

PEMODELAN SISTEM DAN ANALISIS KESTABILAN DINAMIK PESAWAT UAV (MODELING SYSTEM AND DYNAMIC STABILITY ANALYSIS OF UAV)

Eko Budi Purwanto

Peneliti Bidang Avionik, Pustekbang, LAPAN
email: ekobp0835@yahoo.co.id

ABSTRACT

Mission of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) "Elang Avionik" is surveillance and aerial photographs. Therefore the flight of UAV must be stable and controlable, and first step activity is dynamic modelling and stability analysis. The problems of UAV system is disturbance, noise of sensor, MIMO and uncertainty dynamic model. For good result using the multivariable robust control, with some step research that is: (1) modeling and stability analysis, (2) design and implementation of PID control system, (3) flight dynamic parameter identification, (4) design and implementation of hardware in the loop simulation, (5) design and implementation of multivariable robust control, (6) test and evaluation of system. Simulation result show that the eigen value in longitudinal is: phugoid mode = $-0,061293 \pm 0,40526i$ and non-oscillation mode = $-6,1121 \pm 4,9253$. In lateral directional is: dutch roll mode = $-0,91089 \pm 5,7994i$, spiral mode = $-0,036563$, and roll subsidence mode = $-12,7181$. Location of poles system on the left of imaginary axis, the means that the character of system is dynamic stable. But settling time to steady state condition is very long and improved by control system design.

Key word: *State space, Longitudinal, Lateral, Stable static, Stable dynamic*

ABSTRAK

Misi *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) "Elang Avionik" adalah pemantauan dan pemotretan dari udara. Untuk itu UAV harus stabil dan terkendali, dan pada tahap awal dilakukan pemodelan dan analisis kestabilan. Permasalahan pada UAV adalah munculnya gangguan (*disturbance*), adanya kesalahan pengukuran sensor (*noise*), multi masukan dan keluaran (MIMO), serta ketidakpastian model dinamik. Untuk memperoleh hasil yang baik digunakan sistem kendali multivariabel *robust*, dengan beberapa tahap penelitian meliputi: (1) pemodelan dan analisis kestabilan, (2) rancang bangun sistem kendali PID, (3) identifikasi parameter dinamika terbang, (4) rancang bangun *hardware in the loop simulation*, (5) rancang bangun sistem kendali multivariabel *robust*, (6) pengujian dan evaluasi sistem. Hasil simulasi menunjukkan bahwa akar karakteristik matriks longitudinal adalah: mode *phugoid* = $-0,061293 \pm 0,40526i$ dan mode *non-oscillation* = $-6,1121 \pm 4,9253$. Untuk matriks lateral direksional adalah: mode *dutch roll* = $-0,91089 \pm 5,7994i$, mode spiral = $-0,036563$ dan mode *roll subsidence* = $-12,7181$. Letak semua *pole* disebelah kiri sumbu imajiner yang berarti bahwa pada kedua matriks sistem bersifat stabil dinamik. Namun waktu pencapaian (*settling time*) kondisi tunak (*steady state*) relatif lama dan akan diperbaiki melalui perancangan sistem kendali.

Kata kunci: *State space, Longitudinal, Lateral, Stable static, Stable dynamic*

1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

UAV sebagai wahana terbang dapat diberi muatan sesuai dengan misinya dan misi “Elang Avionik” adalah pengamatan dan pemotretan dari udara. Oleh karena itu diperlukan kondisi terbang stabil dengan kecepatan rendah. Gangguan yang muncul selama terbang adalah kecepatan dan arah angin, awan, kesalahan pengukuran sensor. UAV mempunyai *multi input* yaitu defleksi servo $\delta_e = \text{elevator}$, $\delta_r = \text{rudder}$, $\delta_a = \text{aileron}$, $\delta_m = \text{servo throttle}$ dan *multi output* berupa: $p(t) = \text{roll}$, $q(t) = \text{pitch}$, $r(t) = \text{yaw}$. Adanya gangguan terhadap UAV menyebabkan ketidakpastian model dinamik. Untuk mengurangi kesalahan dapat digunakan sistem kendali multivariabel *robust*, namun tidak mudah diimplementasikan karena diperlukan model dinamika terbang UAV yang lengkap.

Mekanika terbang adalah bidang ilmu yang membahas pergerakan atau respon dinamik sebuah wahana terbang termasuk UAV. Tiga hal yang dibahas yaitu dinamika terbang, prestasi terbang dan kendali terbang [Rianto, 2011]. Dua pendekatan untuk mendapatkan model dinamika terbang yaitu *first-principle modelling* dan *system identification modeling* berdasarkan data hasil uji terbang [Widyawardana, 2011]. Pendekatan *first principle* melibatkan persamaan awal gerak pesawat menggunakan persamaan dasar mekanika dan aerodinamik. Sedangkan sistem identifikasi dilakukan dengan mengambil data dari uji terbang dengan menempatkan *embedded system* di dalam badan UAV.

