

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

M7-031 Analisis Dinamika Terbang Wahana Tanpa Awak Ducted Fan

Toto Indriyanto, Septian Firmansyah dan Hari Muhammad

Kelompok Keahlian Fisika Terbang
Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara
Institut Teknologi Bandung
Bandung, Indonesia

Phone: +62-22-2504529, FAX: +62-22-2534164, E-mail: t.indriyanto@ae.itb.ac.id

ABSTRAK

Wahana tanpa awak ducted fan, selanjutnya disebut ducted fan UAV, merupakan salah satu jenis rotary wing UAV (unmanned aerial vehicle) yang mulai dikembangkan beberapa tahun terakhir. Tulisan ini membahas karakteristik dinamika terbang ducted fan UAV dengan studi kasus Allied Aerospace iSTAR. Dalam tulisan ini diuraikan penyusunan model matematika iSTAR berdasarkan persamaan gerak yang dilinearisasi pada kondisi hover. Analisis karakteristik dinamik wahana saat diberikan gangguan kecil terhadap kondisi trim-nya dikaji pada makalah ini melalui simulasi. Efek giroskopik yang terjadi akibat putaran rotor menjadi perhatian utama karena efek ini akan mengakibatkan terjadinya cross-coupling pada ducted fan.

Keywords: ducted fan UAV, efek giroskopik, cross-coupling

1. Pendahuluan

UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) atau wahana tanpa awak makin banyak dijumpai baik untuk aplikasi sipil maupun militer dewasa ini. Pada dasarnya UAV dapat dikelompokkan menjadi sayap-tetap (*fixed-wing*) atau sayap-putar (*rotary wing*). Perbandingan kedua jenis UAV tersebut dapat dilihat pada Tabel 1 [1].

Tabel 1. Perbandingan antara *fixed-wing* dan *rotary-wing* UAV [1]

	Fixed-wing UAV	Rotary-wing UAV
Source of Lift	Forward velocity	Direct lift from rotor
Launch/Landing	Launcher/Parachute	VTOL
Precise Landing	No	Yes
Mechanism	Simple	Complicated
Pitch Control	No	Yes
Hovering	No	Yes

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

Useful Space/ Volume	More	Less
Velocity	High	Low
Structural Strength Requirement	Low	High
Maneuverability	Low	High

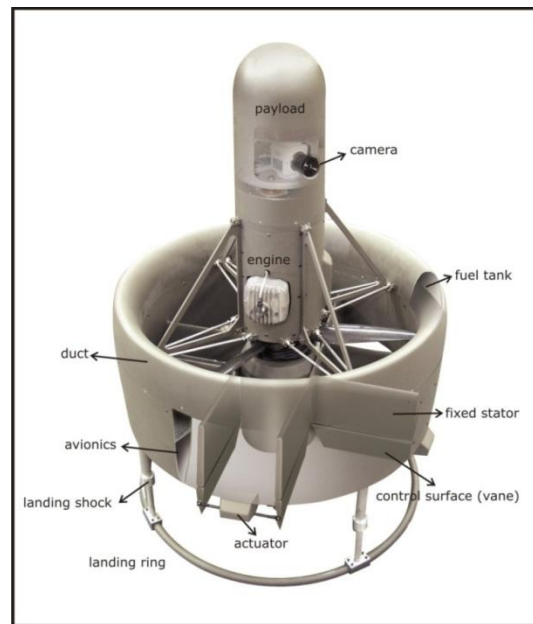
UAV dengan sayap putar dapat dibedakan menjadi helikopter dan *ducted fan*. *Ducted fan* UAV mulai dikembangkan beberapa tahun terakhir [2]. Berbeda dengan *rotary-wing* UAV jenis helikopter, *ducted fan* UAV lebih ringkas dan tidak membahayakan karena rotornya terbungkus *duct*. Selain memberikan gaya angkat lebih besar, dalam operasinya *ducted fan* UAV biasanya lebih sunyi dibanding *rotary-wing* UAV yang lain.

Sampai dengan saat ini di seluruh dunia ada lima jenis *ducted fan* UAV yang telah dikembangkan. Sebagian besar dibuat oleh perusahaan Amerika Serikat untuk keperluan militer. Untuk mengejar ketertinggalan, Indonesia pun mulai melakukan pengembangan *ducted fan* UAV melalui program yang dilakukan oleh Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT) sejak tahun 2007 [2].

