

# PENERAPAN TEKNIK "IDENTIFIKASI PARAMETER" PADA PENGUJIAN TERBANG DENGAN MANUVER STASIONER

Bagian 1 :  
Pengembangan Model dan Algoritma  
Matematis untuk Gerak Longitudinal

Said D. Jenie \*

## RINGKASAN :

Suatu model matematika untuk menerapkan teknik identifikasi parameter, PI, pada pengujian terbang stasioner dikembangkan. Teknik PI yang dipakai disini adalah metoda kesalahan output dengan disertai koreksi parameter melalui persamaan sensitivitas. Pengembangan dilakukan untuk modus keseimbangan longitudinal, namun demikian secara umum teknik ini dapat diterapkan pula pada modus lateral/direksional.

## Notasi

[A] : matriks parameter tingkat keadaan	T : Gaya dorong propulsi
[B] : matriks parameter bebas	t : Waktu pengukuran
$\bar{c}$ : chord rata-rata sayap (MAC)	$V^p$ : Kecepatan total pesawat terbang
$\bar{c}_e$ : chord rata-rata elevator	W : Berat pesawat atau matriks bobot
$C_D$ : koefisien Drag	x : Vektor variabel gerak
$C_m$ : Koefisien momen pitch	z : Vektor pengukuran
$C_L$ : Koefisien Lift	$\alpha$ : Sudut serang pesawat
$C_T$ : Koefisien gaya thrust	$\alpha_h$ : Sudut serang ekor horizontal
$C_w$ : Berat pesawat tak berdimensi	$\gamma$ : Sudut lintas terbang
$C_h$ : Koefisien momen engsel elevator	$\delta_e$ : Sudut defleksi elevator
$d_T$ : Jarak vektor thrust ke titik berat pesawat	$\delta_t$ : Sudut defleksi trim-tab
D : Drag	$\epsilon$ : Sudut down-wash total
$F_e$ : Gaya batang kendali	$\epsilon_0$ : Down-wash parasit
$F_{cen}$ : Gaya Centrifugal	$\eta_H$ : Perbandingan tekanan dinamis sayap dan ekor horizontal
g : Percepatan gravitasi	$\xi$ : Vektor parameter
G : Gear ratio sistem rangkaian kendali	$\Phi_T$ : Sudut pasang propulsi terhadap sumbu x pesawat
H : Matriks sensitivitas	$\Phi_I$ : Sudut bank (kemiringan) pesawat
$HM_e$ : Momen engsel elevator	
$I_{xz}$ : Momen cross inersial pada sumbu y	
$J_{xz}$ : Momen cross inersial pada sumbu y tak berdimensi	
$\bar{J}$ : Kwadrat kesalahan output	
$l_H$ : Jarak pusat aerodinamis ekor horizontal ke titik berat pesawat	
L : Lift	
m : Massa pesawat terbang	
M : Momen pitch	
$M_G$ : Momen giroskopis	
n : Faktor beban	
q : Kecepatan sudut pitch	
$\bar{q}$ : Tekanan dinamis udara	
$R_1$ : Radius belok pesawat	
S : Luas sayap pesawat	
$S_e$ : Luas bidang elevator di belakang garis engsel	

## Subskrip

1 : Menyatakan kondisi stasioner
$C_{x_y}$ : Menunjukkan perubahan koefisien x terhadap variabel gerak y
$X_{\xi}$ : Turunan variabel x terhadap parameter $\xi$

## I. PENDAHULUAN

Teknik yang lazim dipakai dalam pengujian terbang pesawat udara transport dengan ukuran besar adalah dengan menerbangkan pesawat tersebut pada kondisi stasioner (steady-state).

Yang dimaksud dengan kondisi stasioner, adalah suatu kondisi terbang dimana pada kondisi tersebut kecepatan pesawat udara, baik linear maupun angular, tidak berubah terhadap waktu atau dengan kata lain konstan.

Pengujian terbang pada kondisi seperti ini disebut pengujian terbang dengan *manuver stasioner*.

\*  
● AIAA member, Sigma Xi member.  
● Staf jurusan Mesin/Penerbangan ITB.  
● Kepala Flight Test CN-235, PT. Nurtanio.

Teknik pengujian terbang dengan manuver stasioner, telah dibakukan baik oleh FAA maupun badan-badan penerbangan lain dan dituangkan dalam hampir semua buku petunjuk teknik uji terbang seperti FAA-Engineering Flight Test Guide (EFTG) dan sebagainya.

