

Pemodelan dan Simulasi Dinamika Terbang Pesawat Cessna 182

Novita Atmasari

Novita.atmasari@lapan.go.id

(29 Desember 2020)

ABSTRAK

Dinamika terbang sebagai ilmu pengetahuan dalam dunia penerbangan berperan penting dalam mengetahui respon gerak atau sikap pesawat relatif terhadap suatu sistem koordinat yang berpusat pada titik berat pesawat. Dinamika terbang pesawat dapat dinyatakan melalui sudut-sudut orientasi antara pesawat tersebut dengan sumbu-sumbu sistem koordinat yang dipilih. Agar sudut-sudut orientasi dapat didefinisikan secara konsisten, maka pada pesawat didefinisikan sistem koordinat yang disebut sistem koordinat *body-fixed* yang berpusat pada titik berat pesawat serta mewakili geometri pesawat. Pada penelitian ini, dinamika terbang pesawat dilihat dari hasil pemodelan dan simulasi dengan menggunakan *software Matlab Simulink* dan pesawat Cessna 182 sebagai objek penelitian. Penelitian ini terbatas pada penyusunan model gerak pesawat, pemodelan performa mesin sebagai respon dari *input throttle*, hingga menentukan kondisi trim pesawat berdasarkan respon natural pesawat.

Kata kunci: dinamika, terbang, pesawat, *Simulink*

1. Pendahuluan

1.1. Latar Belakang

Pusat Teknologi Penerbangan merupakan instansi penelitian yang bergerak di bidang teknologi penerbangan. Pusat Teknologi Penerbangan melakukan penelitian dan pengembangan pesawat baik pesawat tanpa awak maupun pesawat berawak untuk mendukung beberapa misi pemerintah seperti pemetaan garis batas pantai, pemetaan ladang ganja, pemetaan area banjir, dan sebagainya. Dalam melakukan pengembangan suatu pesawat untuk mendukung beberapa misi tersebut, bagian terpenting yang perlu diperhatikan adalah dinamika terbang dari pesawat. Oleh karena itu, penelitian mengenai dinamika terbang pesawat ini dilakukan untuk menunjang kegiatan pengembangan pesawat yang dilakukan Pusat Teknologi Penerbangan.

Dinamika terbang merupakan ilmu pengetahuan yang sangat penting dalam dunia penerbangan untuk mengetahui respon gerak atau sikap pesawat relatif terhadap suatu sistem koordinat yang berpusat pada titik berat pesawat. Dinamika terbang pesawat dapat dinyatakan melalui sudut-sudut orientasi antara pesawat tersebut dengan sumbu-sumbu sistem koordinat yang dipilih. Agar sudut-sudut orientasi dapat didefinisikan secara konsisten, maka pada pesawat didefinisikan sistem koordinat yang disebut sistem koordinat *body-fixed* atau sistem koordinat benda. Sistem koordinat *body-fixed* ini berpusat pada titik berat pesawat, melekat pada pesawat, dengan demikian ikut bergerak bersama gerak pesawat. Dengan kata lain, sistem koordinat *body-fixed* ini mewakili geometri pesawat tersebut dalam mendefinisikan sudut-sudut orientasinya terhadap sistem koordinat yang dipilih secara konsisten^[1].

Dinamika terbang pesawat terdiri atas longitudinal dan lateral-direksional yang masing-masing dapat ditentukan dari nilai variabel terbang atau variabel dinamik. 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^[2]. Sudut orientasi pada dinamika terbang longitudinal meliputi sudut serang α , sudut *pitch* (sudut naik atau turunnya hidung pesawat) Θ , dan sudut *flight path inclination* (sudut kemiringan arah terbang) γ . Sedangkan sudut orientasi pada gerak lateral-direksional meliputi sudut *sideslip* β , sudut *yaw* (sudut belok) Ψ , sudut *bank* atau sudut *roll* Φ , dan sudut *flight path azimuth* χ ^[2]. Untuk menstimulasi perubahan sudut orientasi pesawat tersebut, diperlukan adanya variabel *input*. Variabel *input* pada pesawat adalah defleksi bidang kendali pesawat yaitu *aileron* untuk kendali sudut *roll*, *elevator* untuk kendali sudut *pitch*, dan *rudder* untuk kendali sudut *yaw*. Selain variabel *input*, dinamika terbang pesawat juga dipengaruhi oleh gangguan keadaan luar berupa gaya dan momen yang timbul sebagai reaksi dari pesawat udara di dalam medan gerakannya. Gaya dan momen ini meliputi gaya dan momen aerodinamika, inersial, propulsi, serta gaya berat atau gravitasi^[1]. Dimensi dan jenis pesawat yang berbeda dapat mempengaruhi perbedaan gaya dan momen yang bekerja pada pesawat sehingga akan memberikan dinamika terbang yang berbeda pula.

Pada penelitian ini, dinamika terbang pesawat dilihat dari hasil simulasi dengan menggunakan *software Matlab Simulink* versi 2013b. Dengan menggunakan *software* tersebut, dinamika terbang pesawat dapat dianalisa dengan mudah dimana respon atau sikap pesawat dalam waktu tertentu disajikan dalam bentuk grafik. Pesawat yang digunakan sebagai bahan penelitian untuk simulasi dinamika terbang ini adalah pesawat Cessna 182. Pesawat Cessna 182 merupakan pesawat dengan satu mesin yang diproduksi pertama kali pada tahun 1956 oleh perusahaan Cessna, di kota Wichita, Kansas. Pesawat yang disertifikasi pada 2 Maret 1956 ini memiliki berat 1.157 kg. Pesawat Cessna memiliki dimensi panjang sayap 10.97 m, panjang *body* 8.84 m, dan tinggi 2.84 m. *Engine* yang digunakan adalah *Continental IO-470-L*^[3].

1.2. Tujuan Penelitian

Tujuan dari kegiatan penelitian ini adalah untuk mengetahui dinamika terbang pesawat Cessna 182 dan menentukan kondisi *trim* pesawat.

1.3. Manfaat Penelitian

Manfaat dari kegiatan penelitian ini antara lain:

1. Meningkatkan kapabilitas Pusat Teknologi Penerbangan dalam pengembangan pesawat, baik pesawat tanpa awak maupun pesawat berawak.
2. Memperoleh model dinamika terbang pesawat yang dapat dianalisa dan diimplementasikan pada pesawat lain dengan dimensi dan karakteristik yang berbeda.
3. Memperoleh data dinamika pesawat terbang yang dapat dibandingkan dengan data hasil pengujian maupun data uji terbang.

