

SIMULASI *PILOT-IN-THE-LOOP* UNTUK PESAWAT TEMPUR EKSPERIMENTAL FXX

PILOT-IN-THE-LOOP SIMULATION OF THE FXX EXPERIMENTAL FIGHTER AIRCRAFT

Hindawan Hariowibowo, Ony Arifianto, Hisar M. Pasaribu, Hari Muhammad
Teknik Dirgantatara FTMD
Institut Teknologi Bandung

Abstrak

Dalam pengembangan pesawat tempur modern, aspek kualitas pengendalian merupakan salah satu aspek yang penting. Dengan mengetahui karakteristik kualitas pengendaliannya sedini mungkin, saat pesawat tempur memasuki tahap uji terbang, diharapkan pesawat tempur tersebut dapat memenuhi persyaratan uji terbang dan persyaratan operasionalnya dengan baik dan cepat. Pada penelitian ini, simulasi dinamika terbang dengan melibatkan *pilot-in-the-loop* (*closed loop handling quality / CLHQ*) dilakukan dalam tahap pengembangan pesawat eksperimental FXX. Pemodelan simulasi dinamik dibuat dengan lingkaran tertutup pada pesawat FXX. Model matematika pesawat FXX diambil dari pekerjaan sebelumnya. Sistem penambah kestabilan dan sistem pembantu pengendalian ditambahkan untuk mendekati operasi pesawat tempur pada umumnya. Pada lingkaran paling luar pemodelan ditambahkan model matematika pilot sebagai pengendali. Hasil simulasi CLHQ dilakukan untuk memeriksa efek sensitifitas dari perubahan nilai parameter pada elemen-elemen pemodelannya. Diharapkan hasil simulasi dapat dipergunakan untuk penelitian lebih lanjut dalam aspek kualitas pengendalian yang melibatkan *pilot-in-the-loop*, termasuk kajian PIO (*Pilot Induced Oscillation*) pesawat FXX. Hasil yang ingin dicapai pada makalah ini adalah memperoleh kinerja kualitas pengendalian pada pemodelan dinamika terbang pesawat FXX menggunakan pilot model.

Kata kunci: Simulasi, Kualitas Pengendalian, *Pilot Model*, *Pilot-In-The-Loop*

Abstract

Handling qualities become an important aspect for modern fighter aircraft development. By knowing and obtaining better handling qualities characteristic in the earlier stage, it will help the aircraft meets the requirements during flight test phase. This research simulate the fighter experimental aircraft (FXX) dynamic behavior with pilot-in-the-loop to evaluate its closed loop handling quality (CLHQ) performance. FXX Dynamic model is formed by using closed loop model. FXX Equation of motion is obtained from previous work. Stability Augmentation System, Control Augmentation System and actuator models are added in order to simulate fighter aircraft operation closely. Pilot model block contains mathematical model to represent pilot behavior is then added on the outer loop of the FXX closed loop model. Simulation results evaluate the sensitivity effects of parameter values inside the elements of modelling. Further research such as an evaluation of FXX Pilot Induced Oscillation (PIO) based on this research can be carried out. The objective of this research is to obtain handling quality performance on the FXX dynamic model by using pilot model in the loop.

Keywords: Simulation, Handling Quality, Pilot Model, Pilot-In-The-Loop

1. PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Dengan adanya kerjasama pengembangan pesawat tempur generasi-4,5 antara pemerintah Republik Indonesia dan Korea Selatan, maka perlu dibuat kajian perancangan pada seluruh aspeknya, aspek fisika terbang, struktur dan sistem pesawat tempur. Pada makalah ini dikaji salah satu dari aspek fisika terbang, yaitu tentang kualitas pengendalian atau *handling quality* (HQ) dari pesawat tempur yang sedang dikembangkan tadi, yang dalam makalah ini disebut pesawat tempur eksperimental FXX.

1.2. Perumusan Masalah

Aspek penilaian kualitas pengendalian dipilih karena merupakan salah satu aspek penting yang menentukan keberhasilan misi operasi dari pesawat terbang yang sedang dirancang. Untuk itu di tahap awal pengembangan pesawat FXX, diperlukan alat atau *tool* untuk dapat menilai kualitas pengendaliannya, yang pada penelitian ini dipilih *tool* simulasi. Maka diperlukan pembuatan model untuk simulasinya yang terdiri dari model dinamika terbang FXX, model kendali FXX dan model operator pilot (*pilot model*). Selanjutnya teknik uji *Closed Loop Handling Quality* (CLHQ) yang melibatkan *pilot-in-the-loop* dipilih untuk menjalankan simulasinya. Dengan melakukan simulasi CLHQ dapat dinilai kualitas pengendalian FXX di tahap awal pengembangannya.

1.3. Tujuan

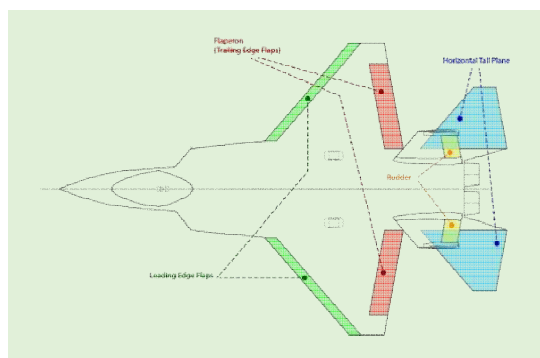
Tujuan penelitian ini adalah membuat pemodelan dinamika terbang pesawat FXX termasuk sistem kendalinya dengan *pilot model* dan melakukan uji simulasi CLHQ untuk menilai kualitas pengendalian pesawat eksperimental FXX.

1.4. Batasan

Simulasi pemodelan dinamika terbang dengan *pilot model* dibatasi untuk sumbu longitudinal dengan mengabaikan kopling antara modus gerak longitudinal dengan lateral direksional. Batasan selanjutnya adalah titik analisa dipilih pada 1 (satu) titik trim longitudinal dengan karakteristik *openloop* yang tidak stabil, yakni pada kondisi terbang *trim speed* $V = 250$ Knots dan ketinggian terbang $H_p = 5.000$ m ($M = 0.51$ Mach), dengan berat pesawat FXX, $W = 16.420$ Kg dan titik berat, $CG = 30\%$ mac. Untuk persamaan gerak pesawat FXX dan disain sistem kendalinya digunakan batasan berbasis pendekatan linier.

1.5. Spesifikasi Pesawat Eksperimental FXX

Pesawat FXX merupakan pesawat tempur multi fungsi yang mempunyai kemampuan terbang supersonik. FXX dirancang untuk dapat memenuhi persyaratan operasi pada misi tempur udara (*air combat*), penyerangan ke darat (*air to ground*), patroli udara (*combat air patrol*), dan penyeragaman pada kecepatan supersonik (*supersonic intercept*). FXX memiliki dua mesin dan mempunyai konfigurasi sayap dan bidang kendali seperti ditunjukkan pada Gambar 1-1.



Gambar 1-1. Bidang kendali Pesawat Eksperimental FXX (BALITBANG KF-X/IF-X, 2012).

