

Simposium Nasional Multidisiplin

SIMPOSIUM NASIONAL
MULTI DISIPLIN ILMU

Volume 3

Nomor 1

Desember 2021

e-ISSN 2714-5603



Publish By:
Lembaga Penelitian dan Pengabdian Masyarakat
Universitas Muhammadiyah Tangerang

LPPM
LEMBAGA PENELITIAN PENGABDIAN MASYARAKAT
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH TANGERANG



Simulasi Desain Input untuk Identifikasi Parameter Pesawat UAV MFE Fighter

¹Eries Bagita Jayanti, ¹Ardian Rizaldi, ¹Fuad Surastyo Pranoto, ¹Novita Atmasari,
²Singgih Satrio Wibowo

¹Pusat Teknologi Penerbangan, Organisasi Penerbangan dan Antariksa-Badan Riset dan Inovasi Nasional, Jl. Raya LAPAN Sukamulya Rumpin Bogor Indonesia.

²Program Studi Teknik Aeronautika, Jurusan Teknik Mesin Politeknik Negeri Bandung, Bandung Indonesia.
e-mail: eries.bagita@lapan.go.id, erie002@brin.go.id

Abstrak

Pemilihan input yang dapat mengeksitasi modus gerak pada matra longitudinal dan lateral direksional sebuah pesawat udara sangat diperlukan untuk mendapatkan hasil identifikasi parameter yang akurat. Proses pemilihan input dimulai dengan penyusunan model linier yang dilakukan dari hasil pengukuran dengan DATCOM yang kemudian diberikan simulasi input dan menghasilkan output respon gerak pesawat. Gerak pesawat tersebut kemudian dilakukan proses identifikasi parameter untuk mendapatkan model linier. Model linier tersebut dibandingkan dengan model linier hasil dari DATCOM. Bentuk input yang sesuai dilihat dari kedekatan model linier antara hasil identifikasi parameter dan DATCOM menggunakan RMSE. Hasil penelitian menunjukkan bahwa bentuk input pulse untuk elevator dengan amplitudo 1 derajat selama 3 detik paling sesuai dalam mengeksitasi modus gerak matra longitudinal. Sedangkan bentuk input 3-2-1-1 untuk aileron serta rudder pulse 1 derajat paling sesuai dalam mengeksitasi modus gerak lateral direksional pesawat UAV MFE Fighter.

Kata Kunci: input, model linier, identifikasi parameter

Abstract

The selection of inputs that can excite the mode in the longitudinal and lateral dimensions of an aircraft's movement is necessary to obtain accurate results with accurate parameters. The input process begins with preparing a linear model, which is carried out from the measurement results with DATCOM then it given an input simulation and produces aircraft motion response output. The aircraft's motion then carried out the process of parameter identification to obtain a linear model. The linear model is compared with the linear model from DATCOM. The appropriate input form seen from the closeness of the linear model between the results of parameter identifications and DATCOM using RMSE. The results showed that pulse input for elevators with an amplitude of 1 degree for 3 and 10 seconds was the most suitable for excitation of the longitudinal dimension of motion mode. At the same time, the 3-2-1-1 aileron input and 1-degree rudder pulse are the most suitable for excitation of the lateral directional motion mode in MFE Fighter unmanned aircraft.

Keywords: input, linear model, parameter identification

PENDAHULUAN

Pesawat terbang tanpa awak atau disebut *unmanned aerial vehicle* (UAV) adalah sebuah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot, mampu membawa muatan baik kamera atau muatan lainnya (Indreswari Suroso, 2016; Priyono, 2011). Pesawat jenis ini dapat dikendalikan secara manual ataupun secara otomatis melalui sistem *autopilot* yang sudah diprogram (T.J.G. Paul Gerin Fahlstrom, 2012). Salah satu misi pesawat tanpa awak adalah pemetaan wilayah yang pada umumnya disebut foto udara. Maka dari itu untuk menjalankan misi-misi tersebut dibutuhkan pesawat yang memiliki performa yang baik serta stabil. Untuk mengetahui hal tersebut dibutuhkan simulasi awal menggunakan *software* seperti DATCOM, XLFLR5 hingga *Computational Fluid Dynamics* (CFD) agar mendapatkan koefisien-koefisien aerodinamika awal. Selanjutnya pesawat dapat