1.4. Asumsi

Pada kegiatan penelitian ini perlu diambil asumsi-asumsi untuk memudahkan pemodelan matematika dan simulasi dinamika terbang pesawat. Asumsi-asumsi tersebut adalah sebagai berikut:

1. Pesawat udara dan peralatan kendali dianggap sebagai benda kaku (*rigid body*) dengan masa dan inersia konstan dan berdistribusi uniform
2. Atmosfer bumi dimodelkan menurut *International Standard Atmosphere* (ISA) dengan tinggi geopotensial h dan percepatan gravitasi konstan, $g = 9.80665 \text{ m/s}^2$
3. Data koefisien gaya dan momen pada pesawat diketahui
4. Kondisi awal pesawat diketahui yaitu pada ketinggian 5000 ft atau 1524 m dengan kecepatan 220.1 ft/s atau 67.1 m/s

5. Gangguan angin dianggap tidak ada
6. Sistem kendali atau kontrol pada pesawat belum dimodelkan
7. Sensor pada pesawat belum dimodelkan

2. Metodologi

2.1. Sistem Koordinat

Sistem koordinat digunakan untuk menentukan orientasi sikap suatu pesawat udara. Sistem koordinat ini berupa koordinat kartesian dengan sumbu-sumbu saling tegak lurus X, Y, dan Z yang menuruti aturan tangan kanan.

Secara umum, terdapat 4 sistem koordinat yang digunakan dalam dinamika terbang:

- Sistem koordinat *geodetic: g-CS*

Sistem koordinat dimana masing-masing sumbu koordinatnya sama dengan sistem koordinat pada bumi. Titik asalnya adalah pusat berat atau pusat grafitasi (CG) pesawat. Sumbu x positif ke arah utara, sumbu y positif arah timur tegak lurus dengan sumbu x, dan sumbu z positif normal ke bawah menuju pusat bumi.

- Sistem koordinat *body-fixed: f-CS*

Sistem koordinat dimana masing-masing sumbu koordinatnya berada di badan pesawat dengan titik asalnya adalah CG pesawat. Sumbu longitudinal positif berasal dari CG ke arah axial pesawat, sumbu lateral berasal dari CG ke arah kanan ke bidang simetri pesawat, dan sumbu normal positif berasal dari CG ke arah bawah (bidang x-y). Sistem koordinat *body-fixed* ini berada pada badan pesawat dan didefinisikan untuk mewakili geometri pesawat udara.

- Sistem koordinat aerodinamika: $a-CS$

Sistem koordinat dengan titik asalnya adalah CG pesawat dan longitudinal axisnya sama dengan arah dari kecepatan pesawat. Sumbu lateralnya ke arah kanan (bidang $x-z$) dan tegak lurus dengan sumbu longitudinal.

- Sistem koordinat kinetik: $k-CS$

Sistem koordinat dengan titik asal adalah CG pesawat dan sumbu longitudinalnya sama dengan arah terbang (*flight path*) pesawat. Sumbu lateralnya ke arah kanan (bidang $x-z$) dan tegak lurus dengan sumbu longitudinal.

Contoh penulisan index untuk sistem koordinat yaitu x_g artinya x berada di koordinat $g-CS$, y_f artinya y berada di koordinat $f-CS$, dan z_a berarti z berada di koordinat $a-CS$.

2.2. Variabel

Variabel yang secara umum digunakan dalam dinamika terbang pesawat dinyatakan pada Tabel 1 berikut.

Tabel 1. Definisi variabel kinematik^[2]

Nama	Definisi	Bentuk
Jarak (posisi pesawat)	Jarak di komponen sumbu x , y , dan z yang merupakan jarak antara pesawat terhadap titik awal suatu sistem koordinat.	$\underline{r} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$
Kecepatan linear	Kecepatan di sumbu x , y , dan z . Ada 3 macam: - Kecepatan pesawat \underline{V}_A , - Kecepatan angin \underline{V}_W , - Kecepatan arah terbang \underline{V}_K (resultan dari kecepatan pesawat dan angin)	$\underline{V} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$ $\underline{V}_K = \underline{V}_A + \underline{V}_W$

Tabel 1. Definisi variabel kinematik^[2] (lanjutan)

Nama	Definisi	Bentuk
Kecepatan sudut	Kecepatan angular (sudut) di sumbu x, y, dan z	$\underline{\Omega} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}$
<i>Acceleration</i> (percepatan)	Merupakan turunan dari kecepatan terhadap waktu, baik kecepatan linear maupun <i>angular</i> .	$\underline{\dot{v}} = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix}$ $\underline{\dot{\Omega}} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}$
Sudut <i>Euler</i>	Sudut yang terbentuk antara sistem koordinat <i>geodetic</i> dengan sistem koordinat <i>body-fixed</i> . Ada 3 sudut : - Sudut <i>bank / roll</i> untuk komponen x, - Sudut <i>pitch</i> untuk komponen y - Sudut <i>yaw</i> untuk komponen z.	$\underline{E} = \begin{bmatrix} \Phi \\ \Theta \\ \Psi \end{bmatrix}$
Sudut aerodinamika	Sudut yang terbentuk antara arah kecepatan pesawat (<i>airspeed</i>) dengan sumbu <i>body-fixed</i> pesawat. Ada 2 sudut : - sudut serang (<i>angle of attack</i>) di bidang x-z - sudut <i>sideslip</i> di bidang x-y.	α, β
Sudut <i>flight path</i>	Sudut yang terbentuk antara arah gerak pesawat dengan sistem koordinat <i>geodetic</i> . Ada 2 sudut: - Sudut <i>inclination</i> atau sudut <i>climb</i> di bidang x-z - Sudut <i>azimuth</i> di bidang x-y	γ, χ

Selain beberapa variabel di atas, dalam dinamika terbang juga terdapat gaya dan momen yang bekerja pada pesawat yang dideskripsikan pada Tabel 2 berikut.

Tabel 2. Definisi gaya dan momen ^[2]

Nama	Definisi	Bentuk
Gaya propulsi atau gaya dorong	Gaya yang disebabkan oleh mesin pada pesawat yang merupakan gaya dorong. σ merupakan sudut antara posisi mesin dengan badan pesawat	$\underline{F}_f = \begin{bmatrix} \cos \sigma \\ 0 \\ -\sin \sigma \end{bmatrix} F$
Momen propulsi atau momen dorong	Momen yang disebabkan adanya gaya dorong dan jarak mesin dengan CG pesawat	$\underline{M}_f^F = \begin{bmatrix} 0 \\ x \sin \sigma + z \cos \sigma \\ 0 \end{bmatrix} F$
Gaya berat	Berat pesawat terhadap sistem koordinat <i>geodetic</i> , yang hanya berada di sumbu z positif sehingga tidak mempunyai moment.	$\underline{G}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}$
Gaya aerodinamika	Gaya yang bekerja pada sistem koordinat aerodinamika. Ada 3 gaya : - <i>Drag</i> (gaya hambat) bernilai negatif di sumbu x - <i>Side</i> di sumbu y - <i>Lift</i> yaitu gaya angkat (bernilai negatif) di sumbu z	$R_a^A = \begin{bmatrix} -W \\ Q \\ -A \end{bmatrix}_a^A$
Momen aerodinamika	Momen yang bekerja pada sistem koordinat aerodinamika. Ada 3 moment: - <i>Rolling</i> (komponen x) - <i>Pitching</i> (komponen y) - <i>Yawing</i> (komponen z)	$M_a = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_a^A$

2.3. Transformasi Sistem Koordinat ^[4]

Dalam pemodelan gerak pesawat, semua persamaan gerak dikerjakan pada sistem koordinat *body-fixed*. 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.