Untuk mendapatkan hasil yang sempurna, penelitian harus mencakup:

pemodelan dan analisis kestabilan sistem, rancang bangun sistem kendali PID, identifikasi parameter dinamika terbang, rancang bangun *hardware in the loop simulation*, rancang bangun sistem kendali multivariabel *robust*, pengujian dan evaluasi. Pada tahap awal dilakukan pemodelan dan analisis kestabilan sistem dengan UAV “Elang Avionik” sebagai *plant*. Model dinamika ditampilkan dalam bentuk persamaan keadaan dalam mode longitudinal dan lateral direksional. Spesifikasi UAV ditampilkan pada Gambar 1-1 dan Tabel 1-1.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan misi UAV dan latar belakang maka dirumuskan:

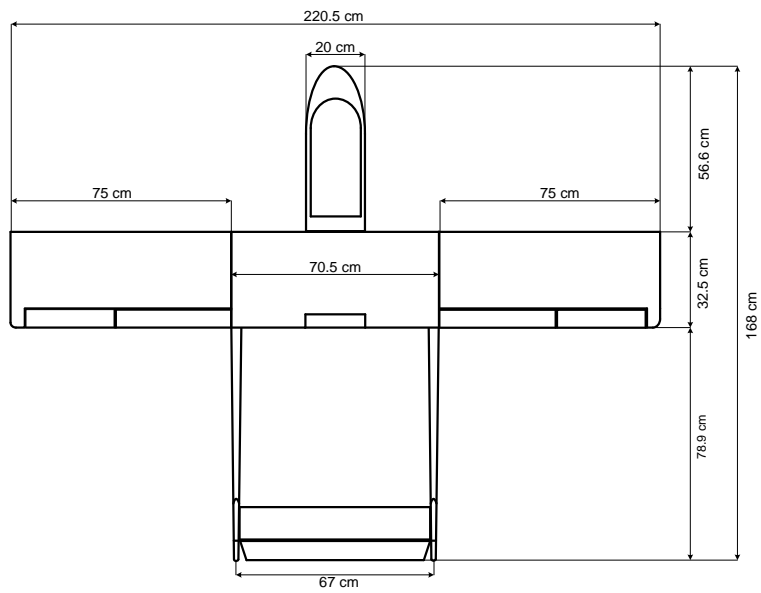
- UAV digunakan untuk pemantauan dan pemotretan dari udara, oleh karena itu UAV harus terbang dengan stabil dan terkendali.
- Untuk perancangan sistem kendali diperlukan model dinamika terbang UAV yang diturunkan dengan pendekatan *first principles*.
- Untuk mengetahui karakteristik kestabilan, perlu dilakukan analisis terhadap kedudukan akar karakteristik (*pole-zero*) dari model UAV yang diturunkan.

1.3 Tujuan

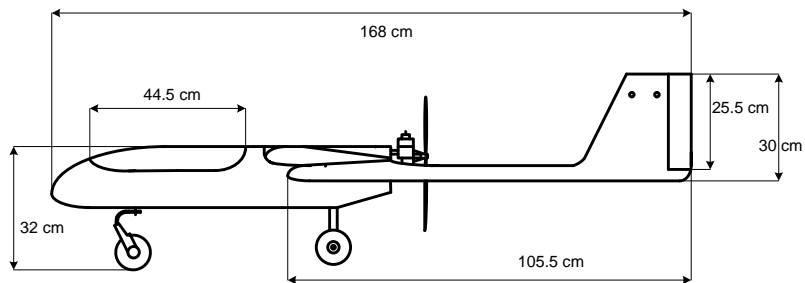
- Mendapatkan model dinamika terbang UAV dalam bentuk persamaan keadaan untuk tujuan perancangan sistem kendali.
- Menganalisa tempat kedudukan akar karakteristik sistem untuk mengetahui kestabilan sistem dalam matra longitudinal dan lateral direksional.



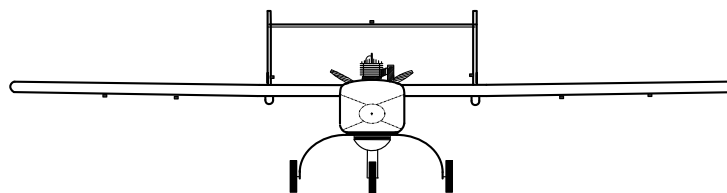
a) Wujud UAV "Elang Avionik"



b) Tampak atas



c) Tampak samping



d) Tampak depan

Gambar 1-1: Foto dan ukuran tiap bagian UAV "Elang Avionik"

Tabel 1-1: SPESIFIKASI UAV LAPAN

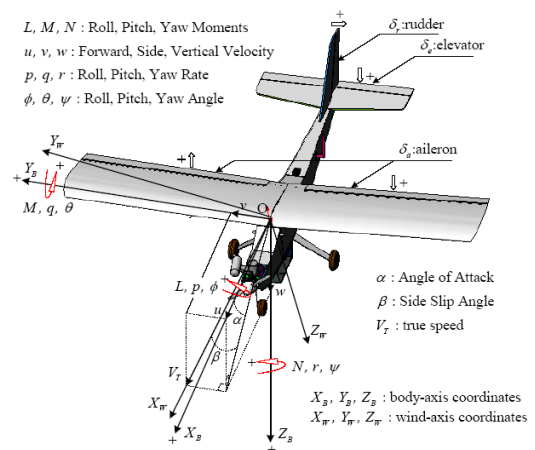
Simbol	Nama	Besaran	Keterangan
m	Total berat pesawat	9,275-9,49 kg	Total massa pesawat termasuk muatan kendali dan bahan bakar penuh
	Ekor Horizontal	0,253 kg	
	Ekor Vertikal	0,388 kg	
	Sayap	2,318 kg	
	Body + tangkai ekor	5,387 kg	
	Berat muatan yang ada	0,619 kg	
	Landing ger (roda)	0,3 kg	
m ₁	Berat 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 ²	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 ²	
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 LANDASAN TEORI