Tulisan ini memaparkan studi awal dinamika terbang *ducted fan* UAV dengan menggunakan iSTAR UAV rancangan Allied Aerospace sebagai studi kasus. Alasan pemilihan UAV ini sebagai studi kasus adalah kelengkapan data yang ada dibandingkan dengan *ducted fan* jenis lain.

2. iSTAR Ducted Fan UAV

Salah satu *ducted fan* UAV yang dibuat oleh Allied Aerospace adalah iSTAR UAV 29” [3]. iSTAR merupakan *scaleable VTOL (vertical take-off landing)* system dengan fungsi sesuai namanya, yaitu: *intelligence, Surveillance, Target-Acquisition and Reconnaissance*. *Ducted fan* UAV ini memiliki bentuk geometri luar seperti Gambar 1 berikut.



Gambar 1. iSTAR ducted fan UAV dan bagian-bagiannya [3]

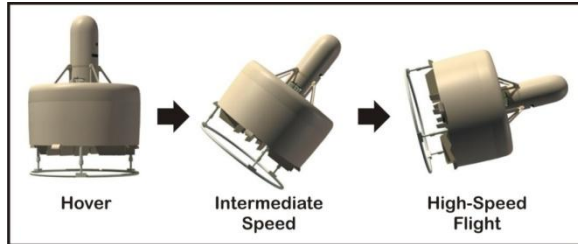
Data fisik iSTAR 29'' adalah sebagai berikut [2]:

- Tinggi : 67 cm
- Diameter *duct* : 74 cm
- Diameter *fuselage* : 18 cm
- Putaran rotor : 4000 RPM (maks)
- Berat wahana : 22,7 kg (MTOW)
- Berat payload : 9 kg

Ducted fan UAV ini memiliki kemampuan terbang sebagai berikut:

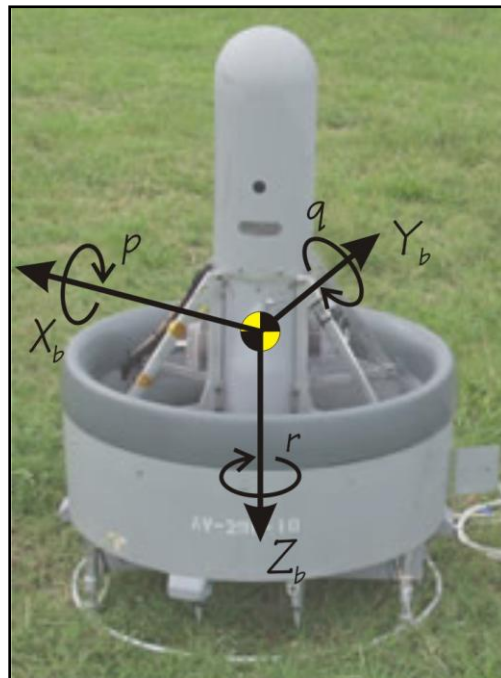
- Tinggi *hover* : 200 m (maks)
- Kecepatan horisontal : 90 km/jam
- Lama terbang : 2 jam
- Jangkauan terbang : 185 km

Modus terbang iSTAR adalah *hover* (diam beberapa meter di atas permukaan tanah), terbang jelajah dengan kecepatan rendah dan terbang jelajah dengan kecepatan tinggi, (lihat Gambar 2). Modus terbang *hover* dipakai pada saat iSTAR melakukan operasi pengamatan terhadap suatu daerah, modus jelajah kecepatan rendah digunakan misalnya untuk mencari ranjau, sementara jelajah kecepatan tinggi untuk mencapai sasaran yang jauh dengan cepat. Perubahan sikap terbang dari satu modus ke modus lain dilakukan dengan cara mendefleksikan bidang kendali (*vanes*) sehingga timbul momen yang memiringkan wahana dan memberikan dorongan ke depan. Berkurangnya gaya angkat akibat kemiringan yang terjadi diimbangi dengan peningkatan putaran rotor. Dengan demikian, defleksi bidang kendali harus selalu disinkronkan dengan RPM rotor tersebut.



Gambar 2. Modus-modus terbang iSTAR [3]

Dalam model matematika yang dibahas selanjutnya dipakai tata acuan koordinat benda $Ox_bY_bZ_b$ yang diilustrasikan seperti Gambar 3 berikut.