A. Transformasi sistem koordinat g ke f

Persamaan matriks transformasi dari sistem koordinat *geodetic* g ke sistem koordinat *body-fixed* f yaitu

$$\underline{T}_{fg} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\Psi & \cos\theta\sin\Psi & -\sin\theta \\ \sin\Phi\sin\theta\cos\Psi - \cos\Phi\sin\Psi & \sin\Phi\sin\theta\sin\Psi + \cos\Phi\cos\Psi & \sin\Phi\cos\theta \\ \cos\Phi\sin\theta\cos\Psi + \sin\Phi\sin\Psi & \cos\Phi\sin\theta\sin\Psi - \sin\Phi\cos\Psi & \cos\Phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

B. Transformasi sistem koordinat a ke f

Persamaan matriks transformasi dari sistem koordinat aerodinamika a ke sistem koordinat *body-fixed* f yaitu

$$\underline{T}_{fa} = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & -\cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ \sin\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

C. Transformasi sistem koordinat g ke k

Persamaan matriks transformasi dari sistem koordinat *geodetic* g ke sistem koordinat kinetik k yaitu

$$\underline{T}_{kg} = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\chi & \cos\gamma\sin\chi & -\sin\gamma \\ -\sin\chi & \cos\chi & 0 \\ \sin\gamma\cos\chi & \sin\gamma\sin\chi & \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (3)$$

2.4. Persamaan Gaya dan Moment [4]

A. Persamaan Gaya

Persamaan gaya pada pesawat merupakan resultan dari semua gaya yang bekerja pada pesawat yang meliputi gaya berat (*weight*), gaya dorong (*thrust*), dan gaya aerodinamika. Persamaan gaya dapat dituliskan sebagai berikut

$$-\underline{F}_f^K = \underline{G}_f + \underline{R}_f^A + \underline{F}_f \quad (4)$$

Gaya juga merupakan turunan momentum terhadap waktu

$$\left(\underline{F}_f^K = -\frac{dl}{dt} \right)$$

sehingga dengan menggunakan *Euler Differentiation Rules* diperoleh

$$\underline{F}_f^K = -\frac{dl}{dt} \quad (5)$$

$$\underline{F}_f^K = -m \left(\frac{\delta V_{kf}}{\delta t} + \underline{\Omega}_{kf} \times \underline{V}_{kf} \right) \quad (6)$$

$$\underline{F}_f^K = -m \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - rv \\ \dot{v} + ru - pw \\ \dot{w} + pv - qu \end{bmatrix}_{kf} \quad (7)$$

Dengan substitusi persamaan (7) ke persamaan (4), diperoleh persamaan umum gaya sebagai berikut

$$m \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - rv \\ \dot{v} + ru - pw \\ \dot{w} + pv - qu \end{bmatrix}_{kf} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}_f + \begin{bmatrix} -W \\ Q \\ -A \end{bmatrix}_f^A + \begin{bmatrix} \cos \sigma \\ 0 \\ -\sin \sigma \end{bmatrix}_f F \quad (8)$$

Dikarenakan masing-masing gaya di atas masih berada di sistem koordinat yang berbeda sementara gaya inersial (gaya total) berada pada sistem koordinat *body-fixed*, maka diperlukan perkalian masing-masing gaya dengan matriks transformasi. Jika masing-masing gaya ditransformasikan ke sistem koordinat *body-fixed*, persamaan (8) di atas menjadi

$$m \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - rv \\ \dot{v} + ru - pw \\ \dot{w} + pv - qu \end{bmatrix}_{kf} = \underline{T}_{fg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}_g + \underline{T}_{fa} \begin{bmatrix} -W \\ Q \\ -A \end{bmatrix}_a^A + \begin{bmatrix} \cos \sigma \\ 0 \\ -\sin \sigma \end{bmatrix}_f F \quad (9)$$

B. Persamaan Momen

Persamaan momen pada pesawat merupakan resultan dari semua momen yang bekerja pada pesawat yaitu momen *thrust* dan momen aerodinamika. Persamaan momen dapat dituliskan sebagai berikut

$$-\underline{M}_f^K = \underline{M}_f^A + \underline{M}_f^F \quad (10)$$

Momen juga merupakan turunan momentum *angular* terhadap waktu

$$\left(\underline{M}_f^K = -\frac{d\beta}{dt} \right)$$

sehingga dengan menggunakan *Euler Differentiation Rules* diperoleh

$$\underline{M}_f^K = -\frac{d\beta}{dt} \quad (11)$$

$$\underline{M}_f^K = -\left(\underline{I}_{Kf} \frac{\delta \underline{\Omega}_{Kf}}{\delta t} + \underline{\Omega}_{Kf} \times \underline{I}_{Kf} \underline{\Omega}_{Kf} \right) \quad (12)$$

$$\underline{M}_f^K = -\left[\begin{array}{l} I_x \dot{p} + I_{zx}(-pq - \dot{r}) + (I_z - I_y)qr \\ I_y \dot{q} + I_{xz}(p^2 - r^2) + (I_x - I_z)rp \\ I_z \dot{r} + I_{zx}(qr - \dot{p}) + (I_y - I_x)pq \end{array} \right]_{Kf} \quad (13)$$

Persamaan (13) disubstitusikan pada persamaan (10) sehingga diperoleh persamaan umum momen sebagai berikut

$$\left[\begin{array}{l} I_x \dot{p} + I_{zx}(-pq - \dot{r}) + (I_z - I_y)qr \\ I_y \dot{q} + I_{xz}(p^2 - r^2) + (I_x - I_z)rp \\ I_z \dot{r} + I_{zx}(qr - \dot{p}) + (I_y - I_x)pq \end{array} \right]_{Kf} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_f^A + \begin{bmatrix} 0 \\ x \sin \sigma + z \cos \sigma \\ 0 \end{bmatrix}_f F \quad (14)$$

Dikarenakan masing-masing momen masih berada di sistem koordinat yang berbeda, maka diperlukan transformasi ke sistem koordinat *body-fixed* sehingga persamaan umum momen menjadi

$$\left[\begin{array}{l} I_x \dot{p} + I_{zx}(-pq - \dot{r}) + (I_z - I_y)qr \\ I_y \dot{q} + I_{xz}(p^2 - r^2) + (I_x - I_z)rp \\ I_z \dot{r} + I_{zx}(qr - \dot{p}) + (I_y - I_x)pq \end{array} \right]_{Kf} = \underline{T}_{f\alpha} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_\alpha + \begin{bmatrix} 0 \\ x \sin \sigma + z \cos \sigma \\ 0 \end{bmatrix}_f F \quad (15)$$

