

LAMPIRAN
A
MATRIKS LEMMA

Dengan menganggap F menjadi sebuah matriks dengan dimensi $(n \times n)$, dan ϕ adalah vektor dari dimensi n , maka didapatkan persamaan:

$$|F^{-1} + \phi\phi^T|^{-1} = F - \frac{F\phi\phi^TF}{1 + \phi^TF\phi} \quad (\text{A.1})$$

Dengan menggunakan persamaan (2.32) dan (2.38), didapatkan persamaan:

$$F(t+1) = F(t) - \frac{F(t)\phi(t)\phi(t)^TF(t)}{1 + \phi(t)^TF(t)\phi(t)} \quad (\text{A.2})$$

Kemudian dengan mengumpulkan kembali persamaan-persamaan sebelumnya yang berbeda, sebuah bentuk persamaan algoritma adaptasi parameter *recursive least squares* (RLS) didapatkan sebagai berikut:

$$\hat{\theta}(t+1) = \hat{\theta}(t) + F(t+1)\phi(t)\epsilon^o(t+1) \quad (\text{A.3})$$

$$F(t+1) = F(t) - \frac{F(t)\phi(t)\phi(t)^TF(t)}{1 + \phi(t)^TF(t)\phi(t)} \quad (\text{A.4})$$

$$\epsilon^o(t+1) = y(t+1) - \hat{\theta}(t)^T\phi(t) \quad (\text{A.5})$$

Bentuk ekivalen dari algoritma diatas bisa didapatkan dengan memasukkan persamaan $F(t+1)$ yang diberikan pada persamaan (A.4) ke dalam persamaan (A.3), dimana:

$$[\hat{\theta}(t+1) - \hat{\theta}(t)] = F(t+1)\phi(t)\epsilon^o(t+1) \quad (\text{A.6})$$

$$[\hat{\theta}(t+1) - \hat{\theta}(t)] = F(t)\phi(t) \frac{\epsilon^o(t+1)}{1 + \phi(t)^TF(t)\phi(t)}$$

Apabila persamaan (2.7) dan (2.8) diperhitungkan juga, maka akan membentuk persamaan berikut:

$$\begin{aligned}
 \epsilon(t+1) &= y(t+1) - \hat{\theta}(t+1)^T \phi(t) = y(t+1) - \hat{\theta}(t) \phi(t) \\
 -[\hat{\theta}(t+1) - \hat{\theta}(t)]^T \phi(t) &= \epsilon^o(t+1) \\
 -\phi(t)^T F(t) \phi(t) \frac{\epsilon^o(t+1)}{1 + \phi(t)^T F(t) \phi(t)} &= \frac{\epsilon^o(t+1)}{1 + \phi(t)^T F(t) \phi(t)} \quad (\text{A.7})
 \end{aligned}$$

Dimana persamaan (A.7) menunjukkan hubungan antara prediksi kesalahan aposteriori dan prediksi kesalahan apriori. Dengan menggunakan hubungan ini dalam persamaan (A.6), sebuah bentuk ekivalen dari algoritma adaptasi parameter *recursive least squares* didapatkan sebagai berikut:

$$\hat{\theta}(t+1) = \hat{\theta}(t) + F(t) \phi(t) \epsilon(t+1) \quad (\text{A.8})$$

$$F(t+1)^{-1} = F(t)^{-1} + \phi(t) \phi(t)^T \quad (\text{A.9})$$

$$F(t+1) = F(t) - \frac{F(t) \phi(t) \phi(t)^T F(t)}{1 + \phi(t)^T F(t) \phi(t)} \quad (\text{A.10})$$

$$\epsilon(t+1) = \frac{y(t+1) - \hat{\theta}(t)^T \phi(t)}{1 + \phi(t)^T F(t) \phi(t)} \quad (\text{A.11})$$