Pengujian dengan manuver stasioner untuk pesawat terbang transport mempunyai beberapa keuntungan, antara lain :

- (1) Kondisi terbang stasioner sangat mudah untuk didapatkan dan dijaga.
- (2) Efek-efek sampingan yang diderita oleh pesawat pada kondisi ini jauh lebih sedikit dan kecil dibandingkan dengan efek samping yang dihasilkan apabila manuver pesawat tidak stasioner.
- (3) Kondisi stasioner memudahkan pengukuran-pengukuran untuk mendapatkan hasil yang lebih teliti.

Masalah yang hendak dibahas dalam tulisan ini adalah mengembangkan suatu cara pengolahan data sebaik mungkin agar dari hasil-hasil pengukuran yang diperoleh dapat disaring sebanyak mungkin parameter-parameter terbang. Makin banyak parameter terbang yang bisa dihasilkan, makin lengkap data-data feedback yang dapat diberikan untuk perbaikan suatu model/perancangan pesawat terbang.

Suatu algoritma matematis dikembangkan untuk menerapkan teknik identifikasi parameter (PI) pada manuver stasioner. Pada umumnya teknik PI dipakai untuk pengolahan data uji terbang dengan manuver tak stasioner (dinamis), dimana model matematika untuk kondisi ini diberikan dalam bentuk persamaan diferensial. Penerapan teknik PI pada kondisi stasioner dengan demikian akan lebih mudah, karena model matematika untuk kondisi ini diberikan dalam bentuk aljabar (persamaan keseimbangan).

## II. PERSAMAAN GERAK LONGITUDINAL PESAWAT UDARA PADA KONDISI STASIONER

Persamaan gerak pesawat udara dalam kondisi stasioner biasa disebut persamaan *keseimbangan statis*. Disebut demikian karena pada kondisi ini semua komponen vektor kecepatan pesawat baik linear :  $u, v, w$  maupun angular :  $p, q, r$  tidak berubah terhadap waktu; sehingga gaya-gaya inersial, yang merupakan faktor dinamis besarnya nol. Dengan demikian gaya-gaya aerodinamis dan gaya dorong propulsi, thrust akan juga konstant terhadap waktu dan bersama-sama dengan gaya berat  $W$  membentuk suatu keseimbangan statis yang melukiskan kondisi terbang pesawat udara tersebut. Adapun kondisi terbang longitudinal stasioner ada beberapa macam yaitu :

- (i) Terbang dengan lintasan lurus dan kecepatan konstan  $V_p$  (straight level flight).
- (ii) Terbang dengan lintasan melengkung dan faktor beban  $n$  konstan.
  - \* Bila lintasan lengkung terletak pada bidang vertikal lokal, maka manuver stasioner ini disebut : *Symmetrical pull-up manoeuvre*.
  - \* Bila lintasan lengkung terletak pada bidang horizontal lokal, maka manuvre stasioner ini disebut : *Level turn-Manoeuvre*.

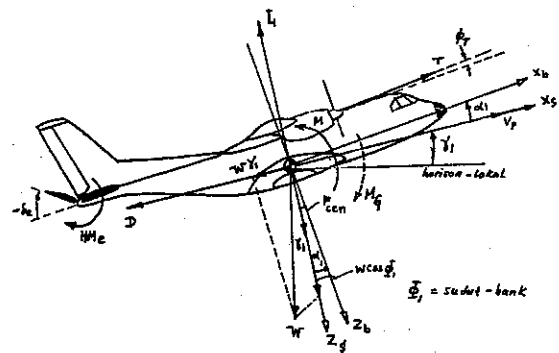
Adapun persamaan keseimbangan longitudinal statis pesawat udara diberikan sebagai berikut :

Gambar 2.1 melukiskan diagram gaya longitudinal pada pesawat udara yang terbang dengan kondisi stasioner.

Secara umum persamaan keseimbangan pesawat diberikan oleh (1) :

$$\begin{aligned}
 - T \cos(\alpha_1 + \phi_T) + D + W\gamma_1 &= 0 & (a) \\
 + T \sin(\alpha_1 + \phi_T) + L - W \cos \Phi_1 - F_{cen} &= 0 & (b) \\
 - M_G + M &= 0 & (c) \\
 F_e - G H M_e &= 0 & (d)
 \end{aligned}
 \tag{2.1}$$

Persamaan (2.1 a dan b) berturut-turut melukiskan keseimbangan gaya sepanjang sumbu  $X_s$  dan  $Z_s$ . Persamaan (2.1 c) melukiskan keseimbangan momen pitch total, termasuk peranan propulsi dan pers (2.1 d) melukiskan gerak batang kendali serta keseimbangannya dengan momen engsel elevator.



Gambar 2.1. Keseimbangan gaya dan momen pada gerak longitudinal.