Gambar 3. Tata acuan koordinat benda untuk iSTAR *ducted fan* UAV [2]

Pada Gambar 3 tersebut sumbu X_b mengarah pada arah yang dituju oleh kamera yang terpasang pada badan iSTAR. Berdasarkan tata acuan tersebut selanjutnya dirumuskan persamaan gerak iSTAR. Dalam pembahasan selanjutnya subskrip b akan dihilangkan tanpa mengubah artinya.

3. Model Matematika Ducted Fan UAV

Asumsi dasar yang dipakai dalam penurunan persamaan gerak *ducted fan* ini adalah sebagai berikut:

1. iSTAR adalah benda kaku.
2. Dalam analisis ini iSTAR tidak mengalami perubahan massa dan posisi komponen massa, sehingga titik pusat massa atau *center of gravity* (CG) wahana tidak berubah.
3. Percepatan gravitasi bumi konstan sebesar $9,81 \text{ m/s}^2$.
4. Modus terbang yang digunakan adalah *hover* tanpa adanya pengaruh angin.

Selanjutnya dinamika *ducted fan* UAV dapat dimodelkan melalui sembilan persamaan gerak benda kaku berikut ini [4,5]:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= r v - q w - g \sin\theta + F_x \\ \dot{v} &= p w - r u + g \cos\theta \sin\varphi + F_y \\ \dot{w} &= q u - p v + g \cos\theta \cos\varphi + F_z \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I_{zz}L + I_{xz}N + I_{xz}pq \left(\frac{I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right) + qr \left(\frac{I_{yy} - I_{zz} - I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right)}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \\ \dot{q} &= \frac{M + pr \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + I_{xz} \left(r^2 - p^2 \right)}{I_{yy}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{xz}L + I_{xx}N - I_{xz}qr \left(\frac{I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right) + pq \left(\frac{I_{xx} - I_{yy} + I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right)}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + \left(\sin\varphi + r \cos\varphi \right) \tan\theta \\ \dot{\theta} &= q \cos\varphi - r \sin\varphi \\ \dot{\psi} &= \left(\sin\varphi + r \cos\varphi \right) \sec\theta \end{aligned} \tag{3}$$

Dalam persamaan-persamaan di atas:

- u, v, w adalah komponen kecepatan gerak V pada sumbu X, Y dan Z ;
- p, q, r adalah komponen kecepatan sudut sikap pada sumbu X, Y , dan Z ;
- θ, φ, ψ adalah sudut sikap wahana pada sumbu Y (*pitch*), X (*roll*) dan Z (*yaw*);
- F_x, F_y, F_z adalah resultan gaya-gaya aerodinamika dan propulsi yang bekerja pada sumbu X, Y dan Z ;
- g adalah percepatan gravitasi bumi;
- $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$ adalah momen-momen inersia pada sumbu X, Y dan Z ; dan
- L, M, N adalah resultan momen-momen aerodinamika dan propulsi pada sumbu X, Y dan Z .

Perhatikan bahwa bentuk geometri iSTAR memberikan karakteristik inersia massa $I_{xx} = I_{yy}$, sementara I_{xz} dapat diabaikan.

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

Resultan gaya dan momen aerodinamika dan propulsi pada persamaan di atas dapat diuraikan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} F_x &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x & L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_l \\ F_y &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_y & M &= \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_m \\ F_z &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z & N &= \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_n \end{aligned} \quad (4)$$

Dalam uraian persamaan di atas:

- ρ adalah kerapatan udara;
 - V adalah kecepatan gerak wahana;
 - S, b, c adalah luas area referensi, panjang referensi lateral dan panjang referensi longitudinal;
 - C_x, C_y, C_z adalah koefisien-koefisien gaya aerodina-mika dan propulsi pada arah X, Y dan Z;
- dan
- C_l, C_m, C_n adalah koefisien-koefisin momen aerodina-mika dan propulsi pada sumbu X, Y dan Z.

Koefisien gaya dan momen di atas dapat diuraikan secara linier berdasarkan penyebabnya. Misalnya untuk C_x uraiannya adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned} C_x &= C_{x_0} + C_{x_u} u + C_{x_v} v + C_{x_w} w + \\ &C_{x_p} p + C_{x_q} q + C_{x_r} r + C_{x_{\delta_{lon}}} \delta_{lon} + \\ &C_{x_{\delta_{lat}}} \delta_{lat} + C_{x_{\delta_{col}}} \delta_{col} + C_{x_{\delta_{ped}}} \delta_{ped} \end{aligned} \quad (5)$$

di mana:

- C_{x_0} adalah koefisien gaya pada arah X pada kondisi steady;
- C_{x_u}, dst adalah koefisien gaya pada arah X akibat gangguan u atau $(\partial C_x / \partial u)$, dst ; dan
- $\delta_{lon}, \delta_{lat}, \delta_{col}$ dan δ_{ped} adalah input kendali berupa defleksi *vanes* longitudinal, *vanes* lateral, putaran propeler dan *vanes* direksional.