2.1 Persamaan Dinamika Pesawat

Untuk mendapatkan model dinamika terbang yang *valid*, maka harus diperhatikan adanya gangguan pada pesawat seperti kesalahan pengukuran oleh sensor dan sistem *Multi Input Multi Output* (MIMO) pada UAV. Sebagai penyederhanaan dianggap bahwa UAV adalah benda kaku yang bergerak bebas diudara. Untuk memahami gerak UAV atau pesawat, perlu dipahami 3 (tiga) salib sumbu yang berlaku yaitu sumbu badan pesawat, sumbu angin dan sumbu terhadap horisontal lokal. Sumbu badan pesawat merupakan sumbu yang berpusat pada *Central of Gravity* (CG) pesawat. Sumbu angin adalah salib sumbu badan pesawat relatif terhadap arah angin datang. Sumbu horisontal adalah salib sumbu pesawat relatif terhadap permukaan bumi yang diasumsikan datar. Ilustrasi

sumbu badan pesawat diperlihatkan pada Gambar 2-1.



- X, Y, Z =sumbu badan (*body axis*) dengan pusat di CG
- u, v, w =kecepatan maju, ke samping dan *yawing*
- L, M, N =momen *roll*, *pitch* dan *yaw*
- p, q, r =kecepatan *angular roll*, *pitch* dan *yaw*

Gambar 2-1: Model gerakan pesawat terhadap salib sumbu

Dinamika UAV sebagai model acuan adalah model non linier dan konsep ini digunakan untuk mendapatkan struktur dasar dalam identifikasi parameter. Persamaan momen adalah [Shaaban, 2006; Kanovsky, 2005]:

$$\begin{aligned} L &= \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz} \\ M &= \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} \\ N &= \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) + qrI_{xz} \end{aligned} \quad (2-1)$$

dimana L , M dan N adalah momen *rolling*, *pitching* dan *yawing*; $p(t)$, $q(t)$ dan $r(t)$ adalah kecepatan sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*; I_x , I_y dan I_z adalah momen inersia ke arah sumbu x , y dan z ; sedangkan I_{xz} adalah produk momen inersia. Manipulasi persamaan di atas menghasilkan:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ I_x [L + (I_y - I_z)qr] + I_{xz} [N + (I_x - I_y + I_z)pq - I_{xz}qr] \} \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y} [M + pr(I_z - I_x) + (r^2 - p^2)I_{xz}] \\ \dot{r} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ I_x [N + (I_x - I_y)pq] + I_{xz} [L + (I_y - I_x - I_z)qr - I_{xz}pq] \} \end{aligned} \quad (2-2)$$

Representasi momen aerodinamik adalah:

$$\begin{aligned} L &= L(p, q, r, \delta_a, \delta_r) = l_p p + l_r r + I_{\delta_a} \delta_a + I_{\delta_r} \delta_r \\ M &= M(q, \delta_e, \delta_{th}) = m_q q + m_{\delta_e} \delta_e + m_{\delta_{th}} \delta_{th} \\ N &= N(p, r, \delta_a, \delta_r) = n_p p + n_r r + n_{\delta_a} \delta_a + n_{\delta_r} \delta_r \end{aligned} \quad (2-3)$$

dimana $\delta_e, \delta_r, \delta_a, \delta_{th}$ adalah defleksi servo *elevator*, *rudder*, *aileron* dan *throttle* sedangkan l, m dan n adalah koefisien derivatif aerodinamik. Substitusi persamaan (2-3) ke dalam (2-2) diperoleh:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ I_x [l_p p + l_r r + I_{\delta_a} \delta_a + I_{\delta_r} \delta_r] + (I_x - I_y + I_z)qr \\ &\quad + I_{xz} [n_p p + n_r r + n_{\delta_a} \delta_a + n_{\delta_r} \delta_r] - I_{xz}qr \} \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y} [m_q q + m_{\delta_e} \delta_e + m_{\delta_{th}} \delta_{th} + pr(I_z - I_x) + (r^2 - p^2)I_{xz}] \\ \dot{r} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ I_x [n_p p + n_r r + n_{\delta_a} \delta_a + n_{\delta_r} \delta_r] + (I_x - I_y)pq \\ &\quad + I_{xz} [l_p p + l_r r + I_{\delta_a} \delta_a + I_{\delta_r} \delta_r] + (I_y - I_x - I_z)qr - I_{xz}pq \} \end{aligned} \quad (2-4)$$

2.2 Persamaan Keadaan dan Persamaan Keluaran

Model dinamika terbang yang dimaksud dalam bentuk persamaan keadaan (*state space*). Ekspresi persamaan keadaan dalam matra longitudinal dan lateral secara umum berbentuk [Donald, 1990]:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (2-5)$$

Dengan $x \in R^n$ vektor keadaan dan $u \in R^m$ vektor kontrol, matriks $A: n \times n$ adalah matriks keadaan, dan $B: n \times m$ adalah matrik input (*driving*).