dimodelkan menggunakan Simulink untuk mendapatkan model non linearnya. Selain serangkaian kegiatan tersebut, dapat dilakukan juga proses identifikasi parameter dari data hasil uji terbang pesawat. Proses identifikasi parameter ini nantinya menghasilkan matriks *state space* yang dapat digunakan sebagai komponen penyusun kendali pesawat dan koefisien aerodinamika yang nantinya dapat digunakan sebagai pembanding untuk hasil *software* awal. Identifikasi parameter adalah proses memperkirakan karakteristik dinamik pesawat udara dari data *input* dan *output* yang ada (Klein & Morelli, 2006; Mullen, 2000; Remple & Tischler, 2006). *Input* diberikan dalam bentuk defleksi bidang kendali saat pesawat di udara sehingga pesawat memiliki respon gerakan, gerakan ini yang selanjutnya disebut *output*. Baik *input* maupun *output* akan direkam oleh *flight test instrumentation*. Pemilihan *input* menjadi sesuatu yang sangat penting karena dapat mempengaruhi hasil identifikasi parameter.

Penelitian-penelitian sebelumnya dilakukan oleh E. Plaetschke, Mulder, dan Breeman. Penelitian ini membahas tentang hasil uji penerbangan dari lima sinyal masukan untuk identifikasi parameter pesawat. Lima sinyal dibagi menjadi tiga kelompok yaitu sinyal dengan frekuensi tinggi seperti 3-2-1-1 dan *doublet*, sinyal dengan frekuensi sedang yaitu *mehra* dan *DUT*, dan sinyal dengan frekuensi rendah, yaitu *Schulz*. Hasil perbandingan yang didapatkan adalah secara umum sinyal frekuensi tinggi tampaknya agak lebih unggul dari yang lainnya (Plaetschke et al., 1983). Penelitian juga pernah dilakukan oleh tim LAPAN dan POLBAN yaitu mengamati pengaruh masukan kendali terhadap hasil identifikasi parameter pesawat Corsair A-7A pada matra longitudinal. Penelitian tersebut menggunakan metode *Equation Error* dengan teknik estimasi *ordinary least square*, hasilnya adalah bentuk masukan 3-2-1 memiliki nilai galat (RMSE) matriks A yang lebih kecil dibandingkan ketika menggunakan masukan *doublet* dan *pulse*. Pada matra longitudinal pesawat tersebut, semakin panjang waktu simulasi menunjukkan nilai galat (RMSE) yang makin menurun pada masing-masing bentuk masukan (Jayanti et al., 2019). Pada buku Jategaonkar yang berjudul *Flight Vehicle System Identification* dijelaskan tentang desain input, bidang kendali/gaya dorong dan eksitasi *maneuver* terbang seperti contohnya diberikan 3-2-1-1 elevator *multistep input* dengan perbedaan waktu 1 detik, elevator *pulse* untuk eksitasi *phugoid*, aileron/*spoiler* untuk *maneuver bank-to-bank*, *level turn* dengan kurang lebih 60 derajat sudut bank dan elevator *doublet*, rudder *doublet* untuk eksitasi *dutch roll* dengan selang waktu 1 detik, kurang lebih 20 persen variasi *thrust doublet*, rudder *pulse* untuk *sideslips steady* dan elevator *pull and push* untuk *roller coaster* (Jategaonkar, 2006).

Pada penelitian ini dilakukan proses pemilihan *input* dengan simulasi di MATLAB Simulink. *Input* yang dipilih berdasarkan penelitian-penelitian yang dilakukan sebelumnya. Pesawat yang digunakan dalam penelitian ini adalah pesawat tanpa awak MFE Fighter yang merupakan pesawat *fixed-wing*. Pesawat MFE Fighter ini memiliki *wing span* 2430 mm dan MTOW 11.5 kg (makeflyeasy, 2020). Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan *input* yang tepat agar dapat diimplementasikan saat uji terbang identifikasi parameter pesawat MFE Fighter. Sehingga harapannya didapatkan hasil identifikasi parameter yang akurat.