Secara umum gaya-gaya dan momen-momen pada persamaan (2.1) di atas dapat diuraikan sebagai kombinasi linear komponen-komponennya yang disebabkan oleh variabel-variabel gerak  $\alpha, \alpha_1, \gamma, q, \delta_e$  dan  $\delta_t$  :

(i) Gaya Aerodinamis

Lift :

$$L = \bar{q} S C_L = \bar{q} S [C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_q} q + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{\delta_t}} \delta_t] \quad (2.1)$$

Drag :

$$D = \bar{q} S C_D = \bar{q} S [C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_q} q + C_{D_{\delta_e}} \delta_e + C_{D_{\delta_t}} \delta_t] \quad (2.2)$$

(ii) Gaya Berat :  $W = \bar{q} S C_W$  (2.3)

Adapun komponen W pada sumbu  $Z_s$  adalah :

- untuk straight level flight  $\Phi_1 = 0 \Rightarrow \bar{q} S C_W$
- untuk symmetrical pull-up  $\Phi_1 = 0 \Rightarrow \bar{q} S C_W$
- untuk level turn  $\cos \Phi_1 = 1/n \Rightarrow \bar{q} S C_W/n$

(iii) Gaya Propulsi (Thrust):  $T = \bar{q} S C_T$  (2.4)

(iv) Momen Pitch Total : aerodinamis + Propulsi :

$$M = \bar{q} S \bar{c} C_m = \bar{q} S \bar{c} [C_{m_A} - C_T \frac{dT}{\bar{c}}] \quad (2.5)$$

$$= \bar{q} S \bar{c} [C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_t}} \delta_t - C_T \frac{dT}{\bar{c}}]$$

(v) Momen Engsel elevator,

$$HM_e = \bar{q} \eta_H S_e \bar{c}_e C_h = \bar{q} \eta_H S_e \bar{c}_e [C_{h_0} + C_{h_\alpha} \alpha_h + C_{h_{\delta_e}} \delta_e + C_{h_{\delta_t}} \delta_t] \quad (2.6)$$

(vi) Gaya centrifugal :

$$F_{cen} = m q^2 R = \frac{W}{g} V_p q \quad (2.7)$$

- untuk straight level flight  $q = 0$
- untuk symmetrical pull-up  $q = \frac{g}{V_p} (n-1)$
- untuk level turn  $q = \frac{g}{V_p} (n - \frac{1}{n})$

dimana n adalah faktor beban

Dengan demikian gaya centrifugal dapat secara unik dinyatakan dalam bentuk

$$F_{cen} = \bar{q} S C_w (n - \frac{1}{n}), \quad (2.8)$$

$$n = \begin{cases} 1 \text{ dan } n = 1 \text{ untuk straight level flight} \\ 1 \text{ untuk symmetrical pull-up} \\ n \text{ untuk level turn} \end{cases}$$

(vii) Momen giroskopis :

$$M_G = I_{xz} R_1^2 = I_{xz} \frac{g^2}{V_p^2} (1 - \frac{1}{n}) = \bar{q} S \bar{c} \left\{ \frac{\bar{J}_{xz}}{V_p^2} (1 - \frac{1}{n}) \right\} \quad (2.9)$$

$$\text{dimana } \bar{J}_{xz} = I_{xz} \frac{g^2}{\bar{q} S \bar{c}} \quad (2.10)$$

Sudut serang pada ekor horizontal  $\alpha_h$  dan sudut serang pada pesawat  $\alpha$ , dapat direlasikan secara linear sbb. :

$$\alpha_h = \alpha - \epsilon + q l_H / V_p = \alpha - \epsilon + \frac{g l_H}{V_p^2} (n - \frac{1}{n}) \quad (2.11)$$

dimana  $\epsilon$  = sudut downwash

Dengan demikian  $\alpha_h$  menjadi,

$$\alpha_h = -\epsilon_0 + \epsilon_1 \alpha + \frac{g l_H}{V_p^2} (n - \frac{1}{n})$$

$$\epsilon_1 = (1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}) \quad (2.12)$$

Dengan substitusi persamaan (2.2) s/d (2.10) ke persamaan (2.1) dan dengan mengikut sertakan persamaan (2.12); maka persamaan keseimbangan longitudinal pesawat terbang dapat dinyatakan dalam bentuk matriks tak berdimensi sbb. :

$$[A] [x] = [B] \quad (2.13)$$

dimana :

$$[x] = [\alpha, \alpha_h, \gamma, \delta_e, F_e]^T \quad (2.14)$$

$$A = \begin{bmatrix} C_{D_\alpha} & 0 & C_w & C_{D_{\delta_e}} & 0 \\ C_{L_\alpha} & 0 & 0 & C_{L_{\delta_e}} & 0 \\ -\epsilon_1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ C_{m_\alpha} & 0 & 0 & C_{m_{\delta_e}} & 0 \\ 0 & C_{h_\alpha} & 0 & C_{h_{\delta_e}} & -K \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