Selanjutnya karena pengaruh posisi mesin pada pesawat, diperoleh nilai $x \sin \sigma + z \cos \sigma = r_F$ sehingga persamaan (15) di atas menjadi

$$\begin{bmatrix} I_x \dot{p} + I_{zx}(-pq - \dot{r}) + (I_z - I_y)qr \\ I_y \dot{q} + I_{xz}(p^2 - r^2) + (I_x - I_z)rp \\ I_z \dot{r} + I_{zx}(qr - \dot{p}) + (I_y - I_x)pq \end{bmatrix}_{Kf} = \underline{T}_{f\alpha} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_a + \begin{bmatrix} 0 \\ r_F \\ 0 \end{bmatrix}_f F \quad (16)$$

2.5. Kecepatan Linear dan Sudut-sudut Orientasi^[4]

Seperti yang telah dijelaskan pada Tabel 1 poin 1, bahwa kecepatan arah terbang merupakan resultan dari kecepatan pesawat dengan kecepatan angina sehingga diperoleh persamaan

$$\underline{V}_K = \underline{V}_A + \underline{V}_W \quad (17)$$

dimana

$$\underline{V}_{A\alpha} = \begin{bmatrix} u_{A\alpha} \\ v_{A\alpha} \\ w_{A\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \Rightarrow V_{A\alpha} = V \quad (18)$$

$$\underline{V}_{Af} = \begin{bmatrix} u_{Af} \\ v_{Af} \\ w_{Af} \end{bmatrix} \Rightarrow V = \sqrt{u_{Af}^2 + v_{Af}^2 + w_{Af}^2} \quad (19)$$

$$\underline{V}_{Kk} = \begin{bmatrix} u_{Kk} \\ v_{Kk} \\ w_{Kk} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \Rightarrow V_{Kk} = V_K \quad (20)$$

Dengan transformasi sistem koordinat aerodinamika ke *body-fixed*, diperoleh

$$\underline{V}_{Af} = \begin{bmatrix} u_{Af} \\ v_{Af} \\ w_{Af} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} V \quad (21)$$

Berdasarkan persamaan (21) di atas, diperoleh nilai

$$\alpha = \arctan\left(\frac{w_{Af}}{u_{Af}}\right) \quad (22)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{v_{Af}}{V}\right) \quad (23)$$

Dengan transformasi sistem koordinat kinetik ke geodetik, diperoleh

$$\underline{V}_{Kg} = \begin{bmatrix} u_{Kg} \\ v_{Kg} \\ w_{Kg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K \quad (24)$$

Kecepatan arah terbang pada koordinat *geodetic* \underline{V}_{Kg} di atas dapat dinyatakan sebagai turunan dari posisi *geodetic* pesawat yaitu

$$\dot{\underline{x}}_{Kg} = \underline{V}_{Kg} = \underline{T}_{gf} V_{Kf} \quad (25)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \underline{T}_{gf} \begin{bmatrix} u_{Kf} \\ v_{Kf} \\ w_{Kf} \end{bmatrix} \quad (26)$$

Persamaan (24) memberikan nilai sudut *flight path inclination* dan *flight path azimuth* sebagai berikut

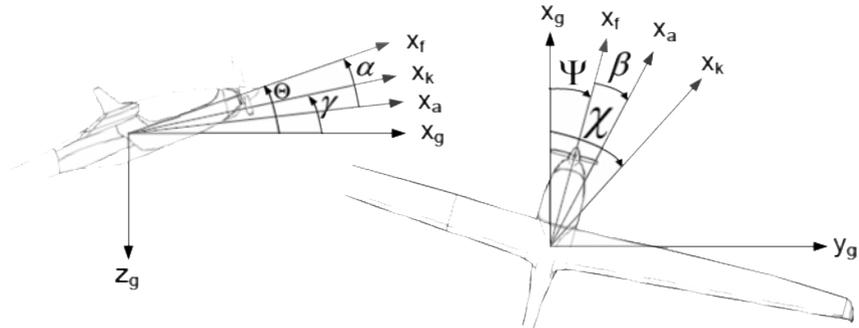
$$\chi = \arctan\left(\frac{v_{Kg}}{u_{Kg}}\right) \quad (27)$$

$$\gamma = -\arcsin\left(\frac{w_{Kg}}{V_K}\right) \quad (28)$$

2.6. Gerak Pesawat

Seperti yang telah dipaparkan secara singkat pada bagian pendahuluan bahwa gerak pesawat atau dinamika terbang pesawat terdiri dari dinamika terbang longitudinal dan dinamika terbang lateral-direksional. Sudut orientasi untuk

dinamika terbang longitudinal meliputi sudut *pitch* Θ , sudut serang α , dan sudut *flight path inclination* γ . Sementara sudut orientasi untuk lateral-direksional meliputi sudut *roll* Φ , sudut *yaw* Ψ , sudut *sideslip* β , dan sudut *flight path azimuth* χ . Sudut-sudut orientasi pada pesawat diilustrasikan pada Gambar 1.



Gambar 1. Sudut dan sistem koordinat pada pesawat ^[2]

Sudut *Euler* yaitu *roll* Φ , *pitch* Θ , dan *yaw* Ψ merepresentasikan *attitude* atau sikap pesawat. Turunan sudut *Euler* dapat dinyatakan sebagai berikut

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \tan \Theta & \cos \Phi \tan \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi / \cos \Theta & \cos \Phi / \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_f \\ q_f \\ r_f \end{bmatrix} \quad (29)$$

dengan $\begin{bmatrix} p_f \\ q_f \\ r_f \end{bmatrix}$ merupakan kecepatan sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* pada sistem koordinat *body-fixed* [2].

2.7. Koefisien Aerodinamika

Koefisien aerodinamika dapat diperoleh menggunakan *software* lain seperti *Datcom*, CFD (*Computational Flight Dynamics*), AAA (*Advanced Aircraft Analysis*), dan sebagainya dengan cara memasukkan data dimensi pesawat. Koefisien aerodinamika juga dapat diperoleh dari hasil uji terbang pesawat.

Koefisien aerodinamika digunakan untuk menentukan nilai gaya dan momen aerodinamika. Relasi koefisien aerodinamika dengan gaya dan momen aerodinamika ditunjukkan pada Tabel 3.

Tabel 3. Koefisien gaya dan momen aerodinamika ^[4]

No	Gaya dan Momen	Koefisien	Persamaan Gaya dan Momen
1	Gaya hambat W	$C_W = C_{W_0} + \alpha C_{W_\alpha} + q^* C_{W_q} + \eta_k C_{W_{\eta_k}} + \eta C_{W_\eta}$	$W = C_W \bar{q} S$
2	Gaya <i>side</i> Q	$C_Q = \beta C_{Q_\beta} + p^* C_{Q_p} + r^* C_{Q_r} + \xi C_{Q_\xi} + \zeta C_{Q_\zeta}$	$Q = C_Q \bar{q} S$
3	Gaya angkat A	$C_A = C_{A_0} + \alpha C_{A_\alpha} + q^* C_{A_q} + \eta_k C_{A_{\eta_k}} + \eta C_{A_\eta}$	$A = C_A \bar{q} S$
4	Momen <i>roll</i> L	$C_l = \beta C_{l_\beta} + p^* C_{l_p} + r^* C_{l_r} + \xi C_{l_\xi} + \zeta C_{l_\zeta}$	$L = C_l \bar{q} S s$
5	Momen <i>pitch</i> M	$C_m = C_{m_0} + \alpha C_{m_\alpha} + q^* C_{m_q} + \eta_k C_{m_{\eta_k}} + \eta C_{m_\eta}$	$M = C_m \bar{q} S l_\mu$
6	Momen <i>yaw</i> N	$C_n = \beta C_{n_\beta} + p^* C_{n_p} + r^* C_{n_r} + \xi C_{n_\xi} + \zeta C_{n_\zeta}$	$N = C_n \bar{q} S s$

Beberapa nilai variabel yang dibutuhkan untuk persamaan pada Tabel 3 dapat dilihat pada Tabel 4.