METODE PENELITIAN

Proses pemilihan *input* dimulai dengan penyusunan model linier yang dilakukan dari hasil pengukuran dengan DATCOM yang kemudian diberikan simulasi *input* dan menghasilkan *output* respons gerak pesawat. Gerak pesawat tersebut kemudian dilakukan proses identifikasi parameter untuk mendapatkan model linier. Model linier tersebut dibandingkan dengan model linier hasil dari DATCOM. Bentuk *input* yang sesuai dilihat dari kedekatan model linier antara hasil identifikasi parameter dan DATCOM, menggunakan RMSE. Simulasi menggunakan DATCOM untuk *full* konfigurasi dan bidang kendali pesawat MFE (M. D. A. Company, 1999). Kemudian dilakukan penyusunan model linier dari hasil pengukuran DATCOM tersebut ke persamaan (1)-(12) (D. McRuer, 1973; J.D. Anderson, 2009; L.V. Schmidt, 1998; Mullen, 2000; R. D. Finck, 1978; Wibowo, 2021):

$$\begin{aligned} \dot{u}_\Delta = & \frac{\bar{Q}S}{mu_0} \left[C_{x_u} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{C_{x_a} C_{z_u}}{k_1} \right] u_\Delta + \frac{\bar{Q}S}{mu_0} \left[C_{x_a} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{C_{x_a} C_{z_a}}{k_1} \right] w_\Delta + \frac{\bar{Q}S}{mu_0} \left[\frac{\bar{c}}{2} C_{x_q} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{k_2}{k_1} C_{x_a} \right] q_\Delta \\ & - \frac{\bar{Q}S}{m} \left[(\cos\theta_0) C_w + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{\sin\theta_0 C_{x_a} C_w}{k_1} \right] \theta_\Delta + \frac{\bar{Q}S}{m} \left[C_{x_{\delta_e}} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{C_{x_a} C_{z_{\delta_e}}}{k_1} \right] \delta_{e\Delta} \\ & + \left[C_{x_{\delta_t}} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{C_{x_a} C_{z_{\delta_t}}}{k_1} \right] \delta_{t\Delta} \\ & = X_u u_\Delta + X_w w_\Delta + X_q q_\Delta + X_\theta \theta_\Delta + X_{\delta_e} \delta_{e\Delta} + X_{\delta_t} \delta_{t\Delta} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{w}_\Delta = & \left[\frac{1}{k_1} C_{z_u} \right] u_\Delta + \left[\frac{1}{k_1} C_{z_a} \right] w_\Delta + \left[\frac{u_0 k_2}{k_1} \right] q_\Delta - \left[\frac{u_0 \sin\theta_0 C_w}{k_1} \right] \theta_\Delta + \left[\frac{u_0 C_{z_{\delta_e}}}{k_1} \right] \delta_{e\Delta} + \left[\frac{u_0 C_{z_{\delta_t}}}{k_1} \right] \delta_{t\Delta} \\ & = Z_u u_\Delta + Z_w w_\Delta + Z_q q_\Delta + Z_\theta \theta_\Delta + Z_{\delta_e} \delta_{e\Delta} + Z_{\delta_t} \delta_{t\Delta} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{q}_\Delta = & \frac{\bar{Q}S\bar{c}}{I_{yy}u_0} \left[C_{m_u} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{C_{m_a} C_{z_u}}{k_1} \right] u_\Delta + \frac{\bar{Q}S\bar{c}}{I_{yy}u_0} \left[C_{m_a} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{C_{m_a} C_{z_a}}{k_1} \right] w_\Delta \\ & + \frac{\bar{Q}S\bar{c}}{I_{yy}} \left[\frac{\bar{c}}{2u_0} C_{m_q} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{k_2}{k_1} C_{m_a} \right] q_\Delta - \frac{\bar{Q}S}{I_{yy}} \left[\frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{\sin\theta_0 C_{m_a} C_w}{k_1} \right] \theta_\Delta \\ & + \frac{\bar{Q}S\bar{c}}{I_{yy}} \left[C_{m_{\delta_e}} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{C_{m_a} C_{z_{\delta_e}}}{k_1} \right] \delta_{e\Delta} + \frac{\bar{Q}S\bar{c}}{I_{yy}} \left[C_{m_{\delta_t}} + \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{C_{m_a} C_{z_{\delta_t}}}{k_1} \right] \delta_{t\Delta} \\ & = M_u u_\Delta + M_w w_\Delta + M_q q_\Delta + M_\theta \theta_\Delta + M_{\delta_e} \delta_{e\Delta} + M_{\delta_t} \delta_{t\Delta} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_\Delta = & \frac{\bar{Q}S C_{y_v}}{m u_0} v_\Delta + \frac{\bar{Q}S b}{m 2u_0} C_{y_p} p_\Delta + \frac{\bar{Q}S}{m} (\cos\theta_0) C_w \phi_\Delta + \left[\frac{\bar{Q}S b}{m 2u_0} C_{y_r} - u_0 \right] r_\Delta + \frac{\bar{Q}S}{m} C_{y_{\delta_a}} \delta_{a\Delta} \\ & + \frac{\bar{Q}S}{m} C_{y_{\delta_r}} \delta_{r\Delta} \\ & = Y_v v_\Delta + Y_p p_\Delta + Y_\phi \phi_\Delta + Y_r r_\Delta + Y_{\delta_a} \delta_{a\Delta} + Y_{\delta_r} \delta_{r\Delta} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_\Delta = & \frac{\bar{Q}Sb I_{xx} C_{l_v} + I_{xz} C_{n_v}}{I_d} u_0 v_\Delta + \frac{\bar{Q}Sb b}{I_d 2u_0} [I_{xx} C_{l_p} + I_{xz} C_{n_p}] p_\Delta + \frac{\bar{Q}Sb b}{I_d 2u_0} [I_{xx} C_{l_r} + I_{xz} C_{n_r}] r_\Delta \\ & + \frac{\bar{Q}Sb}{I_d} [I_{xx} C_{l_{\delta_a}} + I_{xz} C_{n_{\delta_a}}] \delta_{a\Delta} + \frac{\bar{Q}Sb}{I_d} [I_{xx} C_{l_{\delta_r}} + I_{xz} C_{n_{\delta_r}}] \delta_{r\Delta} \\ & = L_v v_\Delta + L_p p_\Delta + L_r r_\Delta + L_{\delta_a} \delta_{a\Delta} + L_{\delta_r} \delta_{r\Delta} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \dot{r}_\Delta = & \frac{\bar{Q}Sb I_{xx} C_{l_v} + I_{xz} C_{n_v}}{I_d} u_0 v_\Delta + \frac{\bar{Q}Sb b}{I_d 2u_0} [I_{xx} C_{l_p} + I_{xz} C_{n_p}] p_\Delta + \frac{\bar{Q}Sb b}{I_d 2u_0} [I_{xx} C_{l_r} + I_{xz} C_{n_r}] r_\Delta \\ & + \frac{\bar{Q}Sb}{I_d} [I_{xx} C_{l_{\delta_a}} + I_{xz} C_{n_{\delta_a}}] \delta_{a\Delta} + \frac{\bar{Q}Sb}{I_d} [I_{xx} C_{l_{\delta_r}} + I_{xz} C_{n_{\delta_r}}] \delta_{r\Delta} \end{aligned} \quad (6)$$

