan mempermudah analisis matematik. Namun kenyataannya tidak demikian, misalnya UAV bermanuver turun dan belok, artinya UAV tersebut melakukan perubahan sudut *pitch*, *yaw* dan *roll* dan *thrust* secara bersamaan.

## 2.2 Penentuan Parameter Sistem Kendali

### 2.2.1 Parameter sistem kendali PID

Pengendali PID adalah pengendali yang memanfaatkan umpan balik untuk memperbaiki kinerja sistem atau proses. Pengendali PID menghitung nilai kesalahan (*error*) antara nilai acuan (*setpoint*) dan keluaran yang terukur sensor. Pengendali PID meminimalisir nilai kesalahan dengan cara mengatur sinyal kendali masukan yang diberikan ke dalam sistem. Skema pengendali PID paralel seperti Gambar 2-8.



Gambar 2-8: Skema pengendali PID paralel

Sinyal kendali yang dikirim ke sistem akan minimalisir kesalahan yang dihitung secara terpisah oleh tiga komponen pengendali PID. Perubahan nilai tiap komponen menghasilkan respon yang berbeda, kemudian digabungkan menjadi persamaan pengendali PID paralel berikut ini.

$$PID = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2-5)$$

Komponen proporsional ( $K_p$ ) berfungsi meningkatkan sensitivitas sistem kendali dan mempercepat respon transien dan menghasilkan keluaran yang sebanding dengan sinyal kesalahan ( $e$ ). Jika nilai  $K_p$  semakin besar maka pengendali semakin sensitif, sebaliknya jika nilai  $K_p$  kecil sistem kurang responsif terhadap sinyal kesalahan, namun jika nilai  $K_p$  terlalu besar sistem tidak stabil. Untuk itu konstanta  $K_p$  diatur sedemikian rupa sehingga diperoleh kinerja pengendali yang baik.

Komponen derivatif ( $K_d$ ) berfungsi memperbaiki respon transien dan mengurangi lewatan maksimum (*maximum overshoot*). Keluaran komponen didasarkan pada kecepatan perubahan sinyal kesalahan proses. Pengendali derivatif cenderung memperlambat respon proses yang pengaruhnya dapat dilihat ketika proses mendekati *setpoint*.

Komponen integral berfungsi menghilangkan sinyal kesalahan pada kondisi tunak (*steady state*) dan menghasilkan keluaran yang sebanding dengan besar dan durasi sinyal kesalahan. Akumulasi kesalahan ini dipergunakan untuk mengoreksi sinyal kesalahan proses sebelumnya, dan besar kecilnya pengaruh dikendalikan dengan mengatur konstanta  $K_i$ .

### 2.2.2 Optimasi konstanta PID dengan metode Ziegler Nichols

Untuk mendapatkan respon yang optimal maka konstanta  $K_p$ ,  $K_i$  dan  $K_d$  dioptimasi dengan metode Ziegler Nichols. Diambil beberapa asumsi terkait dengan model proses tanpa mengetahui model proses yang sebenarnya. Tahapan optimasi parameter PID dengan metode Ziegler Nichols [Karl J. Astrom, Bjorn Witenmark, 1990] adalah:

- Hanya gunakan pengendali proporsional (konstanta  $K_d$  dan  $K_i$  diberi nilai nol).
- Ubah nilai  $K_p$  hingga osilasi respon sistem kecil dan catat nilai  $K_p = K_{cr}$  dan periode ( $P_{cr}$ ).

Gunakan nilai  $K_{cr}$  serta  $P_{cr}$  dan tabel Zigler Nichols untuk mendapatkan nilai konstanta PID.

Tabel 2-3: OPTIMASI KONSTANTA PID MENGGUNAKAN METODE ZIGGLE NICHOLS

	$K_p$	$T_i$	$T_d$
P	$0,5 K_{cr}$	$\infty$	0
PI	$0,45 K_{cr}$	$\frac{1}{1,2} P_{cr}$	0
PID	$0,6 K_{cr}$	$0,5 P_{cr}$	$0,125 P_{cr}$