Tabel 4. Variabel lain yang dibutuhkan dalam perhitungan gaya dan momen

$\bar{q} = 0.5 \rho V$	Tekanan dinamik, Massa jenis udara $\rho = 1.225$, Viskositas <i>kinematik</i> $\nu = 14.607 \times 10^{-6}$
S	Luas sayap pesawat
$s = 0.5b$	b = panjang sayap pesawat
l_μ	<i>Mean aerodynamic chord</i>

Tabel 4. Variabel lain yang dibutuhkan dalam perhitungan gaya dan momen (lanjutan)

$p^* = \frac{ps}{V}$
$q^* = \frac{qs}{V}$
$r^* = \frac{rs}{V}$

Variabel input untuk model dinamika terbang yang dibutuhkan juga dalam perhitungan koefisien gaya dan momen serta merupakan bidang kendali pesawat, di antaranya

η : *elevator*, untuk mengendalikan gerak *pitch* pada pesawat

η_F : *throttle*, untuk menambah kecepatan pesawat

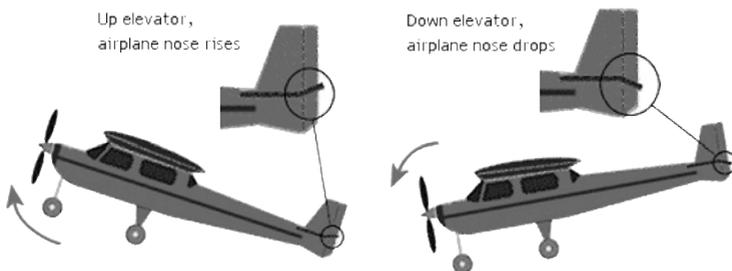
ξ : *aileron*, untuk mengendalikan gerak *roll* pada pesawat

ζ : *rudder*, untuk mengendalikan gerak *yaw* pada pesawat

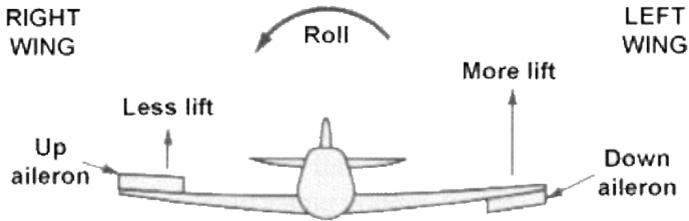
η_k : *flaps*, untuk mengendalikan kecepatan *stall* pesawat

η_s : *airbrake*, untuk menambah gaya *drag* pesawat

Bidang kendali pesawat menjadi masukan untuk melihat respon pesawat. Pengaruh bidang kendali pesawat terhadap sikap pesawat terutama defleksi *elevator*, *aileron*, dan *rudder* diilustrasikan pada Gambar 2, Gambar 3, dan Gambar 4.

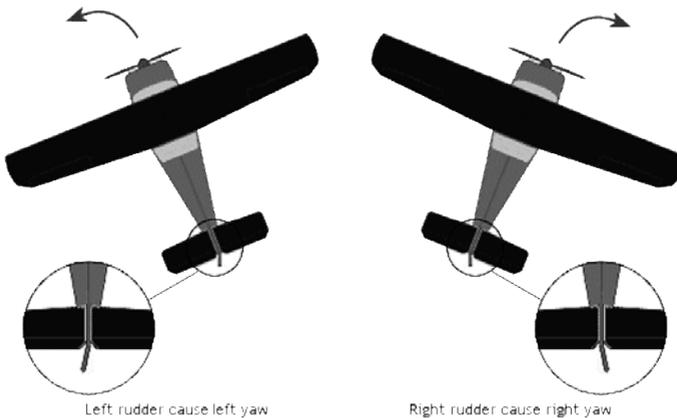


Gambar 2. Pengaruh Defleksi Bidang Kendali *Elevator* terhadap Gerak *Pitch* Pesawat^[5]



Gambar 3. Pengaruh defleksi bidang kendali *aileron* terhadap gerak *roll* pesawat^[5]

Meskipun fungsi utama dari *aileron* adalah mengendalikan gerak *roll* dari pesawat, namun *aileron* juga mempengaruhi control gerak *yaw* pesawat. Oleh karena itu, biasanya *aileron* dan *rudder* dirancang secara bersama^[6].



Gambar 4. Pengaruh defleksi bidang kendali rudder terhadap gerak *yaw* pesawat^[5]

3. Hasil dan Pembahasan

3.1. Data Pesawat Cessna 182^[7]

Data pesawat Cessna 182 yang digunakan dalam penelitian ini disajikan dalam Tabel 5.

Tabel 5. Data aerodinamika pesawat Cessna 182

Kategori	Variabel	Nilai	Satuan	Keterangan
Geometri pesawat	S	174	ft^2	Luas sayap
	l_μ	4.9	ft	Rata-rata <i>chord</i> sayap
	b	36	ft	Setengah panjang sayap
Data kondisi terbang	h	5000	ft	Ketinggian (<i>altitude</i>)
	v	220.1	ft/s	Kecepatan (<i>airspeed</i>)
	\bar{q}	49.6	lbs/ft^2	Tekanan dinamik
	α	0	deg	Sudut serang (<i>angle of attack</i>)
Data massa pesawat	m	2650	lbs	Massa
	I_x	948	$slug.ft^2$	Massa momen inersia di sumbu-x
	I_y	1346	$slug.ft^2$	Massa momen inersia di sumbu-y
	I_z	1967	$slug.ft^2$	Massa momen inersia di sumbu-z
	I_{xz}	0	$slug.ft^2$	Massa momen inersia di bidang-xz
Koefisien <i>steady state</i>	C_A	0.307	-	Koefisien <i>lift</i>
	C_W	0.032	-	Koefisien <i>drag</i>
	C_μ	0.032	-	Koefisien <i>thrust</i>
	C_m	0	-	Koefisien momen <i>pitch</i>
	$C_{m\mu}$	0	-	Koefisien <i>pitch</i> terhadap <i>thrust</i>

Tabel 5. Data aerodinamika pesawat Cessna 182 (lanjutan)