Dari gambar ini terlihat bahwa untuk bidang kendali longitudinal dilakukan oleh keseluruhan ekor horizontal. Sedangkan dua ekor vertikal masing-masing mempunyai bidang kendali *rudder* untuk kendali direksional. Kendali lateral menggunakan *defleksi diferensial flaperon* yang terletak di bagian *trailing edge* sayap. *Flaperon* juga berfungsi sebagai penambah gaya angkat pada saat *takeoff* dan *landing*. Fungsi penambah gaya angkat tambahan juga digunakan *leading edge flaps* di bagian depan sayap kiri dan kanan yang bergerak bersamaan. Sistem kendali terbang FXX dirancang dengan sistem kendali *digital fly-by-wire* (DFBW), yang meneruskan *input* kendali pilot ke bidang kendali. *Input* dari pilot diperoleh melalui kendali *side stick control* di sisi kanan pilot untuk melakukan kendali

longitudinal dan lateral, melalui *rudder pedals* untuk kendali direksional dan melalui tuas *throttle* untuk kendali gaya dorong mesin.

2. Metodologi

Metodologi dengan referensi terkait untuk memenuhi tujuan penelitian ini, secara berurutan adalah sebagai berikut:

- Membuat pemodelan persamaan gerak pesawat FXX, telah dikerjakan oleh Yustinus Kus Wardana (2019) pada[1] dengan menggunakan data geometri dan hasil uji terowongan angin FXX dari dokumen pada[2] (BALITBANG KF-X/IF-X, 2012) yang digunakan dalam penelitian ini.
- Membuat pemodelan sistem kendali FXX terdiri dari sistem penambah kestabilan (*stability augmentation system / SAS*) dan sistem pembantu kendali (*control augmentation system / CAS*). Pemodelan sistem kendali dibuat agar sistem kendali mendekati operasi pesawat tempur pada umumnya seperti tertera pada[3][4]. Kriteria kestabilan SAS ditentukan dengan MIL-F 8785-C (1980) pada[5].
- Membuat pemodelan pilot (*pilot model*) untuk dapat melakukan simulasi CLHQ. Penelitian dan pendefinisian model matematika *pilot model* telah dilaksanakan oleh Duane T Mc Ruer, dkk (1965, 1974 dan 1995), yang dijabarkan pada[6][7][8]. Disebutkan dalam[8] bahwa pola perilaku pilot untuk uji CLHQ terdiri dari perilaku sebagai kompensator (*compensatory behavior*), sebagai pengejar (*pursuit behavior*) dan sebagai *skilled pilot (precognitive behavior)*. Untuk penelitian ini, dipilih perilaku sebagai kompensator yang disebut *pilot model crossover*.
- Menggabungkan pemodelan lengkap dinamika terbang pesawat FXX dengan pilot model melalui program MATLAB-Simulink dengan menggunakan fitur *Aerospace Blockset* dan *Aerospace Toolbox*.
- Melakukan simulasi uji CLHQ pada pemodelan lengkap untuk mengetahui sensitifitas kualitas pengendalian pesawat FXX dengan memvariasikan parameter di dalam elemen pemodelan. Teknik uji CLHQ diberikan pada[9][10].

3. Pemodelan Dinamika Terbang dengan *Pilot Model*

3.1. Persamaan Gerak Pesawat Tempur FXX

Pada[1], telah diturunkan persamaan gerak pesawat FXX dengan menggunakan data dari uji terowongan angin yang dirangkum pada[2] dan digunakan pada penelitian ini. Persamaan gerak pesawat diturunkan dari penerapan hukum Newton, dengan mengasumsikan pesawat sebagai benda kaku dan tidak ada perubahan bobot dan distribusinya selama kurun waktu simulasi. Asumsi berikutnya adalah bahwa pesawat FXX memiliki geometri yang simetri pada bidang X-Z di sumbu bendanya, sehingga produk inersia bidang X-Y dan Y-Z adalah nol pada persamaan geraknya. Untuk gerak longitudinal, maka persamaan gerak pesawat terdiri dari 2 (dua) persamaan gaya (gaya angkat dan gaya tahan) dan 1 (satu) persamaan momen, yang dalam bentuk non-liniernya dapat dituliskan sebagai berikut:

$$m(\dot{U} + QW - RV) = -mg \sin \Theta + (F_{A_x} + F_{T_x}) \quad (1)$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = mg \cos \Theta \cos \Phi + (F_{A_z} + F_{T_z}) \quad (2)$$

$$\dot{Q}I_{YY} + PR(I_{XX} - I_{ZZ}) + (P^2 - R^2)I_{XZ} = M_A + M_T \quad (3)$$

dimana (U, V, W) adalah kecepatan linier sepanjang sumbu benda X, Y, Z, dan (P, Q, R) adalah kecepatan angular terhadap sumbu benda X, Y, Z. F_{A_x} dan F_{A_z} adalah gaya-gaya aerodinamika dalam arah X dan Z sumbu benda, dan F_{T_x} dan F_{T_z} adalah gaya-gaya propulsi dalam arah X dan Z sumbu benda. M_A adalah momen-momen aerodinamika terhadap sumbu benda Y, dan M_T adalah momen propulsi terhadap sumbu benda Y. I_{XX} dan I_{ZZ} adalah momen inersia terhadap sumbu benda X dan Z, dan $(\Theta$ dan $\Phi)$ adalah sudut-sudut Euler, m adalah massa pesawat, dan I_{XZ} adalah produk inersia terhadap bidang X-Z sumbu benda.

Guna memecahkan persamaan gerak ini, diambil kondisi terbang keadaan *steady* atau dalam kesetimbangan. Kondisi ini berlaku untuk misi terbang tertentu, seperti kondisi terbang non-terminal, yakni pesawat berada pada kondisi terbang *steady* dan hanya melakukan sedikit manuver dari kondisi terbang *steady* tersebut. Sehingga pemecahan persamaan gerak pesawat dilakukan pada dua kondisi berikut: kondisi kesetimbangan (*steady state*) dan kondisi terganggu (*perturbed*).

Kondisi kesetimbangan adalah kondisi terbang tanpa adanya percepatan linier dan angular terhadap sistem sumbu benda atau nol, sehingga untuk kondisi kesetimbangan terbang lurus (*steady-state rectilinear*) dimana semua kecepatan angular adalah nol, sistem persamaan gerak (1) sampai (3) menjadi:

$$0 = -mg \sin \Theta_0 + (F_{Ax_0} + F_{Tx_0}) \quad (4)$$

$$0 = mg \cos \Theta_0 \cos \Phi_0 + (F_{Az_0} + F_{Tz_0}) \quad (5)$$

$$0 = M_{A_0} + M_{T_0} \quad (6)$$

Subskrip 0 pada persamaan (4) sampai (6) menyatakan kondisi kesetimbangan. Selanjutnya untuk memecahkan persamaan gerak ini, dilakukan linierisasi dengan memberikan gangguan kecil (*small perturbation*) pada kondisi kesetimbangan, sehingga menjadi persamaan gerak kondisi terganggu (*perturbed*). Proses linierisasi selanjutnya dilakukan dengan memasukkan dan mensubstitusi parameter *state* kondisi terganggu dari kesetimbangan ke persamaan di atas. Dari persamaan (4) sampai (6) tadi dengan memilih parameter persamaan gerak (*state vector*), persamaan gerak dapat dibentuk menjadi persamaan *state space*:

$$\dot{\mathbf{x}} = [\mathbf{A}] \mathbf{x} + [\mathbf{B}] \mathbf{u} \quad (7)$$

Dimana \mathbf{x} adalah *state vector*, \mathbf{u} *input vector*, $[\mathbf{A}]$ *state matrix* yang berisi koefisien non dimensional yang merelasikan persamaan gerak dengan *state vector* \mathbf{x} dan $[\mathbf{B}]$ adalah *input matrix* yang merelasikan koefisien non dimensional persamaan gerak dengan *input vector* \mathbf{u} .

