



Pemodelan Dan Simulasi 6 Derajat Kebebasan Pesawat Udara Dengan Menggunakan Matlab/Simulink

(Modeling and Simulation of 6 Degrees of Aircraft Freedom Using Matlab/Simulink)

Aulia Widya Prameswari¹, Arief Suryadi Satyawan², Seszy Yuniorrta Y.³

¹ Universitas Nurtanio

E-mail: aulia.tp18@student.unnur.ac.id

² Badan Riset dan Inovasi Nasional, Universitas Nurtanio

E-mail: a.s.satyawan@unnur.ac.id

³ PT. Dirgantara Indonesia, Universitas Nurtanio

E-mail: sez.jusuf@gmail.com

Abstract— Six degrees of freedom of the aircraft can be described by making a simulation using the MATLAB/Simulink 2021a software which is connected to FlightGear 2020.3 software for aircraft animation. The aircraft model is a twin engine civilian aircraft similar to the Boeing 757-200 made by the Group for Aeronautical Research and Technology (GARTEUR) in Europe whose longitudinal shape is non-linear while the lateral-directional is linear. This research is limited to the preparation of the aircraft motion model, entering the control surface that is carried out, namely the aileron, elevator, and rudder deflection. The motion response is described by using the input doublet on each control surface separately. Where the input is entered after the aircraft is in steady level flight at a certain speed. The simulation results show that the aircraft requires a more positive elevator deflection to be able to balance at higher speeds. With the elevator deflection input (longitudinal) it only affects the variables u (translational speed of objects on the x -axis), w (translational speed on the z -axis), q (rotational speed on the y -axis / pitch rate), and θ (euler angular position / pitch angle), while the others are 0 and stable. For input aileron and rudder deflection (directional lateral) affects the entire response, namely the variable v (translational speed of objects on the y -axis), p (aircraft rotational speed / roll rate), r (rotational speed on the z -axis / yaw rate), ϕ (position euler angle / roll angle), and ψ (euler angle position / heading angle), as well as variables that affect longitudinal. So it can be stated that this plane shows stable dynamics.

Keywords— MATLAB/Simulink, 6 Degrees of Freedom, FlightGear, Surface Deflection

Abstrak— Enam derajat kebebasan pesawat dapat digambarkan dengan membuat simulasi menggunakan software MATLAB/Simulink 2021a yang dihubungkan dengan software FlightGear 2020.3 untuk animasi pesawatnya. Model pesawat merupakan pesawat sipil twin engine yang mirip dengan Boeing 757-200 yang dibuat oleh Group for Aeronautical Riset dan Teknologi (GARTEUR) di Eropa yang berbentuk longitudinal merupakan non-linear sedangkan untuk lateral-direksional merupakan linear. Penelitian ini dibatasi pada penyusunan model gerak pesawat, masukkan control surface yang dilakukan yaitu pada defleksi aileron, elevator, dan rudder. Respon gerak digambarkan dengan menggunakan input doublet pada masing-masing control surface secara terpisah. Dimana input dimasukkan setelah pesawat dalam kondisi steady level flight dengan kecepatan tertentu. Hasil simulasi menunjukkan pesawat memerlukan defleksi elevator yang lebih positif untuk dapat setimbang pada kecepatan lebih tinggi. Dengan input defleksi elevator (longitudinal) hanya berpengaruh terhadap variabel u (kecepatan translasi benda pada sumbu x), w (kecepatan translasi pada sumbu z), q (kecepatan rotasi pada sumbu y / pitch rate), dan θ (posisi sudut euler / pitch angle), sedangkan lainnya bernilai 0 dan stabil. Untuk input defleksi aileron dan rudder (lateral direksional) mempengaruhi seluruh respon yaitu variable v (kecepatan translasi benda pada sumbu y), p

(kecepatan rotasi pesawat / roll rate), r (kecepatan rotasi pada sumbu z / yaw rate), ϕ (posisi sudut euler / roll angle), dan ψ (posisi sudut euler / heading angle), dan juga variabel yang mempengaruhi longitudinal. Sehingga dapat dinyatakan bahwa pesawat ini menunjukkan dinamik yang stabil.

Kata Kunci— MATLAB/Simulink, 6 Derajat Kebebasan, FlightGear, Defleksi Control Surface

I. PENDAHULUAN

Pesawat terbang perlu terus diamati dalam berbagai aspek khususnya dinamika pesawat. Hal ini dikarenakan perlu untuk melihat karakteristik pesawat terbang pada kondisi tertentu. Berdasarkan hal tersebut, perlu dibangun sebuah model simulasi yang dapat memperlihatkan dinamika pesawat berdasarkan variabel gerak saat pesawat terbang sehingga model ini dapat digunakan untuk rekomendasi perbaikan jika ditemukan hal-hal yang berbahaya, dan dapat digunakan juga untuk membangun simulator bagi pilot agar memiliki kemampuan dalam menjalankan pesawat yang diamati. Pada penelitian ini model simulasi tersebut dibangun dengan memperhitungkan aerodinamika pesawat dan juga parameter yang dimiliki pesawat sehingga akan diperoleh hasil variabel gerak 6 derajat kebebasan saat pesawat terbang.