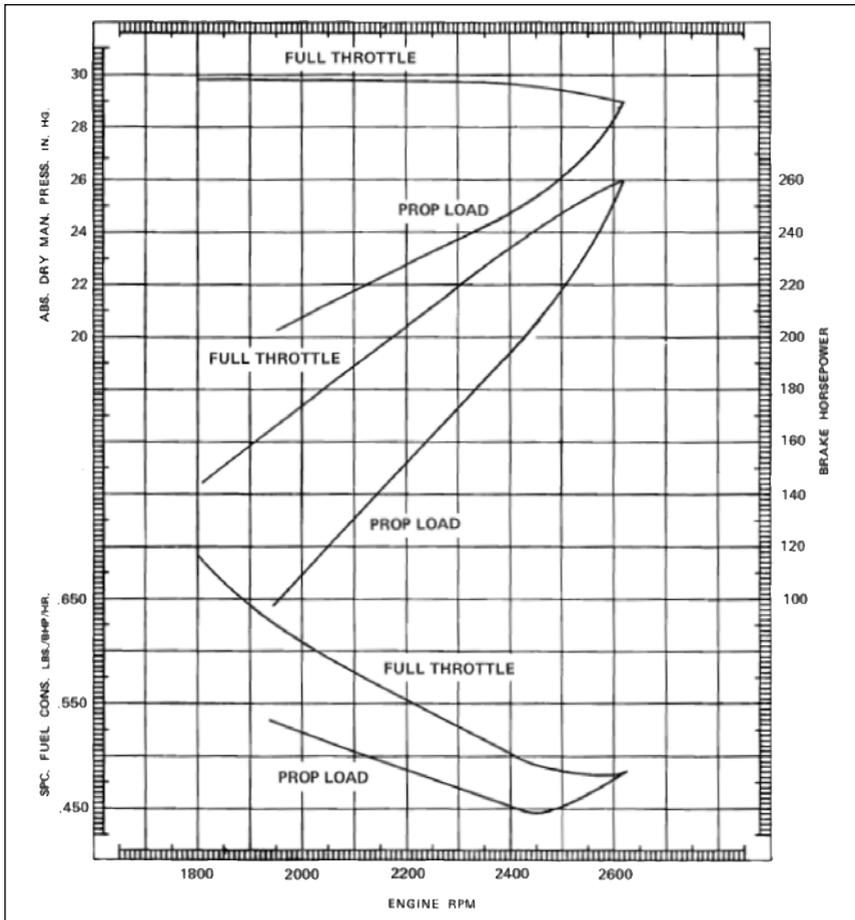
Kategori	Variabel	Nilai	Satuan	Keterangan
Turunan stabilitas longitudinal	C_{W0}	0.027	-	Koefisien untuk gaya hambat nol
	$C_{W\alpha}$	0	-	Koefisien gaya hambat terhadap sudut serang
	C_{A0}	0.307	-	Koefisien gaya angkat nol
	$C_{A\alpha}$	4.41	-	Koefisien gaya angkat terhadap sudut serang
	$C_{A\dot{\alpha}}$	0.85	-	Koefisien gaya angkat terhadap kecepatan sudut serang
	C_{Aq}	1.95	-	Koefisien gaya angkat <i>pitch rate</i>
	C_{m0}	0.04	-	Koefisien <i>pitch</i> nol
	$C_{m\alpha}$	-0.3065	-	Koefisien <i>pitch</i> terhadap sudut serang
	$C_{m\dot{\alpha}}$	-3.635	-	Koefisien <i>pitch</i> terhadap kecepatan sudut serang
	C_{mq}	-7.6	-	Koefisien <i>pitch</i> terhadap <i>pitch rate</i>
Turunan kontrol longitudinal	$C_{W\eta}$	0	-	Koefisien gaya hambat terhadap <i>elevator</i>
	$C_{A\eta}$	0.43	-	Koefisien gaya angkat terhadap <i>elevator</i>
	$C_{m\eta}$	-1.122	-	Koefisien <i>pitch</i> terhadap <i>elevator</i>

Tabel 5. Data aerodinamika pesawat Cessna 182 (lanjutan)

Kategori	Variabel	Nilai	Satuan	Keterangan
Turunan stabilitas lateral	$C_{l\beta}$	-0.0923	-	Koefisien <i>roll</i> terhadap sudut <i>sideslip</i>
	C_{lp}	-0.242	-	Koefisien <i>roll</i> terhadap <i>roll rate</i>
	C_{lr}	0.0399	-	Koefisien <i>roll</i> terhadap <i>yaw rate</i>
	$C_{Q\beta}$	-0.393	-	Koefisien gaya <i>side</i> terhadap sudut <i>sideslip</i>
	C_{Qp}	-0.0375	-	Koefisien gaya <i>side</i> terhadap <i>roll rate</i>
	C_{Qr}	0.107	-	Koefisien gaya <i>side</i> terhadap <i>yaw rate</i>
	$C_{n\beta}$	0.0587	-	Koefisien <i>yaw</i> terhadap sudut <i>sideslip</i>
	C_{np}	-0.0139	-	Koefisien <i>yaw</i> terhadap <i>roll rate</i>
	C_{nr}	-0.0469	-	Koefisien <i>yaw</i> terhadap <i>yaw rate</i>
Turunan kontrol lateral	$C_{l\xi}$	-0.229	-	Koefisien <i>roll</i> terhadap control <i>aileron</i>
	$C_{l\zeta}$	0.0147	-	Koefisien <i>roll</i> terhadap control <i>rudder</i>
	$C_{Q\xi}$	0	-	Koefisien gaya <i>side</i> terhadap control <i>aileron</i>
	$C_{Q\zeta}$	0.187	-	Koefisien gaya <i>side</i> terhadap control <i>rudder</i>
	$C_{n\xi}$	0.0216	-	Koefisien <i>yaw</i> terhadap control <i>aileron</i>
	$C_{n\zeta}$	-0.0645	-	Koefisien <i>yaw</i> terhadap control <i>rudder</i>

Data aerodinamika pesawat Cessna 182 pada Tabel 5 digunakan untuk menentukan kondisi terbang pesawat dan menentukan besarnya gaya dan momen aerodinamika.

Selain gaya dan momen aerodinamika, dibutuhkan gaya dan momen propulsi untuk menyusun pemodelan pesawat yang mempengaruhi gaya dorong pesawat. Telah disebutkan pada bagian pendahuluan bahwa *engine* yang digunakan adalah *Continental IO-470-L*, dengan *Engine performance* dinyatakan oleh grafik pada Gambar 5.