### 3 PERANCANGAN SISTEM KENDALI PID

#### 3.1 Perancangan Sistem Kendali Matra Longitudinal

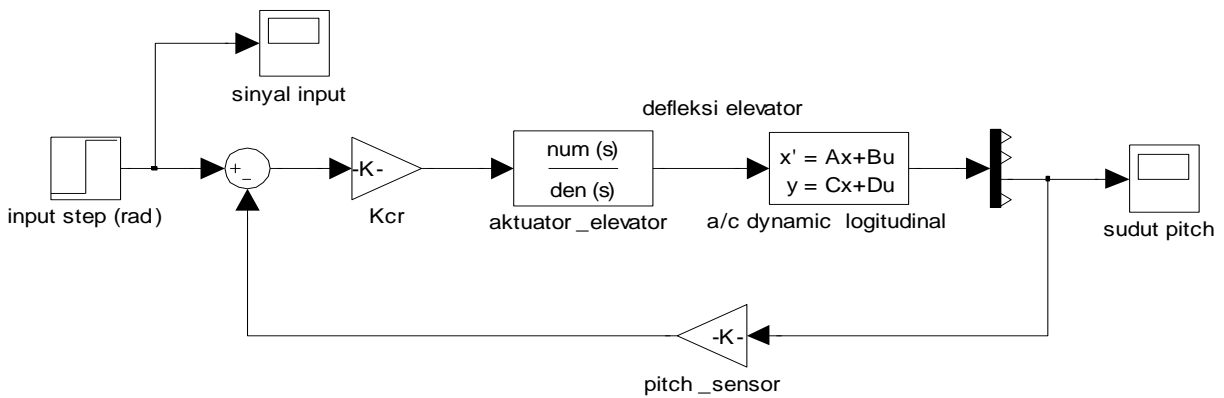
*Pitch attitude hold* adalah upaya mempertahankan sudut *pitch* untuk mendapatkan sikap *pitch* yang dikeluarkan UAV. *The pitch attitude hold autopilot* akan mengkonversikan kesalahan sikap *pitch* ke dalam perintah *pitch rate* [Randal Beard, et al., 2005]. Melalui perancangan dan simulasi sistem kendali dapat diketahui karakteristik sikap terbang UAV terhadap perubahan sudut *pitch*. Diagram blok *mode tuning*

pengaturan sudut *pitch* untuk gerak longitudinal diperlihatkan pada Gambar 3-1.

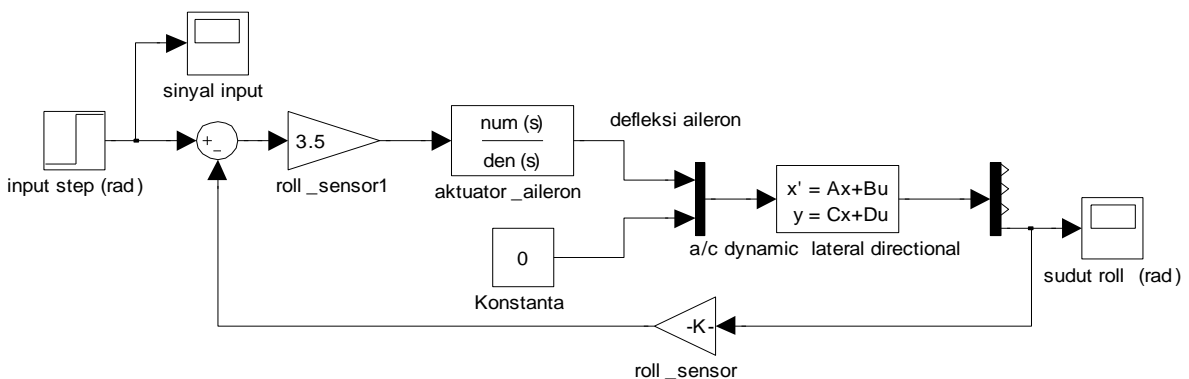
Sinyal masukan berupa fungsi tangga (*unit step*) dengan amplitudo 0,2 radian dan periode sinyal osilasi  $P_{cr} = 0,42$  detik. Dari simulasi diketahui bahwa untuk  $K = -3,4$  sistem belum beresilasi, untuk  $K = -3,5$  sistem mulai beresilasi dan untuk  $K = -3,6$  sistem tidak stabil (osilasi terus menerus). Nilai  $K$  bernilai negatif karena fungsi transfer defleksi elevator ke sudut *pitch* adalah saling berlawanan. Dengan nilai  $P_{cr} = 0,4286$ ;  $K_{cr} = -3,5000$  dan tabel Zigler-Nichos, maka didapat nilai parameter PID gerak longitudinal adalah  $K_p = -2,1000$ ;  $T_i = 0,2143$  dan  $T_d = 0,0536$ .