$$B = \begin{bmatrix} -C_{D_0} - C_{D_q} Q - C_{D_{\delta_t}} \delta_t + C_T \cos \tau \\ -C_{L_0} - C_{L_q} Q - C_{L_{\delta_t}} \delta_t - C_T \sin \tau - n C_w \\ -\epsilon_0 + \frac{g l_H}{V_p^2} (n - \frac{1}{n}) \\ -C_{m_0} - C_{m_q} Q - C_{m_{\delta_t}} \delta_t + C_T d + \frac{J_{xz}}{V_p^2} (1 - \frac{1}{n}) \\ -C_{h_0} - C_{h_{\delta_t}} \delta_t \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$$\begin{aligned} \text{dan, } K &\equiv 1 / G \eta_H \bar{q} S_e \bar{c}_e \quad (a) \\ Q &\equiv \frac{g \bar{c}}{2V_p^2} \left( n - \frac{1}{\bar{n}} \right) \quad (b) \\ \tau &\equiv \alpha_1 + \phi_T \quad (c) \\ d &\equiv d_T / \bar{c} \quad (d) \end{aligned} \quad (2.17)$$

Perlu dicatat disini bahwa Q pada persamaan (2.17b) diperoleh dengan mengalikan q dengan faktor  $\bar{c}/2V_p$  untuk membuat besaran pitchrate tak berdimensi.

Persamaan (2.13) melukiskan persamaan keseimbangan longitudinal lengkap suatu pesawat terbang. Pada perancangan pesawat terbang faktor [A] dan [B] diperoleh melalui perhitungan awal/percobaan aerodinamika dan variabel gerak [x] kemudian dihitung melalui pers (2.13).

Dalam uji terbang prosesnya berbalik, yaitu variabel gerak [x] diukur selama pengujian dan parameter-parameter pada matriks [A] dan [B] ditentukan. Harga parameter yang diperoleh dibandingkan dengan harga-harganya yang didapat dari perhitungan teoritis untuk memperbaiki proses perancangan. Dari pers (2.13) terlihat jelas bahwa jumlah variabel yang dapat diukur [x] jauh lebih sedikit dari jumlah parameter dalam matriks A dan B yang diinginkan untuk diidentifikasi.

Agar lebih mudah parameter-parameter yang akan diidentifikasi, kita kumpulkan dalam satu vektor parameter [ξ],

$$[\xi] = [C_{D_0}, C_{D_\alpha}, C_{D_q}, C_{D_{\delta_e}}, C_{D_{\delta_t}}, C_{L_0}, C_{L_\alpha}, C_{L_q}, C_{L_{\delta_e}}, C_{L_{\delta_t}}, C_{m_0}, C_{m_\alpha}, C_{m_q}, C_{m_{\delta_e}}, C_{m_{\delta_t}}, C_{h_0}, C_{h_\alpha}, C_{h_{\delta_e}}, C_{h_{\delta_t}}, \epsilon_0, \epsilon_1]^T \quad (2.18)$$

terlihat bahwa vektor parameter ini berukuran 21 x 1.

Dengan demikian untuk menyesuaikan jumlah parameter yang diinginkan dengan jumlah variabel gerak yang dapat diukur; perlu dilakukan pengujian dengan beberapa kondisi stasioner yang berlainan. Hal ini dapat dijelaskan secara terperinci pada pasal berikut ini.

### III. TEKNIK UJI TERBANG LONGITUDINAL STASIONER

Secara singkat teknik pengujian stasioner dapat diuraikan sebagai berikut (2).

Untuk suatu konfigurasi terbang tertentu (lokasi c.g

dan power setting;  $C_T$  tertentu) pengujian diawali dengan membuat pesawat udara pada kondisi trim (kondisi dimana  $F_e = 0$ ). Melalui kondisi trim ini ditetapkan besarnya sudut trim tab  $\delta_{t_{Trim}}$ . Setelah

kondisi trim tercapai dicatat besarnya variabel-variabel gerak  $\bar{\alpha}_0, \bar{\alpha}_{h_0}, \bar{\gamma}_0$  dan  $\delta_{e_0}$ . Kemudian dengan  $\delta_t$  konstan sama dengan  $\delta_{t_{Trim}}$  pengujian

dimulai dengan menggerakkan batang kendali agar pesawat keluar dari kondisi trimnya, manuver ini disebut "out-of trim manoeuvre". Dengan kata lain kita memberikan input  $F_e$  pada kondisi awal trim. Untuk ini ada dua manuver yang bisa dilaksanakan yaitu :

