

APLIKASI FILTER KALMAN PADA GERAK MATRA LONGITUDINAL PESAWAT UDARA BOEING-747 Sayuti Syamsuar *)

Peneliti Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi

ABSTRACT

Many of aircraft performance became from the stability and control of flight test data analysis. This paper introduces the Kalman Filter analysis on the Boeing 747 data aircraft to known the output response if disturbance (as turbulence or noise) absence on the closed loop control system. We found the output response of the plant on algorithm Kalman Filter tend to the unstable conditions, but we don't know the response of the whole of closed loop diagram block control system of Boeing 747 aircraft.

Key words : aircraft control system, turbulence, Kalman Filter.

PENDAHULUAN

Gerak dinamika terbang matra longitudinal pesawat udara berasal dari persamaan gerak non-linier 6 derajat kebebasan (*six degree of freedom*) terhadap sumbu koordinat badan (*body axis*) pesawat udara tersebut. Persamaan gerak ini berdasarkan hukum *Newton II* dari suatu benda bebas yang dipengaruhi oleh gaya luar. Demikian juga adanya faktor gangguan.

Tulisan ini membahas gerak matra longitudinal yang dipisahkan dengan gerak matra lateral. Hukum *Newton II* memenuhi persamaan gerak akibat gaya luar yang terjadi pada suatu pesawat udara, yaitu penjumlahan gaya yang merupakan perubahan momentum. Untuk menyederhanakan persoalan, maka persamaan vektor *Newtonian* terdiri dari bentuk skalar 3 gaya dan 3 momen. Karena kekomplek-an persamaan non-linier, maka dilakukan linierisasi dengan memisalkan pesawat udara terbang dalam keadaan gerak simetri (keadaan seimbang) dan massa pesawat udara merupakan *rigid body* atau benda kaku. Sedangkan, sumbu tempat gaya dan momen bekerja diuraikan ke sumbu badan (*body axis*)

koordinat X_b , Y_b , dan Z_b . Akhirnya, diperoleh persamaan matriks matra longitudinal dan sebagai studi kasus digunakan data pesawat udara penumpang *Boeing-747* menggunakan algoritma *Filter Kalman*. Tulisan ini juga dilatarbelakangi oleh kesulitan-kesulitan yang Penulis alami dalam menentukan persamaan gerak matriks matra longitudinal fase *takeoff* di permukaan air dari kapal bersayap kapasitas 10 penumpang, di mana aspek aerodinamika dan hidrodinamika saling mempengaruhi.

TINJAUAN TEORI

Persamaan gerak dinamika terbang pesawat udara diuraikan pada *body axis* seperti persamaan berikut :

$$\text{Persamaan gaya, adalah } m \frac{dv}{dt} = F \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \dots\dots\dots(1)$$

$$\text{Persamaan momentum, adalah } I \frac{d\Omega}{dt} = M \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \\ = \text{rolling, pitching dan yawing moment} \dots\dots\dots(2)$$

Persamaan gaya pada persamaan diuraikan sebagai berikut:

$$m.(v + \Omega \times V) = F \dots\dots\dots(3)$$

Persamaan momen pada persamaan (2) diuraikan sebagai berikut:

$$I.\Omega + \Omega \times I.\Omega = M \dots\dots\dots(4)$$

Sehingga, persamaan gaya pada persamaan (3) diuraikan pada sumbu koordinat X_b, Y_b dan Z_b sebagai berikut:

$$m.[u + w.q - v.r] = X \dots\dots\dots(5)$$

$$m.[v + u.r - w.p] = Y \dots\dots\dots(6)$$

$$m.[w - u.q + v.p] = Z \dots\dots\dots(7)$$

Persamaan momen pada persamaan (4) diuraikan pada sumbu koordinat X_b, Y_b dan Z_b diuraikan sebagai berikut:

$$I_{xx}.p - I_{xz}.r - I_{xy}.q + I = q.r - I_{yy}.q.r = L \dots\dots\dots(8)$$

$$I_{yy}.q + I_{xz}.p^2 - I = p.r + I_{xx}.p.r - I_{zz}.r^2 = M \dots\dots\dots(9)$$

$$I_{zz}.r - I_{xz}.p + I_{xy}.q - I_{xy}.q.r - I_{yy}.p.q = N \dots\dots\dots(10)$$

di mana,

W : berat pesawat udara

T : gaya propulsi (*Thrust*)