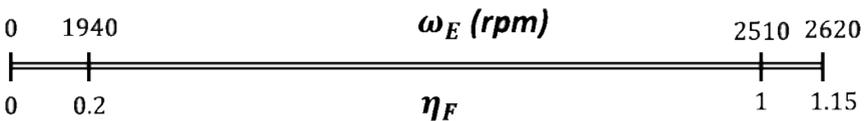
Gambar 5. Grafik *Engine Performance Continental IO-470-L*

Dari ketiga grafik pada Gambar 5, pembahasan untuk pemodelan *engine* difokuskan pada grafik *power of engine* P_E (daya mesin) yang merupakan fungsi dari *engine rpm* ω_E . Daya mesin diperlukan untuk menentukan besarnya gaya dorong yang dihasilkan oleh pesawat. Selanjutnya untuk menentukan persamaan *engine* atau pemodelan *engine* pada pesawat, diperlukan integrasi atau pemetaan antara *engine rpm* dengan posisi *throttle* η_F yang merupakan bidang kendali kecepatan pesawat.

Secara umum, *range* untuk posisi *throttle* adalah 0 – 115% dimana

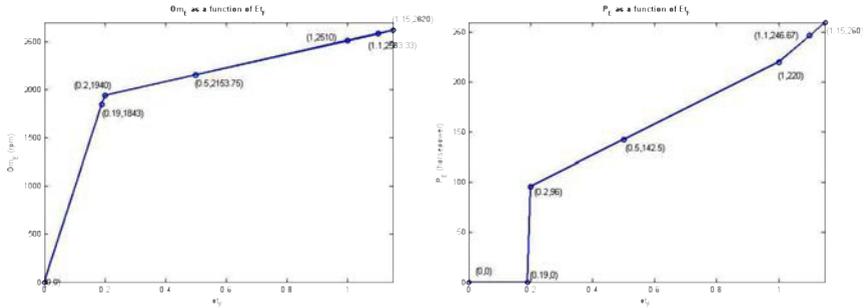
- **0 – 20%** : *idle position*, dapat dikatakan *engine* dalam keadaan menyala namun kecepatan pesawat bernilai nol (pesawat belum jalan/terbang).
- **20 – 100%** : *flight mode*, pesawat mempunyai kecepatan dan nilai kecepatan pesawat tidak sama dengan nol
- **100 – 115%** : *take off mode*, pesawat pada kecepatan maksimal

Jika direlasikan dengan grafik *engine performance* pada gambar 1, terlihat bahwa *take off mode* terjadi pada rentang *engine rpm* 2510 – 2620 dengan *power of engine* pada rentang 220-260 horsepower. Lebih lanjut, relasi antara *engine rpm* ω_E dan posisi *throttle* η_F dapat dinyatakan pada Gambar 6.



Gambar 6. Relasi Antara Engine rpm dengan Posisi *Throttle*

Setelah didefinisikan relasi *engine rpm* ω_E dan posisi *throttle* η_F , maka persamaan *power of engine* P_E juga dapat dinyatakan sebagai fungsi dari *throttle* η_F yang ditunjukkan pada Gambar 7.



Gambar 7. Kurva *Engine rpm* dan *Power of Engine* sebagai Fungsi terhadap *Throttle*

Power of engine dibutuhkan untuk menentukan gaya dorong yang akan dihasilkan pesawat. Oleh karena itu persamaan *engine performance* yang telah diperoleh akan menentukan besarnya gaya dorong pesawat sesuai persamaan (30).

$$F = \frac{P_E}{V} \tag{30}$$

dengan V merupakan kecepatan pesawat.

3.2. Mengaplikasikan Persamaan Gerak Pesawat pada Matlab Simulink

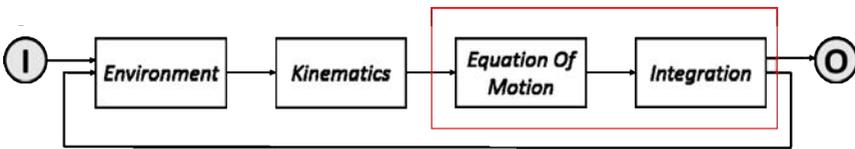
Secara garis besar simulasi model dinamika terbang pesawat dalam Matlab Simulink dapat digambarkan sebagai suatu sistem yang terdiri dari masukan (*input*), proses (*aircraft*), dan respon (*output*) yang direpresentasikan dalam diagram blok pada Gambar 8.



Gambar 8. Diagram blok simulasi model dinamika terbang pesawat

Blok masukan merupakan blok yang digunakan untuk memberikan nilai pada variabel masukan yang akan mempengaruhi nilai pada blok respon atau keluaran. Dalam penelitian ini, variabel masukan yang diberikan adalah defleksi *aileron* dan *rudder* yang dinyatakan dalam satuan derajat.

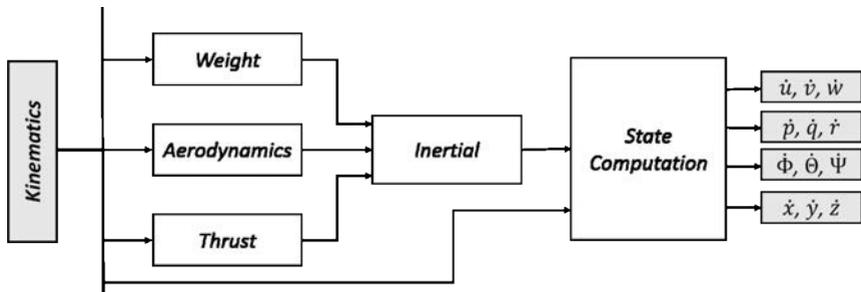
Blok *aircraft* merupakan blok yang berisikan persamaan-persamaan gerak pesawat yang telah dipaparkan pada bagian kedua (landasan teori). Blok *aircraft* akan memproses masukan yang telah diberikan pada blok masukan. Dalam blok *aircraft* terdiri dari beberapa sub-blok yang direpresentasikan dalam Gambar 9.



Gambar 9. Konten blok sistem (*Aircraft*) pada Simulink

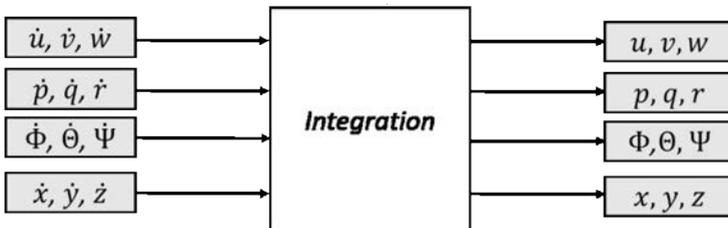
Blok *environment* berisikan kondisi standar atmosfer Internasional, blok *kinematics* berisi kecepatan arah terbang dan kecepatan pesawat pada sistem koordinat *body-fixed* yang merupakan representasi dari persamaan (17).

Blok *equation of motion* atau persamaan gerak pesawat dan blok *integration* atau integrasi merupakan blok yang memberikan peran paling besar dalam diagram blok diatas. Blok *equation of motion* berisikan persamaan gaya-gaya dan momen-momen yang bekerja pada pesawat. Dengan kata lain, blok ini merepresentasikan persamaan (9), (16), (26), (29), dan (30) serta persamaan-persamaan koefisien gaya dan momen pada Tabel 3 dan Tabel 4. Keluaran dari blok ini adalah turunan dari posisi *geodetic* pesawat yang merupakan hasil dari persamaan (26), turunan sudut *Euler* hasil dari persamaan (29), turunan kecepatan arah terbang dari persamaan (9), dan turunan kecepatan sudut *Euler* yang merupakan hasil dari persamaan (16). Sementara itu persamaan (30) digunakan untuk menentukan besarnya gaya dan momen propulsi (blok *Thrust*). Pada Matlab Simulink, blok *equation of motion* ditunjukkan pada Gambar 10.