4. Linearisasi Persamaan Gerak Ducted Fan

Dengan mengambil kondisi terbang *hover steady*, dilakukan linearisasi persamaan gerak *ducted fan* di atas. Harga variabel gerak pesawat udara yang sedikit menyimpang dari harga variabel gerak pada keadaan *steady* dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$\left. \begin{array}{l} \\ \\ \\ \end{array} \right| \begin{array}{lll} u = u_0 + \Delta u & p = p_0 + \Delta p & \varphi = \varphi_0 + \Delta \varphi \\ v = v_0 + \Delta v & q = q_0 + \Delta q & \theta = \theta_0 + \Delta \theta \\ w = w_0 + \Delta w & r = r_0 + \Delta r & \psi = \psi_0 + \Delta \psi \end{array} \quad (6)$$

di mana subskrip 0 menunjukkan kondisi terbang *steady state (hover)*.

Kondisi *hover steady* tersebut digambarkan dalam kondisi awal wahana sebagai berikut:

$$\begin{aligned} u_0 = v_0 = w_0 = \dot{u}_0 = \dot{v}_0 = \dot{w}_0 = 0 \\ p_0 = q_0 = r_0 = \dot{p}_0 = \dot{q}_0 = \dot{r}_0 = 0 \\ \varphi_0 = \theta_0 = \psi_0 = \dot{\varphi}_0 = \dot{\theta}_0 = \dot{\psi}_0 = 0 \\ F_{x_0} = F_{y_0} = L_0 = M_0 = N_0 = 0 \end{aligned} \quad (7)$$

Di sini kondisi $F_{z_0} \neq 0$ diperlukan untuk menjaga tinggi terbang *hover*.

Linearisasi persamaan tersebut dilakukan dengan mengambil asumsi gangguan kecil, sehingga hasil kali dua variabel simpangan dianggap kecil dan dapat diabaikan. Untuk sudut-sudut kecil, fungsi trigonometri sudut tersebut dapat dinyatakan sebagai berikut, misalnya untuk sudut *pitch* θ :

$$\cos\theta \approx 1 \quad \text{dan} \quad \sin\theta \approx \theta \quad (8)$$

Dengan mengimplementasikan semua kondisi di atas dan dengan menghilangkan tanda ' Δ ' dari variabel simpangan (yang ditinjau hanya variabel simpangan terhadap harga awal), maka persamaan gerak wahana menjadi:

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

$$\begin{aligned}\dot{u} &= X_u u + X_v v + X_w w + X_p p + X_q q + X_r r - g \theta \\ &\quad + X_{\delta_{lon}} \delta_{lon} + X_{\delta_{lat}} \delta_{lat} + X_{\delta_{col}} \delta_{col} + X_{\delta_{ped}} \delta_{ped} \\ \dot{v} &= Y_u u + Y_v v + Y_w w + Y_p p + Y_q q + Y_r r + g \varphi \\ &\quad + Y_{\delta_{lon}} \delta_{lon} + Y_{\delta_{lat}} \delta_{lat} + Y_{\delta_{col}} \delta_{col} + Y_{\delta_{ped}} \delta_{ped} \\ \dot{w} &= Z_u u + Z_v v + Z_w w + Z_p p + Z_q q + Z_r r + \\ &\quad Z_{\delta_{lon}} \delta_{lon} + Z_{\delta_{lat}} \delta_{lat} + Z_{\delta_{col}} \delta_{col} + Z_{\delta_{ped}} \delta_{ped} \\ \\ \dot{p} &= L_u u + L_v v + L_w w + L_p p + L_q q + L_r r \\ &\quad + L_{\delta_{lon}} \delta_{lon} + L_{\delta_{lat}} \delta_{lat} + L_{\delta_{col}} \delta_{col} + L_{\delta_{ped}} \delta_{ped} \\ \dot{q} &= M_u u + M_v v + M_w w + M_p p + M_q q + M_r r \\ &\quad + M_{\delta_{lon}} \delta_{lon} + M_{\delta_{lat}} \delta_{lat} + M_{\delta_{col}} \delta_{col} + M_{\delta_{ped}} \delta_{ped} \\ \dot{r} &= N_u u + N_v v + N_w w + N_p p + N_q q + N_r r \\ &\quad + N_{\delta_{lon}} \delta_{lon} + N_{\delta_{lat}} \delta_{lat} + N_{\delta_{col}} \delta_{col} + N_{\delta_{ped}} \delta_{ped} \\ \\ \dot{\phi} &= p \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{\psi} &= r\end{aligned}\tag{9}$$