Adapun untuk *state vector*, \mathbf{x} dan *input vector*, \mathbf{u} adalah:

$$\mathbf{x} = \{q \ u \ w \ \theta\} \quad (8)$$

$$\mathbf{u} = \{\delta HTP \ \delta PLA\} \quad (9)$$

dengan,

q = kecepatan angular terhadap sumbu Y (*pitch rate*)

u = kecepatan linier arah sumbu X

w = kecepatan linier arah sumbu Z

θ = sudut angguk (*pitch*) terhadap sumbu Y

δHTP = defleksi bidang kendali *Horizontal Tail Plane* (HTP)

δPLA = defleksi tuas *throttle* (*Power Lever Angle* / PLA)

Untuk mendapatkan respon dari persamaan gerak dalam bentuk *state space* (7), pemecahan persamaan gerak dan simulasi dilakukan dengan menggunakan program MATLAB dan model Simulink. Penurunan persamaan gerak pesawat FXX secara detil diberikan pada[1].

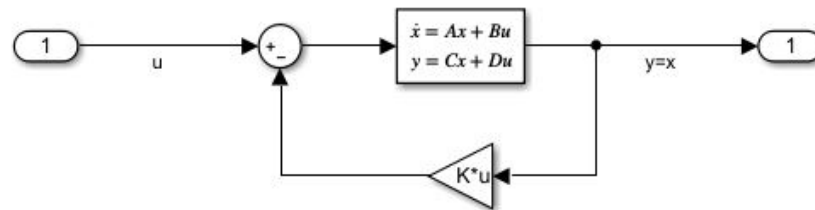
3.2. Pemodelan Sistem Kendali Terbang Pesawat Eksperimental FXX

Sistem kendali longitudinal pesawat eksperimental FXX, dirancang dengan dua sistem lingkaran tertutup, yaitu sistem penambah kestabilan (SAS) pada lingkaran tertutup dalam dan sistem pembantu kendali (CAS) pada lingkaran tertutup luarnya.

3.2.1. Sistem Penambah Kestabilan

Guna mendapatkan variabel gerak yang stabil, sistem penambah kestabilan dirancang dengan menggunakan metoda *pole placement full state feedback*. Persyaratan kestabilan untuk meletakkan *eigenvalue* dipilih berdasarkan[5], sehingga mempunyai karakteristik modus gerak longitudinal yang stabil. Pada titik analisa sesuai batasan pada paragraf 1.4, didapatkan

eigenvalue modus gerak short period yang tidak stabil. Untuk membuat menjadi modus gerak yang stabil, maka *eigenvalue* ini diletakkan sedemikian rupa agar memenuhi kriteria kestabilan Level-1 pada [5], yang merupakan fungsi dari frekuensi natural (ω_n) dan redaman (ζ) modus gerak *short period*. Gambar 3-1 memperlihatkan pemodelan Simulink dengan penerapan umpan balik variabel gerak pada sistem linier yang tidak bergantung waktu (*linear time-invariant*). Pemodelan ini dilakukan dengan mengatur peletakan *eigenvalue* seperti disebutkan di atas, sehingga menjadi *state matrix closed-loop*, $[A - BK]$.



Gambar 3-1. Model Simulink Sistem Penambah Kestabilan dengan Umpan Balik Full State.

Penentuan *feedback* matriks K dilakukan dengan metode *pole placement*, menggunakan fungsi pada program MATLAB “*place(matrik A, matrik B, vector lokasi akar yang dikehendaki)*”. Detil perancangan system penambah kestabilan dengan metoda ini juga diberikan pada [1]. Dalam penelitian ini, terdapat perbedaan cara penentuan matriks K dibandingkan pada [1], yaitu dengan tetap menggunakan akar *phugoid* sesuai dengan *eigenvalue* awal di matriks [A], sehingga didapatkan nilai *feedback* matriks K yang berbeda dibandingkan dengan [1]. Matriks K yang diperoleh kemudian dipergunakan untuk menghitung akar sistem *closed-loop* untuk memastikan bahwa akar hasil perhitungan sama dengan akar yang dikehendaki.

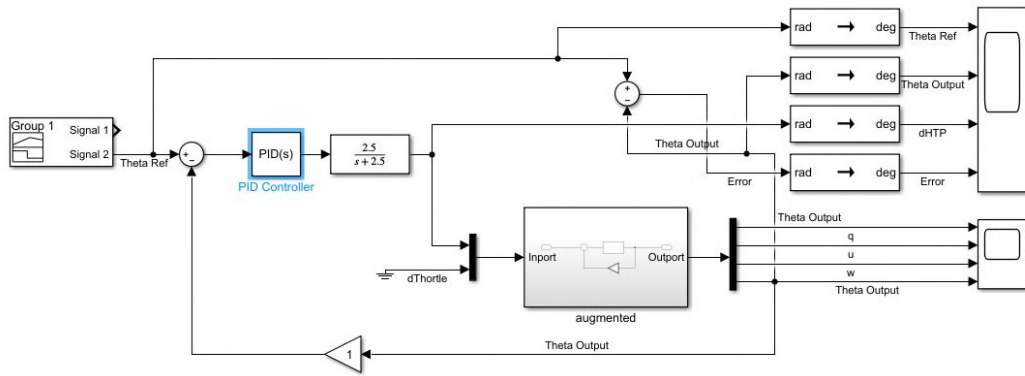
3.2.2. Sistem Pembantu Kendali

Sistem kendali pesawat FXX selanjutnya ditambah dengan sistem pembantu kendali. Dalam penerapannya sistem pembantu kendali ini dapat diterapkan untuk berbagai fungsi. Pada penelitian ini diambil contoh untuk menjaga sudut sikap angguk / *pitch attitude hold*, θ (*Theta*). Sistem kendali *pitch hold* yang dipilih adalah menggunakan sinyal simpangan (*error*) dari variabel gerak *target* (referensi) terhadap variabel gerak *output*. Dengan mengendalikan *error* menjadi nol secepat mungkin, maka didapatkan sistem pembantu kendali yang baik. Sistem yang cocok dipakai untuk fungsi ini adalah sistem kendali PID (*Proportional Integral Derivative controller*).