II. LANDASAN TEORI

A. Teori Dinamika Terbang

Dinamika terbang adalah cabang ilmu mekanika terbang yang mempelajari gerak pesawat atau respon gerak relatif pesawat terhadap suatu tata acuan koordinat yang berpusat pada titik berat pesawat tersebut. Dalam dinamika terbang, modus pesawat dapat dibagi menjadi gerak longitudinal dan lateral-direksional, yang dapat disimulasikan dari nilai variabel terbang dan variabel dinamikanya. Variabel dinamik pada umumnya terkait dengan gerak linear dan gerak angular yang dapat dinyatakan melalui sudut-sudut orientasi. Definisi variabel berhubungan dengan sistem acuan atau koordinat yang digunakan untuk sikap dan gerak pesawat serta gaya dan momen yang bekerja pada pesawat [5].

a. Sistem Koordinat

Secara umum, terdapat 3 sistem koordinat yang digunakan dalam dinamika terbang:

1. Sistem koordinat *geodetic* (Bumi): TAK Bumi Sistem koordinat dimana masing-masing sumbu koordinatnya sama dengan sistem koordinat pada bumi.
2. Sistem koordinat *body-fixed* (Benda): TAK Benda Sistem koordinat dimana masing-masing sumbu koordinatnya berada di badan pesawat dengan titik asalnya adalah CG pesawat.
3. Sistem koordinat aerodinamika: TAK Angin Sistem koordinat dengan titik asalnya adalah CG pesawat dan *longitudinal axis*nya sama dengan arah dari kecepatan pesawat.

b. Transformasi Sistem Koordinat

Dalam pemodelan gerak pesawat, semua persamaan gerak dikerjakan pada sistem koordinat Angin. Dikarenakan gaya dan momen yang bekerja pada pesawat berada di sistem koordinat yang berbeda-beda, maka diperlukan adanya transformasi sistem koordinat dalam pemodelan gerak pesawat. Untuk menjelaskan posisi pesawat, transformasi menggunakan 3 sudut *euler* ϕ , θ , dan ψ inilah yang dibutuhkan. Untuk transformasi *system* berotasi terhadap sumbu z_0 oleh *heading angle* ψ . Rotasi selanjutnya selesai oleh *pitch angle* θ terhadap y_2 dan akhirnya oleh *roll angle* ϕ terhadap sumbu x_3 [8].

c. Gaya dan Momen yang bekerja pada pesawat

Mengacu pada Hukum Newton II bahwa gerak benda disebabkan oleh adanya gaya yaitu $F = m \times a$. Pada pesawat, gaya dan momen ini meliputi gaya dan momen aerodinamika, inersial, propulsi, serta gaya berat atau gravitasi [4].

Pada prinsipnya, saat pesawat terbang mengudara terdapat empat gaya utama yang bekerja yaitu *lift*, *drag*, *thrust* dan *weight*. Apabila gaya yang terjadi pada pesawat tidak bekerja pada titik pusat massa, maka gaya tersebut dapat menimbulkan momen, yang besarnya sebanding dengan jumlah gaya yang bekerja pada pesawat yaitu $F = gaya \times jarak$. Momen yang

terjadi pada pesawat adalah *roll*, *pitch*, dan *yaw*, yang dimana masing-masing gaya tersebut bekerja pada sumbu X, Y, dan Z. Secara garis besar, gaya yang bekerja pada pesawat dapat dijabarkan menjadi gaya berat, propulsi, aerodinamika, dan inersia.

d. Persamaan Gerak Pesawat 6 Derajat Kebebasan

Setelah mengetahui TAK (tata acuan kordinat) dan gaya-gaya yang bekerja maka simulasi gerak pesawat digambarkan kedalam persamaan gerak pesawat 6 DOF. 6 derajat kebebasan terdiri dari 3 translasi yaitu 3 derajat untuk koordinat kartesian pada sumbu (x, y, z) dan 3 rotasi yaitu 3 derajat (*pitch*, *roll*, dan *yaw*).

Untuk mensimulasi perubahan sudut orientasi pesawat tersebut, diperlukan adanya variabel input. Variabel input pada pesawat yaitu defleksi bidang kendali dari pesawat yaitu *aileron* untuk kendali sudut *roll*, *elevator* untuk kendali sudut *pitch*, dan *rudder* untuk kendali sudut *yaw*.

Untuk menghindari kompleksitas pemodelan matematikanya, maka diasumsikan bahwa gerakan pesawat mempunyai deviasi cukup kecil terhadap kesetimbangan, dan gerak pesawat dapat dibedakan dalam dua kelompok yaitu gerak *longitudinal* dan gerak *lateral-direksional*. Persamaan gerak *longitudinal* terdiri atas gaya-gaya pada sumbu-x, sumbu-z dan persamaan momen *pitching*. Sedangkan persamaan gerak lateral terdiri atas gaya terhadap sumbu-y, momen *yawing* dan momen *rolling* [10].

