

Paper ID : 56

## Pengembangan Sistem Pemodelan Linier Pesawat Udara Otomatis Berbasis Data Keluaran Datcom

**Ardian Rizaldi<sup>\*1</sup>, Eries Bagita Jayanti<sup>2</sup>, Fuad Surastyo Pranoto<sup>3</sup>, Prasetyo Ardi Probo Suseno<sup>4</sup>,  
Angga Septiyana<sup>5</sup>, Yusuf Giri Wijaya<sup>6</sup>, Novita Atmasari<sup>7</sup>**

<sup>1,2,3,4,5,6,7</sup>Pusat Teknologi Penerbangan, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

E-mail: <sup>\*1</sup>[ardian.rizaldi@lapan.go.id](mailto:ardian.rizaldi@lapan.go.id), <sup>2</sup>[eries.bagita@lapan.go.id](mailto:eries.bagita@lapan.go.id), <sup>3</sup>[fuad.pranoto@lapan.go.id](mailto:fuad.pranoto@lapan.go.id),

<sup>4</sup>[prasetyo.ardi@lapan.go.id](mailto:prasetyo.ardi@lapan.go.id), <sup>5</sup>[angga.septiyana@lapan.go.id](mailto:angga.septiyana@lapan.go.id), <sup>6</sup>[yusuf.giri@lapan.go.id](mailto:yusuf.giri@lapan.go.id)

### **Abstrak**

*Model linier pesawat udara menjadi salah satu komponen penting pada proses perancangan hukum kendali terbang pesawat udara. Penyusunan model linier ini relatif memakan waktu yang lama karena harus melalui beberapa tahapan, antara lain: ekstraksi data, pengolahan data, dan pembentukan state-space. Penelitian ini membahas tentang pengembangan sistem pemodelan linier pesawat udara otomatis dengan data keluaran perangkat lunak Datcom. Data mentah dari Datcom diekstraksi dan diolah lebih lanjut dengan melibatkan metode interpolasi untuk mendapatkan koefisien pada kecepatan dan tinggi terbang tertentu dan metode curve-fitting untuk menghitung parameter aerodinamika. Sebelum proses curve-fitting, analisis trim dilakukan dengan menggunakan algoritma pattern search untuk mendapatkan kondisi trim. Parameter-parameter ini digunakan untuk membentuk matriks state-space. Sistem ini telah dibuat dan mampu membentuk model linier dalam waktu 33,825 detik.*

**Kata Kunci** — Model, Linier, Pesawat Udara, State-Space, Sistem Otomatis

### **Abstract**

*The linear model of the aircraft is one of the important components in the aircraft flight control law design. The process to obtain this linear model takes a relatively long time because it has to go through several stages, including: data extraction, data processing, and state-space formation. This study discusses the development of an automatic aircraft linear modeling system with data from the Datcom software output. The raw data from Datcom is extracted and further processed involving interpolation methods to obtain coefficients at certain flight speeds and altitudes and curve-fitting methods to calculate aerodynamic. Before the curve-fitting process, trim analysis is conducted using a pattern search algorithm to get the trim condition. These parameters are used to form the state-space matrix. This system has been created and is able to form a linear model within 33,825 seconds.*

**Keywords** — Model, Linear, Aircraft, State-Space, Automatic System

## 1. PENDAHULUAN

Semakin canggihnya teknologi informasi membuat pemodelan sistem menjadi faktor penting di berbagai industri. Model yang dimaksud adalah representasi dari sebuah sistem yang digunakan untuk meningkatkan kemampuan untuk memahami, memprediksi, dan mengendalikan sistem tersebut [1]. Biasanya rancang bangun suatu sistem yang memiliki resiko dan biaya tinggi dibangun dengan pemodelan terlebih dahulu. Pemodelan sistem ini juga sering digunakan dalam rancang bangun pesawat udara.