Dalam bentuk yang lebih kompak persamaan di atas dapat ditulis dalam sistem persamaan diferensial linier orde pertama sebagai berikut:

1) persamaan *state-space*:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u}\tag{10}$$

dan

2) persamaan output:

$$\mathbf{y} = \mathbf{C} \mathbf{x} + \mathbf{D} \mathbf{u}\tag{11}$$

di mana:

\mathbf{x} = vektor variabel keadaan = $\{u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi\}^T$;

\mathbf{u} = vektor input kendali = $\{\delta_{lon} \ \delta_{lat} \ \delta_{col} \ \delta_{ped}\}^T$;

\mathbf{y} = vektor variabel output = \mathbf{x}

\mathbf{A} = matriks dinamika wahana atau matriks *state-space*

\mathbf{B} = matrik dinamika akibat input kendali

\mathbf{C} = matriks dinamika peralatan sensor gerak = $\{ \mathbf{I} \}$

\mathbf{D} = matriks dinamika sensor akibat kendali = $\{ \mathbf{0} \}$.

Matriks *state-space* yang diperoleh dari linearisasi pada kondisi *hover* adalah sebagai berikut [6]:

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_v & X_w & X_p & X_q & X_r & 0 & -g & 0 \\ Y_u & Y_v & Y_w & Y_p & Y_q & Y_r & g & 0 & 0 \\ Z_u & Z_v & Z_w & Z_p & Z_q & Z_r & 0 & 0 & 0 \\ L_u & L_v & L_w & L_p & L_q & L_r & 0 & 0 & 0 \\ M_u & M_v & M_w & M_p & M_q & M_r & 0 & 0 & 0 \\ N_u & N_v & N_w & N_p & N_q & N_r & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

(12)

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta lon} & X_{\delta lat} & X_{\delta col} & X_{\delta ped} \\ Y_{\delta lon} & Y_{\delta lat} & Y_{\delta col} & Y_{\delta ped} \\ Z_{\delta lon} & Z_{\delta lat} & Z_{\delta col} & Z_{\delta ped} \\ L_{\delta lon} & L_{\delta lat} & L_{\delta col} & L_{\delta ped} \\ M_{\delta lon} & M_{\delta lat} & M_{\delta col} & M_{\delta ped} \\ N_{\delta lon} & N_{\delta lat} & N_{\delta col} & N_{\delta ped} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

(13)

Parameter-parameter pada matriks A dan B diperoleh melalui perhitungan analitis, disempurnakan dengan program dinamika fluida komputasional (CFD), diuji dalam terowongan angin dan kemudian dikoreksi dengan hasil uji terbang wahana sesungguhnya. Referensi [6] memberikan data harga-harga parameter tersebut secara lengkap dan dikutip berikut ini. Perhatikan bahwa dalam bentuk aslinya digunakan sistem satuan imperial (British).

$$A = \begin{bmatrix} -0.4003 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -32.17 & 0 \\ 0 & -0.4003 & 0 & 0 & 0 & 0 & 32.17 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.1737 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.2373 & 0 & 0 & -2.6261 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.2373 & 0 & 0 & 2.6261 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0040 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

(14)

$$B = \begin{bmatrix} -0.1554 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1223 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0027 & 0 \\ 0 & -0.4120 & 0 & 0 \\ -0.8361 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0004 & 1.1416 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

(15)

Dari harga elemen-elemen matriks A di atas terlihat keunikan karakteristik terbang iSTAR dibanding wahana terbang lain. Pada umumnya karakteristik terbang suatu wahana dapat dipisahkan dalam matra longitudinal dan lateral-direksional yang tidak saling mempengaruhi. Dengan demikian, matriks A di atas dapat dipecah menjadi dua buah matriks berukuran 4x4 (untuk matra longitudinal) dan 5x5 (matra lateral-direksional).