$$= N_v v_{\Delta} + N_p p_{\Delta} + N_r r_{\Delta} + N_{\delta_a} \delta_{a\Delta} + N_{\delta_r} \delta_{r\Delta} \quad (12)$$

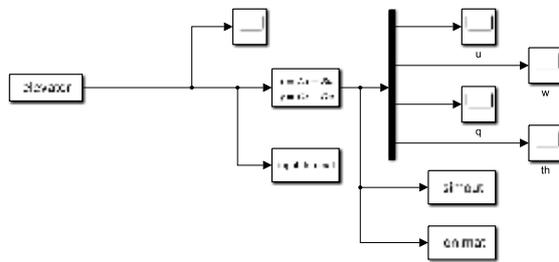
Dibentuk dalam persamaan (13 dengan lebih detailnya seperti persamaan pada Tabel 1.

$$\dot{\underline{x}} = \underline{A}\underline{x} + \underline{B}\underline{u} \quad (13)$$

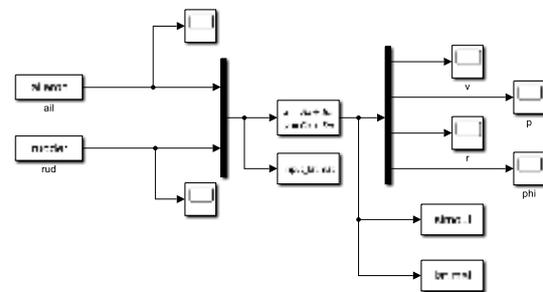
Tabel 1. Persamaan State Space pada Matra Longitudinal dan Lateral/Direksional

