

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



Pengembangan Model Mekanika Terbang Pesawat Udara Cessna 182 dengan Menggunakan Scilab Xcos

Ardian Rizaldi, Try Kusuma Wardana, Satria Arief Aditya, Novita Atmasari, Prasetyo
Ardi Probo Suseno, Fuad Surastyo Pranoto

Pusat Teknologi Penerbangan, Badan Riset dan Inovasi Nasional, Jl. Raya LAPAN – Rumpin, Bogor, 16350
e-mail: ardian.rizaldi@brin.go.id

Abstrak

Model mekanika terbang pesawat udara memiliki peran penting untuk melakukan analisis gerak dan sikap pesawat udara terhadap input yang diberikan. Pengembangan model mekanika terbang pesawat biasanya dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak yang umum digunakan, yaitu MATLAB Simulink. Namun, perangkat lunak ini bersifat komersial dengan harga tinggi. Pada penelitian ini model mekanika terbang pesawat udara Cessna 182 dikembangkan dengan perangkat lunak open-source, yaitu Scilab Xcos. Model dikembangkan berdasarkan persamaan gerak pesawat udara 6 derajat kebebasan yang didukung oleh 3 sub-sistem, yaitu gaya dan momen, lingkungan, dan input (bidang kendali dan throttle). Masing-masing komponen model diverifikasi dengan melakukan perbandingan dengan model referensi. Hasil penelitian menunjukkan bahwa Scilab Xcos mampu digunakan untuk melakukan pemodelan mekanika terbang pesawat dan melakukan simulasi terbang pesawat dengan input yang diberikan.

Kata Kunci: mekanika terbang, model, pesawat udara, Simulink, Xcos

Abstract

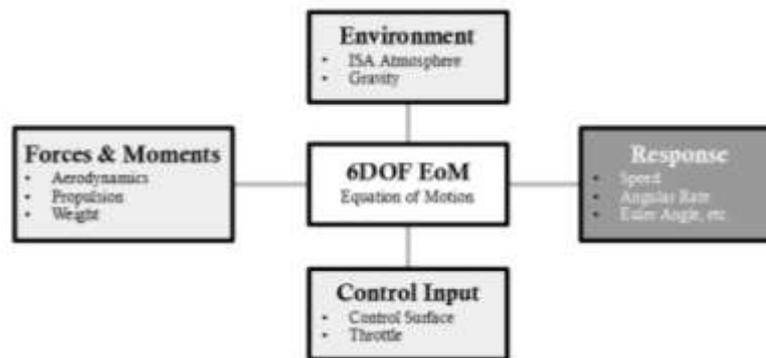
The flight mechanical model of aircraft has an important role to analyze the motion and attitude of the aircraft to the given input. The development of flight mechanical model is usually conducted using a commonly used software, namely Matlab Simulink. However, this software is commercial at a high price. In this study, the flight mechanical model of Cessna 182 aircraft was developed using open-source software, namely Scilab Xcos. The main model was divided into 3 subsystems, namely forces and moments, environment, and input (control surfaces and throttle). Each component of the model is verified by comparing its result with reference model. The results showed that Scilab Xcos was able to be used for flight mechanical model and simulating aircraft flight at a given input either longitudinal or lateral-directional.

Keywords: flight mechanics, model, aircraft, Simulink, Xcos

PENDAHULUAN

Pesatnya perkembangan teknologi informasi mendorong penggunaan model menjadi salah satu faktor penting dalam pengambilan keputusan (Rizaldi et al., 2021). Model merupakan sebuah representasi dari sistem yang digunakan untuk memahami, memprediksi, dan mengendalikan sistem tersebut (Paul & Neelamkavil, 1987). Penggunaan model ini juga dilibatkan pada rancang bangun pesawat udara dan disebut dengan istilah model mekanika terbang atau *flight mechanical model*.