- pada straight level flight,  $n = 1, \gamma = 0$ , input  $\bar{F}_e$  diberikan untuk mendapatkan kondisi kecepatan konstan  $V_p$  yang baru dengan  $\delta_t = \delta_{t_{Trim}}$ . Manuver ini

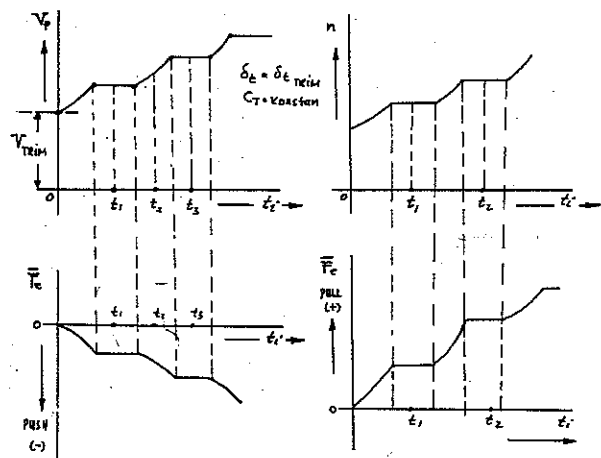
dilaksanakan beberapa kali untuk harga  $V_p$  yang berlainan. Pada setiap kondisi  $V_p$  yang baru, variabel gerak  $\bar{\alpha}, \bar{\alpha}_h, \delta_e$  dan  $\bar{F}_e$  diukur.

- pada symmetrical pull-up atau level turn, input  $F_e$  diberikan dan pesawat bermanuvre dengan faktor beban n konstan dan  $\delta_t = \delta_{t_{Trim}}$ . Manuvre ini

dilakukan beberapa kali untuk harga n yang berlainan. Pada setiap manuvre dengan n tertentu, variabel gerak  $\bar{\alpha}, \bar{\alpha}_h, \bar{\gamma}, \delta_e$  dan  $\bar{F}_e$  diukur.

Teknik uji terbang di atas adalah teknik yang lazim dipakai dalam pengujian stasioner suatu pesawat terbang transport dan sesuai dengan yang digariskan oleh EFTG.

Lintasan terbang pada pengujian level flight berbentuk gigi gergaji atau "Saw tooth", lihat gb. 3.1. Pada setiap gigi kondisi stasioner dicapai dan pengukuran dilaksanakan.



Gambar 3.1. Respons waktu pada pengujian Stasioner.

Secara matematis, teknik uji terbang stasioner di atas dapat diformulasikan seperti berikut,

(i) Untuk straight level flight, besaran yang diukur,

$$[z]_i = [\bar{\alpha}, \bar{\alpha}_h, 0, \bar{\delta}_e, \bar{F}_e]_i^T \quad (3.1)$$

$$i = V_{P_{Trim}}, V_{P1}, V_{P2}, V_{P3} \dots$$

$$\delta_t = \delta_{t_{Trim}}, n = 1$$

$$C_T = \text{Konstan}$$

$$\gamma = 0$$

(ii) Untuk symmetrical pull up dan level turn, besaran yang diukur,

$$[z]_i = [\bar{\alpha}, \bar{\alpha}_h, \bar{\gamma}, \bar{\delta}_e, \bar{F}_e]_i^T \quad (3.2)$$

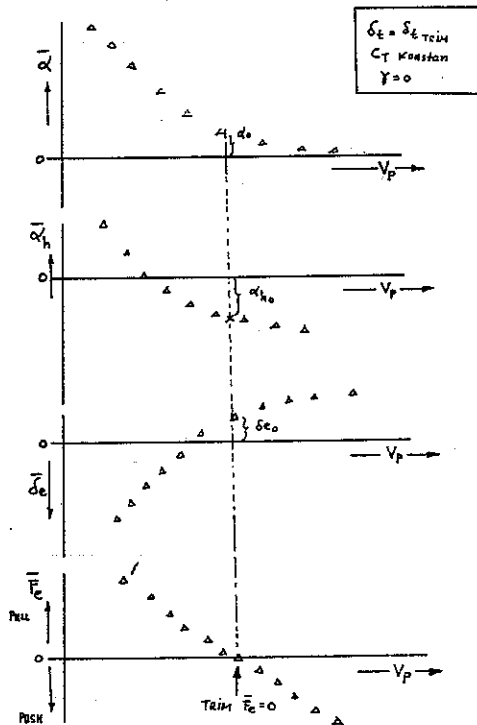
$$i = n_0, n_1, n_2, n_3 \dots$$

$$\delta_t = \delta_{t_{Trim}}, V = V_{P_{Trim}}$$

$$C_T = \text{Konstan}$$

Dengan melakukan pengukuran beberapa kali, maka akan didapat data  $[z]_i$  cukup banyak, yang sesuai untuk mengidentifikasi parameter-parameter dalam matriks A dan B pada pers (2.13) yang banyaknya 21 (dua puluh satu) itu.