Persamaan State Space Matra Longitudinal	Persamaan State Space Matra Lateral/Direksional
$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q & x_{\theta} \\ z_u & z_w & z_q & z_{\theta} \\ m_u & m_w & m_q & m_{\theta} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} x_{\delta_e} \\ z_{\delta_e} \\ m_{\delta_e} \\ 0 \end{pmatrix} \delta_e$	$\begin{pmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} y_v & y_p & y_r & y_{\phi} \\ l_v & l_p & l_r & l_{\phi} \\ n_v & n_p & n_r & n_{\phi} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} y_{\delta_a} y_{\delta_r} \\ l_{\delta_a} l_{\delta_r} \\ n_{\delta_a} n_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{pmatrix}$

Matriks *state space* tersebut digunakan sebagai simulasi *input* pada Simulink seperti pada Error! Reference source not found. dan Error! Reference source not found. :



Gambar 1. Simulasi input untuk matra longitudinal



Gambar 2. Simulasi input untuk matra lateral/direksional

Kemudian dilanjutkan ke perangkat lunak identifikasi parameter untuk dilihat matriks *state space* hasil identifikasi parameternya. Hasil tersebut akan dibandingkan dengan matriks *state space* dari data DATCOM untuk matra longitudinal maupun lateral/direksional. Berikut merupakan variasi uji desain input yang disimulasikan:

Tabel 2. Variasi Input untuk Matra Longitudinal

No.	Bentuk Input Elevator	No.	Bentuk Input Elevator
1	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik	6	Doublet dengan amplitudo 1 derajat, selama 2 detik
2	Pulse dengan amplitudo 0.5 derajat, selama 1 detik	7	Doublet dengan amplitudo 1 derajat, selama 3 detik
3	Pulse dengan amplitudo 2 derajat, selama 1 detik	8	3-2-1-1, dengan amplitudo 1 derajat
4	Doublet dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik	9	3-2-1-1, dengan amplitudo 2 derajat
5	Doublet dengan amplitudo 2 derajat, selama 1 detik	10	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 3 detik

Tabel 3. Variasi Input untuk Matra Lateral/Direksional

No.	Bentuk Input Aileron	Bentuk Input Rudder
1	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik	Tidak diberi input

2	Tidak diberi input	Pulse dengan ampiltudo 1 derajat, selama 1 detik
3	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik
4	Doublet dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik	Tidak diberi input
5	Tidak diberi input	Doublet dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik
6	3211, dengan amplitudo 1 derajat	3211, dengan amplitudo 1 derajat
7	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik	Doublet dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik
8	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik	3211, dengan amplitudo 1 derajat
9	Doublet dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik
10	Doublet dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik	3211, dengan amplitudo 1 derajat
11	3-2-1-1, dengan amplitudo 1 derajat	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik
12	3-2-1-1, dengan amplitudo 1 derajat	Doublet dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik
13	Tidak diberi input	3211, dengan amplitudo 1 derajat
14	3-2-1-1, dengan amplitudo 1 derajat	Pulse dengan amplitudo 1 derajat, selama 1 detik

HASIL DAN PEMBAHASAN

Berdasarkan metode penelitian yang telah dijelaskan pada bab sebelumnya, berikut merupakan hasil dari serangkaian proses yang telah dilakukan. Seperti diawali dengan simulasi atau pengukuran dengan menggunakan DATCOM yang salah satu hasilnya pada matra longitudinal yaitu pada **Tabel 4**. Selanjutnya dari koefisien aerodinamika tersebut akan dimasukkan ke persamaan (1-12) untuk mendapatkan model linear (persamaan *state space*), hasil matriks *state space* untuk matra longitudinal dan lateral/direksional dari data simulasi DATCOM ditunjukkan pada **Tabel 5**. Titik trim yang digunakan pada uji coba ini pada kecepatan 19 m/s dan ketinggian 253 m. Selanjutnya matriks A tersebut dilakukan simulasi pada Simulink dengan memberikan berbagai macam variasi *input* untuk menghasilkan *output* berupa gerak pesawat. Gerak pesawat tersebut kemudian dilakukan proses identifikasi parameter untuk mendapatkan model linier (persamaan *state space*). Proses identifikasi parameter dilakukan pada perangkat lunak identifikasi parameter,

Tabel 6 merupakan hasil beberapa matriks A yang didapat. Untuk mengetahui input yang paling sesuai, dilakukan perhitungan RMSE antara matriks A hasil identifikasi parameter dan matriks *state space* hasil perhitungan DATCOM. Nilai RMSE yang paling rendah menunjukkan bahwa *input* tersebut paling sesuai dengan hasil perhitungan DATCOM sehingga paling sesuai untuk diterapkan saat uji terbang identifikasi parameter.