Dalam rancang bangun pesawat udara, pemodelan mekanika terbang diperlukan untuk melakukan prediksi terhadap perilaku pesawat udar. Pemodelan sistem pada rancang bangun pesawat digunakan untuk mendukung pengembangan desain karena keterbatasan metode lain. Metode lain yang sering digunakan adalah dengan uji terowongan angin dan uji terbang. Kedua metode ini membutuhkan biaya yang sangat besar dan memiliki resiko yang tinggi ketika dioperasikan. Dengan melihat perilaku pesawat tersebut, desain pesawat udara dapat dievaluasi dan dikembangkan lebih lanjut untuk meningkatkan performa [2]. Model yang serupa juga dapat diimplementasikan pada simulator pesawat udara [3]–[5]. Selain itu, salah satu implementasi penting dari model pesawat terbang adalah untuk menjadi representasi dari pesawat dalam perancangan hukum kendali terbang pesawat. Hal ini merupakan hal yang biasa dilakukan dalam perancangan sistem kendali suatu wahana [6]. Model linier pesawat udara digunakan untuk merancang sistem kendali terbang pesawat udara [7][8] atau sistem navigasi dan panduan terbang [9].

Model linier pesawat udara merupakan hasil linierisasi dari persamaan mekanika terbang non-linier pesawat udara. Model linier ini biasanya dinyatakan dalam bentuk state- space. Matriks-matriks pada state-space ini terbentuk dari koefisien-koefisien aerodinamika pesawat udara yang didapatkan dari tools analisis aerodinamika, yaitu Datcom, XFLR5, atau CFD. Proses penyusunan model linier ini membutuhkan waktu yang relatif lama karena melalui banyak tahapan, mulai dari ekstraksi data hasil tools analisis aerodinamika, proses pengolahan data, hingga pembentukan matriks state-space. Oleh karena itu, dibutuhkan sebuah sistem otomatis untuk membentuk model linier (state-space) pesawat udara sehingga model linier didapatkan dalam waktu singkat.

Penelitian ini bertujuan untuk mengembangkan suatu sistem penyusun model linier pesawat udara otomatis yang menggunakan basis data hasil keluaran Datcom. Hasil keluaran dari Datcom diekstraksi hingga dapat dilakukan analisis curve-fitting. Analisis ini akan menghasilkan parameter-parameter aerodinamika yang diperlukan untuk melakukan pembentukan model linier pesawat udara dalam bentuk state-space. Paper ini terdiri dari empat bagian utama, yaitu pendahuluan yang membahas tentang latar belakang masalah dan garis besar solusi untuk menyelesaikan permasalahan tersebut. Bagian kedua menjelaskan tentang metode yang digunakan untuk menyelesaikan masalah, kemudian dilanjutkan dengan bagian hasil dan pembahasan. Paper ini diakhiri dengan bagian kesimpulan dan saran.

## 2. METODE PENELITIAN

### 2.1. Sumber Data

Penelitian ini menggunakan data output dari analisis Datcom (.OUT). Datcom adalah salah satu tools untuk melakukan analisis aerodinamika pesawat udara. Datcom menghasilkan data berupa koefisien aerodinamika, yaitu koefisien kestabilan statik dan dinamik pada matra longitudinal dan lateral-direksiona

[10]. Datcom merupakan tool yang digunakan untuk melakukan estimasi koefisien aerodinamika dengan cepat dan ekonomis [11]. Penelitian ini menggunakan lima jenis keluaran Datcom, yaitu hasil analisis konfigurasi penuh, hasil analisis bidang kendali elevator, hasil analisis bidang kendali aileron, dan hasil analisis rudder (simetris dan asimetris). Salah satu contoh hasil keluaran Datcom yang digunakan dalam penelitian ini ditunjukkan pada Gambar 1. File ini merupakan file teks yang akan dibaca dengan program ekstraksi.