Dengan menggunakan fitur PID pada program MATLAB Simulink, dapat dipilih nilai bobot / *gain* untuk elemen kendali P, I dan D. Model PID *Controller* yang digunakan adalah jenis paralel, yaitu:

$$P + I \frac{1}{s} + D \frac{N}{1 + N \frac{1}{s}} \quad (10)$$

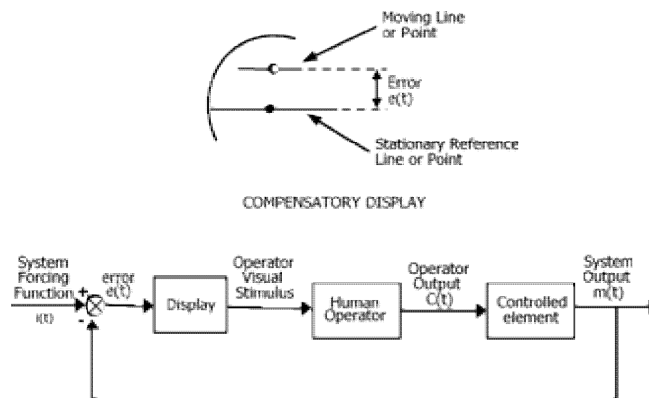
Pemodelan sistem pembantu kendali dibuat dengan menambahkan umpan balik variabel gerak sudut angguk pada lingkaran luar sistem penambah kestabilan, dan dibandingkan dengan sudut angguk referensi, seperti ditunjukkan model Simulink di Gambar 3-2. Pada Gambar 3-2, pemodelannya sudah ditambahkan fungsi transfer model aktuator, agar mendapatkan respon simulasi dinamika defleksi horizontal *tail plane* (δHTP) yang lebih realistis.



Gambar 3-2. Pemodelan Sistem Pembantu Kestabilan dengan PID Controller.

3.3. Pilot Model

Untuk dapat melakukan simulasi CLHQ dengan *pilot-in-the-loop*, diperlukan model matematika yang dapat merepresentasikan perilaku dinamika pilot. Model matematika ini disebut *pilot model*. Pada [6] disebutkan *pilot model* diperlukan untuk membuat aturan (*laws*) yang mengkuantifikasi perilaku dinamika pilot dalam bentuk matematika yang menghubungkannya dengan situasi variabel terbang. Guna menyederhanakan dari model yang kompleks untuk jenis *pilot model crossover*, dibuat pendekatan bahwa aksi pilot dilakukan hanya pada satu umpan (stimuli) variabel gerak yang dominan pada elemen yang dikendalikan. Situasi simulasi yang dibangun oleh *pilot model crossover* adalah pilot bereaksi untuk mengkoreksi respon acak hingga mencapai keadaan *steady*. Kondisi transien menuju *steady* inilah yang diatur melalui bobot parameter di dalam *pilot model crossover*, sehingga menentukan perilaku pilot dalam penilaian CLHQ. Secara sederhana untuk suatu sistem *pilot model crossover* dengan lingkaran tunggal (*single-loop*), diagram fungsinya dapat ditunjukkan pada Gambar 3-3.



Gambar 3-3. Blok Diagram Fungsi Sistem Kompensator Pilot Model *Single Loop*[6].

Dari Gambar 3-3, terlihat bahwa *pilot model crossover* bekerja dengan menghasilkan *output* kendali pilot, $c(t)$ untuk mengkoreksi *error*, $e(t)$ berdasarkan *input* stimuli (*display*) berupa selisih dari *input* variabel *target* atau referensi (*system forcing function*), $i(t)$ terhadap variabel *output* dari elemen yang dikendalikan (*controlled element*), $m(t)$, hingga $e(t)$ mengecil menjadi nol saat tercapai kondisi *steady*. Pada[7] diberikan tipe-tipe hubungan antara *output* variabel gerak, $m(t)$ fungsi dari *output* kendali pilot model, $c(t)$ pada elemen yang dikendalikan, yaitu tipe *proportional*, tipe *kecepatan (rate or velocity)*, tipe *first order lag*, tipe *first order divergence* dan tipe *percepatan (acceleration)*. Tabel 3-1, memberikan fungsi transfer untuk berbagai tipe relasi antara respon gerak $m(t)$ dengan *output* kendali pilot $c(t)$.

Tabel 3-1. Fungsi Transfer Respon Gerak $m(t)$ dengan *Output* Kendali Pilot $c(t)$ [7].

CONTROLLED ELEMENT DYNAMICS		
TYPE	EQUATION OF MOTION	TRANSFER FUNCTION
Proportional	$m(t) = K_c C(t)$	K_c
Rate or Velocity	$\dot{m}(t) = K_c C(t)$	$\frac{K_c}{s}$
First-Order Lag	$\dot{m}(t) + \alpha m(t) = K_c C(t)$	$\frac{K_c}{s + \alpha}$
First-Order Divergence	$\dot{m}(t) + \lambda m(t) = K_c C(t)$	$\frac{K_c}{s - \lambda}$
Acceleration	$\ddot{m}(t) = K_c C(t)$	$\frac{K_c}{s^2}$

Dalam penelitian ini dipilih tipe proporsional, sehingga dari Tabel 3.1 dapat ditulis relasi:

$$m(t) = K_c \cdot c(t) \tag{11}$$

dengan K_c adalah *gain* proporsional untuk *output* dari kendali pilot, $c(t)$.

Untuk membuat simulasi yang lebih realistis, didefinisikan parameter waktu jeda pilot bereaksi (*pilot intervention time*), τ_2 , dan karena *output* pilot $c(t)$ merupakan fungsi dari stimuli simpangan $e(t)$, maka dapat ditulis bahwa,

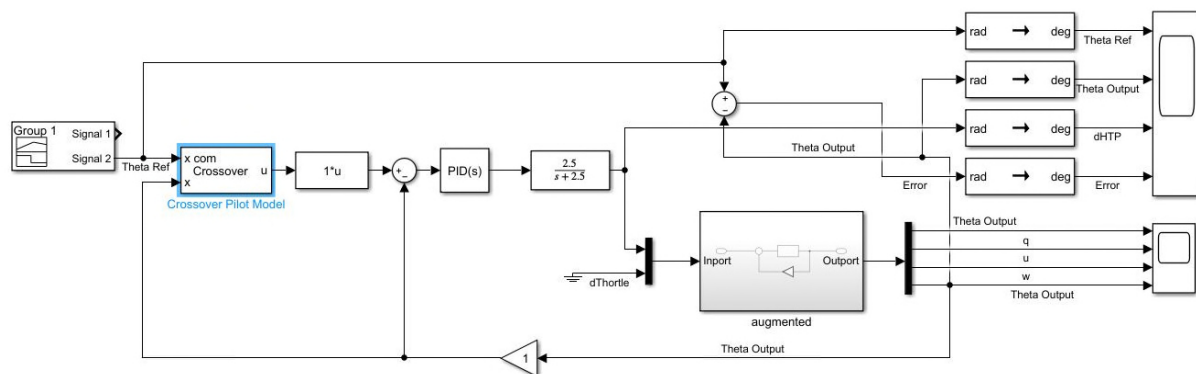
$$c(t + \tau_2) = K_p \cdot e(t) \tag{12}$$

$$c(t) = K_p \cdot e(t - \tau_2) \tag{13}$$

dengan K_p adalah *gain* proporsional dari simpangan (*error*), $e(t)$.
maka fungsi transfernya menjadi:

$$Y_{p_2}(s) \div \frac{C(s)}{E(s)} = Kp_2 e^{-\tau_2 s} \tag{14}$$

Persamaan (14), menunjukkan bahwa untuk mengkompensasi simpangan $e(t)$, *pilot model* jenis *crossover proportional* menghasilkan *output* kendali $c(t)$ menggunakan *gain* yang proporsional, Kp_2 dengan waktu jeda pilot bereaksi sebesar τ_2 . Dengan memvariasikan parameter *pilot gain* Kp_2 dan waktu jeda reaksi pilot τ_2 , dapat dievaluasi sensitivitas simulasi CLHQ. Pemodelan lengkap untuk simulasi CLHQ selanjutnya dilakukan dengan menambahkan *pilot model crossover* pada lingkaran luar model dinamika pesawat FXX dengan menggunakan program Simulink, seperti ditunjukkan pada Gambar 3-4.