Dari penjelasan sebelumnya dapat diketahui turunan persamaan yang diawali dari Hukum Newton 2, selanjutnya yaitu persamaan gerak yang berisi penjabaran dari gaya-gaya yang telah diketahui pada sub bab sebelumnya yang bertitik pusat pada massa pesawat.

$$\Sigma \Delta F_x = m(\dot{U} - rV + qW) \quad 1$$

$$\Sigma \Delta F_y = m(\dot{V} - pW + rU) \quad 2$$

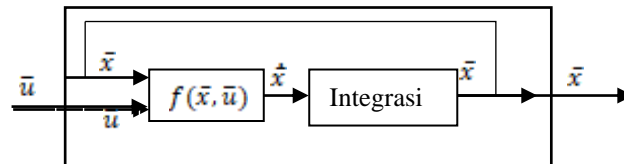
$$\Sigma \Delta F_z = m(\dot{W} - qU + pV) \quad 3$$

$$\Sigma \Delta L = I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} \quad 4$$

$$\Sigma \Delta M = I_y \dot{q} \quad 5$$

$$\Sigma \Delta N = I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} \quad 6$$

Dari Gaya dan momen yang ada dapat dijadikan suatu system pemodelan pesawat seperti Gambar 1,



Gambar 1. General model 6 DOF

\bar{u} merupakan *symbol* yang mewakili *control* dari suatu pesawat, *control* ini merupakan turunan persamaan dari *flat earth* yang dapat dilihat pada persamaan dibawah ini:

$$\bar{u} = \begin{pmatrix} \delta_A \\ \delta_E \\ \delta_R \\ \delta_{th1} \\ \delta_{th2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \\ u_5 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{Aileron} \\ \text{Elevator} \\ \text{Rudder} \\ \text{Throttle 1} \\ \text{Throttle 2} \end{pmatrix} \quad 7$$

\bar{x} merupakan *symbol* yang mewakili *state* dari suatu pesawat masing-masing mewakili *translasi*, *rotasi*, dan *euler angle*, yang dapat dilihat di persamaan dibawah ini:

$$\bar{x} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{velocity in body x axis} \\ \text{velocity in body y axis} \\ \text{velocity in body z axis} \\ \text{angular rate about body x axis} \\ \text{angular rate about body y axis} \\ \text{angular rate about body z axis} \\ \text{bank Euler angle} \\ \text{Pitch Euler angle} \\ \text{Yaw Euler angle} \end{pmatrix} \quad 8$$

Dari tabel diatas nomor 1 sampai 3 adalah simbol yang merupakan translasi, nomor 4 sampai 6 adalah simbol yang merupakan rotasi dan nomor 7 sampai 9 adalah *euler angle*.

e. *Control Surface*

Bagian dari pesawat terbang yang berfungsi untuk mengontrol gerakan atau sikap (*attitude*) pesawat terbang disebut dengan *control surface*. Prinsip kerjanya yaitu menghasilkan gaya aerodinamis pada arah tertentu sehingga menghasilkan sikap yang diinginkan[12]. Terdapat tiga gerakan utama pesawat yaitu pitch, roll dan yaw. *Pitch* adalah gerakan pesawat berputar terhadap sumbu lateral, yaitu gerakan *nose-up* atau *nose-down* (mengangguk) yang disebabkan adanya defleksi *elevator*, *roll* adalah gerakan berputar terhadap sumbu longitudinal, yaitu gerakan berputar sehingga salah satu sayap naik sedangkan salah satunya turun yang disebabkan adanya defleksi *aileron*, dan *yaw* adalah putaran terhadap sumbu vertikal, gerakan ini berupa menggeleng, yaitu hidung pesawat menghadap ke kanan maupun ke kiri yang disebabkan adanya defleksi *rudder*.

f. *Stability*

Kestabilan adalah kemampuan pesawat terbang dalam mengembalikan dirinya kesikap keseimbangan awalnya, apabila pesawat terbang tersebut memperoleh gangguan luar ataupun dalam [13].

g. *Kondisi Trim*

Kondisi Trim adalah suatu kondisi kestabilan pesawat pada keseimbangan longitudinal, yaitu kondisi pesawat untuk menjaga posisinya selalu berada pada posisi tertentu. Untuk mendapatkan kondisi tersebut sangat dipengaruhi oleh defleksi elevator (δ_E), *angle of attack* (α), dan gaya dorong (*thrust*)[15].

B. MATLAB dan Simulink

a. *MATLAB*

MATLAB adalah produk dari *Math Works*. dan merupakan perangkat lunak yang dirancang khusus untuk komputasi ilmiah dan teknik. Pada perangkat lunak MATLAB dapat mengintegrasikan ilustrasi grafis dengan perhitungan numerik yang tepat, mudah digunakan, dan komprehensif untuk melakukan berbagai jenis perhitungan dan visualisasi.

b. *Simulink*

Simulink merupakan bagian tambahan dari *software* MATLAB (MathworksInc.). Simulink dapat digunakan sebagai sarana pemodelan, simulasi dan analisis dari sistem dinamik dengan menggunakan antarmuka grafis (GUI). Simulink terdiri dari beberapa kumpulan *toolbox* yang dapat digunakan untuk analisis sistem *linier* dan *non-linier*. Beberapa *library* yang sering digunakan dalam sistem kontrol antara lain *math*, *sinks*, dan *sources*.