CHARACTERISTICS AT ANGLE OF ATTACK AND IN SIDESLIP  
DATCOM BODY ALONE CONFIGURATION  
TOTAL: MFE\_FULL

FLIGHT CONDITIONS							REFERENCE DIMENSIONS					
MACH NUMBER	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS NUMBER	REF. AREA	REFERENCE LONG.	REFERENCE LAT.	MOMENT HORIZ	REF. CENTER VERT		
	M	M/SEC	N/ M**2	DEG K	1/ M	M**2	M	M	M	M		
0	.047	219.00	15.83	9.8722E+04	286.727	1.0606E+06	.753	.310	2.430	.467	.020	
0	-----DERIVATIVE (PER DEGREE)-----											
0	ALPHA	CD	CL	CM	CN	CA	XCP	CLA	CMA	CYB	CNB	CLB
0	-8.0	.007	-.011	-.0025	-.012	.005	.209	1.770E-03	1.371E-03	-1.770E-03	-1.749E-04	0.000E+00
	-6.0	.006	-.008	.0002	-.008	.005	-.027	1.629E-03	1.352E-03	-1.629E-03	-1.724E-04	0.000E+00
	-4.0	.006	-.004	.0029	-.005	.005	-.612	1.658E-03	1.364E-03	-1.658E-03	-1.740E-04	0.000E+00
	-2.0	.006	-.001	.0057	-.001	.005	-4.447	1.671E-03	1.370E-03	-1.671E-03	-1.747E-04	0.000E+00
	.0	.006	.002	.0084	.002	.006	3.722	1.715E-03	1.342E-03	-1.715E-03	-1.712E-04	0.000E+00
	2.0	.006	.006	.0110	.006	.006	1.849	2.187E-03	1.053E-03	-2.187E-03	-1.343E-04	0.000E+00
	4.0	.007	.011	.0126	.011	.006	1.104	3.124E-03	4.773E-04	-3.124E-03	-6.090E-05	0.000E+00
	6.0	.008	.018	.0130	.019	.006	.682	4.114E-03	-1.530E-04	-4.114E-03	1.952E-05	0.000E+00
	8.0	.010	.027	.0120	.029	.006	.420	5.054E-03	-7.826E-04	-5.054E-03	9.984E-05	0.000E+00
	10.0	.013	.038	.0098	.040	.006	.244	5.933E-03	-1.408E-03	-5.933E-03	1.797E-04	0.000E+00
	12.0	.018	.051	.0064	.054	.007	.119	6.739E-03	-2.027E-03	-6.739E-03	2.586E-04	0.000E+00
	14.0	.024	.065	.0017	.069	.007	.025	7.462E-03	-2.636E-03	-7.462E-03	3.363E-04	0.000E+00
	16.0	.031	.081	-.0042	.087	.008	-.048	8.102E-03	-3.234E-03	-8.102E-03	4.126E-04	0.000E+00
	17.0	.036	.089	-.0075	.096	.008	-.079	8.385E-03	-3.527E-03	-8.385E-03	4.500E-04	0.000E+00
	18.0	.040	.098	-.0112	.105	.008	-.106	8.651E-03	-3.818E-03	-8.651E-03	4.870E-04	0.000E+00

Gambar 1. Contoh Output Datcom

## 2.2. Analisis Trim

Analisis trim dilakukan untuk melakukan penyaringan terhadap nilai-nilai koefisien kestabilan statik dan dinamik berdasarkan ketinggian dan kecepatan masing-masing serta besarnya nilai sudut serang ketika kondisi trim. Analisis trim yang akan dibahas di sini meliputi persamaan trim dan metode penyelesaiannya.

### 2.2.1. Persamaan Trim

Kondisi trim pesawat udara untuk terbang lurus stasioner simetrik dapat ditentukan dengan menerapkan Hukum I Newton sehingga menghasilkan persamaan sebagai berikut:

$$-W \sin \gamma - \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_T \cos(i_T + \alpha) + C_{D_s}(\alpha) + C_{D_{r,t,\delta_e}}(\delta_e)) = 0 \quad (1)$$

$$W \cos \gamma - \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_T \sin(i_T + \alpha) + C_{L_s}(\alpha) + C_{L_{r,t,\delta_e}}(\delta_e)) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} \left( C_T \frac{d_T}{\bar{c}} + C_{m_s}(\alpha) + C_{m_{r,t,\delta_e}}(\delta_e) \right) = 0 \quad (3)$$

Dengan  $W$  adalah berat pesawat udara ( $N$ ),  $\gamma$  adalah sudut lintas terbang ( $rad$ ),  $\rho$  adalah massa jenis udara ( $kg/m^3$ ),  $V$  adalah kecepatan terbang ( $m/s$ ),  $S$  adalah luas referensi sayap ( $m^2$ ),  $C_T$  adalah koefisien thrust,  $i_T$  adalah sudut pasang engine ( $rad$ ),  $d_T$  adalah jarak antara titik tangkap thrust dan titik pusat gravitasi,  $\bar{c}$  adalah mean aerodynamic chord ( $m$ ),  $\alpha$  adalah sudut serang pesawat ( $rad$ ),  $\delta_e$  adalah defleksi

elevator (*rad*),  $C_{LS}$  adalah koefisien gaya angkat statik,  $C_{DS}$  adalah koefisien gaya hambat static,  $C_{ms}$  adalah koefisien momen *pitch* statik,  $C_{Dr.t.\delta_e}$  adalah perubahan koefisien gaya hambat terhadap defleksi elevator,  $C_{Lr.t.\delta_e}$  adalah perubahan koefisien gaya angkat terhadap defleksi elevator, dan  $C_{mr.t.\delta_e}$  adalah perubahan koefisien momen *pitch* terhadap defleksi elevator.