Gambar 3-4. Pemodelan CLHQ dengan *Pilot Model Crossover*.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. Skenario Simulasi dan Hasil Perhitungan Titik Analisa

Untuk melakukan simulasi pada pemodelan, dipilih skenario uji *pitch pointing* CLHQ dengan *pilot-in-the-loop*. Untuk itu dipilih variabel gerak targetnya adalah sudut angguk / *pitch angle* θ (theta). Dengan menggunakan program Simulink variabel gerak target θ_{ref} (*theta reference*) dibangun dengan *block signal builder* berbentuk respon orde satu sebesar 0.1 rad, mulai pada $t=1$ detik, dan konstan sampai simulasi berakhir di $t=10$ detik.

Skenario simulasi selanjutnya adalah memvariasikan nilai parameter pada elemen pemodelan untuk diketahui sensitifitasnya. Elemen ini adalah *pilot model* dengan variasi parameter *time delay* dan parameter pilot *gain* yang menggambarkan tingkat agresivitas pilot dalam bereaksi. Selanjutnya pada elemen aktuator δHTP divariasikan nilai *zero* dan *pole* fungsi transfer aktuator. Terakhir elemen sistem pembantu kendali dengan memvariasikan parameter nilai *gain* kendali PID. Variasi dilakukan satu persatu, dengan parameter yang lain dipilih pada nilai *default* program Simulink atau nilai tengah agar sensitifitasnya dapat diketahui. Model Simulink sesuai skenario ini ditunjukkan pada Gambar 4-1.

Selanjutnya dari hasil perhitungan pada [1], di titik analisa yang dipilih pada paragraf 1.4, didapatkan *state matrix* [A] dan *input matrix* [B], berturut-turut sebagai berikut:

$$[A] = \begin{bmatrix} -2.64276 & -0.00246 & 0.011781 & 4.41E - 09 \\ -16.9663 & -0.01275 & -0.07474 & -9.70111 \\ 158.204 & -0.04689 & -0.59385 & -1.02682 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$[B] = \begin{bmatrix} 9.13761 & -0.12505 \\ -1.07387 & 5.23172 \\ 9.91068 & 1.24E - 06 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

Analisa kestabilan longitudinal *state matrix* [A] pada (15), menunjukkan bahwa *eigenvalue* [A] terdiri dari 1 (satu) pasang akar modulus gerak orde dua *long-period* (*phugoid*) yang stabil dan 2 (dua) akar *real* orde satu dari modulus gerak *short-period*, sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \text{Akar } phugoid &= -0.08953 \pm 0.11852i \\ \text{Akar } short-period &= -3.33153 \text{ dan } 0.261231 \end{aligned}$$

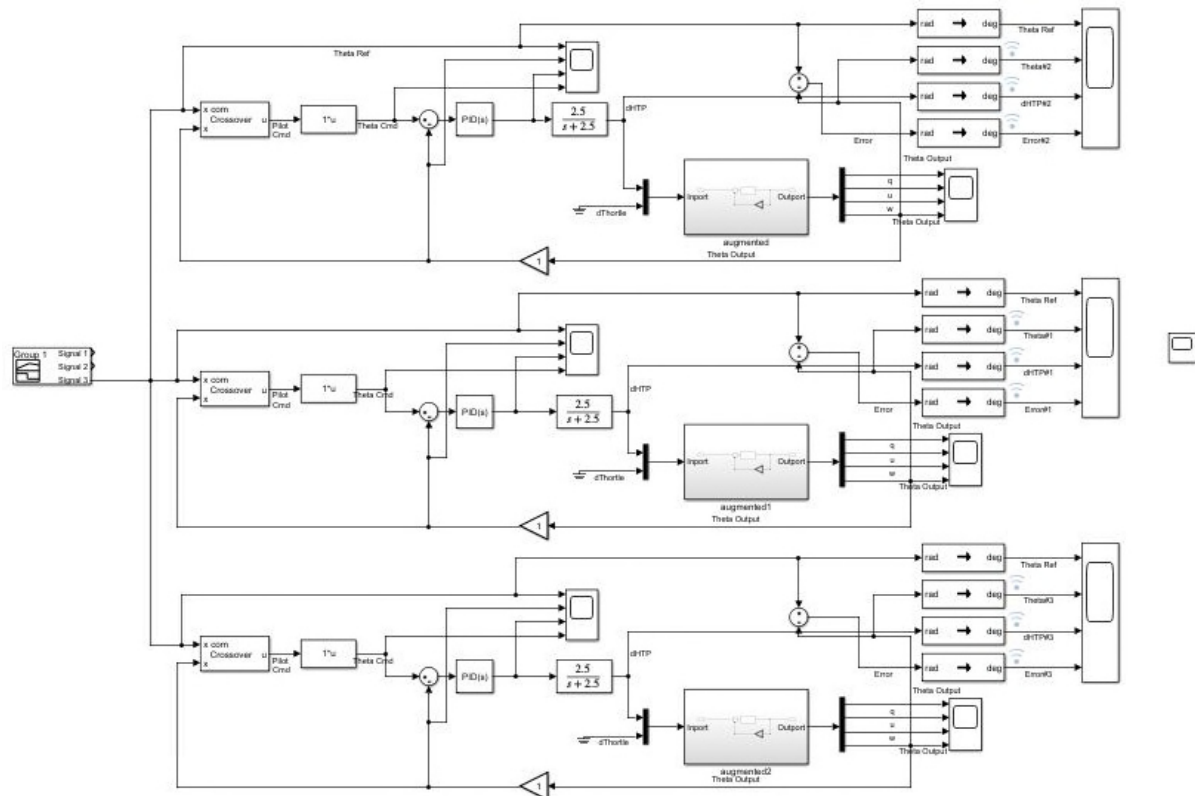
Akar ke dua pada modulus gerak *short-period* (0.261231) inilah yang membuat karakteristik longitudinal pesawat FXX pada titik ini menjadi *unstable*. Agar menjadi stabil dan memenuhi kriteria *Level-1* pada [5], dibuat sistem penambah kestabilan (paragraf 3.2.1), dengan memilih letak akar *short-period* yang baru menjadi:

$$\text{Akar } short-period = -3.2 \pm 2.4i$$

Dengan menggunakan fungsi *place*([A], [B], -3.2 \pm 2.4i) pada program MATLAB, diperoleh matriks K:

$$K = \begin{bmatrix} 0.2267 & 0.0014 & -0.0006 & 0.0624 \\ 14.2891 & 0.5834 & -0.2096 & 20.9526 \end{bmatrix} \quad (17)$$

Selanjutnya dengan menggunakan nilai matriks [A], [B] dan K pada model Simulink di Gambar 4-1, simulasi sensitifitas kualitas pengendalian pesawat eksperimental FXX untuk uji CLHQ *pitch pointing* sesuai [9] [10] dengan skenario di atas dapat dilaksanakan.