C. *Flight Simulator*

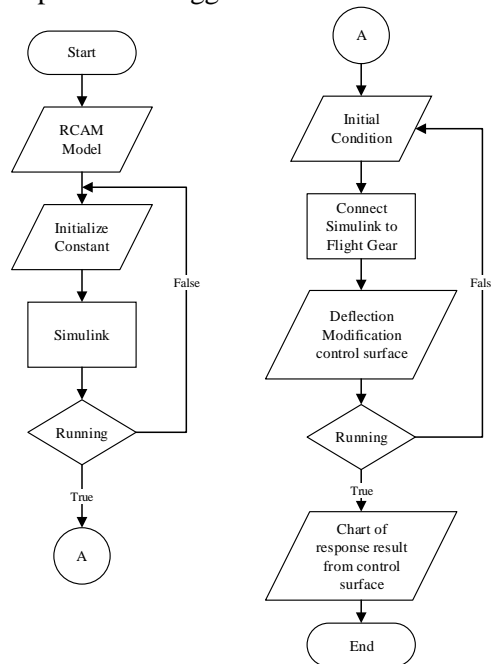
Flight Simulator adalah suatu sistem untuk mewujudkan gambaran penerbangan sebuah pesawat terbang yang mendekati kenyataan yang sebenar-benarnya. FlightGear adalah simulator penerbangan sumber terbuka. Yang juga mendukung berbagai *platform* populer (Windows, Mac, Linux, dll.) dan dikembangkan oleh sukarelawan berkualitas dari seluruh

dunia. Kode sumber untuk seluruh proyek tersedia dan dilisensikan di bawah Lisensi Publik Umum GNU. Tujuan dari proyek FlightGear adalah untuk menciptakan kerangka kerja simulator penerbangan yang canggih dan terbuka untuk digunakan dalam penelitian atau pengaturan akademik, pelatihan pilot, sebagai alat teknik industri, bagi para pekerja DIY untuk mengejar ide mereka.

III. METODE/MODEL YANG DIUSULKAN

A. Model Penelitian

Dibawah ini merupakan langkah-langkah yang dilakukan dalam membuat pemodelan dan simulasi 6 derajat kebebasan pesawat menggunakan MATLAB/Simulink.



Gambar 2. Flowchart Model Penelitian

IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

A. Model Pesawat

Model pesawat yang digunakan dalam pemodelan ini yaitu pesawat sipil bermesin ganda yang dikembangkan oleh *Group for Aeronautical Riset dan Teknologi di Eropa (GARTEUR)* yang disebut sebagai *Research civil Aircraft Model (RCAM)*, model pesawat ini mirip dengan Boeing 757-200. Model yang akan dibuat mengontrol defleksi *control surface*, dengan membuat algoritma menggunakan *MATLAB/Simulink*.

Dalam mengimplementasikan suatu model pesawat diperlukannya data untuk mendukung proses pemodelan, dari data inilah bisa diubah menjadi algoritma dalam *software MATLAB*, Untuk membuat model tersebut dibutuhkan parameter-parameter yang ada pada pesawat yang dapat dilihat pada Tabel 1,

TABEL 1
PARAMETER PESAWAT

Simbol	Nama Parameter	Arti Parameter	Nilai	Unit(SI)
m	Mass	Berat Total Pesawat	120.000	kg
Parameter Aerodinamik				
\bar{c}	Cbar	<i>Mean Aerochord</i>	6,6	m
Lt	LTail	Jarak antara Pesawat dari <i>wing body</i> dan	24,8	m

Pesawat dari Tail				
S	S	Wing Platform Area	260	m ²
St	STail	Tail Platform Area	64	m ²
X_{cg}	XYG	<i>x position of the CoG in Fm</i>	1,518 (0,23xcbar)	m
Y_{cg}	ZYG	<i>y position of the CoG in Fm</i>	0	m
Z_{cg}	YCG	<i>z position of the CoG in Fm</i>	0,66 (0,10xcbar)	m
X_{ac}	XAC	<i>x position of the AC in Fm</i>	0,792 (0,12xcbar)	m
Y_{ac}	YAC	<i>y position of the AC in Fm</i>	0	m
Z_{ac}	ZAC	<i>z position of the AC in Fm</i>	0	m
Parameter Engine				
X_{APT1}	XAPT1	<i>x position of the engine 1 force in Fm</i>	0	m
Y_{APT1}	YAPT1	<i>y position of the engine 1 force in Fm</i>	-7,94	m
Z_{APT1}	ZAPT1	<i>z position of the engine 1 force in Fm</i>	-1,9	m
X_{APT2}	XAPT2	<i>x position of the engine 2 force in Fm</i>	0	m
Y_{APT2}	YAPT2	<i>y position of the engine 2 force in Fm</i>	7,94	m
Z_{APT2}	ZAPT2	<i>z position of the engine 2 force in Fm</i>	-1,9	m

Pesawat memiliki 5 Defleksi *Control Surface* yang masuk untuk melengkapi data dapat dilihat pada Tabel 2,

TABEL 2
DEFLEKSI CONTROL SURFACE

Simbol	Nama Parameter	Arti Parameter	Unit(SI)
δ_A	DA u(1)	Defleksi Aileron	Rad
δ_E	DE u(2)	Defleksi Elevator (Tail)	Rad
δ_R	DR u(3)	Defleksi Rudder	Rad
δ_{th1}	Throttle 1 u(4)	Posisi Throttle Engine 1	
δ_{th2}	Throttle 2 u(5)	Posisi Throttle Engine 2	

Terdapat 9 simbol dari turunan *Flat Earth* yang merupakan respon dari defleksi *control surface* pesawat yang dapat dilihat pada Tabel 3,