Hal ini tidak ditemui pada wahana *ducted fan*. Pada *ducted fan* muncul pengaruh kecepatan *pitch* terhadap momen *roll* (dalam bentuk parameter L_q) dan pengaruh kecepatan *roll* terhadap momen *pitch* (M_p). Hal ini akan menyebabkan kopling antara matra longitudinal dan lateral-direksional yang selanjutnya akan dianalisis.

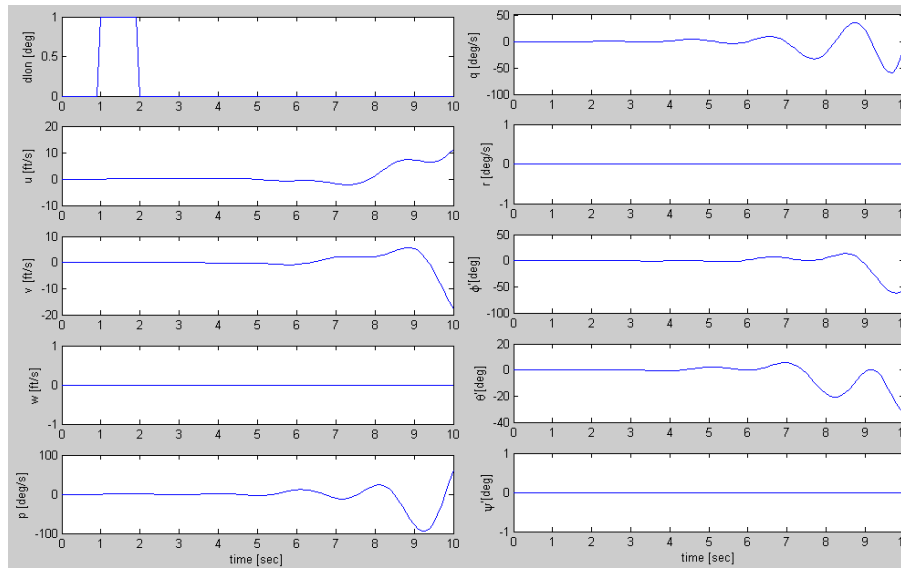
5. Simulasi Dinamika Gerak Ducted Fan

Simulasi dinamika gerak iSTAR dilakukan dengan memberikan gangguan terhadap keempat variabel inputnya δ_{lon} , δ_{lat} , δ_{col} dan δ_{ped} .

Kondisi awal iSTAR adalah *hover* 5 meter di atas permukaan tanah. Untuk itu, iSTAR harus di-trim pada putaran rotor sekitar 3340 RPM.

1) Gangguan input δ_{lon}

Gangguan ini diberikan untuk melihat respon iSTAR bila mendapatkan gangguan defleksi *vanes* longitudinal berupa *pulse* sebesar 1° selama 1 detik. Gambar 4 menunjukkan bahwa gangguan defleksi *vanes* longitudinal tersebut tidak berpengaruh terhadap kecepatan arah vertikal w , *yaw rate* r maupun sudut *yaw* ψ . Dalam waktu relatif singkat gangguan tersebut membuat *ducted fan* menjadi tidak stabil baik secara longitudinal (dalam bentuk variabel u , q dan θ) maupun lateral (variabel v , p dan ϕ).