Persamaan keluaran tergantung pada vektor keadaan dan kadang-kadang vektor kontrol. Secara umum persamaan keluaran berbentuk:

$$y = Cx + Du \quad (2-6)$$

vektor keluaran $y \in R^p$ dengan elemen berupa variabel keluaran. Matrik $C: p \times n$ adalah matrik keluaran, matrik $D: p \times m$ adalah matrik *direct*.

2.2.1 Persamaan gerak longitudinal

Permasalahan yang diperhatikan terkait dengan gerak wahana dalam matra longitudinal adalah: sudut *pitch* dikontrol dengan defleksi elevator (δ_E) dan perubahan *thrust motor* (δ_{th}), sudut serang (*attack*) α , kecepatan w , sehingga vektor keadaan didefinisikan berbentuk:

$$x \cong \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \\ \dot{h} \end{bmatrix} \text{ dan } u = [\delta_E] \quad (2-7)$$

Pada akhirnya diperoleh persamaan keadaan $\dot{x} = Ax + Bu$, dengan matrik A dan B adalah:

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \cos \gamma_0 & 0 & 0 \\ Z_u & Z_w & U_0 & -g \sin \gamma_0 & 0 & 0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_w & \tilde{M}_q & \tilde{M}_\delta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -Z_u & -Z_w & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2-8)$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} \\ Z_{\delta_E} \\ \tilde{M}_{\delta_E} \\ 0 \\ -Z_{\delta_E} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2-9)$$

Persamaan keluaran berbentuk:

$$y = Cx = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{U_0} & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (2-10)$$

2.2.2 Persamaan gerak lateral

Untuk gerak lateral didefinisikan vektor kontrol sebagai:

$$x = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} \quad (2-11)$$

Dengan demikian persamaan keadaan dengan matrik A dan B berbentuk:

$$A = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & -g \cos \gamma_0 \\ L'_v & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_v & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \gamma_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2-12)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_R}^* \\ L'_{\delta_A} & L'_{\delta_R} \\ N'_{\delta_A} & N'_{\delta_R} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2-13)$$

Jika pesawat terbang lurus pada *wing level* tanpa *climbing* dan tanpa *driving* maka $\gamma_0 = 0$. Jadi variasi elemen matrik A tergantung pada γ_0 , dalam hal ini diambil nilai 0 (nol) untuk elemen $\sin \gamma_0$ atau $\tan \gamma_0$, dan diambil nilai 1 (satu) untuk elemen $\cos \gamma_0$ atau $\sec \gamma_0$. Sedangkan persamaan keluaran gerak lateral $y = Cx + Du$ diekspresikan dalam bentuk:

$$y = \left[(Y_v + l_v N'_v - l_z L'_v) (l_x N'_p - l'_z L'_p) (l_x N'_r - l'_z L'_r) \quad 0 \right] x + \left[(l_x N'_{\delta_A} - l_z L'_{\delta_A}) (Y_{\delta_R}^* + l_x N'_{\delta_R} - l_z L'_{\delta_R}) \right] u \quad (2-14)$$

3 METODOLOGI

Analisis awal untuk mengkaji karakteristik aerodinamik dan turunan kestabilan UAV dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak. Untuk mencapai tujuan yang sudah ditentukan maka beberapa pekerjaan yang dilakukan meliputi:

- Identifikasi dan pengukuran berat dan dimensi tiap-tiap komponen UAV, seperti bagian sayap, mesin, badan, ekor, dan lain lain.
- Penurunan model dinamik dalam matra longitudinal dan lateral direksional menggunakan pendekatan *first principle*.
- Melakukan analisis karakteristik model dinamik yang diturunkan.
- Pembuatan program *sub-routine* untuk akuisisi data dan integrasi ke dalam badan pesawat.
- Simulasi dan evaluasi model dinamik untuk perancangan sistem kendali PID.

Model dinamika terbang dengan pendekatan *first principle* untuk perancangan sistem kendali terbang otomatis, sehingga dimungkinkan pesawat memiliki kriteria kestabilan dan pengendalian selama menjalankan misinya. Nilai parameter kondisi dan konfigurasi terbang pada Tabel 3-1 [Eko, 2011].

Berdasarkan spesifikasi pesawat dan data pada Tabel 3-1 dan 3-2, diprediksi nilai parameter aerodinamik seperti pada Tabel 3-3 dan 3-4.

Tabel 3-1: KONDISI TERBANG UAV

Parameter	Nilai	Satuan
Kecepatan terbang rata-rata	26	[m/det]
Sudut serang	2	[derajat]
Tinggi terbang	120	[meter]

Tabel 3-2: KONFIGURASI TERBANG UAV

Parameter	Nilai	Satuan
MTOW	9,4	[kg]
Posisi c.g		[% mac]
mac		[m]
Engine power	3,7	[hp]
Diameter propeler	20	[inchi]

Table 3-3: KARAKTERISTIK AERODINAMIK DAN TURUNAN KESTABILAN

Parameter	Nilai	Satuan	Keterangan
C_{xu}	-0,12248	[-]	Koefisien gaya ke sumbu x
C_{zu}	-0,62	[-]	Koefisien gaya ke sumbu z
C_{mu}	0	[per rad]	Koefisien momen <i>pitching</i> pesawat
C_{mq}	-7,976	[per rad/s]	Koefisien momen <i>pitching</i> pesawat dengan <i>pitch</i> rata-rata
C_{mde}	-0,733	[per rad/s]	Koefisien momen <i>pitching</i> pesawat dengan defleksi sudut elevator