Tabel 4. Koefisien Aerodinamika hasil simulasi DATCOM pesawat MFE Fighter Matra Longitudinal

Koefisien Aerodinamika	Satuan derajat	Satuan per radian	Koefisien Aerodinamika	Satuan derajat	Satuan per radian
Cto	0.037	-	CLq	0.1075	6.162420382
CmT	-0.0649	-	Cmo	0.0649	-
CDo	0.037	-	Cmu	0	-
Cdu	0	-	Cma	-0.01061	-0.608216561
CD α	0.0102	0.584713376	Cma-dot	-0.09387	-5.381082803

CTxu	0	-	Cmq	-0.1968	-11.28152866
CDq	0	-	CmTu	0	-
CLo	0.543	-	CmTα	0	-
CLu	0	-	CD-δe	0.0003	0.017197452
CLα	0.1037	5.944585987	CL-δe	0.0038	0.217834395
CLα-dot	0.3506	2.009808917	Cm-δe	-0.0092	-0.527388535

Tabel 5. Matriks *State Space* Hasil Simulasi DATCOM pesawat MFE Fighter

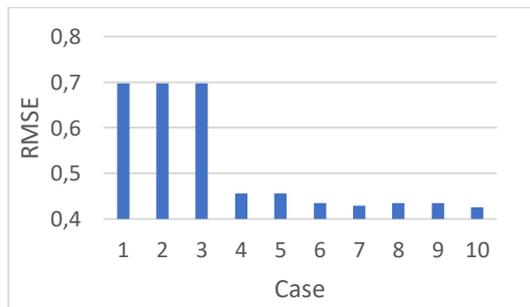
Matriks A matra longitudinal:				Matriks A matra lateral/direksional:			
-0.1266	-0.0476	0	-9.81	-0.4	-0.0389	-19	9.806
-1.2175	-6.6955	17.5821	0	-2.4131	-19.2778	4.0791	0
0.07777	-0.4573	-3.6675	0	0.3928	-0.7072	-0.3543	0
0	0	1	0	0	1	0	0

Tabel 6. Matriks A yang didapat dari hasil simulasi

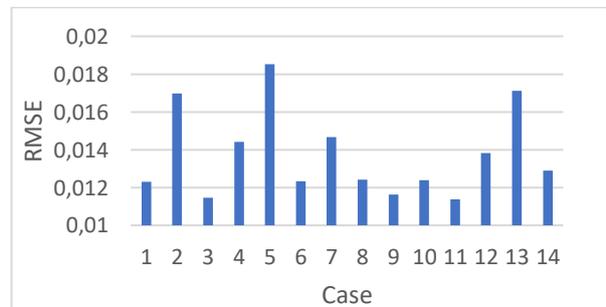
Input Elevator, pulse 1 derajat selama 3 detik				Input Aileron, 3-2-1-1 kemudian input rudder, pulse 1 derajat selama 1 detik			
-0.1285	-0.0548	0.0831	-9.8181	-0.3962	-0.0501	-19.0071	9.8079
-1.2827	-6.9409	18.8183	-0.0813	-2.4109	-19.2373	4.0831	-0.0047
0.0173	-0.7005	-2.5592	-0.0709	0.3919	-0.7154	-0.3491	-0.0018
-0.0002	0.0031	1.0146	0.0002	0.0012	1.0096	-0.002	0

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{m \times n} \sum_{i=0}^{n-1} \sum_{j=0}^{m-1} [f(i,j) - g(i,j)]^2} \quad (14)$$

Dari kedua grafik di bawah, dapat dilihat bahwa *case* 10, yaitu *input* elevator bentuk *pulse* dengan amplitudo 1 derajat, selama 3 detik memiliki nilai RMSE paling kecil, yaitu sebesar 0.4259 untuk matra longitudinal. Kemudian untuk matra lateral/direksional dapat dilihat bahwa *case* 11, yaitu ketika *input* Aileron berbentuk 3-2-1-1 dengan amplitudo 1 derajat, setelah itu diikuti *input* Rudder dengan amplitudo 1 derajat selama 1 detik memiliki nilai RMSE paling kecil, yaitu sebesar 0.0114.