LAMPIRAN
B
VARIABEL MODEL PESAWAT TERBANG

α = Angle of attack

q = Pitch rate

θ = Pitch angle

δ_e = Elevator deflection angle

ρ_e = Density of the surrounding air

S = Platform area of the wing

\bar{c} = Average chord length

m = Mass of the aircraft

U = Equilibrium flight speed

C_T = Coefficient of thrust

C_D = Coefficient of drag

C_L = Coefficient of lift

C_W = Coefficient of weight

C_M = Coefficient of pitch moment

γ_e = Flight path angle

σ = Constant sigma

i_{yy} = Normalized moment of inertia

η = Constant nu

F_x, F_y, F_z = Gaya eksternal pada arah sumbu x, y , dan z

M_x = Momen putar

M_y = Momen *pitching*

M_z = Momen *yawing*

U, V, W = Komponen kecepatan linier pesawat pada arah sumbu x, y , dan z ,

P, Q, R = Komponen kecepatan angular ω pada arah sumbu x, y , dan z ,

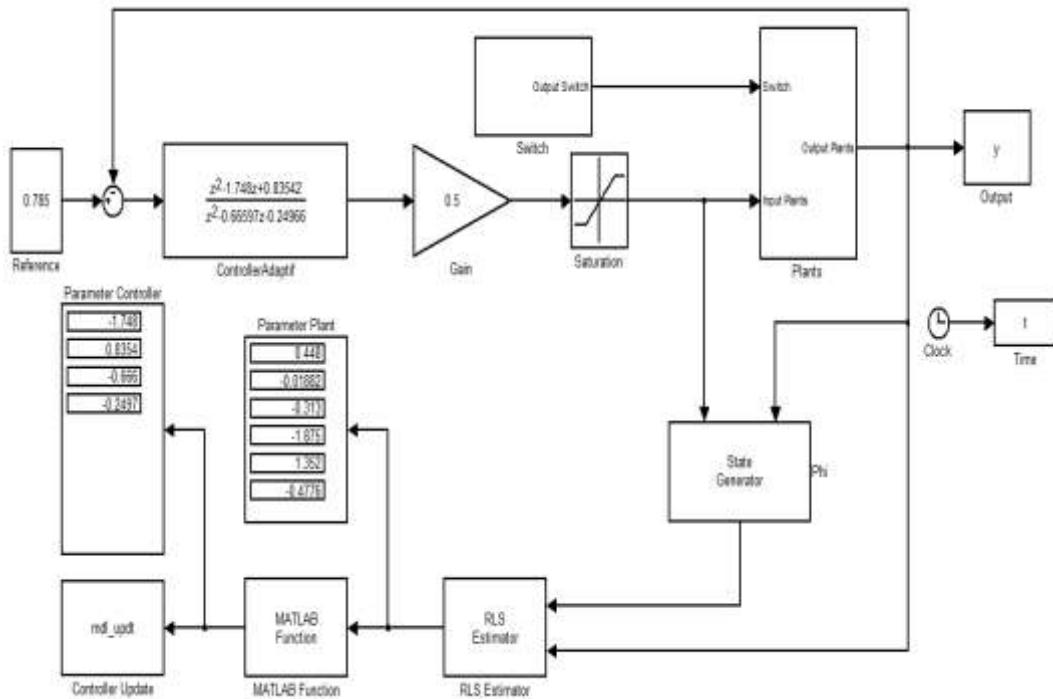
J_{zz} = Produk inersia I_x dan I_z

$\mu = \frac{\rho_e S \bar{c}}{4m}$ = Faktor hubungan sistem fisik pesawat dengan kepadatan udara

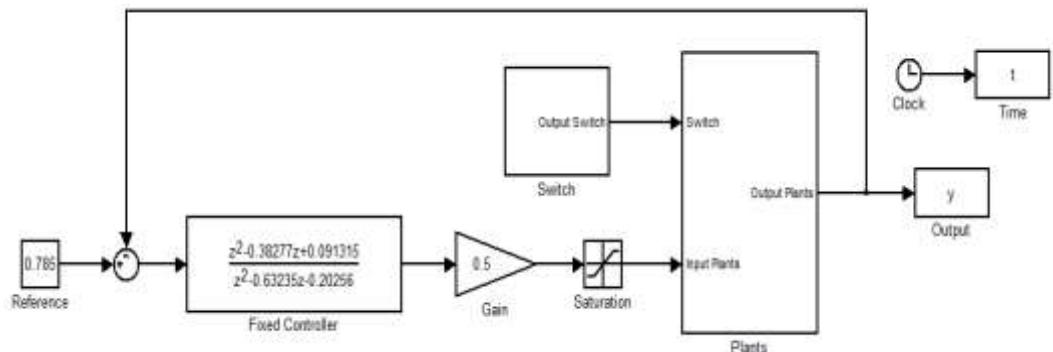
$\Omega = \frac{2U}{\bar{c}}$ = Faktor hubungan kecepatan pesawat dengan luas rata-rata *chord*

$\sigma = \frac{1}{1 + \mu C_{L\alpha}}$ = Faktor hubungan daya angkat pesawat dengan *angle attack*

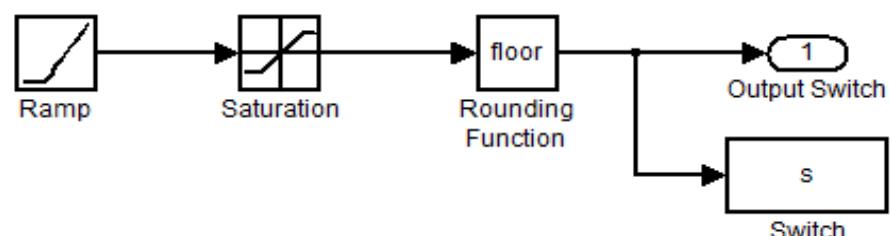
LAMPIRAN
C
MODEL SIMULINK



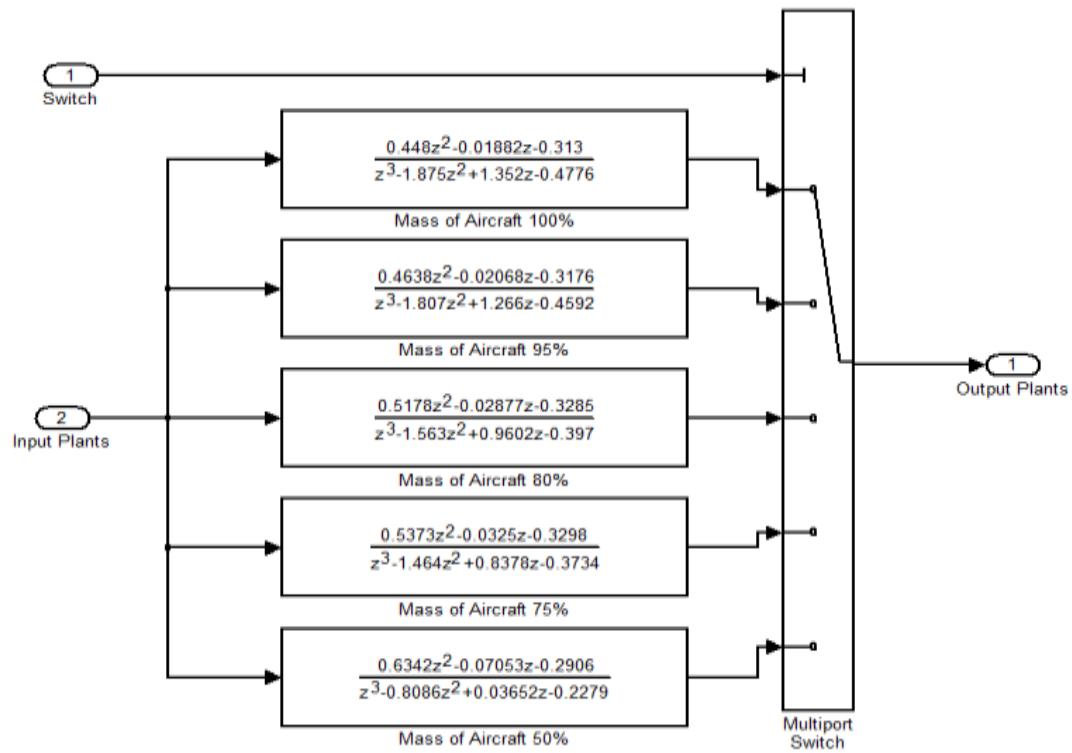
Gambar C.1: Diagram Skematik *Self Tuning Adaptive Control System* dalam Percobaan I.