Gambar 4-1. Pemodelan Simulink untuk Skenario CLHQ Pitch Pointing

4.2. Efek Time Delay τ_2

Hasil simulasi untuk sudut angguk (θ), defleksi *horizontal tail plane* (dHTP), dan simpangan (*error*) terhadap *target*, dengan memvariasikan waktu jeda reaksi pilot, τ_2 dapat dilihat pada Gambar 4-2. Nilai *default* pada parameter ini adalah 100 ms, yang dianggap merupakan waktu jeda reaksi pilot tercepat untuk dapat mengobservasi *error* dan melakukan koreksi pada manipulator kendalinya. Subskrip-1 pada Gambar 4-2, menunjukkan nilai *default*-nya, sedangkan subskrip-2 dan subskrip-3 berturut-turut untuk waktu jeda 250 ms dan 500 ms. Terlihat bahwa dengan bertambahnya τ_2 akan mengakibatkan osilasi lebih banyak pada sudut angguk hingga mencapai simpangan nol, menyebabkan waktu transien yang lebih lama dan dapat menurunkan *rating* kualitas pengendalian pesawat eksperimental FXX untuk CLHQ *pitch pointing*. Terlihat bahwa *pilot model* ini dapat mensimulasikan perilaku pilot cukup realistis dalam hal menilai sensitivitas kecepatan pilot bereaksi.

4.3. Efek Pilot Gain Kp_2

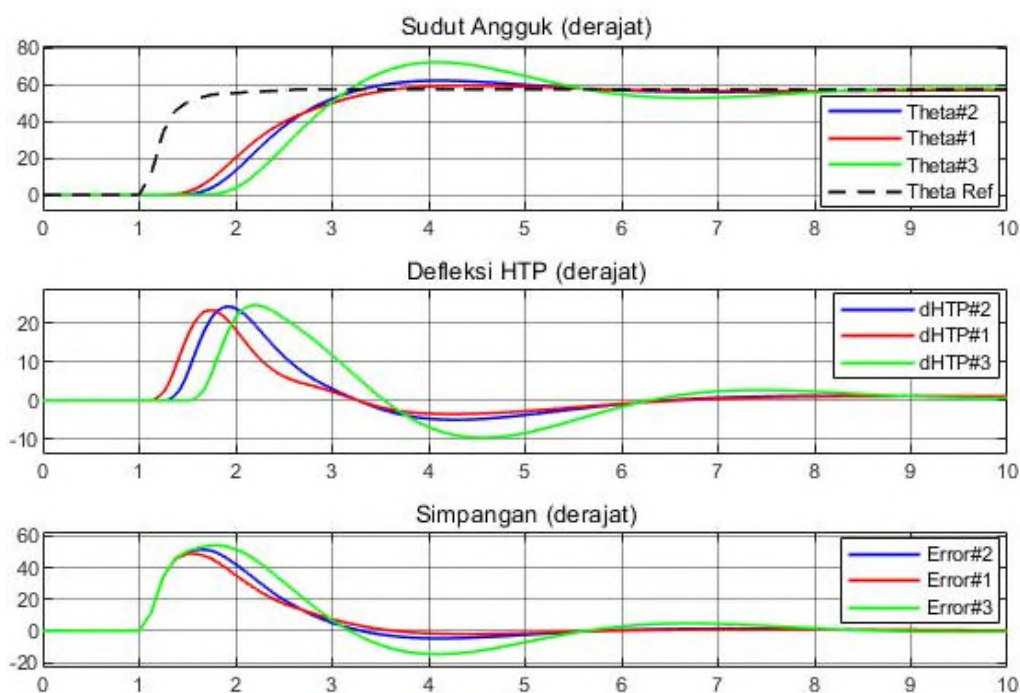
Hasil simulasi untuk sudut angguk (θ), defleksi *horizontal tail plane* (dHTP), dan simpangan terhadap *target*, dengan memvariasikan *pilot gain* Kp_2 ditunjukkan pada Gambar 4-3. Nilai *default* Kp_2 adalah 1.0, menggambarkan tingkat agresivitas rata-rata pilot melakukan koreksi pada kendalinya. Subskrip-1, menunjukkan nilai *default*-nya, sedangkan subskrip-2 dan subskrip-3 berturut-turut untuk Kp_2 50% lebih rendah dan 50% lebih tinggi. Terlihat bahwa dengan bertambahnya Kp_2 mengoreksi simpangan lebih cepat, tetapi dibutuhkan dHTP yang lebih besar dan lebih cepat responnya. Begitu pula sebaliknya menyebabkan waktu transien yang lebih lama dan menurunkan *rating* CLHQ *pitch pointing*. Pada kenyataannya, tingkat agresivitas pilot dibatasi oleh geometri pesawat FXX, yakni maksimum defleksi dHTP dan *rate* aktuatur dHTP. Pada pemodelan ini batasan defleksi dHTP dan *rate* aktuatur FXX belum diketahui, sehingga belum dimodelkan. Terlihat bahwa *pilot model* ini dapat mensimulasikan perilaku pilot cukup realistis dalam hal melihat sensitivitas tingkat agresivitas pilot dalam mengoreksi kendali manipulatornya.