Model mekanika terbang pesawat udara pada praktiknya digunakan untuk berbagai macam kepentingan, seperti analisis dinamika terbang pesawat, perancangan hukum kendali terbang dan validasinya, perancangan simulator, dan lain-lain (Garza & Morelli, 2003). Pada analisis dinamika terbang pesawat, model mekanika terbang ini memiliki peranan penting untuk melakukan analisis pada gerak dan sikap pesawat udara terhadap input yang



Gambar 1. Arsitektur Model Mekanika Terbang Pesawat

diberikan. Hal ini dilakukan untuk mengetahui kestabilan statis maupun dinamis pesawat terbang dan menjadi masukan untuk pengembangan lebih lanjut (Ahmed, 2012). Selain itu, model mekanika terbang digunakan sebagai representasi pesawat terbang yang sebenarnya dalam merancang hukum kendali terbang (*flight control law*) (Suseno et al., 2020; Wahyudi, 2013). Semakin baik suatu model mekanika terbang dalam merepresentasikan pesawat terbang, semakin baik pula kualitas hukum kendali terbang yang dirancang.

Penelitian ini membahas tentang pengembangan model mekanika terbang pesawat udara Cessna 182 dengan 6 derajat kebebasan. Data pesawat udara yang digunakan adalah data pesawat yang digunakan dalam penelitian Atmasari (2020). Untuk menjadi acuan dalam pengembangan model, sebuah arsitektur model akan dirancang pada penelitian ini. Setelah model telah disusun pada perangkat lunak Xcos, verifikasi model dilakukan. Setelah itu, simulasi dilakukan dengan memberikan gangguan pada bidang kendali.

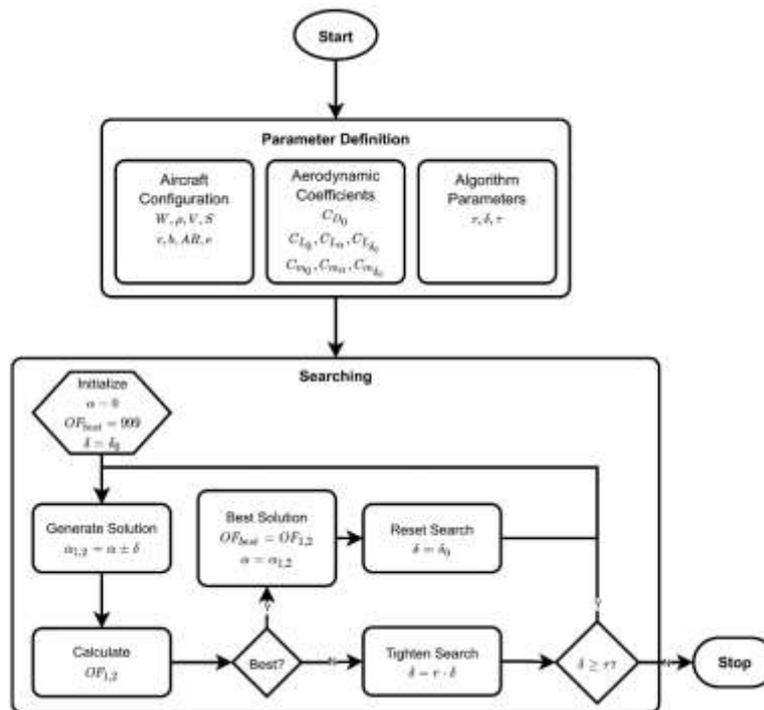
METODE PENELITIAN

Arsitektur Model

Model disusun dengan mengacu pada blok yang terlihat pada Gambar 1. Sub-sistem utama pada model ini adalah sub-sistem persamaan gerak pesawat udara dengan 6 derajat kebebasan (6DOF EoM). Sub-sistem ini didukung dengan data dari model lingkungan (Environment), berupa kondisi atmosfer dan gravitasi. Sub-sistem kendali (Control Input) memberikan data input dari bidang kendali dan *throttle*. Data utama yang menopang sub-sistem 6DOF EoM adalah sub-sistem Forces & Moments. Data yang diberikan berupa gaya dan momen aerodinamika, gaya dan momen propulsi, dan gaya berat.