#### 3.2 Perancangan Sistem Kendali Matra Lateral-Directional

*Wing leveler* adalah usaha untuk mempertahankan sudut rolling 0 derajat, sehingga posisi sayap pesawat rata kanan dan kiri. Diagram blok *mode tuning* pengaturan sudut *roll* untuk gerak lateral diperlihatkan pada Gambar 3-2.



Gambar 3-1: Diagram blok sistem untuk mode *tuning*  $K_{cr}$  gerak longitudinal



Gambar 3-2: Diagram blok sistem untuk mode *tuning*  $K_{cr}$  pada gerak lateral-direksional



Sinyal masukan berupa fungsi tangga dengan amplitudo 0,2 radian dan periode sinyal osilasi  $P_{cr} = 0,33$  detik. Hasil simulasi untuk  $K = 3,6$  sistem belum osilasi, untuk  $K = 3,7$  sistem mulai osilasi dan jika  $K = 3,8$  sistem tidak stabil. Dengan tabel Zigler-Nichols dan nilai  $P_{cr1} = 0,3333$ ;  $K_{cr1} = 3,7000$  maka didapat nilai parameter PID untuk gerak lateral-direksional adalah  $K_{p1} = 2,2200$ ;  $T_{i1} = 0,1667$  dan  $T_{d1} = 0,0417$ .