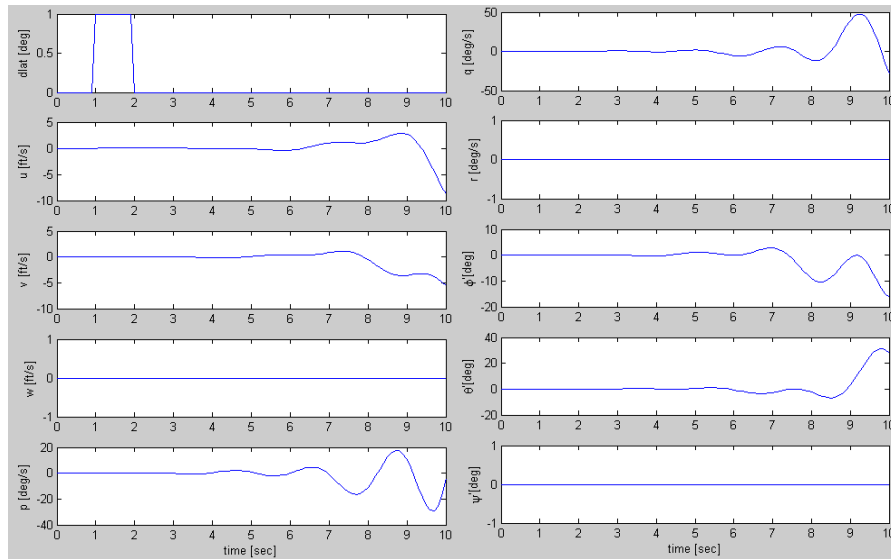


Gambar 4. Pengaruh gangguan defleksi *vane* longitudinal terhadap variabel gerak iSTAR

2) Gangguan input δ_{lat}

Gangguan ini diberikan untuk melihat respon iSTAR bila mendapatkan defleksi *vane* lateral berupa *pulse* sebesar 1° selama 1 detik. Gambar 5 menunjukkan bahwa kecepatan w dan r serta sudut ψ tidak terpengaruh. Secara sekilas, efek input ini serupa dengan efek input δ_{lon} . Hal ini biasa untuk *ducted fan* yang kebanyakan memiliki karakteristik longitudinal hampir sama dengan lateral.

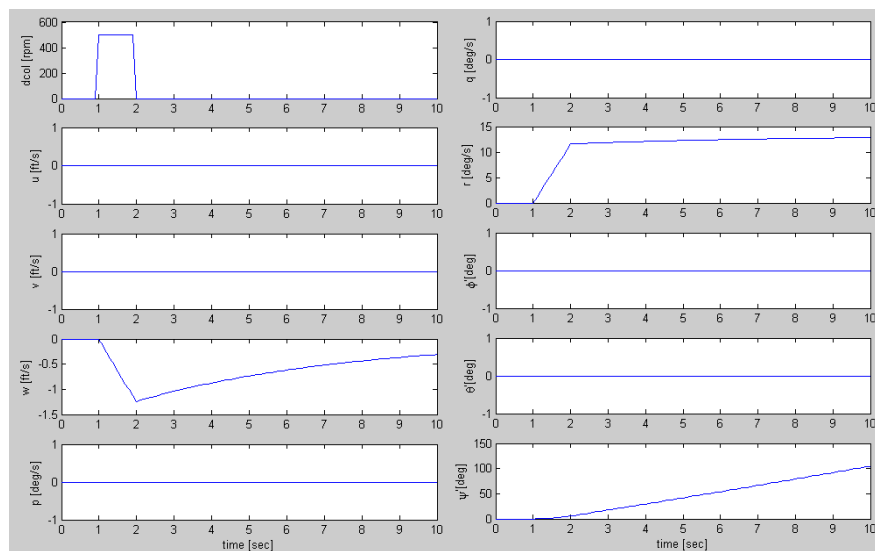
Terlihat bahwa karakteristik terbang *ducted fan* sangat peka terhadap gangguan defleksi *vane* dan tidak stabil. Kedua hasil tersebut menunjukkan bahwa input pada matriks longitudinal akan berpengaruh terhadap variabel gerak lateral, sementara input lateral akan mempengaruhi variabel gerak matriks longitudinal. Hal ini menunjukkan adanya *cross-coupling* di antara kedua modus ini.



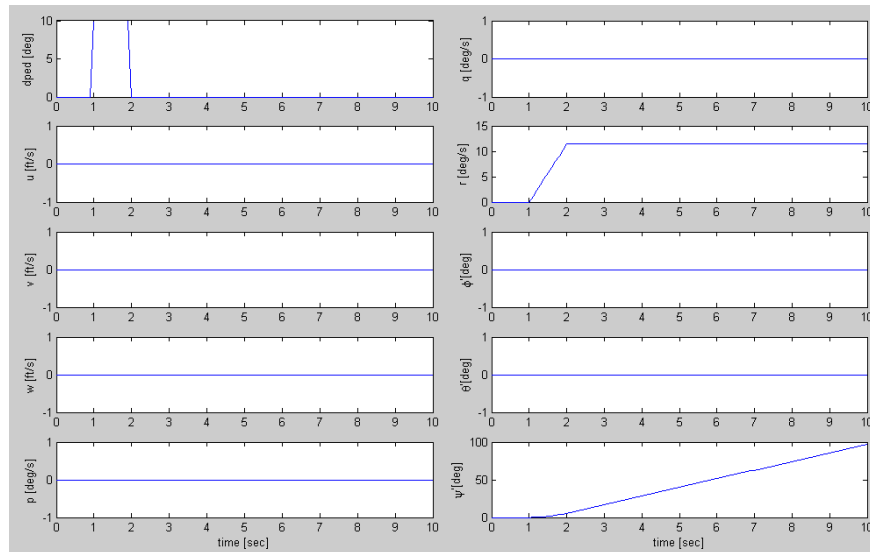
Gambar 5. Pengaruh gangguan input vane lateral terhadap variabel gerak iSTAR