Table 3-4: KARAKTERISTIK AERODINAMIK DAN TURUNAN KESTABILAN

Parameter	Nilai	Satuan	Keterangan
C_{yp}	0,02888	[per rad]	Koefisien gaya samping pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata
C_{np}	-0,02589	[per rad]	Koefisien momen <i>yawing</i> pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata
C_{lp}	-0,4722	[per rad/s]	Koefisien momen <i>rolling</i> pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata
C_{nr}	-0,02589	[per rad/s]	Koefisien momen <i>yawing</i> pesawat terhadap perubahan <i>roll</i> rata-rata
C_{nr}	-0,1487	[per rad/s]	Koefisien momen <i>yawing</i> pesawat terhadap perubahan <i>yaw</i> rata-rata
C_{lr}	0,09015	[per rad/s]	Koefisien momen <i>rolling</i> pesawat terhadap perubahan <i>yaw</i> rata-rata

Dari Tabel 3-3 dan Tabel 3-4 terlihat bahwa nilai C_{mq} , C_{nr} , dan C_{lp} berharga negatif, hal ini menunjukkan bahwa UAV bersifat stabil statik.

Analisis kestabilan dinamik sistem dilakukan dengan melihat akar-akar karakteristik dan persamaan keadaan. Persamaan keadaan dalam matriks longitudinal (3-1) dan matriks lateral direksional (3-2) diperlihatkan di bawah ini.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_u & x_\alpha & x_\theta & 0 \\ z_u & z_\alpha & z_\theta & z_q \\ 0 & 0 & 0 & V/c \\ m_u & m_\alpha & m_\theta & m_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{\delta_e} \\ z_{\delta_e} \\ 0 \\ m_{\delta_e} \end{bmatrix} [\delta_e] \quad (3-1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_\beta & y_\phi & y_p & y_r \\ l & 0 & l_p & l_r \\ n_\beta & 0 & n_p & n_r \\ 0 & 0 & 2V/h & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & y_{\delta_r} \\ I_{\delta_a} & I_{\delta_r} \\ n_{\delta_a} & n_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} [\delta_a] \quad (3-2)$$

4 ANALISIS DAN PEMBAHASAN

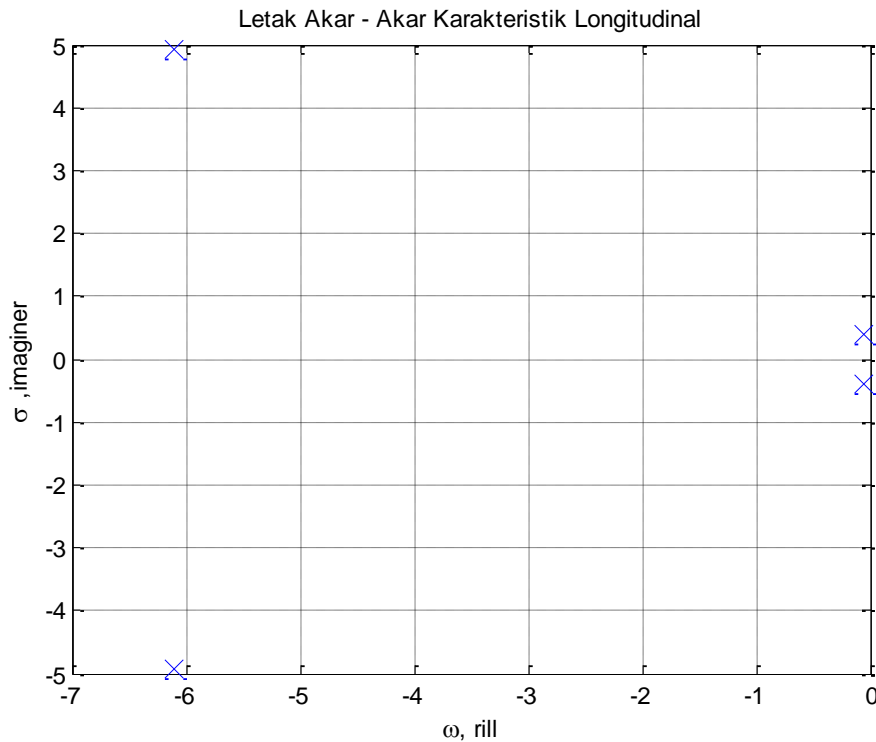
4.1 Matriks Longitudinal

Berdasarkan data hasil penurunan persamaan keadaan pada matriks longitudinal berbentuk:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,1489 & 0,1233 & -0,3770 & 0 \\ -0,7525 & -6,1342 & -0,0132 & 0,9944 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1,5203 & -24,34 & 0,02656 & -6,0637 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -0,3471 \\ 0 \\ 58,92 \end{bmatrix} [\delta_e] \quad (4-1)$$

Hasil simulasi terhadap matrik A dan B, didapat nilai akar karakteristik (*eigen value*) dan letak *pole* di bidang-s untuk matra longitudinal diperlihatkan pada Gambar 4-1.

Terlihat bahwa semua akar karakteristik pada matra longitudinal berada di sebelah kiri sumbu imajiner. Ini mengindikasikan bahwa UAV stabil dinamik pada matra longitudinal dan terdapat modus osilatori (*phugoid mode*) dan modus non-osilatori [Donald, 1990; Eko, 2011; Wook, 2007]. Namun 2 akar karakteristik mendekati sumbu imajiner, berarti bahwa kestabilan sistem tidak kuat (Tabel 4-1).