TABEL 3
TURUNAN FLAT EARTH

No	Simbol	Nama Parameter	Arti Parameter	Unit(SI)
1	u	x(1)	Kecepatan di sumbu x	m/s
2	v	x(2)	Kecepatan di sumbu y	m/s
3	w	x(3)	Kecepatan di sumbu z	m/s
4	p	x(4)	Roll Rate (angular rate di sumbu x)	rad/s
5	q	x(5)	Pitch Rate (angular rate di sumbu y)	rad/s
6	r	x(6)	Yaw Rate (angular rate di sumbu z)	rad/s
7	ϕ	x(7)	Roll Angle (Bank)	Rad

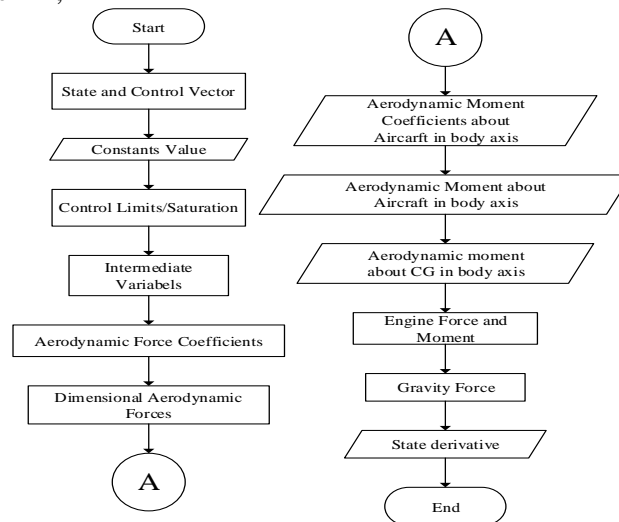
8	θ	x(8)	Pitch Angle	Rad
9	ψ	x(9)	Heading Angle (Yaw)	Rad

Dari tabel diatas nomor 1 sampai 3 adalah simbol yang merupakan translasi, nomor 4 sampai 6 adalah simbol yang merupakan rotasi dan nomor 7 sampai 9 adalah *euler angle*.

D. Pembuatan 6 DOF

a. Pembuatan M-File RCAM Model

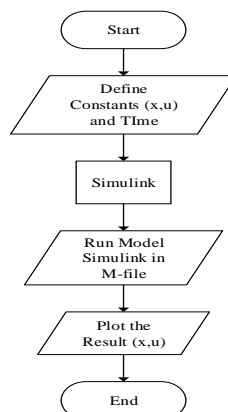
M-file diperlukan dalam melakukan pembuatan model untuk pesawat, ada beberapa data dan rumus yang dijadikan Bahasa pemrograman pada MATLAB, dibawah ini merupakan *flowchart* dari pembuatan model ini,



Gambar 3. Flowchart M-file

b. Pembuatan M-File InitializeConstants

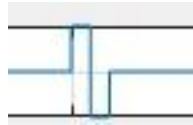
Pada pemuatan M-file kali ini berbeda dengan sebelumnya karena pada kali ini penulis akan menghubungkannya atau mengintegrasikannya dengan pemodelan pesawat pada *MATLAB/Simulink* yaitu dengan membuat blok yang mengimplementasikannya. M-file dibuat dengan nama *InitializeConstants*,



Gambar 4. Flowchart M-file dihubungkan dengan MATLAB/Simulink

c. Pembuatan Doublet

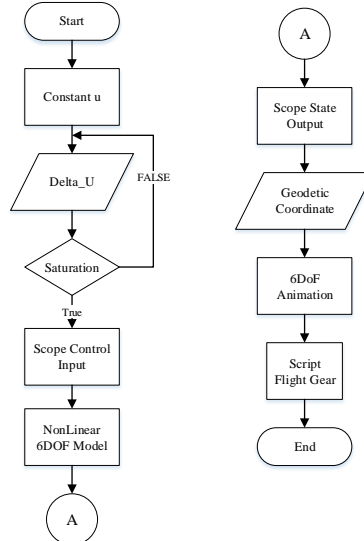
Agar pesawat dapat digerakkan pada nilai positif dan negatif, maka dilakukan input pada bidang kendali yang dilakukan secara terpisah dengan menggunakan input *doublet*. Input ini diberikan pada defleksi *Control Surface*.



Gambar 5. Contoh Input Doublet

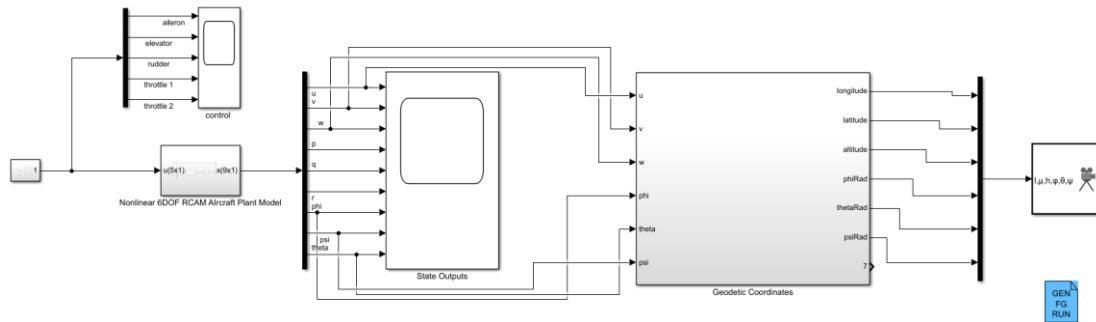
d. Pembuatan FlightGear yang dihubungkan dengan MATLAB/Simulink