3) Gangguan input δ_{col}

Gangguan ini diberikan untuk melihat respon iSTAR bila mendapatkan gangguan putaran propeler berupa *pulse* sebesar 500 RPM selama 1 detik. Gambar 6 menunjukkan bahwa hanya variabel gerak kecepatan vertikal w , kecepatan yaw r dan sudut yaw ψ yang akan terpengaruh. Pemberian tambahan putaran propeler menimbulkan tambahan gaya angkat yang membangkitkan kecepatan positif ke atas (w negatif). Selain itu, akibat tambahan torsi yang dihasilkan timbul kecepatan yaw yang tidak stabil dan membuat sudut yaw makin besar.



Gambar 6. Pengaruh gangguan input putaran propeler terhadap variabel gerak iSTAR



Gambar 7. Pengaruh gangguan input *vane* direksional terhadap variabel gerak iSTAR

4) Gangguan input δ_{ped}

Gangguan ini diberikan untuk melihat respon iSTAR bila mendapatkan gangguan defleksi input direksional berupa *pulse* sebesar 10° selama 1 detik. Gambar 7 menunjukkan bahwa di sini hanya variabel gerak kecepatan *yaw* r dan sudut *yaw* ψ yang akan terpengaruh. Kecepatan *yaw* akan meningkat bila diberikan defleksi *vanes* direksional, demikian pula dengan sudut *yaw* wahana.

6. Kesimpulan

1. Model matematika dinamika gerak *ducted fan* iSTAR telah dirumuskan dan disimulasikan berdasarkan linearisasi pada kondisi terbang *hover*. Model matematika tersebut selanjutnya dapat digunakan untuk menganalisis karakteristik terbang UAV tersebut.
2. *Ducted fan* iSTAR dapat melakukan terbang *hover* dengan input putaran rotor sekitar 3340 RPM.
3. Pada modus terbang *hover*, *ducted fan* iSTAR tidak stabil ketika diberikan input defleksi *vane* lateral maupun longitudinal.
4. Efek giroskopik yang diwakili oleh turunan kestabilan M_p dan L_q mengakibatkan terjadinya *cross-coupling* antara matra lateral dan longitudinal.

7. Arah Riset Selanjutnya

Riset selanjutnya diarahkan untuk merancang sistem kendali otomatis untuk model linier *ducted fan* yang telah disusun. Dengan adanya sistem kendali otomatis tersebut, berbagai kondisi terbang *ducted fan*

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

dapat dilaksanakan. Selanjutnya, dengan dukungan dana yang dianggarkan oleh BPPT akan dibuat dan diuji coba model *ducted fan* yang telah dikembangkan dan diharapkan dapat dilaksanakan pada 2010.

Referensi

- [1] K. Dutta, *Micro Aerial Vehicle*, Vellore Institute of Technology, Bangalore.
 - [2] S. Firmansyah, *Analisis Karakteristik Dinamika Terbang Ducted Fan UAV Studi Kasus: Allied Aerospace iSTAR 29*”, Tugas Akhir Strata-1, Aeronotika dan Astronotika, ITB, 2009.
 - [3] ____, *iSTAR UAV Brochure*, Allied Aerospace, 2008.
 - [4] S.D. Jenie, *Diktat Kuliah Kendali Terbang*, Program Studi Teknik Penerbangan, ITB, 2006.
 - [5] S.D. Jenie dan H. Muhammad, *Catatan Kuliah Dinamika Terbang*, Program Studi Teknik Penerbangan, ITB, 2006.
 - [6] D.N. Salluce, *Comprehensive System Identification of Ducted Fan UAVs*, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 2004.
 - [7] E.N. Johnson dan M.A. Turbe, *Modeling, Control, and Flight Testing of a Small Ducted Fan Aircraft*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington D.C., 2005
-