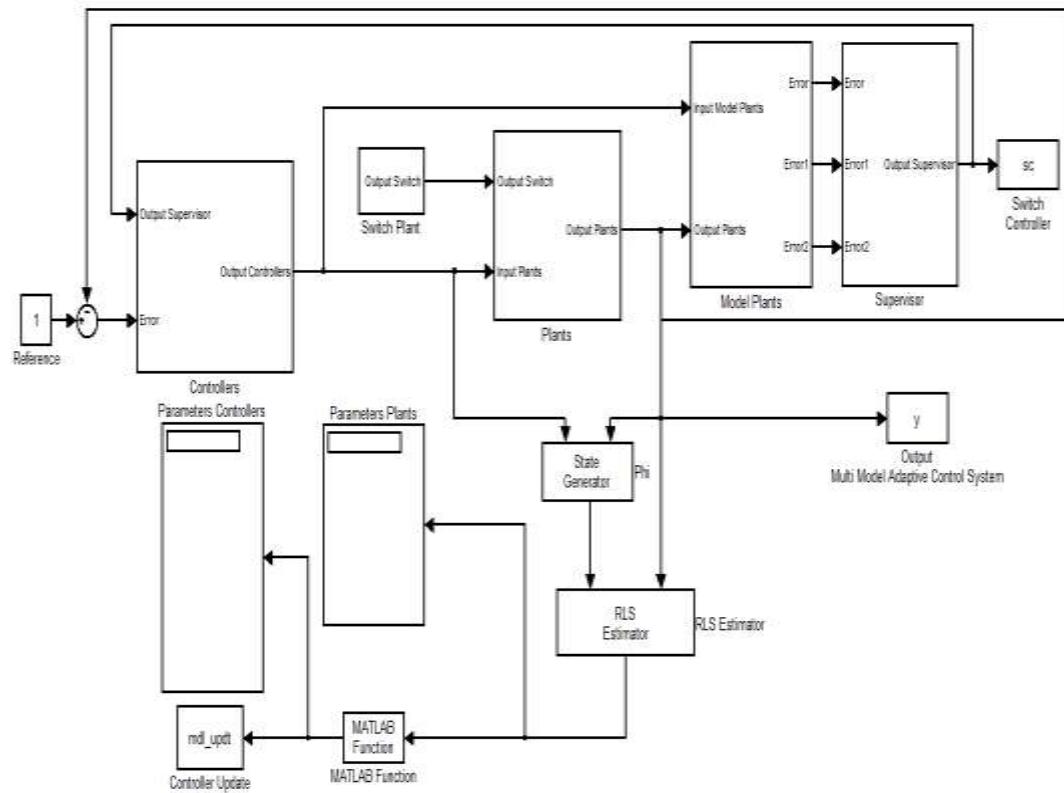
Gambar C.2: Diagram Skematik Sistem Kontrol Tetap dalam Percobaan I.



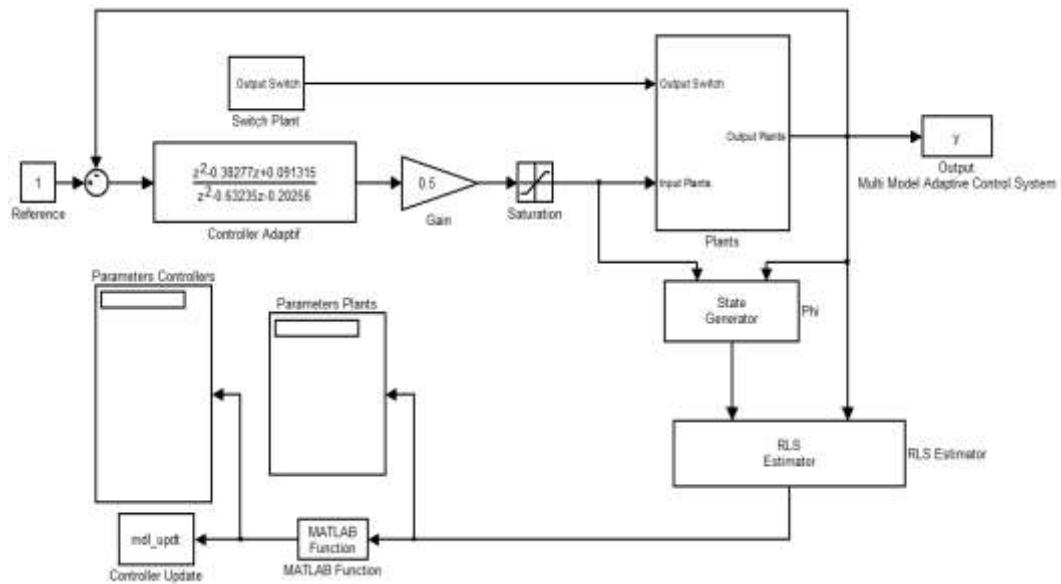
Gambar C.3: Diagram Skematik *Switch* dalam Percobaan I.



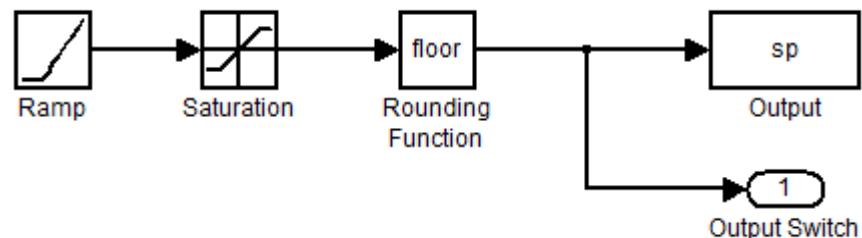
Gambar C.4: Diagram Skematik *Plants* dalam Percobaan I.