Dari Persamaan (1), (2), dan (3) jika diasumsikan pesawat terbang *trim* pada kondisi *steady*, straight, dan *level*, maka  $\gamma = 0$  dan variabel dengan yang tidak diketahui berjumlah tiga, yaitu  $\alpha$ ,  $\delta_e$ , dan  $CT$ . Supaya variabel yang tidak diketahui berjumlah dua (sehingga beban komputasi menjadi lebih ringan), nilai  $CT$  dapat diestimasi dari Persamaan (3), sedangkan Persamaan (1) dan (2) menjadi komponen pembentuk fungsi obyektif yang dapat dinyatakan dengan:

$$F_1 = -W \sin \gamma - \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_T \cos(i_T + \alpha) + C_{DS}(\alpha) + C_{Dr.t.\delta_e}(\delta_e)) \quad (4)$$

$$F_2 = W \cos \gamma - \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_T \sin(i_T + \alpha) + C_{LS}(\alpha) + C_{Lr.t.\delta_e}(\delta_e)) \quad (5)$$

Persamaan di atas membentuk fungsi minimasi dengan mengambil nilai absolut dari masing-masing komponen, yaitu:

$$\min F_{tot} = |F_1| + |F_2| \quad (6)$$

### 2.2.2. Teknik Penyelesaian

Untuk menyelesaikan permasalahan yang dijelaskan pada 2.2.1, metode Hooke-Jeeves digunakan. Metode Hooke-Jeeves terdiri dari dua jenis search, yaitu exploratory search dan pattern search. Metode ini akan mencari titik selanjutnya sepanjang arah koordinat awal yang diberikan. Setelah titik selanjutnya ditemukan, metode ini akan lanjut mencari sepanjang arah dari titik koordinat awal dan titik kedua [12]. Algoritma penyelesaian ini ditunjukkan pada Gambar 2.

```

Hooke-Jeeves Algorithm
define initialization step
{
  let  $d_1, \dots, d_n$  be the coordinate directions
  choose  $\epsilon > 0$ ,  $\Delta \geq \epsilon$ ,  $\alpha > 0$ , starting point  $x_1$ 
   $y_1 \leftarrow x_1$ ,  $k \leftarrow 1$ ,  $j \leftarrow 1$ 
}
while  $\Delta > \epsilon$  do
  for  $i = 1$  to  $n$  (number of variables)
    if  $f(y_j + \Delta d_i) < f(y_j)$  then  $y_{j+1} \leftarrow y_j + \Delta d_i$ 
    else
      if  $f(y_j - \Delta d_i) < f(y_j)$  then  $y_{j+1} \leftarrow y_j - \Delta d_i$ 
      else  $y_{j+1} \leftarrow y_j$ 
    end if
  end if
   $j \leftarrow j + 1$ 
end for
if  $f(y_n) < f(x_k)$  then {  $x_{k+1} = y_n$ ,  $y_1 = x_{k+1} + \alpha(x_{k+1} - x_k)$ ,  $j \leftarrow 1$ 
else
  if  $\Delta \leq \epsilon$  then stop
  else {  $\Delta \leftarrow \Delta/2$ ,  $y_1 = x_k$ ,  $x_{k+1} = x_k$  }
  end if
end if
 $k \leftarrow k + 1$ 
end while

```

**Gambar 2.** Pseudocode Algoritma Hooke-Jeeves

### 2.3. Pengolahan Data

Pengolahan data merupakan proses untuk menghitung koefisien-koefisien aerodinamika yang diperlukan dalam pembentukan model linier, Pengolahan data ini memiliki dua bentuk, antara lain:

1. Interpolasi data sesuai dengan data ketinggian dan kecepatan pada saat kondisi trim, dan
2. Interpolasi data sesuai dengan data sudut serang pada saat kondisi trim dan curve-fitting untuk mendapatkan beberapa nilai koefisien, seperti  $CL_0$ ,  $CD_0$ ,  $Cm_0$ ,  $CL\delta_e$ , dan lain-lain.