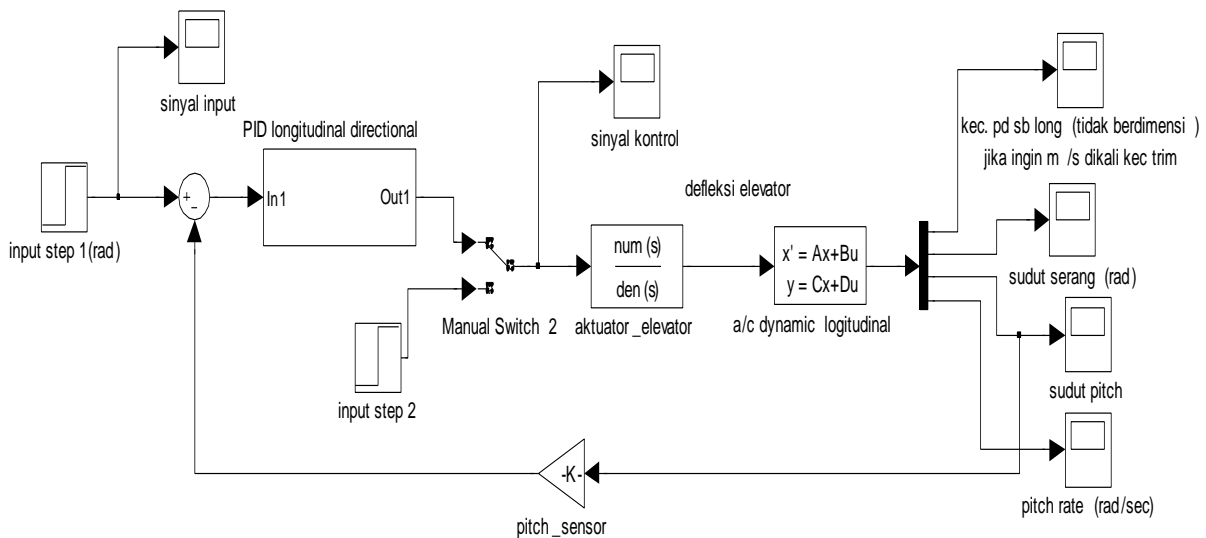
#### 4 PENGUJIAN DAN PEMBAHASAN

Diagram blok pengujian hasil rancangan *pitch attitude hold* dan *wing*

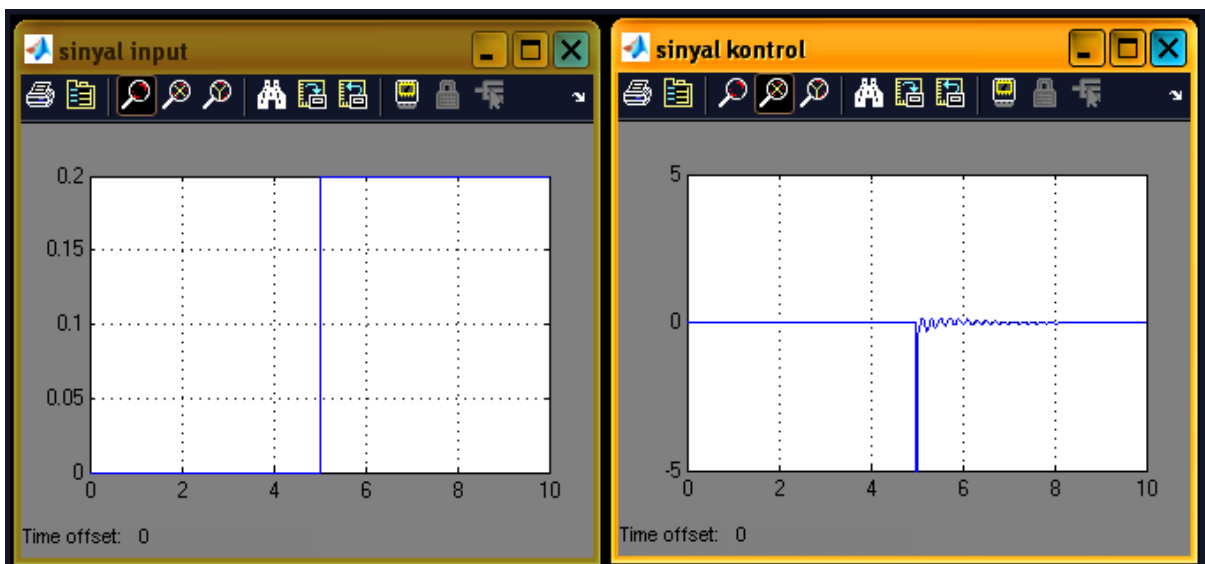
*leveler* dengan perangkat lunak Matlab simulink ditampilkan dibawah ini.

#### 4.1 Pengujian *Pitch Attitude Hold*

Pengujian *pitch attitude hold* dilakukan dengan memberikan gangguan berupa sinyal step pada sudut *pitch* sebesar 0,2 rad. Hasil simulasi sikap terbang UAV sistem dengan kendali PID ini dapat digunakan sebagai acuan dalam realisasi *hardware*. Diagram blok simulasi stabilitas gerak sumbu longitudinal dan hasilnya ditampilkan pada Gambar 4-1. Hasil simulasi ditampilkan pada Gambar 4-2 s.d Gambar 4-4.



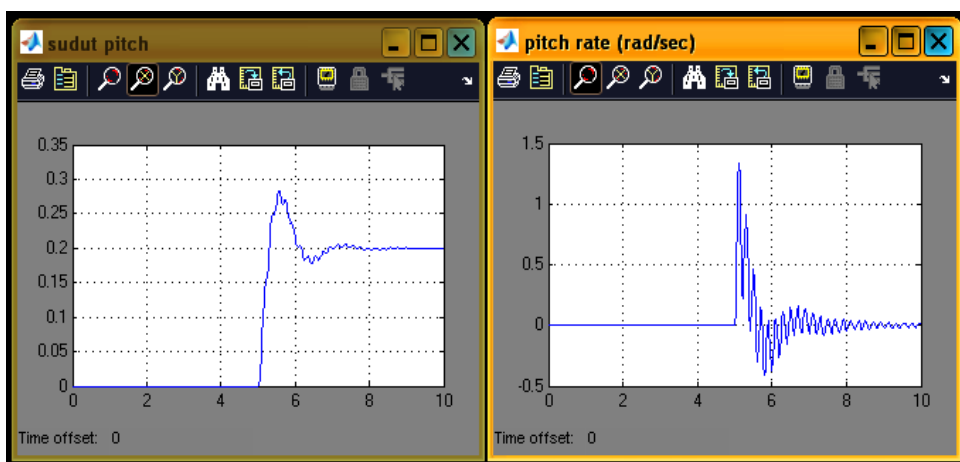
Gambar 4-1: Diagram blok sistem kendali PID untuk gerak longitudinal