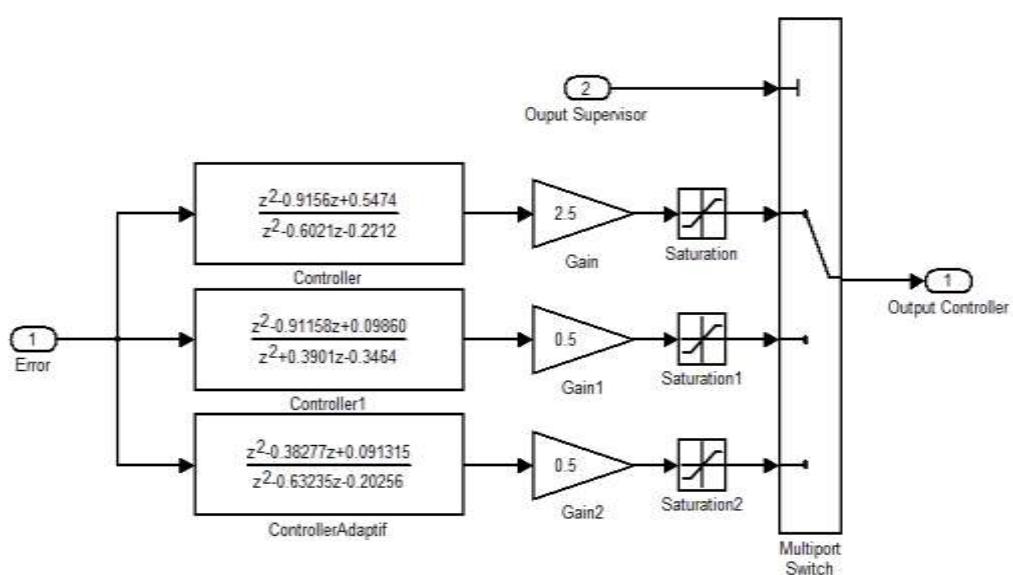
Gambar C.5: Diagram Skematik *Multi Model Adaptive Control System* dalam Percobaan II.



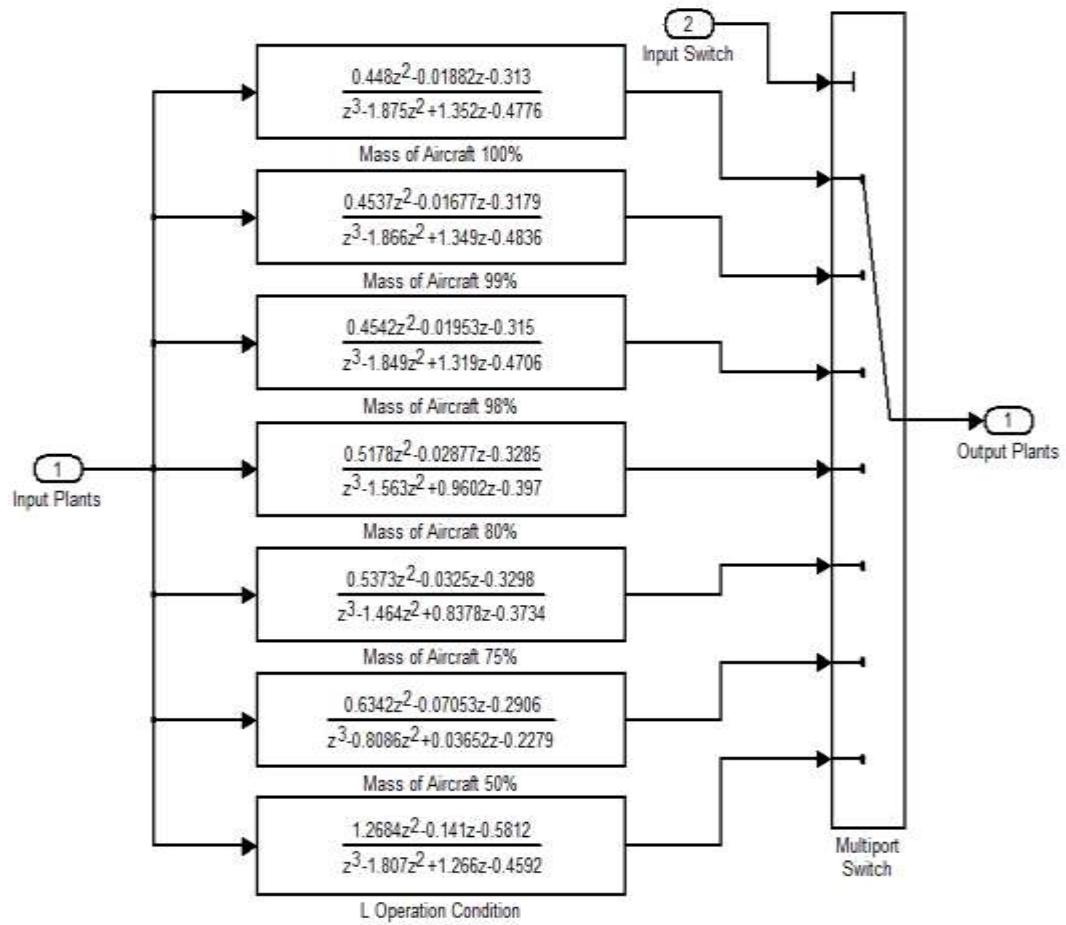
Gambar C.6: Diagram Skematik *Self Tuning Adaptive Control System* dalam Percobaan II.