Sebagai contoh, dalam pengukuran straight level flight akan didapat data-data  $[\bar{\alpha}, \bar{\alpha}_h, 0, \bar{\delta}_e, \bar{F}_e]_i$  seperti ditunjukkan pada gambar 3.3.



Gambar 3.3. Data-data yang diperoleh  $z = [\bar{\alpha}, \bar{\alpha}_h, 0, \bar{\delta}_e, \bar{F}_e]$  : untuk bermacam-macam  $V_{pi}$ .

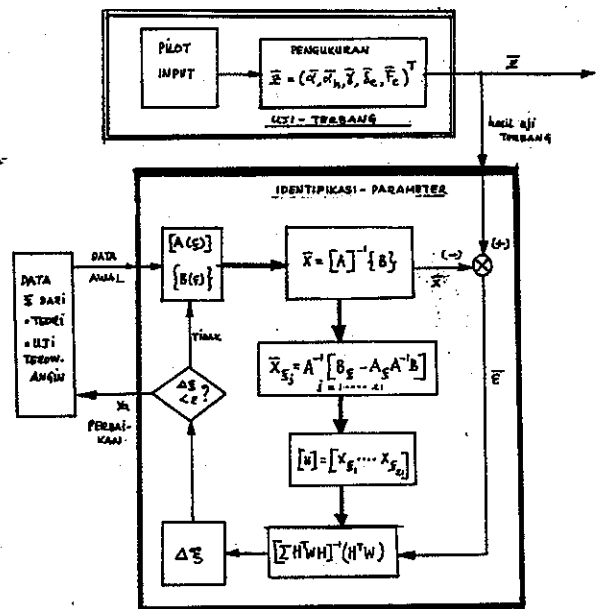
#### IV. IDENTIFIKASI PARAMETER : METODA KESALAHAN OUTPUT

Dalam pasal ini diturunkan suatu algoritma identifikasi parameter, (PI) dengan metoda kesalahan output disertai koreksi hasil melalui persamaan sensitifitas.

Pada paper sebelumnya [3], telah dibahas dua metoda PI yaitu metoda kesalahan persamaan dan metoda kesalahan output. Telah dijelaskan di [3] bahwa metoda kesalahan output merupakan yang paling baik diantara metoda lainnya karena :

- parameter-parameter dapat diidentifikasi secara simultan.
- perbaikan dari parameter dapat secara terus menerus dilaksanakan melalui persamaan sensitivitas sampai didapat hasil yang sesuai dengan kriteria ketelitian.
- banyaknya parameter yang diidentifikasi tak tergantung pada banyaknya variabel gerak yang dapat diukur.
- secara simultan menghasilkan model matematis yang cocok untuk melukiskan gerakan pesawat.

Gambar 4.1. memberikan diagram aliran dari proses PI dengan metoda kesalahan output yang akan dikembangkan dalam paper ini.



Gambar 4.1. Metoda kesalahan output untuk proses uji stasioner.

Bandingkan blok diagram di atas dengan blok diagram metoda yang sama tapi untuk proses uji terbang tak stasioner pada ref. 3.

Melalui Gb. 4.1 algoritma metoda kesalahan output untuk proses uji terbang stasioner dapat dikembangkan seperti berikut :

**4.1. Perbandingan Output**

Dari bab 3 *output pengukuran* dari proses pengujian terbang stasioner diberikan oleh :

$$[z]_i = [\bar{\alpha}, \bar{\alpha}_h, \bar{\gamma}, \bar{\delta}_e, \bar{F}_e]^T \quad (4.1)$$

$$i = V_{P0}, V_{P1}, V_{P2}, V_{P3}, \dots$$

$$\text{atau} = n_0, n_1, n_2, \dots$$

Dari bab 2 *output hasil perhitungan* dari persamaan keseimbangan dapat diturunkan dari pers (2.13) sebagai berikut :

$$[x]_i = [A]^{-1} [B]_i = [\alpha, \alpha_h, \gamma, \delta_e, F_e]^T \quad (4.2)$$

$$= i = V_{P1}, V_{P1}, V_{P2}, \dots$$

$$\text{atau} = n_0, n_1, n_2, \dots$$

Kesalahan output diperoleh dengan membandingkan kedua output di atas; dengan kata lain mengurangi output pengukuran dengan output hasil perhitungan

$$\bar{\epsilon}_i = [z]_i - [x]_i = [\bar{\alpha} - \alpha, \bar{\alpha}_h - \alpha_h, \bar{\gamma} - \gamma, \bar{\delta}_e - \delta_e, \bar{F}_e - F_e]^T \quad (4.3)$$

$$i = V_{P0}, V_{P1}, V_{P2}, \dots$$

$$\text{atau} = n_0, n_1, n_2, \dots$$

**4.3. Kriteria identifikasi**

Seperti semua metoda PI, kriteria yang dipakai untuk identifikasi adalah membuat jumlah kwadrat *kesalahan output minimal*.