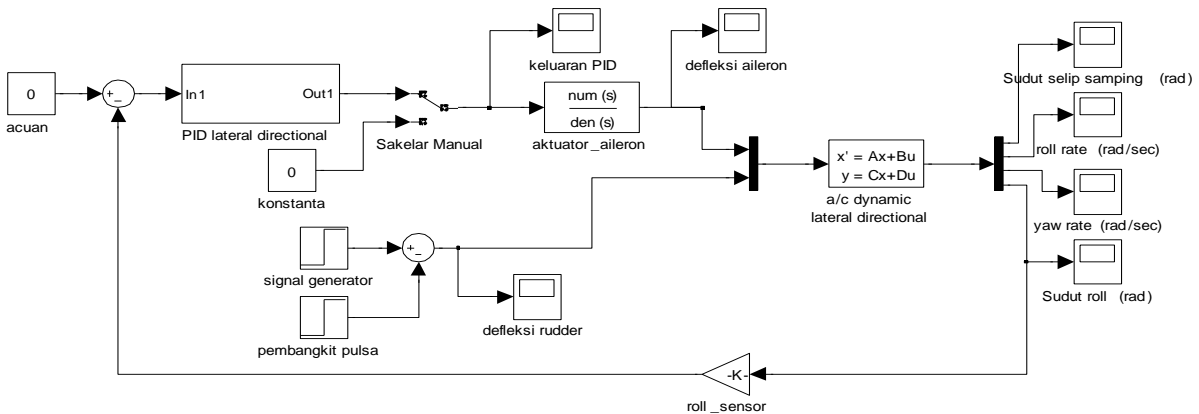
Gambar 4-2: Sinyal input *unit step* dan sinyal kontrol



Gambar 4-3: Sinyal keluaran kecepatan arah longitudinal dan sudut serang



Gambar 4-4: Sinyal keluaran sudut *pitch* dan *pitch rate* dengan  $T_d=0,2143$



Gambar 4-5: Diagram blok sistem kendali PID untuk gerak lateral-direksional

Hasil simulasi menunjukkan bahwa waktu respon sistem 150 ms cukup cepat, namun lewatan masih relatif besar sehingga harus dilakukan *tuning* ulang. Dengan memperbesar nilai  $T_d = 0,2143$  maka lewatan lebih kecil dan waktu respon relatif cepat, sehingga nilai tersebut digunakan sebagai acuan implementasi.

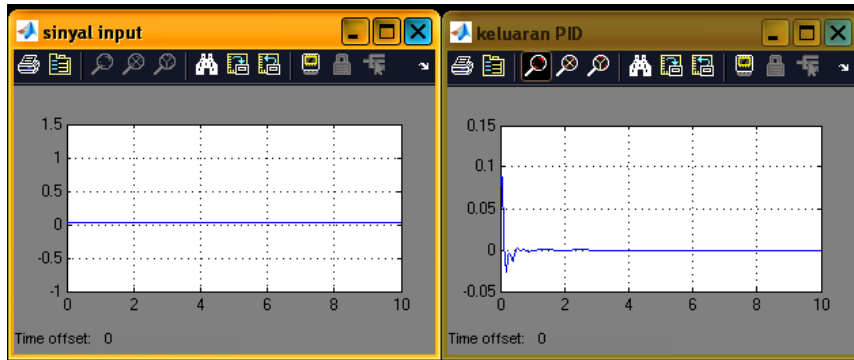
#### 4.2 Pengujian *Wing Leveler*

Pengujian *wing leveler* dilakukan dengan memberi gangguan berupa sinyal *impulse* sebesar 10 derajat pada sudut *yaw*. Dilakukan proses *tuning* untuk mendapatkan nilai parameter PID yang sesuai. Diagram blok pengaturan gerak lateral direksional ditampilkan pada Gambar 4-5.

Berdasarkan hasil simulasi dibawah ini, diketahui bahwa sistem menuju ke kondisi stabil.

Grafik sinyal keluaran gerak lateral-direksional hasil simulasi me-

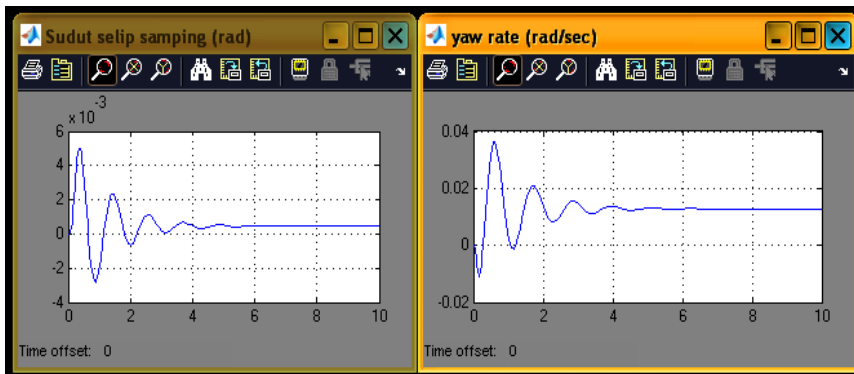
nunjukkan bahwa waktu respon sistem cukup cepat, nilai kesalahan cukup kecil sehingga tidak perlu dilakukan tuning ulang.