Fungsi curve-fitting dikembangkan dengan metode polynomial curve-fitting [13]. Setelah itu, hasil fitting tersebut dievaluasi dengan menggunakan nilai coefficient of determination ( $R^2$ ). Nilai  $R^2$  ini dapat dihitung dengan menggunakan [14]:

$$R^2 = 1 - \frac{SSE}{SST} \quad (7)$$

Dengan SST adalah sum of squares total ( $\sum(Y_i - \bar{Y})^2$ ), variasi antara nilai sebenarnya ( $Y_i$ ) dengan nilai rata-ratanya ( $\bar{Y}$ ) dan SST adalah sum of squares error ( $\sum(Y_i - \hat{Y}_i)^2$ ), variasi antara nilai sebenarnya ( $Y_i$ ) dengan nilai hasil regresi  $\hat{Y}_i$ . Ketika nilai  $R^2$  melebihi nilai minimal yang ditentukan, fungsi curve-fitting berhenti dan menyatakan hasilnya sebagai nilai koefisien yang dicari.

### 2.4. Penyusunan State-space

Model linier pesawat udara dinyatakan dalam bentuk state-space. State-space merupakan model matematis yang menyatakan hubungan antara state (tingkat keadaan) dengan state lain yang dinyatakan dengan persamaan differensial orde pertama dalam bentuk matriks [15]. Persamaan gerak pesawat udara seringkali dilinierisasi untuk analisis kestabilan dan control. Untuk melinierisasi persamaan gerak pesawat, teori gangguan kecil (small disturbance theory) digunakan. Teori ini mengasumsikan bahwa pesawat udara bergerak dengan deviasi yang cukup kecil jika dilihat dari kondisi acuan pada saat kondisi steady [16]. Persamaan state- space biasanya dinyatakan dengan [17]:

$$\dot{X} = AX + BU \quad (8)$$

Dengan  $X$  adalah state variables dan  $U$  adalah input variables yang masing-masing dinyatakan pada Persamaan (9) dan (10).

$$X = [\Delta u \quad \Delta w \quad \Delta q \quad \Delta \theta]^T \quad (9)$$

$$U = [\Delta \delta_e \quad \Delta \delta_T]^T \quad (10)$$

#### 2.4.1. Matra Longitudinal

Matriks A dan B pada Persamaan (8) untuk matra longitudinal ditunjukkan oleh Persamaan (11) dan (12) [18]. Turunan kestabilan yang mengisi elemen matriks di dalamnya dapat dilihat pada Tabel 1.

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \cos \gamma \\ Z_u & Z_w & u_0 & g \sin \gamma \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_T} \\ M_q + M_{\dot{w}}Z_{\delta_e} & M_q + M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

2.4.2. Matra Lateral-direksional

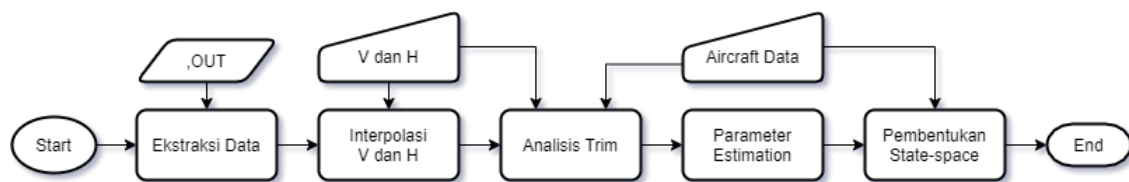
Matriks A dan B pada Persamaan (8) untuk matra lateral-direksional ditunjukkan oleh Persamaan (13) dan (14) [18]. Turunan kestabilan yang mengisi elemen matriks di dalamnya dapat dilihat pada Tabel 1.

$$A = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{L + \frac{xz}{I_{xx}}} & \frac{Y_p}{L + \frac{xz}{I_{xx}}} & \frac{Y_r - u_0}{L + \frac{xz}{I_{xx}}} & g \cos \gamma_1 \\ \frac{N_v}{I_{zz}} + \frac{I_{xz}}{I_{zz} I_{xx}} & \frac{N_p}{I_{zz}} + \frac{I_{xz}}{I_{zz} I_{xx}} & \frac{N_r}{I_{zz}} + \frac{I_{xz}}{I_{zz} I_{xx}} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ \frac{Y_{\delta_a}}{L + \frac{xz}{I_{xx}}} & \frac{Y_{\delta_r}}{L + \frac{xz}{I_{xx}}} \\ \frac{N_{\delta_a}}{I_{zz}} + \frac{I_{xz}}{I_{zz} I_{xx}} & \frac{N_{\delta_r}}{I_{zz}} + \frac{I_{xz}}{I_{zz} I_{xx}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