Dalam Proses ini penulis akan membuat model pesawat yang telah dibuat sebelumnya dengan mengubungkannya dengan animasi menggunakan FlightGear Versi 2020.3 dan juga ditambahkan beberapa blok yang ada pada MATLAB/Simulink untuk membuat grafik sesuai dengan inputan model yang ada,



Gambar 6. Flowchart Pembuatan FlightGear versi 2020.3 yang dihubungkan dengan MATLAB/Simulink

Setelah model yang telah dibuat diatas telah terselesaikan maka akan menghasilkan model yang ada pada MATLAB/Simulink seperti pada Gambar berikut,



Gambar 6. Block Diagram MATLAB/Simulink

E. Variasi Defleksi Elevator pada kecepatan 80, 100, dan 120

Pada Variasi Kecepatan 80, 100, dan 120 m/s, dapat dilihat masing-masing grafik terdapat nilai yang awalnya belum stabil kemudian rata-rata pada detik ke 300 mulai stabil seperti pada Tabel 4,

TABEL 4.
NILAI GRAFIK VARIASI KECEPATAN 80,100, DAN 120 M/S

Kecepatan (m/s)	x1(u) [m/s]	x8 (θ) [degree]	Defleksi elevator (deg)	x2 (w) [m/s]
80	119.23	-10.1	0.167	-9.21868
100	119.23	-10.11	0.167	-9.21865
120	119.229	-10.1097	0.167	-9.21877

Hal ini menunjukkan bahwa *initial condition* yang dimasukkan tidak berarti apa-apa jika nilai dari defleksi elevator tidak diubah juga. Ketika dimasukkan nilai defleksi elevator tertentu maka kecepatan akan stabil sehingga diperlukannya nilai defeksi elevator yang berbeda, selanjutnya akan ditrim kembali yaitu dengan mengubah nilai defleksi elevator seperti pada Tabel 5,

TABEL 5.
NILAI MODIFIKASI DEFLEKSI ELEVATOR

Defleksi Elevator (Radian)	Defleksi Elevator (Degree)
-0.1745	-9.9989
-0.157	-8.9961
-0.1396	-7.9991
-0.1221	-6.9963
-0.1047	-5.9993
-0.0698	-3.9995
-0.0349	-1.9998

Masing-masing nilai yang ada pada tabel diatas akan digunakan untuk menghasilkan kondisi trim yang hasilnya terdapat pada Tabel 6,

TABEL 6.
HASIL KONDISI TRIM

No	x1 awal (m/s)	No	x1(u) [m/s]	x8 (θ) [degree]	Defleksi elevator (deg)	x2 (w) [m/s]
1	119.23	1	86,057	0.2404	-10	0,889712
		2	97,8849	-3.4720	-8	-2,98378
		3	115,974	-9.0838	-6	-8,31735
		4	148,786	-20.0994	-4	-16,8807
		5	220,727	-56.3023	-2	-34,2665
2	119.23	1	86,0622	0.2359	-10	0,888795
		2	97,8841	-3.4670	-8	-2,98478
		3	115,974	-9.0838	-6	-8,31738
		4	148,786	-20.0994	-4	-16,8807
		5	220,727	-56.3023	-2	-34,2665
3	119.229	1	86,0827	-0.2111	-10	0,889416
		2	97,8999	-3.4670	-8	-2,98563
		3	115,974	-9.0840	-6	-8,31733
		4	148,786	-20.0994	-4	-16,8807
		5	220,727	-56.3023	-2	-34,2665

Diketahui pada tabel tersebut terdapat kesamaan hasil grafik dari nilai u, theta, dan w, sehingga dapat digunakan 5 nilai yang diambil yaitu nilai u diambil sampai 2 angka dibelakang koma, nilai theta diambil sampai 3 angka di belakang koma, dan nilai w diambil sampai 3 dibelakang koma. Nilai yang ada pada Tabel 5 tidak dipakai semua hanya sampai nilai theta -9 derajat, karena nilai ini lah yang menentukan apakah pesawat akan mengalami stall atau tidak, selanjutnya untuk memodifikasi Delta_u pada MATLAB/Simulink menggunakan nilai seperti Tabel 7,

TABEL 7.
NILAI YANG DIGUNAKAN UNTUK MODIFIKASI DEFLEKSI CONTROL SURFACE

No	x1(u) [m/s]	x8 (θ) [degree]	Defleksi elevator (deg)	x2 (w) [m/s]
1	86.06	0.229	-9.9989	0.889
2	91.5164	-1.433	-8.9961	-0.917
3	97.884	-3.438	-7.9991	-2.985

4	105.847	-5.902	-6.9963	-5.402
5	115.97	-9.053	-5.9993	-8.317

Nilai dari Defleksi elevator dan Kecepatan dapat dijadikan grafik untuk dapat melihat dari hubungan nya dan juga melihat apakah pesawat tersebut stabil sehingga dapat dilihat pada Gambar 7,