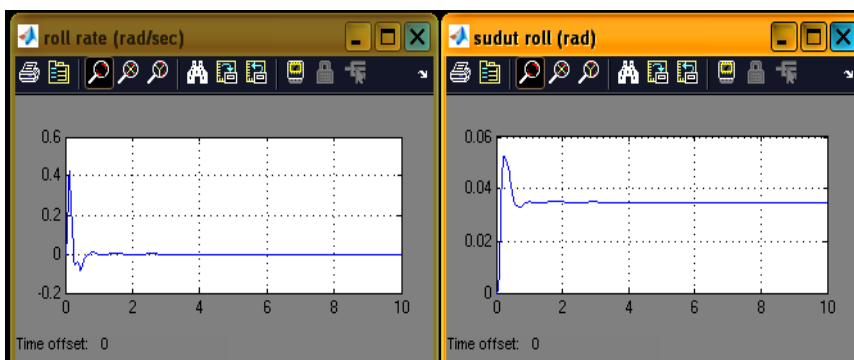
Gambar 4-6: Sinyal *input* dan sinyal kontrol



Gambar 4-7: Sinyal defleksi *rudder* dan *aileron*



Gambar 4-8: Sinyal keluaran



Gambar 4-9: Sinyal keluaran *roll rate* dan sudut *roll*

### 4.3 Pembahasan

Terdapat perbedaan antara persamaan keadaan hasil penurunan menggunakan *first principle* dengan hasil identifikasi. Penyebab perbedaan tersebut antara lain: ketelitian dalam pengukuran, asumsi kondisi awal yang diambil, parameter gangguan yang dimasukkan dan akibat diskritisasi oleh *software*.

#### Matra Longitudinal

Berdasarkan grafik keluaran Gambar 2-4 dan 2-5, diestimasi nilai-nilai parameter dan dihitung proses kesalahan dengan hasil berikut ini.

Hasil penurunan dengan *first principle* adalah:

$$A_{Lon} = \begin{bmatrix} -0,1489 & 0,1233 & -0,3770 & 0 \\ -0,7525 & -6,1342 & -0,0132 & 0,9944 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1,5203 & -24,34 & 0,02656 & -6,0637 \end{bmatrix}$$

$$\text{dan } B = \begin{bmatrix} 0 \\ -0,3471 \\ 0 \\ 58,92 \end{bmatrix}$$

Hasil identifikasi dengan *identification system toolbox* adalah:

$$A_{Lon} = \begin{bmatrix} -0,1527 & 0,1089 & -0,40 & 0 \\ 0,6989 & -5,790 & -0,010 & 1,01 \\ 0 & 0 & 0 & 0,997 \\ 1,465 & -25,20 & 0,0301 & -6,110 \end{bmatrix}$$

$$\text{dan } B_{Lat} = \begin{bmatrix} 0,001 \\ -0,4362 \\ 0 \\ -60,01 \end{bmatrix}$$

Tabel 4-1: *BEST FIT* IDENTIFIKASI SISTEM MATRA LONGITUDINAL

Variabel	<i>Bestfit</i> (kalman filter)	<i>Bestfit</i> (non kalman filter)
<i>u</i>	72,84%	42,46%
<i>a</i>	86,85%	87,04%
$\theta$	67,85%	10,83%
<i>q</i>	52,11%	-16,15%

#### Matra Lateral Direksional

Berdasarkan grafik keluaran Gambar 2-6 dan 2-7, diestimasi nilai-nilai parameter dan dihitung proses kesalahan dengan hasil berikut ini.