Algoritma Trim

Penentuan kondisi terbang *steady-state* atau kondisi trim pesawat terbang sangat diperlukan dalam beragam studi (De Marco et al., 2007). Trim dilakukan untuk memperoleh kondisi setimbang pesawat saat beroperasi. Umumnya trim dilakukan berdasarkan tinggi terbang dan kecepatan terbang tertentu. Untuk memperoleh kondisi trim pesawat terbang, tiga persamaan digunakan sebagai bentuk penerapan Hukum Newton I dengan asumsi pesawat terbang datar, yaitu (Rizaldi et al., 2021):



Gambar 2. Diagram Alir Algoritma Trim

$$-\frac{1}{2}\rho V^2 S (C_T \cos(i_T + \alpha) + C_D(\alpha) + C_{D\delta_e} \delta_e) = 0 \quad (1)$$

$$W - \frac{1}{2}\rho V^2 S (C_T \sin(i_T + \alpha) + C_L(\alpha) + C_{L\delta_e} \delta_e) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{1}{2}\rho V^2 S c \left(C_T \frac{d_T}{\bar{c}} + C_m(\alpha) + C_{m\delta_e} \delta_e \right) = 0 \quad (3)$$

Terdapat tiga variabel yang tidak diketahui, yaitu C_T , α , dan δ_e . Untuk menyelesaikan permasalahan ini diperlukan beberapa asumsi. Nilai C_D , C_L , dan C_m pada Persamaan (1), (2), dan (3) dihitung dengan menggunakan persamaan koefisien aerodinamika yang baku. Pengaruh defleksi elevator terhadap gaya hambat diasumsikan sangat kecil. Letak titik tangkap gaya propulsi dianggap sejajar dengan titik pusat gravitasi, sedangkan sudut pasang *propeller* diasumsikan bernilai nol. Permasalahan ini dapat dibentuk menjadi masalah optimasi sederhana yang dinyatakan dalam persamaan-persamaan berikut ini.

$$\min OF = \left| W - \frac{1}{2}\rho V^2 S (C_T \sin \alpha + C_L(\alpha) + C_{L\delta_e} \delta_e) \right| \quad (4)$$

$$C_T = \frac{C_D(\alpha)}{\cos \alpha} \quad (5)$$

$$\delta_e = \frac{C_m(\alpha)}{C_{m\delta_e}} \quad (6)$$

Untuk menyelesaikan persamaan di atas, metode *Orthogonal Steepest Descent* (OSD) yang dikembangkan oleh Raymer (Raymer, 2002) digunakan. Metode penyelesaian ini ditunjukkan pada Gambar 2 (Rizaldi et al., 2020).

HASIL DAN PEMBAHASAN

Data Pesawat Cessna 182

Obyek penelitian ini adalah pesawat terbang Cessna 182. Data geometrik pesawat ini ditunjukkan pada Tabel 1 dan data parameter aerodinamikanya ditunjukkan pada Tabel 2 (Roskam, 2001).

Tabel 1. Data Geometrik Cessna 182

Parameter	Simbol	Nilai	Satuan
Luas sayap	S	174	ft ²
Mean Aerodynamic Chord	c	4,9	ft
Bentang sayap	b	72	ft
Massa	m	2650	lbs
Momen inersia di sumbu X	I_x	948	slug ft ²
Momen inersia di sumbu Y	I_y	1346	slug ft ²
Momen inersia di sumbu Z	I_z	1967	slug ft ²
Momen inersia di bidang XZ	I_{xz}	0	slug ft ²

Tabel 2. Parameter Aerodinamika Cessna 182

Kategori	Parameter					
Longitudinal	C_{D_0}	0,027	C_{L_0}	0,307	C_{m_0}	0,04
	C_{D_α}	0,121	C_{L_α}	4,41	C_{m_α}	-0,3065
			C_{L_q}	1,95	C_{m_q}	-7,6
	$C_{D_{\delta_e}}$	0	$C_{L_{\delta_e}}$	0,43	$C_{m_{\delta_e}}$	-1,122
Lateral-direksional	C_{Y_β}	-0,393	C_{l_β}	-0,0923	C_{n_β}	0,0587
	C_{Y_p}	-0,0375	C_{l_p}	-0,242	C_{n_p}	-0,0139
	C_{Y_r}	0,107	C_{l_r}	0,0399	C_{n_r}	-0,0469
	$C_{Y_{\delta_a}}$	0	$C_{l_{\delta_a}}$	-0,229	$C_{n_{\delta_a}}$	0,0216
	$C_{Y_{\delta_r}}$	0,187	$C_{l_{\delta_r}}$	0,0147	$C_{n_{\delta_r}}$	-0,0645

Pengembangan Model pada Xcos

Model dikembangkan dengan data yang mengacu pada pesawat terbang Cessna 182 pada Tabel 1 dan Tabel 2. Model disusun pada perangkat lunak Scilab Xcos 6.1.1. Model mekanika terbang pesawat terbang Cessna 182 ditunjukkan pada Gambar 3.