Tabel 1. Turunan Kestabilan Longitudinal dan Lateral-Direksional

Longitudinal Derivative		
$X_u = \frac{-(C_{D_u} + 2C_{D_0})QS}{mu_0}$	$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$M_u = C_{m_u} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_{yy}}$
$X_w = \frac{-(C_{D_w} - 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$Z_w = \frac{-(C_{L_w} + 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$M_w = C_{m_w} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_{yy}}$
		$M_w = C_{m_w} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_{yy}}$
$X_{\delta_a} = C_{x_{\delta_a}} QS/m$	$Z_{\delta_a} = C_{z_{\delta_a}} QS/m$	
$X_{\delta_r} = C_{x_{\delta_r}} QS/m$	$Z_{\delta_r} = C_{z_{\delta_r}} QS/m$	
Lateral-directional Derivative		
$Y_v = \frac{QSC_{Y\beta}}{mu_0}$	$L_v = \frac{QSc_1\beta}{I_{xx}I_d u_0}$	$N_v = \frac{QSc_n\beta}{I_{zz}I_d u_0}$
$Y_p = \frac{QSc_{Yp}}{2mu_0}$	$L_p = \frac{QSc^2_{lp}}{2I_{xx}I_d u_0}$	$N_p = \frac{QSc^2_{np}}{2I_{zz}I_d u_0}$
$Y_r = \frac{QSc_{Yr}}{2mu_0}$	$L_r = \frac{QSc^2_{lr}}{2I_{xx}I_d u_0}$	$N_r = \frac{QSc^2_{nr}}{2I_{zz}I_d u_0}$
	$L_{\delta_a} = \frac{QSc_{l\delta_a}}{I_{xx}I_d}$	$N_{\delta_a} = \frac{QSc_{n\delta_a}}{I_{zz}I_d}$
$Y_{\delta_a} = \frac{QSC_{Y\delta_r}}{m}$	$L_{\delta_r} = \frac{QSc_{l\delta_r}}{I_{xx}I_d}$	$N_{\delta_r} = \frac{QSc_{n\delta_r}}{I_{zz}I_d}$
$I_d = 1 - (I_{xz}^2 / (I_{xx}I_{zz}))$		



Gambar 3. Diagram Alir Sistem Pemodelan Linier

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

#### 3.1. Implementasi Algoritma

Sistem pemodelan linier otomatis ini dikembangkan dengan mengikuti diagram alir yang ditunjukkan pada Gambar 3. Sistem ini memiliki input berupa *file* hasil eksekusi Datcom bertipe teks dengan ekstensi .OUT seperti yang terlihat pada Gambar 1. Terdapat 5 *file* yang harus diinputkan, yaitu *file* dengan konfigurasi penuh, konfigurasi elevator, konfigurasi *aileron*, dan dua konfigurasi *rudder*. Datcom harus dieksekusi dengan mencakup beberapa titik trim yang mewakili *flight envelope* pesawat udara. Kelima *file* ini diekstraksi sehingga dapat terbaca oleh sistem. Hasil ekstraksi diinterpolasi menurut ketinggian dan kecepatan yang diinginkan, lalu dilakukanlah analisis *trim* dengan input berupa data-data pesawat, seperti letak *engine*, sudut pemasangan *engine*, dan lain-lain (Tabel 2). Setelah didapatkan kondisi *trim* pesawat, koefisien-koefisien aerodinamika diestimasi berdasarkan kondisi *trim* tersebut. Koefisien-koefisien ini, bersama dengan data-data pesawat (inersia, dan lain-lain), menjadi input dalam fungsi pembentukan *state-space*. Algoritma ini diimplementasikan pada perangkat lunak Octave6.2.0.

#### 3.2. Studi Kasus

Studi kasus dilakukan pada pesawat terbang tanpa awak MFE Fighter. Pesawat ini dimodelkan pada perangkat lunak Datcom, meliputi konfigurasi penuh dan konfigurasi seluruh bidang kendali. Kemudian, hasil outputnya dimasukkan ke dalam sistem. Tabel 2 menunjukkan data pesawat yang menjadi inputan untuk sistem pemodelan linier otomatis. Di dalamnya terdapat parameter-parameter seperti massa ( $m$ ), sudut pasang *engine* ( $i_T$ ), jarak vertikal *engine* terhadap titik pusat gravitasi ( $d_T$ ), momen inersia ( $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$ , dan  $I_{xz}$ ), kecepatan terbang ( $V$ ), tinggi terbang ( $H$ ). Parameter  $m$ ,  $i_T$ ,  $d_T$ ,  $V$ , dan  $H$  digunakan pada Persamaan (4) dan (5), sedangkan parameter  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$ , dan  $I_{xz}$  digunakan pada Persamaan (13), Persamaan (14), dan Tabel 1. Hasil yang diperoleh dari eksekusi sistem pemodelan linier ini terlihat pada Tabel 3.