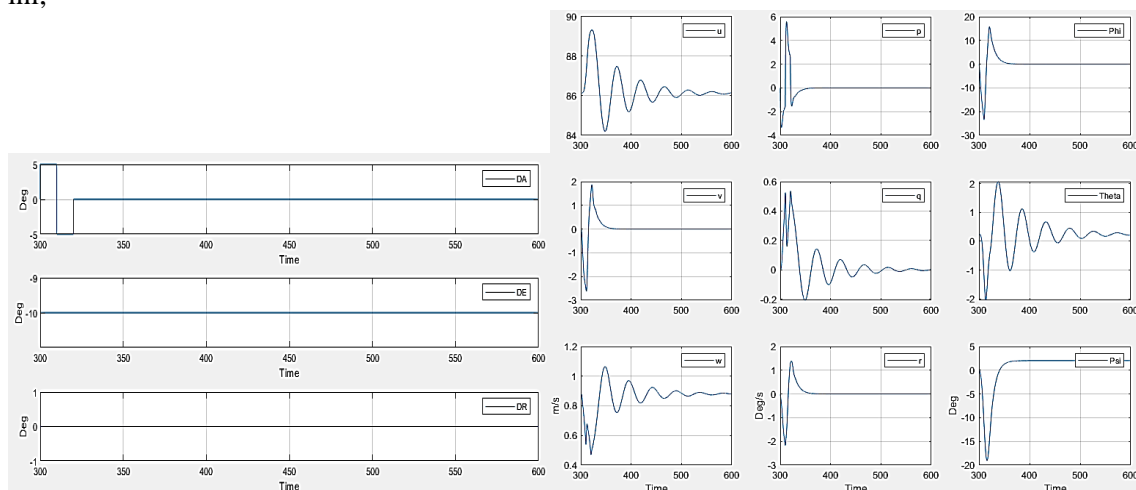


Gambar 7. Defleksi Elevator Vs Kecepatan

Diketahui pada gambar bahwa ketika kecepatan meningkat maka defleksi elevator akan menurun inilah salah satu syarat kestabilan static pesawat sehingga dapat dikatakan bahwa pesawat ini stabil *static*.

F. Defleksi Aileron

Defleksi ini akan menyebabkan pesawat *rolling* ke kanan atau ke kiri. Ketika input diberikan pada defleksi *aileron* maka akan menghasilkan grafik hasil respon seperti pada Gambar dibawah ini,

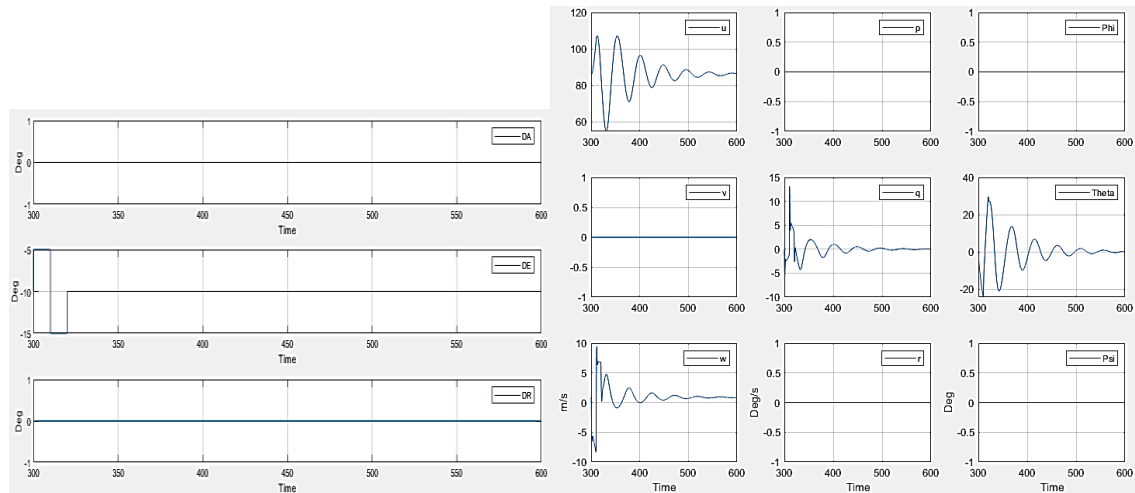


Gambar 8. Hasil Respon Defleksi Aileron

Pada grafik terlihat bahwa pada detik ke 300 *aileron rolling* dengan besar 5 derajat dan pada detik ke 310 *aileron rolling* dengan besar -5 derajat, pada Gambar 5.20 dapat dilihat bahwa pada detik ke 300 dan ke 310 seluruh variabel merespon defleksi *aileron*.

G. Defleksi Elevator

Defleksi ini akan menyebabkan pesawat *pitching* ke atas atau ke bawah. Ketika input diberikan pada defleksi *elevator* maka akan menghasilkan grafik hasil respon seperti pada Gambar dibawah ini,