Dalam hal ini kwadrat kesalahan output diberikan oleh :

$$[J] = \sum_i^n \bar{\epsilon}_i^T [W] \bar{\epsilon}_i \quad (4.3)$$

$$= \sum_i^n [\bar{z} - \bar{x}]^T [W] [\bar{z} - \bar{x}]_i$$

Dimana [W] adalah matriks bobot ("Weighting matriks").

Dari referensi [3] telah ditunjukkan bahwa kriteria identifikasi J minimal bila perubahannya terhadap semua perubahan parameter yang diidentifikasi,  $\Delta \xi$ , menjadi nol.

$$[\Delta J] = \left[ \frac{\partial [J]}{\partial \{\xi\}} \right] = 0 \quad (4.4)$$

dimana

$$[\Delta \xi] = [\Delta C_{D0}, \Delta C_{D\alpha}, \Delta C_{Dq}, \Delta C_{D\delta_e}, \Delta C_{D\delta_t}, \Delta C_{L0}, \Delta C_{L\alpha}, \Delta C_{Lq}, \Delta C_{L\delta_e}, \Delta C_{L\delta_t}, \Delta C_{m0}, \Delta C_{m\alpha}, \Delta C_{mq}, \Delta C_{m\delta_e}, \Delta C_{m\delta_t}, \Delta C_{h0}, \Delta C_{h\alpha}, \Delta C_{h\delta_e}, \Delta C_{h\delta_t}, \epsilon_0, \epsilon_1]^T \quad (4.5)$$

Persamaan (4.4) dipenuhi bila perubahan parameter yang diidentifikasi

$$[\Delta \xi] = \left[ \sum_i H_i^T W H_i \right]^{-1} \left( \sum_i H_i^T W [\bar{z}_i - \bar{x}_i] \right) \quad (4.6)$$

$$i = V_{P0}, V_{P1}, V_{P2}, \dots$$

$$\text{atau} = n_0, n_1, n_2, \dots$$

Vektor  $[\Delta \xi]$  dengan ukuran (21 x 1) ini dipakai untuk mengoreksi harga parameter pada iterasi sebelumnya.

Matriks  $\left[ \sum_i H_i^T W H_i \right]$  dengan ukuran 21 x 21 disebut matriks informasi Fisher. Matriks  $H_i$  dengan ukuran 5 x 21 diperoleh dengan memecahkan persamaan sensitivitas yang akan dibahas berikut ini.

**4.3. Persamaan Sensitivitas**

Sensitivitas variabel gerak [x] terhadap parameter  $[\xi]$  diperoleh dengan diferensiasi langsung vektor [x] terhadap tiap komponen dari vektor parameter  $\xi_j$ .

Diferensialkan pers (2.13) terhadap  $\xi_j$ , diperoleh :

$$[x_{\xi_j}]_i = \frac{\partial [x]_i}{\partial \xi_j} = [A]^{-1} \left( \frac{d[B]}{d \xi_j} - \frac{d[A]}{d \xi_j} [A]^{-1} [B] \right)_i \quad (4.7)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, 21 \text{ dan } \xi_j \in [\xi]$$

$$i = V_{P0}, C_{P1}, \dots \text{ atau } n_0, n_1, \dots$$

Persamaan (4.7) adalah sensitivitas variabel gerak [x] terhadap parameter  $\xi_j$ .

Setiap vektor  $[x_{\xi_j}]$ ,  $j = 1, 2, \dots, 21$  adalah matriks dengan ukuran 5 x 1. Dengan didapatnya vektor  $[x_{\xi_j}]$ , matriks  $H_i$  dapat disusun sebagai berikut :

$$H_i = \left[ \frac{\partial [x]}{\partial [\xi_j]} \right]_i = \left[ \frac{\partial [x]}{\partial \xi_1}, \frac{\partial [x]}{\partial \xi_2}, \dots, \frac{\partial [x]}{\partial \xi_{21}} \right]_i$$

$$= \left[ [x_{\xi_1}] , [x_{\xi_2}] , [x_{\xi_3}] , \dots , [x_{\xi_{21}}] \right]_i \quad (4.8)$$