Tabel 3 menunjukkan hasil *state-space* baik untuk matra longitudinal maupun matra lateral-direksional. Dari sisi nilai eigen, terlihat bahwa pada matra longitudinal terdapat dua akar kompleks, sedangkan pada matra lateral-direksional terdapat dua akar real dan satu akar kompleks sesuai dengan teori yang ada [16][18]. Sistem ini berjalan selama 33,825 detik mulai dari fungsi ekstraksi hingga fungsi pembentukan *state-space*. Sistem ini juga menghasilkan estimasi kondisi *trim*, yaitu pada sudut serang  $-0,7334^\circ$  dan defleksi elevator sebesar  $8,9928^\circ$ , serta koefisien *thrust* ( $C_T$ ) sebesar 0,035695.

Tabel 2. Data Input Pesawat MFE Fighter

Parameter	Nilai	Satuan
$m$	7,5	kg
$i_T$	0	°
$d_T$	0,05	m
$I_{xx}$	0,7193	kg m <sup>2</sup>
Parameter	Nilai	Satuan
$I_{yy}$	1,8220	kg m <sup>2</sup>
$I_{zz}$	2,5030	kg m <sup>2</sup>
$I_{xz}$	0,0478	kg m <sup>2</sup>
$V$	18	m/s
$H$	250	m

Tabel 3. Hasil Eksekusi Sistem

	Longitudinal	Lateral-direksional
$A$	$\begin{bmatrix} -0,1124 & -0,0782 & 0 & -9,8066 \\ -1,2091 & -6,143 & 18 & 0 \\ 0,0845 & -0,5228 & -3,9925 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0,3634 & -0,0352 & -18 & 9,8066 \\ -1,6747 & -18,4949 & 4,4289 & 0 \\ 0,3843 & -0,7211 & -0,3368 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$
$B$	$\begin{bmatrix} 0 & 0,1524 \\ -4,4939 & 0 \\ -11,8673 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 1,9231 \\ 109,1875 & 14,3042 \\ -0,2501 & -2,7992 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$
$eig$	$\begin{array}{l} -5,2441 + 2,8184i \\ -5,2441 - 2,8184i \\ -0,0155 + 0,5698i \\ -0,0155 - 0,5698i \end{array}$	$\begin{array}{l} -18,4348 + 0,0000i \\ -0,4128 + 3,0184i \\ -0,4128 - 3,0184i \\ 0,0652 + 0,0000i \end{array}$
$t$	33,825 s	
$\delta_{e,trim}$	8,9928°	
$\alpha_{trim}$	-0,7334°	
$C_T$	0,035695	



#### 4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengembangan pada penelitian ini, beberapa kesimpulan yang didapat dari hasil analisis dan pembahasan, antara lain:

1. Telah dikembangkan sistem pemodelan linier pesawat udara otomatis berbasis data keluaran Datcom.
2. Sistem ini terdiri dari lima fungsi utama, yaitu fungsi ekstraksi, interpolasi, analisis trim, estimasi parameter, dan pembentukan *state-space*.
3. Telah dilakukan uji coba atau studi kasus pada pesawat terbang tanpa awak MFE Fighter. Terlihat bahwa sistem pemodelan linier ini mampu melakukan pembentukan matriks *state-space* dari proses ekstraksi data keluaran Datcom selama 33,825 detik.
4. Nilai eigen yang dihasilkan dari matriks *A state-space* telah sesuai dengan teori yang ada.
5. Sistem mampu mengestimasi nilai kondisi trim. Untuk studi kasus yang dipilih, kondisi trim yang dihasilkan adalah pada sudut serang  $-0,7334^\circ$  dan defleksi elevator sebesar  $8,9928^\circ$ , serta koefisien thrust sebesar 0,035695.