Gambar 10. Konten *Blok Equation of Motion* pada Simulink

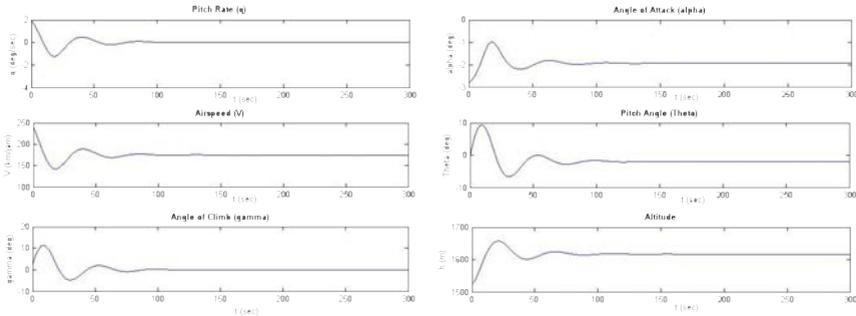
Selanjutnya, blok integrasi memproses masukan yang diperoleh dari blok persamaan gerak pesawat sehingga menghasilkan nilai-nilai kecepatan arah gerak, kecepatan sudut *Euler*, sudut *Euler*, dan posisi *geodetic* pesawat. Pada Matlab Simulink, blok *integration* ditunjukkan pada Gambar 11.



Gambar 11. Masukan dan Keluaran Blok Integrasi pada Simulink

Setelah persamaan-persamaan dinamika terbang diimplementasikan pada Matlab Simulink, selanjutnya dilakukan *run* model Simulink untuk mengetahui respon awal dinamika terbang pesawat Cessna 182. Simulasi dilakukan secara manual terlebih dahulu, dalam hal ini adalah *trim* manual dengan input kondisi awal kecepatan 67.1 m/s dan ketinggian 1524 m. Simulasi dilakukan beberapa kali untuk mendapatkan nilai posisi *throttle* dan defleksi *elevator* yang paling efektif. Setelah beberapa kali simulasi, diperoleh nilai posisi *throttle* dan defleksi *elevator* yang dianggap paling efektif

masing-masing adalah $\eta_F = 21\%$ dan $\eta = 2.1 \text{ deg}$. Dengan input *throttle* $\eta_F = 21\%$ dan defleksi *elevator* $\eta = 2.1 \text{ deg}$ dan dijalankan selama 300 detik, diperoleh grafik *output* sikap pesawat yang ditunjukkan pada Gambar 12.



Gambar 12. Respon pesawat setelah diberikan *input throttle* dan *elevator* untuk menentukan kondisi trim

Selain respon pesawat yang telah dinyatakan dalam Gambar 12, diperoleh data kondisi trim pesawat setelah model dijalankan selama 300 detik yaitu sebagai berikut.

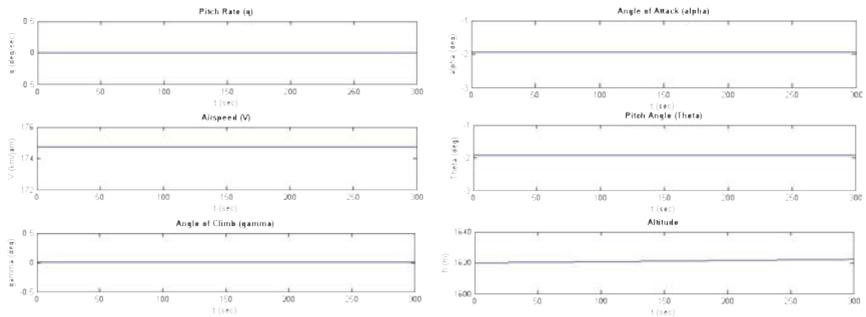
$$V_{K_f}(300) = \begin{bmatrix} 48.5 \\ 0 \\ -1.639 \end{bmatrix} \text{mps}$$

$$\Omega_{K_f}(300) = \begin{bmatrix} 0 \\ 2.5691 \times 10^{-6} \\ 0 \end{bmatrix} \text{rps}$$

$$E(300) = \begin{bmatrix} 0 \\ -1.926 \\ 0 \end{bmatrix} \text{deg} = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.0336 \\ 0 \end{bmatrix} \text{rad}$$

$$r_{K_g}(300) = \begin{bmatrix} 14550 \\ 0 \\ -1.620 \end{bmatrix} \text{m}$$

Selanjutnya dengan menjadikan data kondisi trim di atas sebagai data kondisi inisial pada model dinamika terbang, pesawat memberikan respon yang dinyatakan pada Gambar 13.



Gambar 13. Respon pesawat menunjukkan kondisi trim

4. Penutup

4.1. Kesimpulan

Pemodelan dinamika terbang pesawat Cessna 182 pada Matlab Simulink telah dilakukan. Simulasi terhadap model juga telah dijalankan, serta didapatkan kondisi trim pesawat dengan metode trim manual.

4.2. Saran

Selain menggunakan trim manual, simulasi trim untuk beberapa kombinasi kecepatan dan ketinggian tertentu dapat dilakukan dengan menggunakan *trim engine (FCL for trim/trim control)* dengan memberikan tambahan blokset untuk *trim engine* tersebut.

Ucapan Terima Kasih

Terima kasih kepada Kepala Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN dan segenap jajarannya yang telah memberikan kesempatan untuk melakukan penelitian ini.

Daftar Pustaka

- [1] Muhammad, H. and Jenie, Y. I., *Diklat Kuliah AE3231 Dinamika Terbang*. Bandung, 2011.
- [2] Bahri, S., Development of Flight Control Laws for The Basic Electronic Flight Control System of The LSA-02 Technology Demonstrator Aircraft, INSTITUT TEKNOLOGI BANDUNG, 2018.
- [3] Textron Aviation Inc, Skyline Proven Capability. United States, p. 2, 2017, [Online]. Available: https://cessna.txtav.com/-/media/cessna/files/piston/skylane/skylane_productcard.ashx.
- [4] Luckner, R., *Flugmechanik I Grundlagen und stationäre Flugzustände*. Germany, 2007.
- [5] Wiratama, C., Control Surface pada Pesawat Terbang, 2016. <http://aeroengineering.co.id/2016/01/control-surface-pada-pesawat-terbang/>.
- [6] Mohammad H. Sadraey, *Aircraft Design A Systems Engineering Approach*, 1st ed. USA: A John Wiley & Sons, Ltd., 2013.
- [7] Roskam, J., *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, 3rd ed. USA: DARcorporation, 2001.