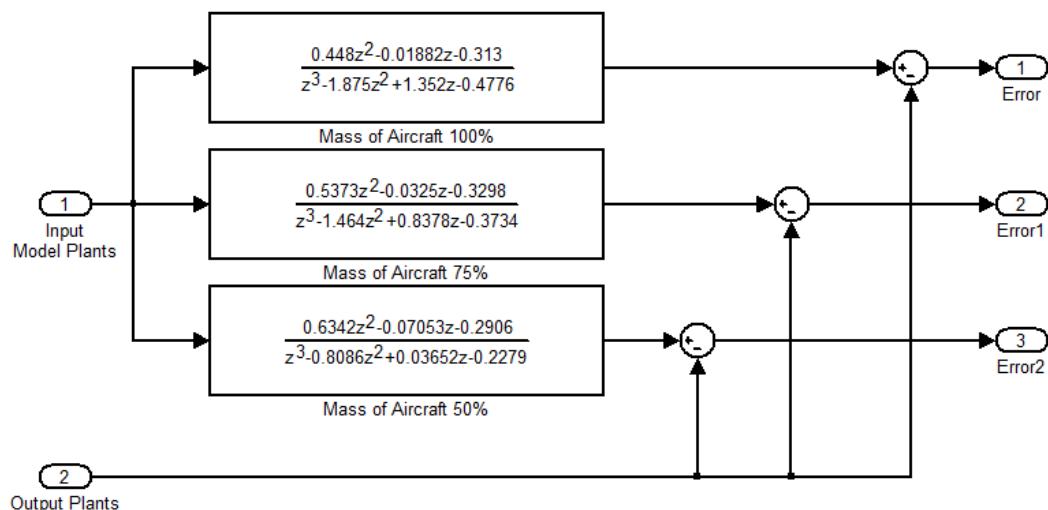
Gambar C.7: Diagram Skematik *Switch* dalam Percobaan II.



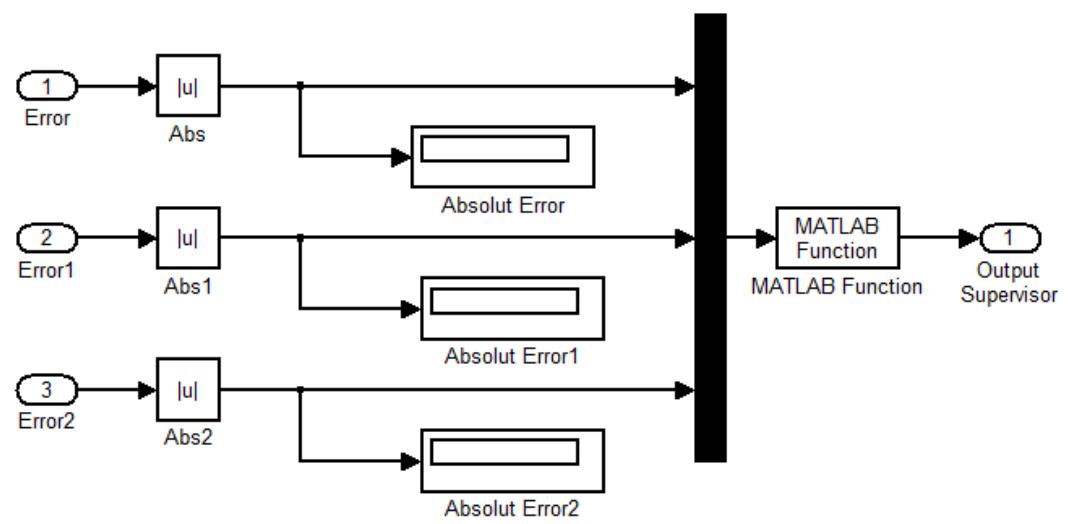
Gambar C.8: Diagram Skematik *Controller* dalam Percobaan II.



Gambar C.9: Diagram Skematik *Plants* dalam Percobaan II.



Gambar C.10: Diagram Skematik Model *Plants* dalam Percobaan II.



Gambar C.11: Diagram Skematik *Supervisor* dalam Percobaan II.

**LAMPIRAN
D
DISAIN PENGONTROL**

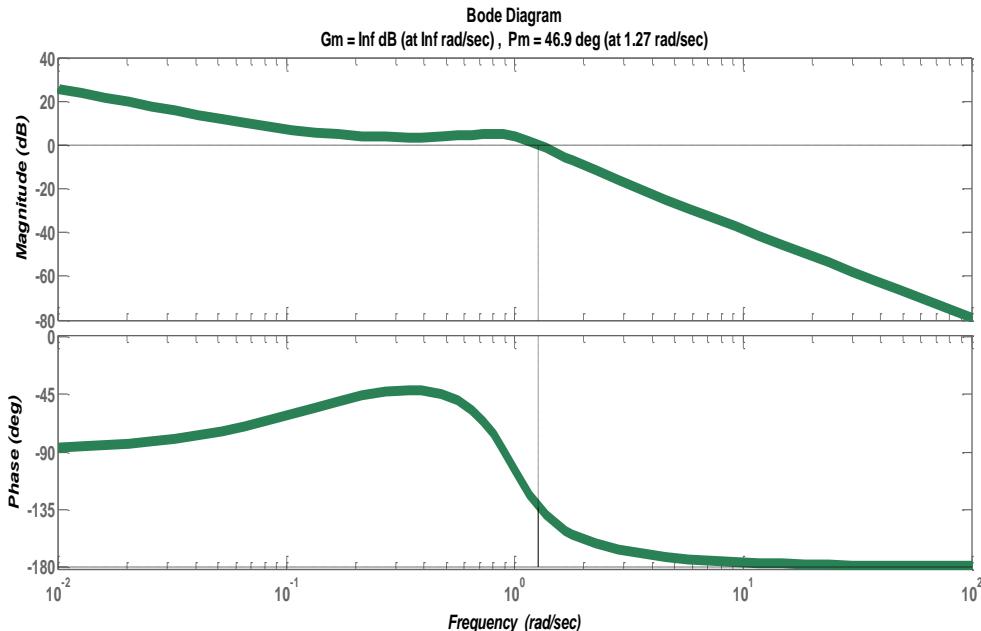
Berikut ini langkah-langkah dalam mendesain sebuah pengontrol adaptif untuk *plant* pesawat terbang dalam kondisi operasi A. Pengontrol akan didisain untuk memenuhi spesifikasi sebagai berikut:

- *Overshoot* kurang dari 25%
- *Rise time* kurang dari 1 detik
- *Settling time* kurang dari 5 detik
- *Stedy-state error* kurang dari 2%

1. Tentukan model matematika *plant* pesawat dalam kondisi operasi A.

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{B(s)}{A(s)} = \frac{1.151s + 0.1774}{s^3 + 0.739s^2 + 0.921s}$$

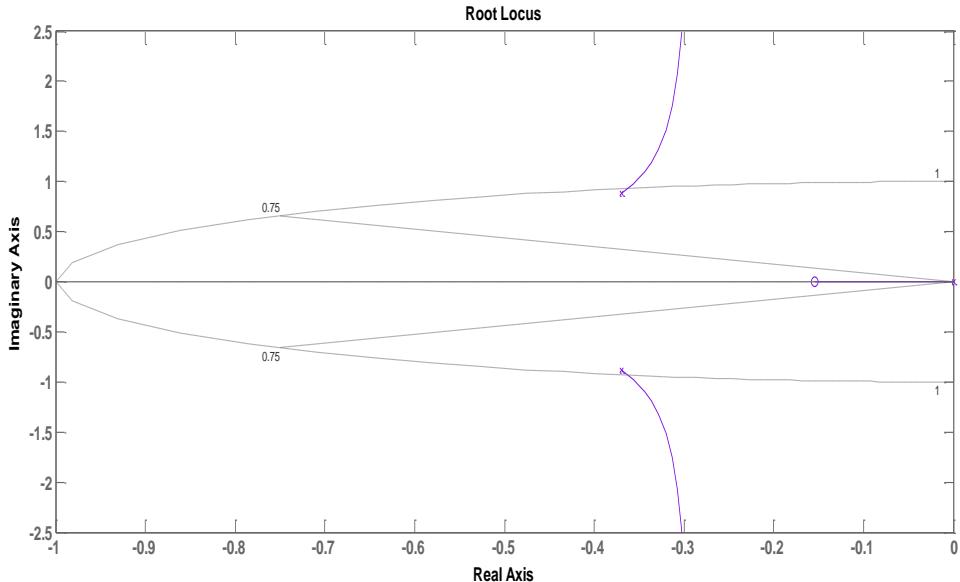
2. Analisa diagram bode dari *transfer function* model matematika pesawat.



Gambar D.1: Diagram Bode Sistem Lup Terbuka Model Pesawat Terbang.

Berdasarkan diagram Bode sistem lup terbuka, didapatkan bahwa model pesawat terbang memiliki *phase margin* pada 46.9 derajat dan *gain margin* tak berhingga.

3. Analisa *root locus* dari *transfer function* model matematika pesawat.



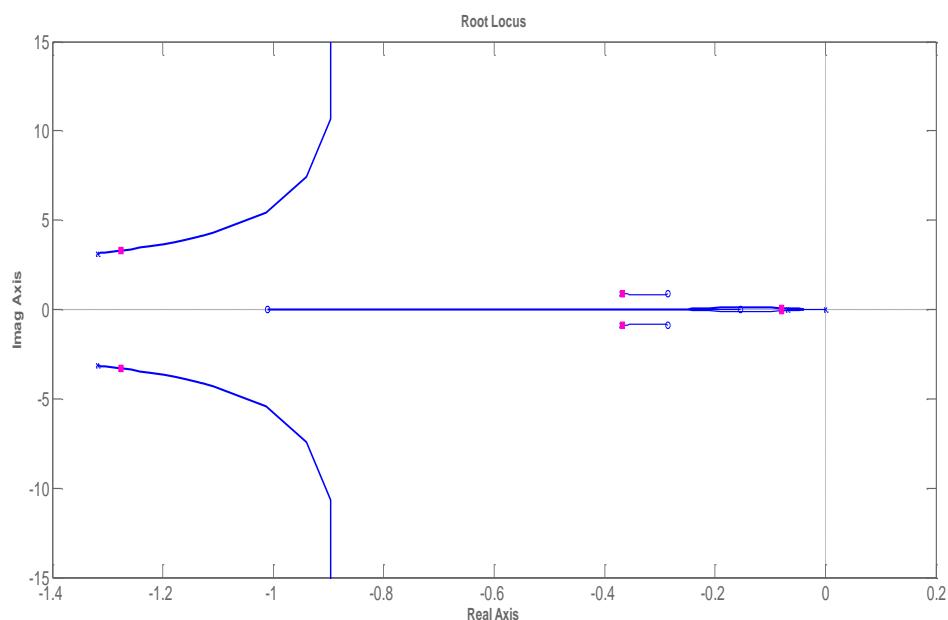
Gambar D.2: Root-Locus Sistem Lup Tertutup Model Pesawat Terbang.

Plant pesawat terbang memiliki 1 buah *zeros* di -0.1541 dan 3 buah *poles* di 0 , $-0.3695 + 0.8857i$, dan $-0.3695 - 0.8857i$. Berdasarkan spesifikasi yang diinginkan, akar-akar polinomial dari *plant* pesawat terbang ini belum memenuhi spesifikasi keluaran yang diinginkan. Berdasarkan plot *root locus* tersebut, maka dapat ditentukan lokasi-lokasi *poles* yang bisa diberikan dan memenuhi spesifikasi yang diinginkan.