4.4. Efek Aktuator

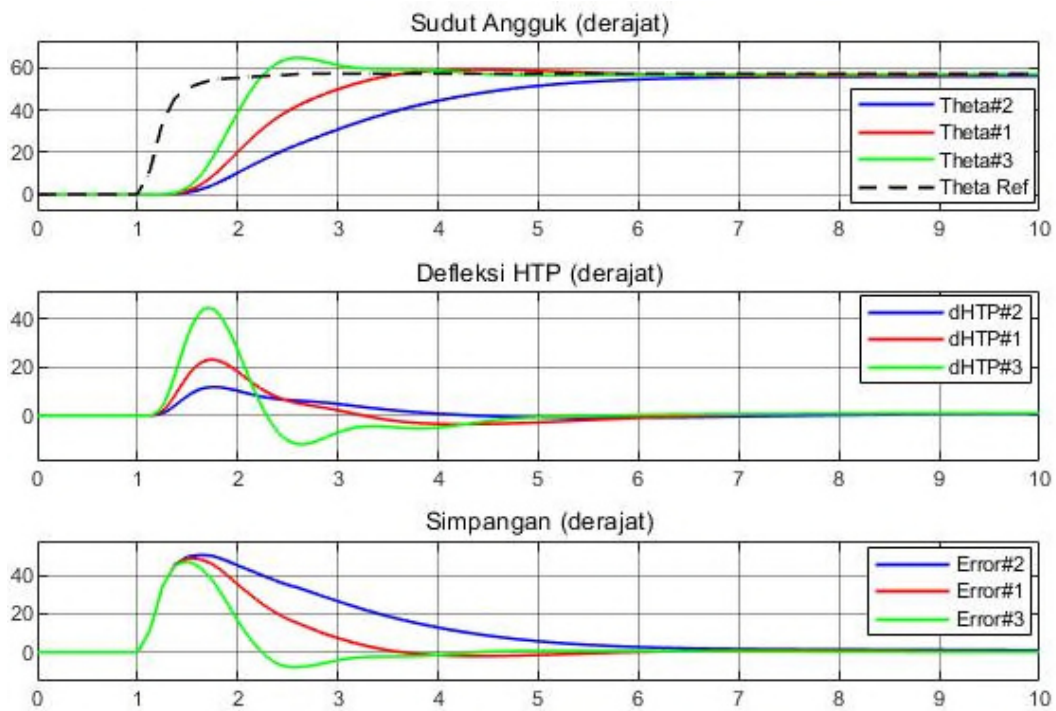
Hasil simulasi untuk sudut angguk (θ), defleksi *horizontal tail plane* (dHTP), dan simpangan terhadap *target*, dengan memvariasikan nilai *gain* di numerator dan *pole* pada fungsi transfer aktuator dHTP, ditunjukkan pada Gambar 4-4. Nilai tengah pada parameter ini dipilih dari nilai tipikal *gain* dan *pole* fungsi transfer aktuator yaitu 2.5 pada numerator dan $(s + 2.5)$ pada denominator. Subskrip-1 pada Gambar 4-4, menunjukkan nilai tengah, sedangkan subskrip-2 dan subskrip-3 berturut-turut menunjukkan nilai yang *gain* numerator / *pole* denominator lebih rendah ($0.75/(s + 0.75)$) dan lebih tinggi ($25/(s + 25)$). Terlihat bahwa dengan bertambahnya nilai *gain* dan *pole* fungsi transfer aktuator menyebabkan dHTP lebih responsif menyebabkan kualitas pengendalian lebih baik. Begitu pula sebaliknya menyebabkan waktu transien lebih lama dan menurunkan *rating* CLHQ *pitch pointing*. Dengan tersedianya data *rate* aktuator FXX kedepannya, penelitian selanjutnya dengan data *rate* aktuator dapat dilakukan untuk menghasilkan simulasi yang lebih realistik.

4.5. Efek Sistem Pembantu Kendali

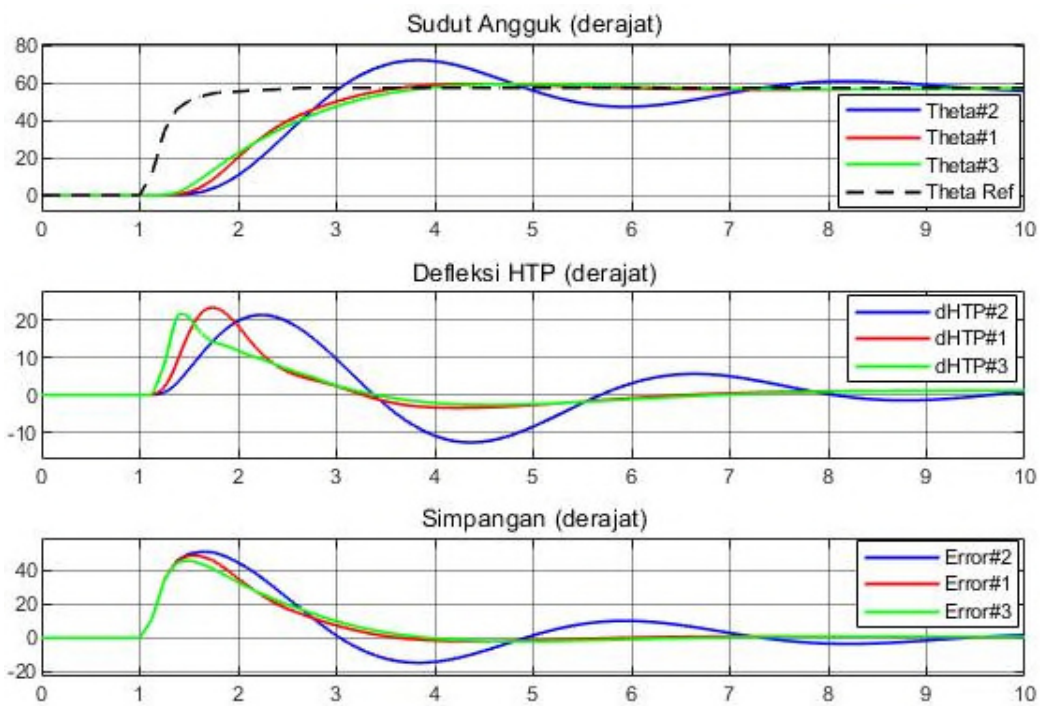
Hasil simulasi untuk sudut angguk (θ), defleksi *horizontal tail plane* (dHTP), dan simpangan terhadap *target*, dengan memvariasikan nilai bobot pada parameter di dalam kendali PID, yakni bobot kendali proporsional (P), bobot kendali integrasi (I) dan bobot kendali derivative (D) ditunjukkan pada Gambar 4-5. Nilai bobot *default* pada parameter diambil dari blok PID pada program Simulink, yaitu bobot 1.0 utk kendali P, bobot 0.1 untuk kendali I dan nilai bobot 1.0 untuk kendali D. Subskrip-1 pada menunjukkan nilai *default* tersebut, sedangkan subskrip-2 dan subskrip-3 berturut-turut menunjukkan nilai bobot kendali P, I dan D lebih rendah 50% dan lebih besar 50% dari nilai *default*. Terlihat bahwa dengan bertambahnya bobot P, I dan D pada kendali PID secara proporsional, menyebabkan transien variabel gerak sudut angguk (θ) menjadi lebih cepat namun juga memerlukan gerak dHTP yang lebih cepat dan aktif. Begitu pula sebaliknya menyebabkan transien sudut angguk (θ) tercapai lebih lama karena respon gerak dHTP yang lebih lambat untuk mengkoreksi simpangan, sehingga hal ini dapat menurunkan *rating* CLHQ *pitch pointing*. Seperti telah disebutkan pada paragraf 4.3, bahwa pada kenyataannya nanti, bobot di dalam kendali PID dibatasi oleh kondisi geometri pesawat FXX, maksimum defleksi HTP dan *rate* aktuator. Dengan tersedianya data FXX yang lebih lengkap, penelitian selanjutnya dapat ditambahkan *limiter* untuk menghasilkan simulasi yang lebih realistik.