atau ditulis dalam notasi parameter,

$$H_i = \begin{bmatrix} \alpha_{C_{L0}} & \alpha_{C_{L\alpha}} & \dots & \alpha_{\epsilon_1} \\ \alpha_{h_{C_{L0}}} & \alpha_{h_{C_{L\alpha}}} & \dots & \alpha_{h_{\epsilon_1}} \\ \gamma_{C_{L0}} & \gamma_{C_{L\alpha}} & \dots & \gamma_{\epsilon_1} \\ \delta_{e_{C_{L0}}} & \delta_{e_{C_{L\alpha}}} & \dots & \delta_{e_{\epsilon_1}} \\ F_{e_{C_{L0}}} & F_{e_{C_{L\alpha}}} & \dots & F_{e_{\epsilon_1}} \end{bmatrix}_i \quad (4.9)$$

matriks H ini disebut *matriks sensitivitas* dan untuk kasus dimana ada 5 variabel gerak yang dapat secara langsung diukur dan 21 parameter yang dikehendaki untuk diidentifikasi, matrik H berukuran 5 x 21.

#### 4.4. Matriks Informasi Fisher dan koreksi parameter.

Dengan didapatnya matriks sensitivitas H, dapat dihitung matriks informasi Fisher :  $\sum_i H^T W H$ , yang berukuran 21 x 21. Dengan demikian koreksi parameter  $[\Delta\xi]$  dapat diperoleh melalui persamaan (4.6) dengan syarat bahwa matriks informasi Fisher tidak singular.

Harga parameter, dapat dikoreksi dengan

$$[\xi]_{k+1} = [\xi]_k + [\Delta\xi]_k \quad (4.10)$$

$k = 1, 2, 3 \dots\dots\dots$   
dimana subskrip k menunjukkan nomor iterasi.

Iterasi dijalankan terus sampai dicapai kriteria ketelitian yang cukup kecil,

$$\|\Delta(\xi)_k\| \leq e \quad (4.11)$$

dimana e adalah bilangan yang cukup kecil  
 $e \equiv 10^{-5}$ .

#### V. DISKUSI DAN PENERAPANNYA

Suatu algoritma telah dikembangkan dan akan diterapkan langsung pada program uji terbang dari prototype CN-235 di PT. NURTANIO. Algoritma di atas akan sangat menguntungkan ditinjau baik dari segi perbaikan perancangan maupun dari segi sertifikasi. Algoritma di atas juga memungkinkan sebanyak mungkin parameter aerodinamis, stabilitas dan kontrol diperoleh dalam satu pengujian.

Untuk pengembangan awal metoda ini akan diterapkan secara "offline" (post flight analysis) dengan menggunakan komputer besar di pusat komputer Nurtanio. Pengembangan selanjutnya akan dilaksanakan agar algoritma di atas dapat diterapkan secara "on-line" (in-flight analysis) dan pula jika memungkinkan "On-line-on board".

Pada saat ini teknik PI yang sangat sederhana telah dipakai pada pengujian CN-235 Nurtanio yaitu dengan menggunakan metoda *ordinary least square*, OLS.

Teknik tersebut telah diterapkan secara "on-line" dan mampu memberikan hasil yang cukup dapat diterima.

Namun demikian metoda OLS ini terlalu sederhana karena,

- tidak ada koreksi parameter sama sekali
- parameter diidentifikasi satu persatu dan tidak dapat secara simultan diprediksi.

Dengan demikian metoda yang dikembangkan disini akan menghasilkan data parameter yang lebih akurat dan pula lebih banyak parameter diperoleh.

Dalam tulisan ini hanya modus longitudinal dibicarakan. Namun demikian algoritma ini dapat pula langsung dipakai pada modus gerak lateral/direksional. Pada paper selanjutnya hasil-hasil yang diperoleh dengan metoda ini akan dipresentasikan.

#### VI. DAFTAR KEPUSTAKAAN

1. Roskam, J. "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls" Part I, Roskam Aviation and Engineering Corporation.
  2. "Engineering Flight Test Guide For Transport Category Airplanes" Department of
  3. Jenie, S.D. "Penyaringan Data Uji Terbang dengan Teknik Parameter Identification", *MESIN, Vol. III No. 2 & 3*, Desember 1984.
- Transportation Federal Aviation Administration*, September 26, 1974.



## P.T. MASKAPAI ASURANSI "RAMAYANA"

Jalan Jurang No. 68 — Bandung

Pusat : Jakarta  
Cabang : Jakarta, Bandung, Semarang, Solo,  
Surabaya, Jember, Malang,  
Palembang, Medan,  
Ujung-Pandang, Balikpapan,  
Pontianak, Denpasar, Cirebon.

Alamat Kawat : RAMAASURANSI  
Telpon : 82918 / 83946