V : kecepatan pesawat udara

M : bilangan *Mach*

S : luas sayap

Q : *dynamic pressure*

b : *wing span*

m : massa pesawat udara

\bar{c} : *mean aerodynamic chord*

α : sudut serang (*angle of attack*)

β : *side slip angle*

θ : sudut *theta*

C_l : koefisien *lift* (gaya angkat aerodinamika)

C_d : koefisien *drag* (koefisien gaya hambat aerodinamika)

I : momen inersia

p : *roll*

u : kecepatan pada sumbu X

q : *pitch*

v : kecepatan pada sumbu Y

r : *yaw*

w : kecepatan pada sumbu Z

Ω : kecepatan rotasi

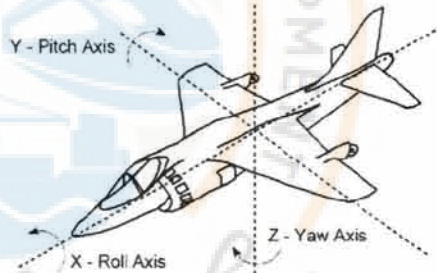
c.g : *center of gravity*

h : ketinggian terbang

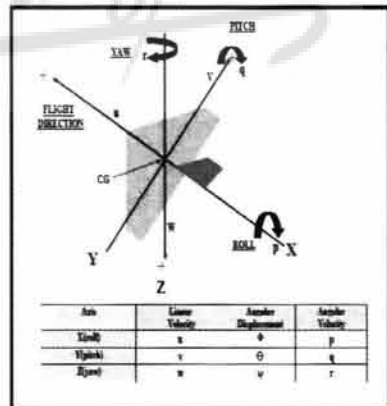
g : gaya gravitasi

Harga I_x, I_y dan I_z biasanya sudah diketahui.

Sistem koordinat pesawat udara seperti terlihat pada gambar 1 dan gambar 2.



Gambar 1. Sistem koordinat *body axis* pesawat udara.



Gambar 2. Kecepatan, sudut dan kecepatan sudut pada sistem koordinat *body axis* pesawat udara.

1. Parameter *aerodynamic derivative*

Pada matra longitudinal dikelompokkan beberapa data dari persamaan *aerodynamic derivative* terlebih dahulu sebelum menentukan persamaan matriks-nya. Sebagai studi kasus, maka diambil data dari pesawat udara Boeing-747.

Longitudinal derivatives:

$$X_w = \frac{-(C_{D_w} + 2C_{D_\alpha})QS}{mu_0} \dots\dots\dots(11)$$

di mana,

C_{D_w} : perubahan koefisien *drag* yang tergantung dari kecepatan arah ke depan.

C_{D_0} : koefisien *Drag* pada kecepatan referensi, V.

$$X_u = \frac{-(C_{D_u} - 2C_{L_u})QS}{mu_0} \dots\dots\dots(12)$$

di mana,

C_{D_u} : perubahan koefisien *drag* tergantung dari sudut serang, \pm .

C_{L_0} : koefisien *lift* pada kecepatan referensi, V.

$$Z_w = \frac{-(C_{L_w} + 2C_{L_\alpha})QS}{mu_0} \dots\dots\dots(13)$$

di mana,

C_{L_w} : perubahan koefisien *lift* tergantung dari bilangan *Mach*.

$$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{D_u})QS}{mu_0} \dots\dots\dots(14)$$

di mana,

C_{L_α} : perubahan dalam koefisien *lift* tergantung pada sudut serang, α .

$$Z_w = -C_{z_w} \frac{\bar{c}QS}{2u_0} \dots\dots\dots(15)$$

di mana,

C_{z_α} : koefisien stabilitas sehubungan dengan perubahan gaya pada arah sumbu Z tergantung dari *pitch rate*, \dot{q} . Gaya Z mengarah ke bawah pada arah sumbu *yaw*.