Gambar 4-1: Posisi akar-akar karakteristik UAV matra longitudinal

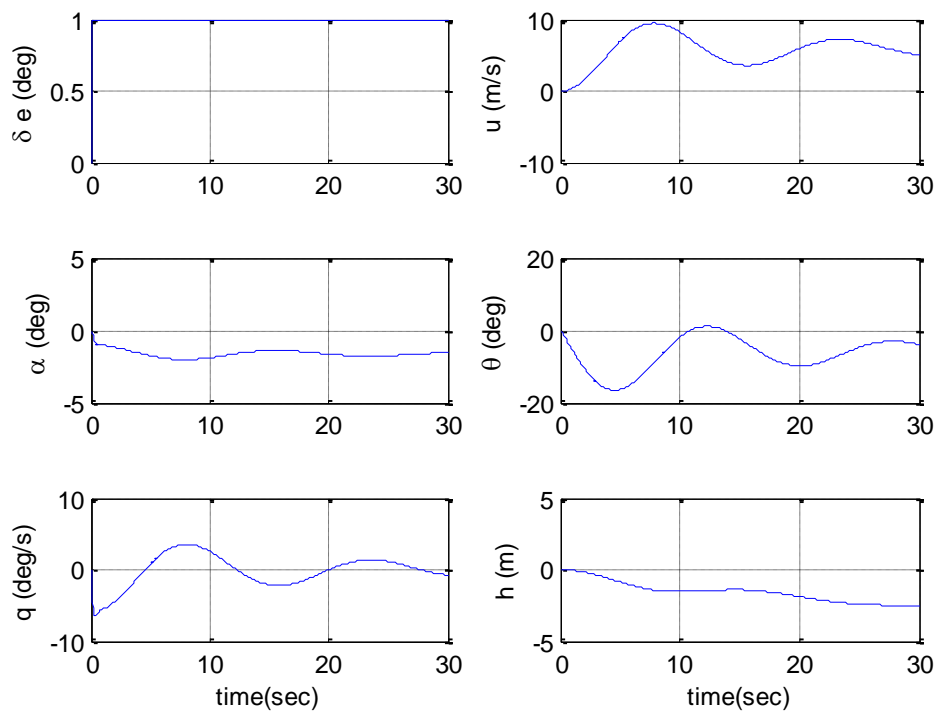
Table 4-1: AKAR-AKAR KARAKTERISTIK BESERTA PARAMETERNYA PADA MATRA LONGITUDINAL

Parameter	Nilai	Satuan
Phugoid mode		
<i>Eigenvalue</i>	-0,061293±0,40526i	[-]
Periode	15,504	[sec]
<i>Undamped natural freq. (ωn)</i>	0,40987	[rad/sec]
<i>Damped natural freq. (ωd)</i>	0,40526	[rad/sec]
<i>Damping ratio</i>	0,1495	[-]
Non oscillation mode		
<i>Eigenvalue</i>	-6,1121±4,9253i	[-]
Periode	1,2757	[sec]
<i>Undamped natural freq. (ωn)</i>	7,8496	[rad/sec]
<i>Damped natural freq. (ωd)</i>	4,9253	[rad/sec]
<i>Damping ratio</i>	0,77865	[-]

Analisa kualitas kestabilan dinamik matra longitudinal dilakukan simulasi *open loop* dengan memberikan input berupa defleksi *elevator doublet* sebesar $\pm 2,5$ deg. Dengan simulasi *open loop* dapat diketahui karakteristik output kecepatan dalam arah sumbu longitudinal (u), sudut serang (α), sudut pitch (θ), pitch rate (q) dan ketinggian terbang (h). Perbaikan kualitas masing-masing parameter dapat dilakukan melalui perancangan sistem kendali, sehingga letak *pole* bergeser lebih ke kiri.

Hasil simulasi *open loop* pada matra longitudinal diberikan pada Gambar 4-2 dan Tabel 4-2.

Berdasarkan Gambar 4-2 dan Tabel 4-2, terlihat bahwa lewatan (*overshoot*) keluaran relatif besar dan waktu pencapaian (*settling time*) keadaan tunak masing-masing parameter keluaran relatif lama. Hal ini tidak dianjurkan untuk sebuah *plant* dengan pergerakan cepat seperti pesawat, maka perancangan sistem kendali diharapkan dapat memperbaiki kualitas parameter keluaran tersebut.