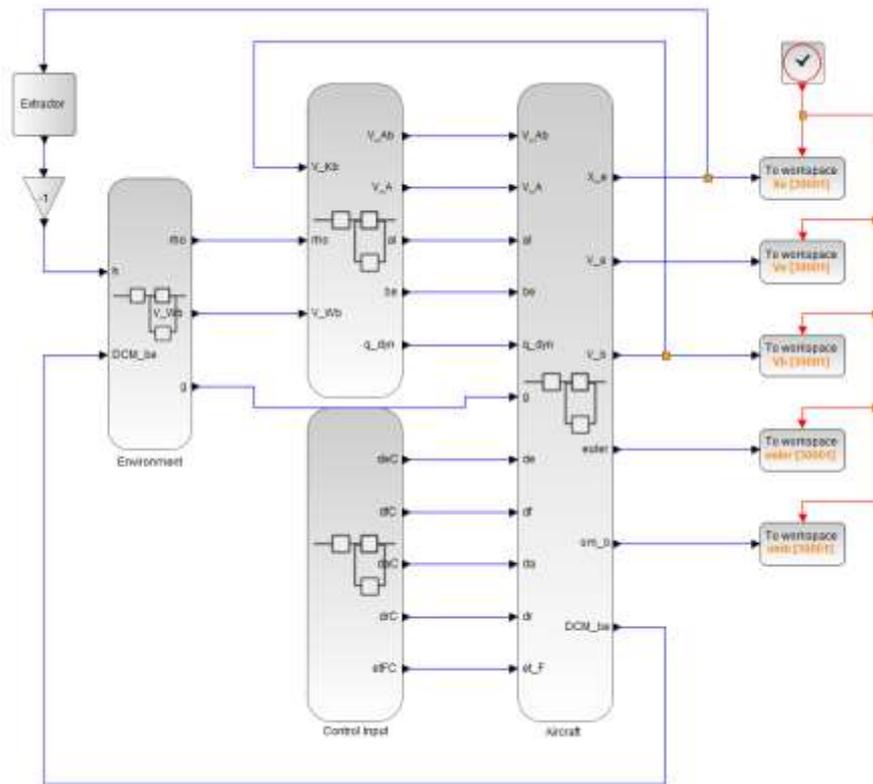
Analisis Trim dan Verifikasi Model

Trim dilakukan pada ketinggian terbang 1260 m dan kecepatan terbang 48.5277 m/s. Algoritma pada Gambar 2 dikembangkan pada Scilab 6.1.1 dan dijalankan pada komputer dengan prosesor Intel(R) Core(TM) i5-9300H CPU @ 2.40GHz 2.40 GHz dan RAM 16.0 GB. Parameter-parameter yang digunakan adalah parameter konfigurasi pesawat pada Tabel 1. Data Geometrik Cessna 182 Tabel 1 dan parameter aerodinamika pada Tabel 2. Sementara itu parameter algoritma, yaitu r , δ , dan τ ditentukan nilainya masing-masing sebesar 0,99, 1, dan 10^{-15} . Algoritma ini berjalan selama 787,8391 detik dan menghasilkan kondisi trim

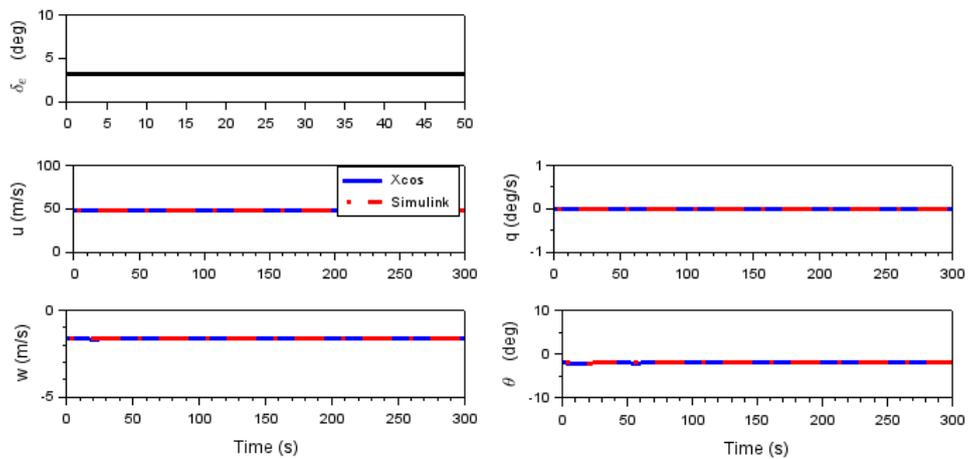
sebagaimana ditunjukkan pada Tabel 3. Nilai parameter kondisi trim pada Tabel 3 digunakan dalam salah satu metode verifikasi.