$$Z_q = -C_{z_q} \frac{\bar{c}QS}{2mu_0} \dots\dots\dots(16)$$

di mana,

C_{z_q} : koefisien stabilitas sehubungan dengan perubahan pada gaya Z tergantung pada kecepatan sudut q .

$$Z_{\dot{\alpha}} = -C_{z_{\dot{\alpha}}} \frac{\bar{c}QS}{m} = \frac{l\partial Z_{\alpha}}{m\partial \dot{\alpha}}; \text{ terhadap sumbu aerodinamika} \dots\dots\dots(17)$$

di mana,

Z_{δ_e} : koefisien stabilitas pada sumbu Z sehubungan dengan perubahan defleksi elevator, δ_e .

$$X_{\dot{\alpha}} = \frac{1}{m} \frac{\partial X_\alpha}{\partial \dot{\alpha}} = -C_{x_{\dot{\alpha}}} \frac{\bar{c}QS}{m} \dots\dots\dots(18)$$

di mana

X_{δ_e} : koefisien stabilitas pada sumbu X sehubungan dengan perubahan defleksi elevator, δ_e .

$$M_u = C_{m_u} \frac{\bar{c}QS}{u_0 I_y} \dots\dots\dots(19)$$

di mana,

C_{m_y} : perubahan momen *pitch* tergantung pada kecepatan referensi, V.

$$M_w = C_{m\dot{\alpha}} \frac{\bar{c}QS}{u_0 I_y} \dots\dots\dots(20)$$

di mana,

$C_{m\dot{\alpha}}$: koefisien stabilitas direpresen-
tasikan oleh perubahan koefisien
momen *pitching* sehubungan
dengan sudut *pitch*, $\dot{\alpha}$.

$$M_w = C_{m\ddot{\alpha}} \frac{\bar{c}^2 QS}{2u_0^2 I_y} \dots\dots\dots(21)$$

di mana,

$C_{m\ddot{\alpha}}$: koefisien stabilitas direpresen-
tasikan oleh perubahan koefisien
momen *pitching* sehubungan
dengan sudut *pitch*, $\ddot{\alpha}$.

$$M_q = C_{m\dot{\alpha}} \frac{\bar{c}^2 QS}{2u_0 I_y} \dots\dots\dots(22)$$

di mana,

$C_{m\dot{\alpha}}$: koefisien stabilitas koefisien
momen *pitching* sehubungan
dengan kecepatan sudut *pitch*, q .

$$M_{\dot{\alpha}} = C_{m\dot{\alpha}} \frac{\bar{c}QS}{I_y} \dots\dots\dots(23)$$

di mana,

$C_{m\dot{\alpha}}$: koefisien stabilitas koefisien
momen *pitching* sehubungan
dengan defleksi elevator, δ_e .

$$X_{\delta_r} = \frac{1}{m} \cos \delta \cdot \frac{\partial T}{\partial \delta_r} \dots\dots\dots(24)$$

di mana,

$\bar{\Lambda}$: sudut yang dibentuk oleh sumbu
mesin (propulsi) terhadap sumbu x.

$$M_{\delta_r} = \frac{l}{I_y} \frac{\partial T}{\partial \delta_r} \dots\dots\dots(25)$$

di mana,

l_T : panjang lengan mesin arah sumbu x.

$l_T < 0$: jika sumbu mesin berada di atas
titik pusat gravitasi, c.g.

$l_T > 0$: jika sumbu mesin berada di
bawah titik pusat gravitasi, c.g.