Hasil penurunan dengan *first principle* adalah:

$$A = \begin{bmatrix} -0,7313 & 0,0015 & -1 & 0,3771 \\ -41,715 & -12,611 & 2,4077 & 0 \\ 31,832 & -0,2022 & -1,1616 & 0 \\ 0 & 1 & 0,0349 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\text{dan } B = \begin{bmatrix} 0 & 0,0696 \\ 98,571 & 7,1173 \\ -0,7000 & -1,3632 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Hasil identifikasi dengan *identification system toolbox* adalah:

$$A_{Lat} = \begin{bmatrix} -0,6998 & 0,0014 & -1 & 0,3487 \\ -39,543 & -13,007 & 2,356 & 0 \\ 33,052 & -0,1889 & -1,0918 & 0 \\ 0 & 1 & 0,06534 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\text{dan } B_{Lat} = \begin{bmatrix} 0 & 0,07 \\ 96,778 & 6,975 \\ -0,699 & -1,401 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Tabel 4-2: *BEST FIT* IDENTIFIKASI SISTEM MATRA LATERAL

Variabel	<i>Bestfit</i> (kalman filter)	<i>Bestfit</i> (non kalman filter)
<i>p</i>	65,87%	-13,60%
<i>r</i>	58,52%	-36,97%
$\Phi$	69,89%	45,09%
$\beta$	96,84%	93,17%

Tabel 4-1 dan 4-2 menunjukkan bahwa penggunaan filter Kalman dapat memperkecil perbedaan antara data model keluaran dengan data hasil identifikasi. Perancangan sistem kendali didasarkan pada persamaan keadaan hasil identifikasi. Hasil rancangan dievaluasi menggunakan Matlab dan diperoleh bahwa sistem dengan kendali PID mempunyai sifat stabil statik dan dinamik. Grafik sinyal keluaran ditampilkan pada Gambar 4-4 dan Gambar 4-9. Walaupun prosentase kesalahan antara hasil penurunan dengan hasil identifikasi masih cukup tinggi, namun sistem kendali yang dirancang bisa melakukan kompensasi sehingga waktu pencapaian (*settling time*) kondisi tunak (*steady state*) relatif cepat. Dengan demikian UAV dapat memberikan respon yang cepat terhadap gangguan yang muncul pada saat terbang.

## 5 KESIMPULAN

Dari uraian di atas dapat disimpulkan sebagai berikut:

- Dari grafik hasil sistem diketahui bahwa UAV mempunyai karakteristik stabil statik dan dinamik.
- Persamaan keadaan hasil *identification system toolbox* berbeda dengan hasil penurunan, hal ini karena ketelitian pengukuran, asumsi kondisi awal, gangguan dan akibat diskritisasi oleh *software*.
- Dengan tabel Zigler-Nicols parameter kontrol gerak longitudinal adalah  $P_{cr} = 0,4286$ ;  $K_{cr} = -3,5000$ ;  $K_p = -2,1000$ ;  $T_i = 0,2143$  dan  $T_d = 0,0536$ .
- Dengan tabel Zigler-Nicols parameter kontrol gerak lateral-direksional adalah  $P_{cr1} = 0,3333$ ;  $K_{cr1} = 3,7000$ ;  $K_{p1} = 2,2200$ ;  $T_{i1} = 0,1667$  dan  $T_{d1} = 0,0417$ .
- Untuk memperkecil lewatan (*overshoot*) maka perlu dilakukan *tuning* ulang sampai diperoleh hasil yang sesuai (baik).

Ucapan Terimakasih: Kepada Prof. Dr. Bambang Riyanto

## DAFTAR RUJUKAN

- Eko Budi Purwanto dkk., 2011. *Rancang Bangun sistem Kendali Multivaribel Robust untuk PUNA*, Laporan PKPP 2011, PUSTEKBANG-LAPAN, 2011.
- Eko Budi Purwanto, 2012. *Pemodelan Sistem dan Analisis Kestabilan Dinamik Pesawat UAV*, Jurnal Teknologi Dirgantara-LAPAN, Juni 2012.
- Karl J. Astrom, Bjorn Witenmark, 1990. *Computer Controlled Systems Theory and Design*, Prentice-Hall International, Inc. USA.
- Nn, 2011. *Matlab The Language of Technical Computing*, The Math Work, Inc.
- Randal Beard, et al., 2005. *Autonomous Vehicle Technologies for Small Fixed-Wing UAVs*, Journal of Aerospace Computing, Information and Communication; Vol 2, January 2005; <http://morse.colorado.edu/~timxb/Aiaa.pdf>; [download 30 Januari 2011].