Tabel 3. Nilai Kondisi Trim

Parameter	α_{trim} [rad]	$C_{T,trim}$	$\delta_{T,trim}$ [%]	$\delta_{e,trim}$ [rad]	$\delta_{a,trim}$ [rad]	$\delta_{r,trim}$ [rad]
Nilai	-0,033916		20,85039	0,0542051	0	0



Gambar 4. Model pada Scilab Xcos



Gambar 3. Hasil Simulasi pada Kondisi Trim

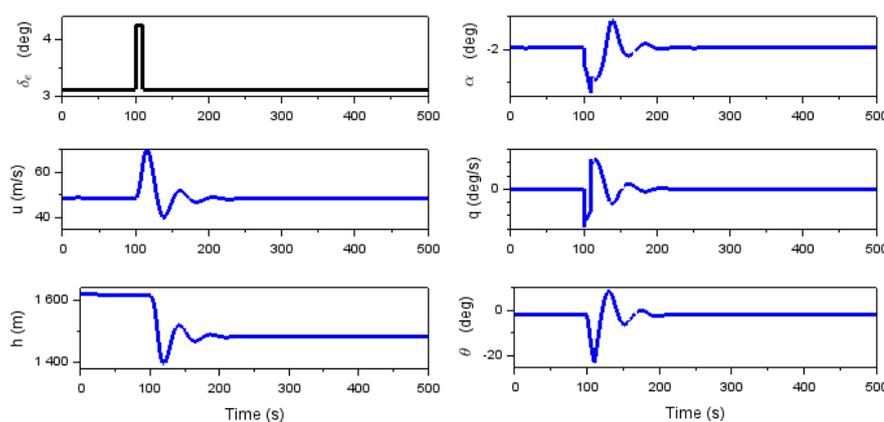
Verifikasi dilakukan dengan membandingkan output model Scilab Xcos dengan output model Matlab Simulink. Model Matlab Simulink merupakan model yang digunakan pada penelitian Atmasari (2020). Setiap model dijalankan selama 300 detik dengan ukuran sampel yang sama, yaitu 0,01. Hasil simulasi ini ditunjukkan pada Gambar 4. Lama waktu simulasi dari kedua model ini memiliki perbedaan yang sangat signifikan. Pada saat pertama kali dijalankan model Simulink dapat menyelesaikan simulasi dalam waktu 41,9713 detik, sedangkan model Xcos menyelesaikan simulasi dalam waktu 68,9496 detik. Namun, dalam menjalankan simulasi kedua dan seterusnya, model Simulink selesai dalam waktu 1,9254 detik, jauh lebih cepat dibandingkan dengan model Xcos. Hal ini disebabkan karena model Xcos masih memerlukan proses *compiling* dalam setiap simulasinya. Berdasarkan Gambar 4 hasil simulasi ini menunjukkan kemiripan sehingga model Scilab Xcos telah terverifikasi.

Simulasi dan Analisis

Simulasi dilakukan pada matra longitudinal. Pada matra longitudinal ini diberikan input elevator. Input yang diberikan dalam simulasi ini ditetapkan untuk merujuk ke salah satu kasus dalam penelitian Abdulhamitbilal (Abdulhamitbilal et al., 2007) yang ditunjukkan pada Persamaan (7). Simulasi dijalankan selama 500 s.

$$\delta_e = \begin{cases} \delta_{e_{trim}} & , 0 \text{ s} \leq t \leq 100 \text{ s} \\ \delta_{e_{trim}} + 0.02 \text{ rad} & , 100 \text{ s} \leq t \leq 110 \text{ s} \\ \delta_{e_{trim}} & , t \geq 110 \text{ s} \end{cases} \quad (7)$$

Gambar 5 menunjukkan hasil simulasi dengan input elevator sesuai dengan Persamaan (7). Terlihat bahwa pada 100 detik pertama pesawat terbang Cessna 182 berada dalam kondisi trim pada ketinggian 1620 m. Ketika elevator diberi gangguan sebesar 0,02 radian selama 10 detik, sikap pesawat terbang mulai berubah hingga kembali ke kondisi *steady* lainnya. Analisis ini memiliki tren yang sesuai dengan penelitian Abdulhamitbilal (2007) dan Atmasari (2020).