#### 5. SARAN

Saran untuk penelitian selanjutnya adalah pengembangan antar muka untuk pengguna supaya sistem ini dapat digunakan secara mudah, Selain itu, perlu juga dikembangkan metode *trim* yang lebih cepat dalam perhitungan untuk mengurangi waktu komputasi. Hal lain yang dapat dilakukan untuk mengurangi waktu komputasi adalah meningkatkan performa fungsi ekstraksi yang memiliki waktu eksekusi terlama dalam sistem ini.

#### 6. UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Drs. Gunawan Setyo Prabowo, M.T., A.P.U. selaku Kepala Pusat Teknologi Penerbangan dan Bapak Dipl. Ing. Agus Bayu Utama, M.Sc.ME. selaku Kepala Program Pesawat Terbang Tanpa Awak yang telah memberi dukungan terhadap terlaksananya penelitian ini.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Paul, R.J. dan Neelamkavil, F., 1987, Computer Simulation and Modelling., The Journal of the Operational Research Society, vol. 38, no. 11, hal. 1092.
- [2] Ahmed, U., 2012, 3-DOF Longitudinal Flight Simulation Modeling And Design Using MATLAB / SIMULINK, Ryerson University.
- [3] Steinkellner, S., 2011, Aircraft Vehicle Systems Modeling and Simulation under Uncertainty, Linköping University.
- [4] Dussart, G., Portapas, V., Pontillo, A. dan Lone, M., 2018, Flight Dynamic Modelling and Simulation of Large Flexible Aircraft, Flight Physics - Models, Techniques and Technologies.
- [5] Tian, F., Chai, W. dan Wang, C., Design and Implementation of Flight Visual Simulation System.

- [6] Imaduddin, I.R. dan Agustinah, T., 2016, Desain Kontrol Tracking Underactuated Autonomous Underwater Vehicle (AUV) dengan Pengaruh Gangguan Arus Laut, *Journal of Applied Intelligent System*, vol. 1, no. 3, hal. 191–209.
- [7] Suseno, P.A.P., Rizaldi, A., Wardana, T.K., Atmasari, N., Wijaya, Y.G. dan Pranoto, F.S., 2020, Perancangan Hukum Kendali Terbang Linear Pesawat LSA pada Matra Longitudinal, *Technologic*, vol. 11, no. 2.
- [8] Wahyudi, A.H., Simulasi dan Analisa Autopilot Longitudinal LSU 01 dengan Simulink MATLAB, dalam: *Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang*, Bintoro, A. dan Prabowo, G.S. (editor), Jakarta: Indonesia Book Project, hal. 66–69, 2013.
- [9] Fathurrahman, A., Panoto, F.S. dan Jenie, Y.I., 2020, Mathematical modeling of LAPAN surveillance UAV (LSU) – 02 for automatic control and guidance system design, *AIP Conference Proceedings*, vol. 2226, no. 1, hal. 020010.
- [10] Williams, J.E. dan Vukelich, S.R., *The USAF Stability and Control Digital DATCOM. Volume III. Plot Module*. 1979.
- [11] Turan, M., 2009, *Tools for the Conceptual Design and Engineering Analysis*, Air Force Institute of Technology.
- [12] Bazaraa, M.S., Sherali, H.D. dan Shetty, C.M., 2006, *Nonlinear Programming: Theory and Algorithms*. John Wiley and Sons.
- [13] Knight, R.E., 1966, *Least-squares Polynomial Curve-fitting Utilizing Orthogonal Polynomials*, Texas Technological College.
- [14] Fonticella, R., The Usefulness of the R2 Statistic. [Daring]. Tersedia di: [https://www.casact.org/sites/default/files/database/forum\\_98wforum\\_98wf055.pdf](https://www.casact.org/sites/default/files/database/forum_98wforum_98wf055.pdf). [Diakses: 24-Jul-2021].
- [15] Wibowo, D.B. dan Sutomo, S., 2011, *Pemodelan Dan Simulasi Sistem Control Magnetic Levitation Ball, Rotasi*, vol. 13, no. 2, hal. 1–7.
- [16] Etkin, B. dan Reid, L.D., 1997, *Dynamics of Flight: Stability and Control*, cetakan 3rd. Toronto: John Wiley & Sons, Inc.
- [17] Gajic, G. dkk., *Optimal Control Control Engineering Series Optimal Control Weakly Coupled Systems and Applications* OLD BACK COVER COPY.
- [18] Nelson, R.C., 1998, *Flight Stability*, cetakan 2nd. Singapore: McGraw-Hill, Inc.