Gambar 4-2: Keluaran simulasi *open loop* matra longitudinal

Tabel 4-2: KARAKTERISTIK KELUARAN GERAK MATRA LONGITUDINAL

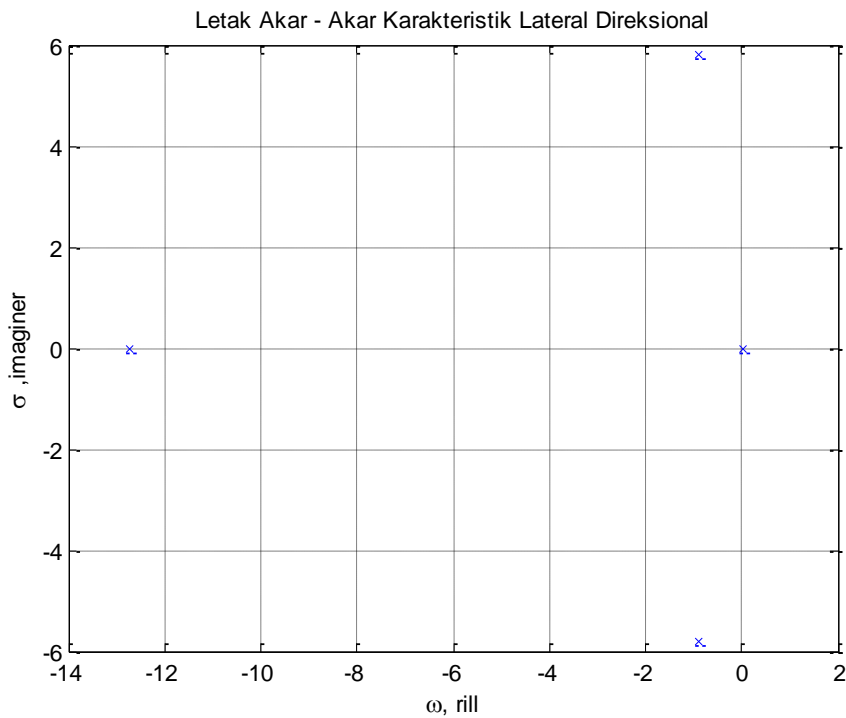
Karakteristik	Keluaran gerak matra longitudinal				
	u [m/s]	α [deg]	θ [deg]	q [deg/s]	h [m]
Δ peak value	9,4712	2,0199	16,4333	6,4284	2,5606
Peak t(s)	7,8872	7,8872	4,584	0,37612	30
Settling t(s)	30	30	30	30	30

4.2 Matra Lateral Direksional

Analisis kestabilan dinamik matra lateral direksional dilakukan dengan menghitung koefisien turunan kestabilan pada matriks A dan B. Persamaan keadaan matra lateral direksional berbentuk persamaan 4-2.

Berdasarkan nilai matriks keadaan maka akar karateristik matra lateral direksional terdiri dari 3 mode yaitu *dutch roll*, *spiral* dan *roll subsidence*. Letak akar karakteristik di bidang-s dan nilainya diperlihatkan pada Gambar 4-3 dan Tabel 4-3.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,7313 & 0,0015 & -1 & 0,3771 \\ -41,715 & -12,611 & 2,4077 & 0 \\ 31,832 & -0,2022 & -1,1616 & 0 \\ 0 & 1 & 0,0349 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0,0696 \\ 98,571 & 7,1173 \\ -0,7000 & -1,3632 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (4-2)$$



Gambar 4-3: Posisi akar-akar karakteristik matra lateral direksional

Table 4-3: KARAKTERISTIK *OUTPUT* GERAK MATRA LATERAL DIREKSIONAL

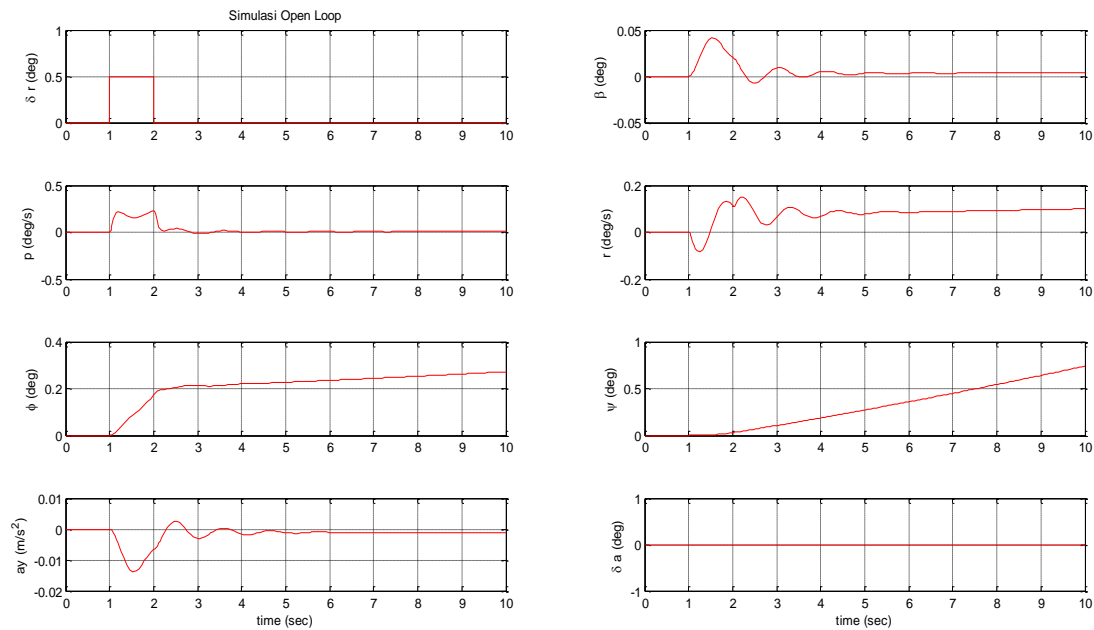
Parameter	Nilai	Satuan
<i>Dutch roll</i>		
<i>Eigenvalue</i>	-0, 91089±5,7994i	[-]
<i>Natural freq. (ω)</i>	5,8705	[rad/sec]
<i>Damping ratio</i>	0,15516	[-]
<i>Spiral</i>		
<i>Eigenvalue</i>	-0,036563	[-]
<i>T_R</i>	18,9575	[sec]
<i>Roll subsidence</i>		
<i>Eigenvalue</i>	-12,7181	[-]
<i>T_R</i>	0,078622	[sec]

Terlihat bahwa semua akar karakteristik pada matriks lateral direksional berada di sebelah kiri sumbu imajiner, hal ini mengindikasikan bahwa UAV mempunyai stabil dinamik pada matriks tersebut. Namun *pole* spiral berada dekat dengan nol yang berarti bahwa kestabilan sistem tidak kuat.