4. Tentukan nilai-nilai dari frekuensi alami ω_N dan rasio redaman ξ , sehingga respon keluaran dapat memenuhi spesifikasi yang diinginkan. Penentuan spesifikasi tersebut dapat menggunakan persamaan-persamaan berikut ini:

$$\begin{aligned} \xi \omega_N &\geq \frac{4.6}{T_s} \\ \omega_N &\geq \frac{1.8}{T_r} \\ \xi &\geq \sqrt{\frac{(\ln M_p/\pi)^2}{1 + (\ln M_p/\pi)^2}} \end{aligned} \quad (D.1)$$

5. Berdasarkan persamaan D.1, maka dapat ditentukan bahwa frekuensi alami harus lebih besar dari 0.9 dan rasio redaman harus lebih besar dari 0.52. Kemudian, tentukan lokasi dari *poles* dan *zeros* yang ditambahkan berdasarkan kriteria frekuensi alami dan rasio redaman diatas. Sebagai contoh *poles* dan yang ditambahkan ialah sebagai berikut:



Gambar D.3: Root-Locus Sistem Lup Tertutup Model Pesawat Terbang Diinginkan.

Poles=

- $-1.31834827525241+i*3.14128779289536;$
- $-1.31834827525241-i*3.14128779289536;$
- $-0.0688585123901306.$

Zeros=

- $-1.0098610024659;$
- $-0.285037180041375+i*0.859570748741224;$
- $-0.285037180041375-i*0.859570748741224.$

6. Berdasarkan lokasi *poles* dan *zeros* yang ditambahkan pada *plant*, maka didapatkan model *plant* yang diinginkan sebagai berikut:

$$\frac{B_m}{A_m} = \frac{1.151s^4 + 1.996s^3 + 1.887s^2 + 1.201s + 0.147}{s^6 + 3.445s^5 + 15.86s^4 + 14s^3 + 13.34s^2 + 1.938s + 0.147}$$

Dengan lokasi *poles* dan *zeros* sebagai berikut:

Poles=

- -1.31834827525241+i*3.14128779289536;
- -1.31834827525241-i*3.14128779289536;
- -0.0688585123901306.

Zeros=

- -1.0098610024659;
- -0.285037180041375+i*0.859570748741224;
- -0.285037180041375-i*0.859570748741224.

7. Karena dalam simulasi model *plants* pesawat yang digunakan dalam domain waktu diskrit maka langkah selanjutnya ialah diskritisasi model *plants*. Proses diskritisasi dilakukan dengan pemilihan waktu cuplik dan metode yang sesuai dengan kebutuhan dalam simulasi.

$$\frac{B(z)}{A(z)} = \frac{0.448z^2 - 0.01882z - 0.313}{z^3 - 1.875z^2 + 1.352z - 0.4776}$$

dan

$$\frac{B_m(z)}{A_m(z)} = \frac{0.448z^4 - 0.8019z^3 - 0.6544z^2 + 0.5628z - 0.2615}{z^5 - 2.54z^4 + 2.35z^3 - 0.9101z^2 - 0.01947z - 0.1192}$$

8. Tentukan pengontrol RST berdasarkan *control law* berikut ini

- Regulasi (Penghitungan R dan S)

$$AR + BS = A_c$$

$$AR + BS = A_0 A_m = A_c$$

Dengan A_c merupakan *poles* lup tertutup yang diinginkan:

$$\text{Maka } A_c = z^5 - 2.54z^4 + 2.35z^3 - 0.9101z^2 - 0.01947z - 0.1192$$

$$(0.448z^2 - 0.01882z - 0.313) * R$$

+

$$(z^3 - 1.875z^2 + 1.352z - 0.4776) * S$$

=

$$z^5 - 2.54z^4 + 2.35z^3 - 0.9101z^2 - 0.01947z - 0.1192$$

Sistem didisain dengan tidak ada *zeros* yang dihilangkan, maka faktorisasi pada langkah 8 dapat disederhanakan. Kondisi kausalitas bisa didapatkan dengan memenuhi ketentuan sebagai berikut:

- $B^+ = 1$
- $B^- = B = 0.448z^2 - 0.01882z - 0.313$
- $\deg A_0 = \deg A - \deg B - 1 = 0$
- $\deg R \geq \deg A_c - \deg A \geq 5 - 3 \geq 2$
- $\deg A_c \geq 2 \deg A - 1 \geq 5$

Sehingga didapatkan persamaan *Diophantine* menjadi:

$$(0.448z^2 - 0.01882z - 0.313) * (r_0z^3 + r_1z^2 + r_2z + r_3)$$

+

$$(z^3 - 1.875z^2 + 1.352z - 0.4776) * (s_0z^2 + s_1z + s_2)$$

=

$$z^5 - 2.54z^4 + 2.35z^3 - 0.9101z^2 - 0.01947z - 0.1192$$

Dijabarkan menjadi:

- $z^5 \rightarrow 1 * s_0 = z^5 \rightarrow s_0 = 1$
- $z^4 \rightarrow (0.448r_0) + (1 * s_1) + (-1.875 * s_0) = -2.54$
 $\rightarrow r_0 = -1.484 - 2.232s_1$
- $z^3 \rightarrow [(0.448r_1 - 0.01882r_0) + (s_2 - 1.875s_1 + 1.352)] = 2.35$
 $\rightarrow r_1 = 2.165 + 4.092s_1 - 2.232s_2$
- $z^2 \rightarrow [(0.448r_2 - 0.01882r_1 - 0.313r_0) + (-1.875s_2 + 1.35s_1 + 0.48s_0)] = -0.9101$
 $\rightarrow r_2 = -1.905 - 4.404s_1 + 4.1s_2$
- $z^1 \rightarrow (-0.019r_2 - 0.313r_1) + (1.352s_2 - 0.478s_1) = 0.0195$
 $\rightarrow r_2 = -35 - 93.4s_1 + 109.03s_2$
- $z^0 \rightarrow [(-0.313r_2) + (-0.4776s_2)] = -0.1192$
 $\rightarrow r_2 = 0.381 - 1.526s_2$