δ_e : defleksi elevator ke bawah adalah
positip (+), dan momen M negatif (-)

δ_r : defleksi rudder ke kanan adalah
positip (+), dan momen N negatif (-)

δ_a : defleksi aileron pada sayap kanan
ke bawah adalah positip (+),
momen L negatif (-)

METODOLOGI

Persoalan gerak pesawat udara matra lon-
gitudinal memerlukan data yang diperoleh
dari hasil perhitungan komputasional
sebelumnya terhadap sayap. Persamaan
matriks dikelompokkan dalam bentuk
matriks berukuran (4 x 4) yang kemudian
dimasukkan ke dalam algoritma Filter
Kalman untuk mengetahui respons *tran-*
sient dan *steady state*. Analisa yang
dilakukan masih *open loop* yang
mempunyai *disturbance*, sehingga perlu
analisis lebih lanjut untuk merancang
sistem kendali pesawat udara *closed loop*.



Gambar 3. Pesawat udara Boeing 747 penumpang komersial.

1. Persamaan matriks matra longitudinal

Pada bagian ini, dari penurunan persamaan gerak *six degree of freedom* maka diperoleh persamaan gerak matra longitudinal dalam bentuk matriks yang berisi parameter *aerodynamic derivative*. Berikut ini diberikan parameter apa saja yang diperlukan dan diketahui pada persamaan gerak matra longitudinal pesawat udara tersebut. Matriks ini dikonversikan ke dalam bentuk *state variable* atau ruang keadaan. Tabel 1 adalah nilai numerik yang diperoleh dari perancangan pesawat udara *Boeing-747* pada kecepatan bilangan *Mach = 0.9*.

Tabel 1. Nilai numerik *longitudinal dimensional derivatives* ($M=0.9$) referensi ke sumbu koordinat *body axis* pada pesawat udara *Boeing-747*

	X (lb)	Z (lb)	M(ft-lb)
u(ft-sec ⁻¹)	-3.954x10 ²	-8.383x10 ²	-2.062x10 ³
w(ft-sec ⁻¹)	3.144x10 ²	-7.928x10 ³	-6.289x10 ⁴
q(rad-sec ⁻¹)	0	-1.327x10 ⁵	-1.327x10 ⁷
\dot{w} (ft-sec ⁻²)	0	1.214x10 ²	-5.296x10 ³
δ_e (rad)	1.544x10 ⁴	-3.677x10 ⁵	-4.038x10 ⁷
δ_T (lb)	9.984x10 ⁻¹	-4.350x10 ⁻²	9.996

Variabel pada kolom pertama dari Tabel 1 adalah,

- U : kecepatan arah depan
- W : kecepatan arah vertikal
- Q : *pitch rate*
- \dot{w} : percepatan arah vertikal
- δ_e : sudut defleksi dari elevator.
- δ_T : *Thrust* yang berasal dari *power plants*.

Linear Time Invariant (LTI) diekspresikan pada bentuk ruang keadaan (*state space*) persamaan matriks adalah:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx$$

di mana,

- X : *state vector*
- A : *system state matrix*
- B : *control matrix*
- U : *input vector*
- Y : *output vector*
- C : *output matrix*

Lakukan perubahan pada variabel persamaan gerak,

$$\Delta u = x_1$$

$$\Delta w = x_2$$

$$\Delta \dot{e} = x_3$$

$$\Delta q = x_4$$

$$\Delta \delta_T = u_1$$

$$\Delta \delta_e = u_2$$

Persamaan parameter non-dimensional turunan aerodinamika matrik merupakan indikator dari stabilita dan kontrol pesawat udara tersebut yang berasal dari turunan dimensi massa dan momen inersia pada matra longitudinal^[1].

$$\begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta \theta \\ \Delta q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & -g & 0 \\ \frac{Z_u}{m} & \frac{Z_w}{m} & 0 & u_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{M_u}{I_y} + \frac{M_w}{I_y m} & \frac{M_w}{I_y} + \frac{M_u}{I_y m} & 0 & \frac{M_u}{I_y} + \frac{M_w}{I_y} u_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta \theta \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta_r}}{m} & \frac{X_{\delta_a}}{m} \\ \frac{Z_{\delta_r}}{m} & \frac{Z_{\delta_a}}{m} \\ 0 & 0 \\ \frac{M_{\delta_r}}{I_y} + \frac{M_{\delta_a}}{I_y m} & \frac{M_{\delta_r}}{I_y} + \frac{M_{\delta_a}}{I_y m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_r \\ \Delta \delta_a \end{bmatrix}$$