Analisis kualitas kestabilan dinamik matriks lateral direksional dilakukan melalui simulasi *open loop* dengan memberikan *input* berupa defleksi *rudder*. Dengan simulasi ini dapat diketahui karakteristik keluaran berupa *roll rate* (p), *yaw rate* (r), sudut slip samping (β),

sudut *roll* (Φ) dan percepatan dalam arah lateral (a_y). Melalui perancangan sistem kendali diharapkan dapat memperbaiki kualitas masing-masing parameter tersebut. Hasil simulasi *open loop* dan karakteristik parameter matriks lateral direksional diberikan pada Gambar 4-4.

Berdasarkan Gambar 4-4 dan Tabel 4-4, terlihat bahwa lewatan masing-masing parameter gerak tidak terlalu besar. Lewatan bisa diperkecil dan kualitas parameter gerak dapat diperbaiki melalui perancangan sistem kendali.



Gambar 4-4: Hasil simulasi *open loop* matriks lateral direksional

Tabel 4-4: KARAKTERISTIK *OUTPUT* GERAK MATRA LATERAL DIREKSIONAL

Karakteristik	Output gerak matriks lateral direksional					
	p [deg/s]	r [deg/s]	β [deg]	Φ [deg]	ψ [deg]	a_y [m/s ²]
Δ peak value	0,22742	0,15044	0,041476	0,54212	0,74212	0,0024954
Peak t(s)	2	2,2452	1,5181	10	10	2,5236
Settling t(s)	3,7558	10	10	10	10	10

5 KESIMPULAN

- Model dinamika terbang UAV diturunkan dalam matra longitudinal dan lateral direksional dalam bentuk persamaan keadaan.
- Berdasarkan data kondisi dan konfigurasi terbang serta karakteristik aerodinamik diketahui bahwa UAV mempunyai sifat stabil statis.
- Nilai akar karakteristik matra longitudinal berharga negatif: mode *phugoid* = $-0,061293 \pm 0,40526i$ dan mode *non-oscillation* = $-6,1121 \pm 4,9253i$. Ini berarti bahwa sistem mempunyai sifat stabil dinamik dalam matra longitudinal.
- Nilai akar karakteristik matra lateral direksional berharga negatif: *dutch roll* = $(-0,91089 \pm 5,7994i)$, *spiral* = $(-0,036563)$ dan *roll subsidence* = $(-12,7181)$. Ini berarti bahwa sistem mempunyai sifat stabil dinamik dalam matra lateral direksional.
- Dari grafik hasil simulasi menunjukkan bahwa letak *pole* berada di sebelah kiri sumbu imajiner, ini menunjukkan bahwa sistem mempunyai sifat stabil dinamik pada matra longitudinal dan matra lateral direksional.

Ucapan Terima Kasih

Terimakasih kepada yth. Prof. Bambang Riyanto dan tim dari ITB.

DAFTAR RUJUKAN

Donald McLean, 1990. *Automatic Flight Control System*, Bab 3, Prentice Hall International Series, UK Ltd.

- Eko Budi Purwanto, dkk, 2011. *Rancang Bangun Sistem Kendali Multi-variable Robust untuk PUNA*, Laporan Penelitian, LAPAN.
- P. Kanovsky, L. Smrcek, G. Goodchild, 2005. *Simulation of UAV System*, Acta Polytechnica. Vol. 45 No. 4/2005; Czech Technical University in Prague. Download 30-03-2011.
- Rianto Adhy Sasongko, 2011. *Dinamika Terbang (materi presentasi di PUSTEKBANG-LAPAN)*, FTMD- ITB.
- Shaaban Ali Salman, Anacatti G, Sreenatha, Jin Toung Choi, 2006. *Attitude Dynamics Identification of Unmanned Aircraft Vehicle*, International Journal of Control, Automation, and Systems; Vol. 4 No. 6 2006, pp.782-787, December, Download 20-04-2011.
- Widyawardana Adiprawita, Adang Suwandi Ahmad, Jaka Semibiring, 2007. *Hardware In The Loop Simulator in UAV Rapid Development Life Cycle*, School of Electric Engineering and Informatics, Institut Teknologi Bandung, ICIUS Bali - Indonesia. Download 9 Juni 2011.
- Wook-Je Park, Eung-Tai Kim, Yong-Kyu Song, Bong-Jin Ko, 2007. *A Study on the Real-Time Parameter Estimation of DURUMI-II for Control Surface Fault Using Flight Test Data (Longitudinal Motion)*, International Journal of Control, Automation, and Systems; Vol. 5 No. 4, pp.410-418, August 2007. Download 13-06-2011.