Melalui persamaan yang didapat dari z^2 , z^1 , dan z^0 dapat dibentuk persamaan linier sebagai berikut:

$$r_2 + 4.404s_1 - 4.1s_2 = -1.905$$

$$r_2 + 93.4s_1 - 109.03s_2 = -35$$

$$r_2 + 1.526s_2 = 0.381$$

Cari r_2 , s_1 dan s_2 :

$$r_2 = \frac{\det \begin{bmatrix} -1.905 & 4.404 & -4.1 \\ -35 & 93.4 & 109.03 \\ 0.381 & 0 & 1.526 \end{bmatrix}}{\det \begin{bmatrix} 1 & 4.404 & -4.1 \\ 1 & 93.4 & 109.03 \\ 1 & 0 & 1.526 \end{bmatrix}} = \frac{292.5452}{998.916} = 0.2929$$

$$s_1 = \frac{\det \begin{bmatrix} 1 & -1.905 & -4.1 \\ 1 & -35 & 109.03 \\ 1 & 0.381 & 1.526 \end{bmatrix}}{\det \begin{bmatrix} 1 & 4.404 & -4.1 \\ 1 & 93.4 & 109.03 \\ 1 & 0 & 1.526 \end{bmatrix}} = \frac{-444.8077}{998.916} = -0.4453$$

$$s_2 = \frac{\det \begin{bmatrix} 1 & 4.404 & -1.905 \\ 1 & 93.4 & -35 \\ 1 & 0 & 0.381 \end{bmatrix}}{\det \begin{bmatrix} 1 & 4.404 & -4.1 \\ 1 & 93.4 & 109.03 \\ 1 & 0 & 1.526 \end{bmatrix}} = \frac{57.6945}{998.916} = 0.0578$$

Kemudian setelah didapatkan nilai-nilai r_2 , s_1 dan s_2 maka dapat dicari nilai-nilai dari r_0 dan r_1

$$r_0 = -1.484 - 2.232s_1 = -1.484 - 0.994 = -0.5$$

$$r_1 = 2.165 + 4.092s_1 - 2.232s_2 = 2.165 - 1.82 - 0.13 = 0.214$$

Maka didapatkan polinomial R dan S sebagai berikut:

$$R(z) = -0.5z^2 + 0.214z + 0.2929$$

dan

$$S(z) = (1z^2 - 0.4453z + 0.0578)$$

Kemudian cari polinomial T untuk *tracking*

$$T = A_o\beta$$

Dengan

$$A = A_oA' = \{(z - 0.257)(z^2 + 2.1278z - 1.889)\}$$

dan

$$\beta = \frac{A_m(1)}{B_m(1)} = \frac{-0.23877}{-0.707} = 0.3377$$

Sehingga didapatkan polinomial T sebagai berikut:

$$T = 0.3377 * (z - 0.257) = 0.3377z - 0.0868$$

Berikut ini fungsi transfer disain pengontrol dalam Percobaan I:

- Sistem Kontrol Tidak Adaptif

Kondisi Operasi	Massa Pesawat	Fungsi Transfer Pengontrol Tidak Adaptif
A	100%	$\frac{z^2 - 0.9158z - 0.986}{z^2 + 0.3901z - 0.3464}$

Tabel D.1: Fungsi Transfer Pengontrol Tidak Adaptif dalam Percobaan I

- Sistem Kontrol Adaptif
 - Pengontrol Adaptif

Kondisi Operasi	Massa Pesawat	Fungsi Transfer Pengontrol Adaptif
A	100%	$\frac{z^2 - 1.748z - 0.83541}{z^2 - 0.66597z - 0.24966}$
F	95%	$\frac{z^2 - 1.6134z + 0.72485}{z^2 - 0.6707z - 0.2567}$
H	80%	$\frac{z^2 - 1.1265z + 0.39669}{z^2 - 0.68036z - 0.27121}$
I	75%	$\frac{z^2 - 0.93z + 0.2956}{z^2 - 0.68118z - 0.27247}$
J	50%	$\frac{z^2 - 0.38277z + 0.091315}{z^2 - 0.63235z - 0.20256}$

Tabel D.2: Fungsi Transfer Pengontrol Adaptif dalam Percobaan I

Berikut ini fungsi transfer disain pengontrol dalam Percobaan II:

- Sistem Kontrol Tidak Adaptif
 - Pengontrol Tidak Adaptif

Kondisi Operasi	Massa Pesawat	Fungsi Transfer Pengontrol Tidak Adaptif
A	100%	$\frac{z^2 - 0.91158z + 0.0986}{z^2 + 0.3901z - 0.3464}$
I	80%	$\frac{z^2 - 0.9156z + 0.5474}{z^2 - 0.6021z - 0.2212}$

Tabel D.3: Fungsi Transfer Pengontrol Tidak Adaptif dalam Percobaan I

- Pengontrol Adaptif

Kondisi Operasi	Massa Pesawat	Fungsi Transfer Pengontrol Adaptif
A	100%	$\frac{z^2 - 1.748z - 0.83541}{z^2 - 0.66596z - 0.24966}$
B	99%	$\frac{z^2 - 1.7301z + 0.8223}{z^2 - 0.67056z - 0.25645}$
C	98%	$\frac{z^2 - 1.6961z + 0.79175}{z^2 - 0.66792z - 0.25254}$
H	80%	$\frac{z^2 - 1.1265z + 0.39669}{z^2 - 0.68036z - 0.27121}$
H	75%	$\frac{z^2 - 0.92884z + 0.2956}{z^2 - 0.68119z - 0.27247}$
I	50%	$\frac{z^2 - 0.38277z + 0.091315}{z^2 - 0.63235z - 0.20256}$
L	12.5%	$\frac{z^2 - 1.6134z + 0.72485}{z^2 - 0.6707z - 0.25667}$

Tabel D.4: Fungsi Transfer Pengontrol Tidak Adaptif dalam Percobaan I.