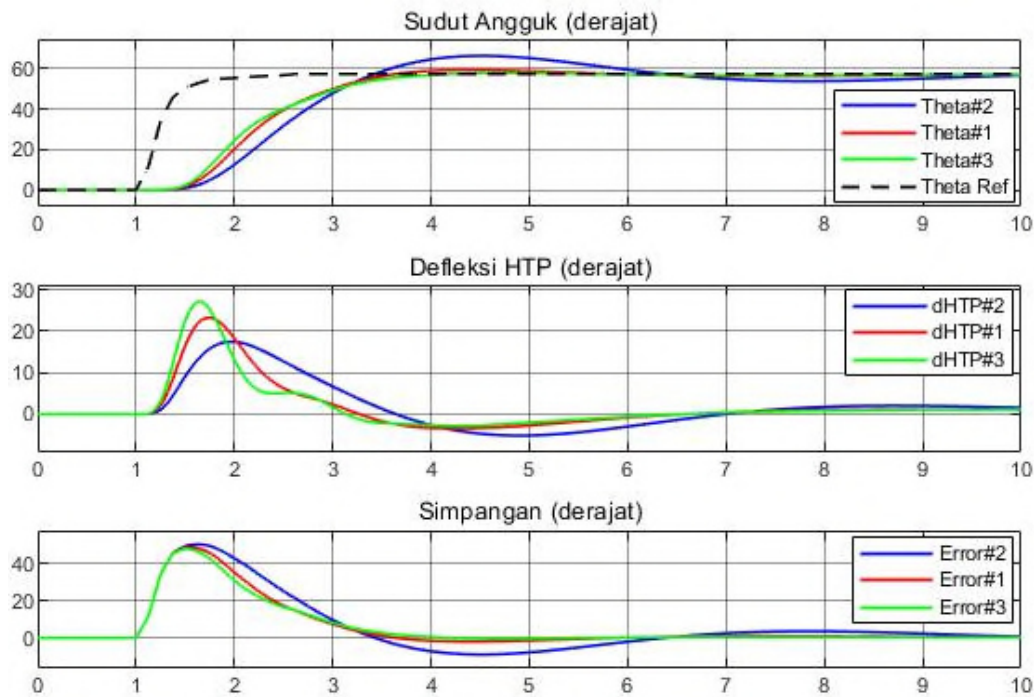
Gambar 4-2. Perbandingan hasil simulasi terhadap parameter *time delay* pada *pilot model*.



Gambar 4-3. Perbandingan hasil simulasi terhadap parameter pilot gain pada pilot model.



Gambar 4-4. Perbandingan hasil simulasi terhadap parameter fungsi transfer aktuator dHTP.



Gambar 4-5. Perbandingan hasil simulasi terhadap nilai bobot sistem pembantu kendali PID.

5. KESIMPULAN

Penelitian ini menghasilkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Pemodelan dinamika terbang pesawat eksperimental FXX dapat dilakukan dengan program MATLAB-Simulink dengan menggunakan fitur *Aerospace Blockset* dan *Aerospace Toolbox*. Pemrograman dan simulasi dapat dilakukan dengan cepat dan fleksibel dengan mengganti nilai parameter dalam elemen bloknya.
2. Sistem pembantu kendali PID yang ditambahkan pada lingkaran luar sistem penambah kestabilan dapat menaikkan *rating* HQ pada uji CLHQ *pitch pointing*.
3. Simulasi *pilot-in-the-loop* menggunakan *pilot model crossover* tipe proporsional untuk uji CLHQ *pitch pointing* dapat digunakan untuk mendapatkan sensitivitas *rating* CLHQ dengan memvariasikan parameter pada elemen pemodelan.
4. Untuk penelitian selanjutnya dapat dilakukan:
 - a. Pemodelan dan simulasi menggunakan *pilot model crossover* tipe kecepatan, percepatan, *first-order lag* dan *first-order divergence*.
 - b. Pemodelan dan simulasi menggunakan tipe perilaku pilot *pursuit* dan *precognitive*.
 - c. Pemodelan dan uji simulasi CLHQ untuk modus gerak lateral direksional.
 - d. Pemodelan menggunakan data terbaru (*updated*) untuk fungsi transfer aktuator dan batasan geometri defleksi dari tiap bidang kendali pesawat eksperimental FXX.
 - e. Evaluasi sensitivitas lanjut untuk ketahanan pesawat FXX terhadap gejala *Pilot Induced Oscillation* (PIO).

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih disampaikan kepada Kementerian Pertahanan Republik Indonesia yang telah memberi kesempatan program beasiswa. Selanjutnya terima kasih kepada para pembimbing dari Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara (FTMD), Institut Teknologi Bandung (ITB), Bpk Hari Muhammad, Bpk Hisar M Pasaribu, Bpk Ony Arifianto yang telah membimbing sehingga penelitian ini dapat diselesaikan. Terima kasih juga disampaikan kepada Kepala Program KFX / IFX PT. Dirgantara Indonesia (PTDI), Bpk Heri Yansyah, serta Kepala Divisi Pusat Uji Terbang PTDI, Bpk Yustinus Kus Wardana yang telah memberi kesempatan dan memberikan *support* untuk menyelesaikan program beasiswa dari Kementerian Pertahanan Republik Indonesia.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Kus Wardana, Yustinus (2019): Pemodelan Dinamika Terbang dan Kajian Implementasi Sistem Kendali Terbang pada Pesawat Tempur Eksperimental FXX, *Tesis Program Studi Magister Teknik Dirgantara*, ITB, Bandung, Indonesia.
- [2] BALITBANG KF-X/IF-X (2012): C103 Configurations Description Document for KF-X/IF-X Technology Development Phase, Indonesia.
- [3] Kim Chong-Sup, Hur Gi-Bong, Hwang Byung-Moon, Cho In-Je, Kim Seung-Jung (2007): Development of Flight Control Laws for the T-50 Advanced Supersonic Jet Trainer, *KSAS International Journal Vol.8*, No.1, Flight Control Section, Sacheon, Korea.
- [4] Bosworth, John T dan Cox, Timothy H (1989): A Design Procedure for the Handling Qualities Optimization of the X-29A Aircraft, *NASA Technical Memorandum 4142*, Dryden Flight Research Facility, Edwards, California, USA.
- [5] MIL-F 8785-C (1980): Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes, Flight Dynamics Laboratory, *Air Force Wright Aeronautical Laboratory*, Air Force System Commands, Wright-Patterson Air Force Base, USA.
- [6] Mc Ruer, Duane T dan Krendel, Ezra S (1965): Human Pilot Dynamics in Compensatory Systems, *Technical Report Nr. AFFDL-TR-65-15*, Air Force Flight Dynamic Laboratory Research and Technology Division Air Force Systems Command Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, USA.
- [7] Mc Ruer, Duane T dan Krendel, Ezra S (1974): Mathematical Models of Human Pilot Behavior, *AGARDograph No. 188*, AD-775 905, Advisory Group for Aerospace Research and Development, Paris, France.
- [8] Mc Ruer, Duane T (1995): Pilot-Induced Oscillations and Human Dynamic Behavior, NASA Contractor Report 4683, *National Aeronautics and Space Administration*, Office of Management, Scientific and Technical Information Program, USA.
- [9] Harper Jr, Robert P dan Cooper, George E (1984): Handling Qualities and Pilot Evaluation, Wright Brothers Lectureship in Aeronautics, USA.
- [10] Gray III, William R (2009): Handling Qualities Evaluation at the USAF Test Pilot School, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Chicago, Illinois, USA.