Persamaan output adalah,

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} x \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta \theta \\ \Delta q \end{bmatrix}$$

Apabila diketahui beberapa data dari pesawat udara *Boeing-747*, seperti,

Dimensi dan massa:

$$S = 5500 \text{ ft}^2$$

$$b = 195.68 \text{ ft}$$

$$\bar{c} = 27,32 \text{ ft}$$

$$W = 636636 \text{ lb.}$$

$$M = 19771.3 \text{ slugs}$$

$$c_g = 0,250$$

$I_x = 18.2 \times 10^6 \text{ slug-ft}^2$; momen inersia sepanjang sumbu *roll*.

$I_y = 33.1 \times 10^6 \text{ slug-ft}^2$; momen inersia sepanjang sumbu *pitch*.

$I_z = 49.7 \times 10^6 \text{ slug-ft}^2$; momen inersia sepanjang sumbu *yaw*.

Kondisi terbang:

$$H = 40 \times 10^3 \text{ ft}$$

$$M = 0.90$$

$u_0 = 871 \text{ ft-sec}^{-1} = 877.824 \text{ km/jam} = \text{kecepatan pesawat udara Boeing-747}$

$$g = 32.2 \text{ ft-sec}^{-1}$$

$$Q = 273 \text{ lb-ft}^2$$

$C_{D0} = 0.43 = \text{koefisien drag pada kecepatan referensi}$

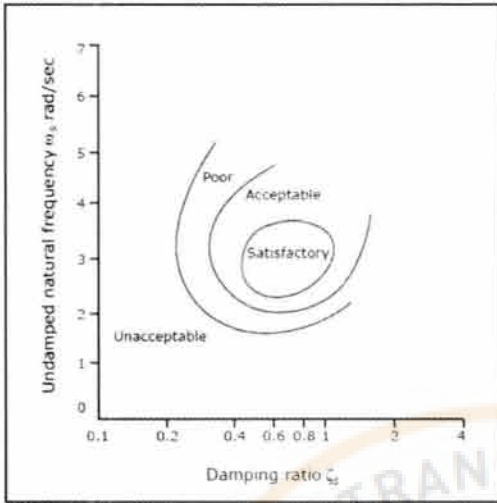
$C_{L0} = 0.5 = \text{koefisien lift pada kecepatan referensi}$

Maka, diperoleh persamaan matriks A, B, C dan D matriks longitudinal dari pesawat udara *Boeing-747* sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.200 \times 10^{-2} & -1.590 \times 10^{-2} & -3.220 \times 10^0 & 0 \\ -4.240 \times 10^{-2} & -4.010 \times 10^{-1} & 0.0 & 8.710 \times 10^7 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.000 \\ -5.552 \times 10^{-3} & -1.835 \times 10^{-2} & 0.0 & -5.404 \times 10^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 5.050 \times 10^{-3} & 7.810 \times 10^{-1} \\ -2.200 \times 10^{-2} & -1.860 \times 10^1 \\ 0.0 & 0.0 \\ 2.900 \times 10^{-7} & -1.217 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}$$

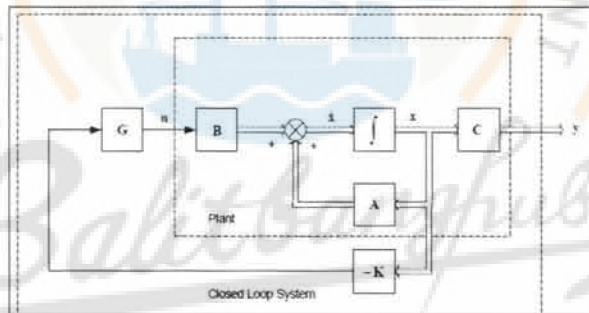
2. *Flying quality dan Stability augmentation*

Apabila karakteristik *damping ratio* dan *natural frequency* pada *short period* memenuhi kurva pada *Military Standard MIL-STD 1797 B* (memasuki wilayah *satisfactory, acceptable* atau *poor*) seperti terlihat pada gambar 4.