Gambar 5. Hasil Simulasi dengan Input Elevator

SIMPULAN DAN SARAN

Pada penelitian ini telah dikembangkan model mekanika terbang pesawat Cessna 182 dengan menggunakan Scilab Xcos. Model dibuat berdasarkan arsitektur model dengan model persamaan gerak pesawat terbang sebagai sub-sistem utama didukung dengan tiga sub-sistem lain, yaitu gaya dan momen, lingkungan, dan input kendali. Model ini juga telah diverifikasi dengan model Simulink yang dikembangkan oleh Atmasari (Atmasari, 2020).

Pengembangan lebih lanjut dilakukan dengan melakukan implementasi model ini pada simulator, baik berupa *software-in-the-loop simulator* (SILS) atau *hardware-in-the-loop simulator* (HILS), untuk mendapatkan visualisasi gerak pesawat yang lebih baik dan menerapkan model ini pada perancangan hukum kendali terbang.

DAFTAR PUSTAKA

- Abdulhamitbilal, E., Jafarov, E. M., & Kavsaoglu, M. Ş. (2007). Matlab-Simulink Nonlinear Modeling and Simulation of Aircraft Longitudinal Dynamics. *Eurosim 2007, 2007*, 9–13.
- Ahmed, U. (2012). *3-DOF Longitudinal Flight Simulation Modeling And Design Using MATLAB / SIMULINK*. Ryerson University.
- Atmasari, N. (2020). Pemodelan dan Simulasi Dinamika Terbang Pesawat Cessna 182. In *Inovasi Teknologi Penerbangan dari Pustekbang untuk Indonesia* (pp. 130–156).
- De Marco, A., Duke, E. L., & Berndt, J. S. (2007). A General Solution to the Aircraft Trim Problem. *Collection of Technical Papers - 2007 AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2(August)*, 792–831. <https://doi.org/10.2514/6.2007-6703>
- Garza, F., & Morelli, E. a. (2003). A Collection of Nonlinear Aircraft Simulations in MATLAB. *Technical Memorandum*.
- Paul, R. J., & Neelamkavil, F. (1987). Computer Simulation and Modelling. *The Journal of the Operational Research Society*, 38(11), 1092. <https://doi.org/10.2307/2582236>
- Raymer, D. P. (2002). Enhancing Aircraft Conceptual Design Using Multidisciplinary Optimization. In *PhD Theses* (Issue May).
- Rizaldi, A., Jayanti, E. B., Pranoto, F. S., Suseno, P. A. P., Septiyana, A., Wijaya, Y. G., & Atmasari, N. (2021). Pengembangan Sistem Pemodelan Linier Pesawat Udara Otomatis Berbasis Data Keluaran Datcom. *SEMNAS Corisindo 2021*.
- Rizaldi, A., Wijaya, Y. G., Atmasari, N., Ardi, P., Suseno, P., Pranoto, S., & Septiyana, A. (2020). Optimisasi Desain Sayap Pesawat Terbang Tanpa Awak Untuk Maksimisasi Performa Dengan Metode Orthogonal Steepest Descent. *Proceeding SNEEMO, September*, 41–46.
- Roskam, J. (2001). *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*. In *Notes and Queries*. Design, Analysis and Research Corporation.
- Suseno, P. A. P., Rizaldi, A., Wardana, T. K., Atmasari, N., Wijaya, Y. G., & Pranoto, F. S. (2020). Perancangan Hukum Kendali Terbang Linear Pesawat LSA pada Matra Longitudinal. *Technologic, 11(2)*.
- Wahyudi, A. H. (2013). Simulasi dan Analisa Autopilot Longitudinal LSU 01 dengan Simulink MATLAB. In A. Bintoro & G. S. Prabowo (Eds.), *Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang* (pp. 66–69). Indonesia Book Project.