Grafik 1. Nilai RMSE pada masing-masing *case* matra longitudinal



Grafik 2. Nilai RMSE pada masing-masing *case* matra lateral/direksional

SIMPULAN DAN SARAN

Kesimpulan dari penelitian ini adalah input yang sesuai untuk titik trim pesawat UAV MFE Fighter pada ketinggian 253 m dan kecepatan 19 m/s pada matra longitudinal berupa *input* elevator bentuk *pulse* dengan amplitudo 1 derajat ditahan selama 3 detik, dengan perolehan nilai RMSE paling kecil di antara semua *case* yaitu 0.4259. Sedangkan input yang sesuai untuk matra lateral/direksional adalah *input* Aileron berbentuk 3-2-1-1 dengan amplitudo 1 derajat, setelah itu diikuti *input* Rudder dengan amplitudo 1 derajat selama 1 detik karena memiliki nilai RMSE paling kecil, yaitu sebesar 0.0114. Saran untuk penelitian selanjutnya adalah dalam pemilihan *case input* seperti amplitudo derajatnya dan waktu menahan *input* perlu ada referensi kuat bukan hanya sekadar uji coba. Karena hal tersebut bergantung kepada model linier yang akan dihasilkan.

DAFTAR PUSTAKA

- D. McRuer, I. A. and D. G. (1973). *Aircraft Dynamic and Automatic Control*. Princeton University Press.
- Indreswari Suroso. (2016). *Peran Drone Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Buatan STTKD dalam Dunia Penerbangan*.
- J.D. Anderson. (2009). *Fundamentals of Aerodynamics* (5th ed.). McGraw-Hill.
- Jategaonkar, R. V. (2006). *Flight Vehicle System Identification* (Issues 978-1-62410-279-0).
- Jayanti, E. B., Atmasari, N., Mardikasari, H., Rizaldi, A., Pranoto, F. S., & Wibowo, S. S. (2019). Pengaruh Masukan Kendali Terhadap Hasil Identifikasi Parameter Pesawat Udara Konfigurasi Konvensional Matra Terbang Longitudinal. *Jurnal Teknologi Dan Sistem Komputer*, 7(1), 25–30. <https://doi.org/10.14710/jtsiskom.7.1.2019.25-30>
- Klein, V., & Morelli, E. A. (2006). *Aircraft System Identification: Theory and Practice*.
- L.V. Schmidt. (1998). *Introduction to Aircraft Flight Dynamics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA).
- M. D. A. Company. (1999). *The USAF Stability and Control DATCOM*. Public Domain Aeronautical Software.
- makeflyeasy. (2020). *Fighter VTOL 4+1 Fixed Wing*. <https://diydrone.com/profiles/blogs/fighter-vtol-4-1-fixed-wing>
- Mullen, G. . (2000). *Aircraft Parameter Identification Using Matlab*.
- Plaetschke, E., Mulder, J. A., & Breeman, J. H. (1983). Flight Test Results of Five Input Signals for Aircraft Parameter Identification. *IFAC Proceedings Volumes*, 2(4), 1149–1154. [https://doi.org/10.1016/S1474-6670\(17\)63152-5](https://doi.org/10.1016/S1474-6670(17)63152-5)
- Priyono, E. (2011). Pesawat Terbang Tanpa Awak (PTTA) Sebagai Salah Satu Komponen Kekuatan Udara. *Indept*, 1(2).
- R. D. Finck. (1978). *USAF Stability and Control DATCOM*.
- Remple, R. K., & Tischler, M. B. (2006). Aircraft and Rotorcraft System Identification. *Aircraft and Rotorcraft System Identification*. <https://doi.org/10.2514/4.861352>
- T.J.G. Paul Gerin Fahlstrom. (2012). *Introduction to UAV Systems*. A John Wiley Sons, Ltd, Publication.
- Wibowo, S. S. (2021). *Rancang Bangun Software Identifikasi Parameter Pesawat untuk Uji Terbang, Chapter 4*. Private.