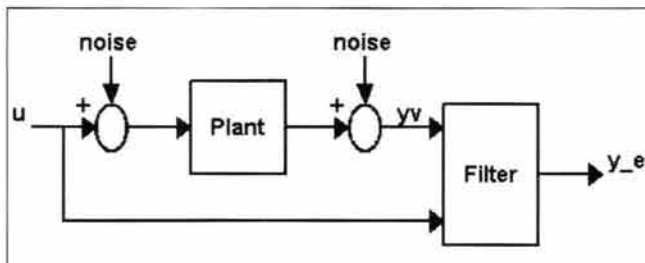


Gambar 4. Flying quality map pada military standard MIL-STD 1797 B.

Pada kasus ini, pesawat udara Boeing-747 masuk pada wilayah *satisfactory* dengan harga *damping ratio*, $\zeta_s = 0.6$ dan *natural frequency*, $\omega_s = 3.0 \text{ rad sec}^{-1}$. Sistem kendali *Full State Feedback Augmented System* pada pesawat udara Boeing-747 diperlihatkan pada gambar 5.



Gambar 5. Full state feedback augmented system pesawat udara Boeing-747



Gambar 6. Diagram blok sistem kendali menggunakan algoritma Filter Kalman

3. Filter Kalman

Rancang bangun fungsi KALMAN untuk kondisi *steady-state* pada Filter Kalman. Fungsi ini menurunkan optimal *steady-state filter gain* M dengan proses *noise covariance* Q dan sensor *noise covariance* R . Spesifikasi pertama model *plant + noise* seperti diperlihatkan pada gambar 6.

Filter Kalman pada awalnya digunakan untuk estimasi *state* x pada *time discrete controlled process* yang diatur oleh persamaan *diffrensial linear*: $x_{k+1} = A_k x_k + B u_k + v_k$; di mana, A dan B adalah *matrix*, u input yang berfungsi sebagai kendali, dan v derau proses. Derau ini secara statistis juga bersifat tak gayut satu sama lain, terdistribusi normal, dengan nilai rata-rata nol dan kovarians $Q = \text{cov}(u_k)$. Atau, dengan perkataan lain, $v \sim N(0, Q_k)$. Jika $P_k = \text{cov}(x_k)$, maka

operasi kovarians persamaan di atas hasilnya adalah: $P_k = A_k P_{k-1} A_k^T + Q_k$; Nilai z yang ditampilkan oleh sebuah alat ukur yang mempunyai dua komponen, yaitu x yang memang harus diukur dan nilai lain w yang datang ke dalam alat ukur itu sebagai gangguan/derau pengukuran. Secara matematis z merupakan kombinasi linear dari x dan w : $z_k = H_k x_k + w_k$. Derau atau gangguan w_k pada umumnya disepakati memiliki sifat statistik tak gayut satu sama lain, terdistribusi normal dengan nilai rata-rata nol dan memiliki matrix kovarians $R_k = cov(w_k)$. Secara singkat biasanya ditulis $w_k \sim N(0, R_k)$. Operasi kovarians atas persamaan ini menghasilkan: $S_k = P_k H_k^T + R_k$; di mana, $P_k = cov(x_k)$ = kovarians vector keadaan, dan $S_k = cov(z_k)$ = kovarians (data) pengukuran.

PEMBAHASAN DAN ANALISIS DATA

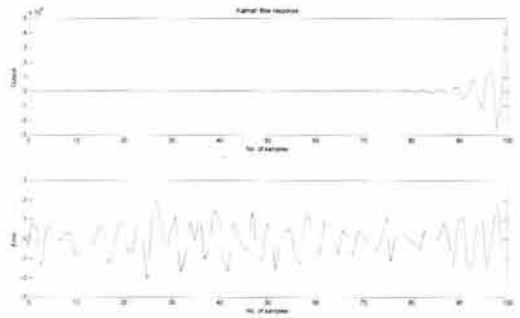
Analisis dilakukan dengan menggunakan algoritma Filter Kalman pada bagian *plant*, di mana input adalah defleksi elevator, δ_e . Pada gambar 7 dan gambar 8 terlihat hasil simulasi digital antara pendekatan (estimasi) oleh Filter Kalman dengan model *plant* pesawat udara Boeing 747.