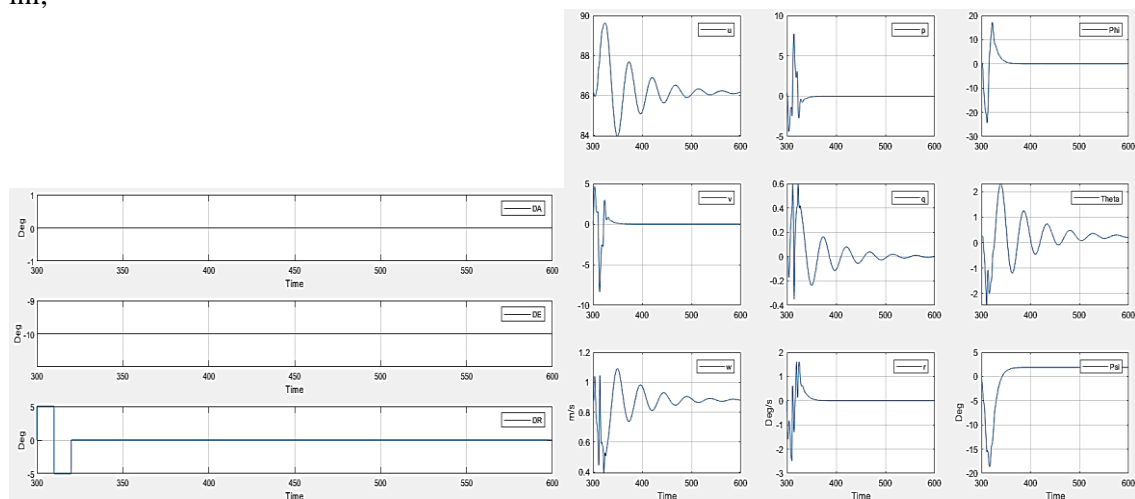


Gambar 9. Hasil Respon Defleksi Elevator

Pada gambar terlihat bahwa pada detik ke 300 elevator pitching dengan besar -5 derajat dan pada detik ke 310 elevator pitching dengan besar -5 derajat, pada Gambar 9 dapat dilihat bahwa pada detik ke 300 hanya beberapa variabel saja yang merespon defleksi elevator, sedangkan nilai v atau kecepatan translasi benda pada sumbu y , nilai p atau kecepatan rotasi pesawat (*roll rate*), nilai r atau kecepatan rotasi pada sumbu z (*yaw rate*), nilai ϕ atau posisi sudut euler (*roll angle*), dan nilai ψ atau posisi sudut euler (*heading angle*), nilai ini semua menunjukkan grafik yang lurus atau stabil pada nilai nol (0), inilah yang membuktikan bahwa defleksi elevator tidak dapat mempengaruhi nilai variabel tersebut.

H. Defleksi Rudder

Defleksi ini akan menyebabkan pesawat yawing ke kanan atau ke kiri. Ketika input diberikan pada defleksi rudder maka akan menghasilkan grafik hasil respon seperti pada Gambar dibawah ini,



Gambar 10. Hasil Respon Defleksi Rudder

Pada Gambar diatas terlihat bahwa pada detik ke 300 rudder yawing dengan besar 5 derajat dan pada detik ke 310 rudder yawing dengan besar -5 derajat, pada Gambar 5.24 dapat dilihat bahwa pada detik ke 300 dan ke 310 hampir seluruh variabel merespon defleksi rudder.

V. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil Analisa terhadap model pesawat tersebut sudah berhasil dilakukan dengan menggunakan Bahasa pemrograman MATLAB. Hasil respon pesawat yaitu berupa grafik. Grafik yang dihasilkan dari *running* Simulink, input yang diberikan ke defleksi *control surface* sesuai dengan pergerakan dari animasi pesawat.

Pada pesawat yang sesungguhnya defleksi control surface memiliki *delay time* dalam penggunaannya, untuk selanjutnya dapat dibuatkan *system actuator* pada *block diagram* agar simulasi mendekati dengan kenyataan. Untuk menentukan apakah hasil theta pada grafik respon dapat digunakan atau tidak dapat diperhitungkan kembali dengan rentang minimum dan maksimum.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih kami sampaikan kepada pihak-pihak yang telah berkontribusi dalam penelitian ini hingga makalah ini dapat di publikasikan pada Seminar Nasional Sains Teknologi dan Inovasi Indonesia 2022, diantaranya kepada:

- a. LPDP (Lembaga Pengelola Dana Pendidikan) sebagai sponsor penelitian.
- b. BRIN (Badan Riset dan Inovasi Nasional) sebagai penyedia prasarana penelitian.
- c. Universitas Nurtanio sebagai penyedia prasarana penelitian.
- d. AAU (Akademi Angkatan Udara) sebagai konferensi dan prosiding.
- e. Serta rekan-rekan – rekan peneliti lainnya.

REFERENSI

- [1] S. Bahri, "Development Of Flight Control Laws For The Basic Electronic Flight Control System Of The Lsa-02 Technology Demonstrator Aircraft," Inst. Teknol. Bandung, 2018.
- [2] J. Roskam, "09_Dynamics and Control.pdf."
- [3] H. Muhammad and Y. Jenie, *Dinamika Terbang*. Bandung, 2011.
- [4] E. Purwanto, "Pemodelan dan Simulasi Sistem Kendali Propotional Integral Derivative untuk Kestabilan Dinamika Terbang Unmanned Aerial Vehicle.," 2013.
- [5] "Control Surface Pada Pesawat Terbang – Aeroengineering.co.id." <https://www.aeroengineering.co.id/2016/01/control-surface-pada-pesawat-terbang/> (accessed Oct. 10, 2022).
- [6] R. Nelson, "Flight Stability and Automatic Control.," *Univ. Notre Dame*, 1998.
- [7] "(PDF) Analisa Kondisi TRIM pada Pemodelan LSU-01 (LAPAN Surveillance UAV-01) untuk Uji Terbang". https://www.researchgate.net/publication/335542316_Analisa_Kondisi_TRIM_pada_Pemodelan_LSU-01_LAPAN_Surveillance_UAV-01_untuk_Uji_Terbang (accessed Oct. 11, 2022).