$$A = \begin{bmatrix} -0.0220 & 0.0159 & -3.2200 & 0.0 \\ -0.0424 & -0.0401 & 0.0 & 871.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \\ -0.0001 & -0.0018 & 0.0 & -0.5404 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 5.05 \times 10^{-4} \\ -0.0220 \\ 0.0 \\ 0.0029 \end{bmatrix}$$

$$C = [0.0 \quad 1.0 \quad 0.0 \quad 0.0]$$

$$D = [0.0]$$



Grafik 7. Respons output filter kalman menggunakan input defleksi elevator, δ_e

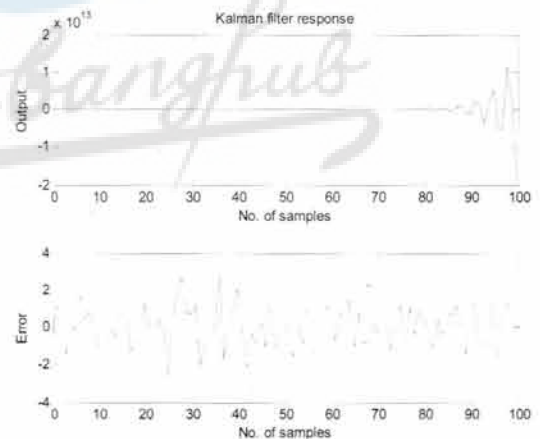
Hasil perhitungan dengan menggunakan algoritma Filter Kalman, di mana input yang diberikan adalah defleksi *throttle*, δ_{th} :

$$A = \begin{bmatrix} -0.0220 & 0.0159 & -3.2200 & 0.0 \\ -0.0424 & -0.0401 & 0.0 & 871.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \\ -0.0001 & -0.0018 & 0.0 & -0.5404 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.7810 \\ -18.600 \\ 0.0 \\ -1.2170 \end{bmatrix}$$

$$C = [0.0 \quad 1.0 \quad 0.0 \quad 0.0]$$

$$D = [0.0]$$



Grafik 8. Respons output dari Filter Kalman menggunakan input defleksi *throttle*, δ_{th}

KESIMPULAN

Pada bagian kesimpulan ini, terdapat beberapa hal yang dianggap perlu diperhatikan buat penelitian suatu pesawat udara selanjutnya, di mana proses perancangan dan pembangunan suatu pesawat udara itu memerlukan waktu yang lama dan saling berkaitan antara satu disiplin ilmu dengan yang lainnya, seperti struktur, aerodinamika, propulsi dan *aircraft stability and control*. Simulasi digital Filter *Kalman* ini masih merupakan data simulasi, sehingga diperlukan data uji terbang pada prototip melalui pengukuran instrumentasi secara *on-line* ataupun *off-line* pada tahap penelitian berikutnya. Hasil estimasi yang diperoleh cukup baik. Wahana yang digunakan dapat memanfaatkan prototip kapal bersayap kapasitas 2 penumpang.

DAFTAR PUSTAKA

Aircraft Longitudinal Dynamics B-747.

Dr. Mohammed A. R Yass 2007, *Effect of Airplane Tail Aspect Ratio on Lateral Directional Stability*, Eng. And Technology, Vol. 25, no. 6.

Katsuhiko Ogata 1970, *Modern Control Engineering*, Prentice Hall, Inc., N.J, USA

*) Lahir di Pekanbaru pada tanggal 18 Maret 1956. Pendidikan S1 di jurusan Teknik Fisika, ITB (1982); dan lulus S2 sub-jurusan Opto Electronics and Laser Applications, jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Indonesia (2010). Saat ini sedang mengikuti program S3 di Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya. Bekerja sebagai Peneliti Madya di Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi Kedepujian Teknologi Industri Rancangan Bangun dan Rekayasa, Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi

