

PEMODELAN AEROSERVOELASTIK DENGAN PENGONTROL LQG, PID DAN MRAC GUNA FLUTTER SUPPRESSION MODEL SAYAP DUA DIMENSI

*Muhammad Dafa Maulana¹, Achmad Widodo², Ismoyo Haryanto²

¹Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

²Dosen Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

Jl. Prof. Sudharto, SH., Tembalang-Semarang 50275, Telp. +62247460059

*E-mail: dfamauna06@gmail.com; **E-mail: ismoyo2001@yahoo.de

Abstrak

Interaksi antara gaya elastisitas, gaya inersia dan aerodinamika pesawat terbang pada kecepatan udara tertentu dapat menimbulkan masalah stabilitas aeroelastik berupa getaran tereksitasi diri (*self-excited vibration*) yang dikenal dengan istilah *flutter*. *Flutter suppression* merupakan teknik yang dilakukan untuk meningkatkan batas kecepatan *flutter* sehingga pesawat dapat terbang dengan kecepatan operasional yang tinggi serta dapat mengangkat beban yang lebih berat. Penelitian ini dilakukan mensimulasikan penerpan beberapa pengontrol seperti LQG, PID dan MRAC untuk mengatur sudut *flap* guna pengaplikasian *flutter suppression* untuk meningkatkan batas kecepatan *flutter* ini. Penelitian ini melakukan penyederhaanaan analisis *flutter* sayap pesawat terbang dengan bentuk *airfoil* dua dimensi serta mencari tahu keefektifan pengontrol yang digunakan untuk meningkatkan batas kecepatan *flutter*. Persamaan gerak sistem ditentukan berdasarkan persamaan Lagrange. Guna memodelkan kuantitas gaya dan momen aerodinamikanya, digunakan pendekatan aerodinamika *unsteady* Theodorsen dan dapat diketahui batas stabilitasnya menggunakan metode *k*. Pendekatan Roger dilakukan untuk mendapatkan *state space* domain waktu dan diketahui respon perpindahan gerak sebelum, saat dan setelah terjadinya *flutter*. Langkah terakhir adalah menaikkan batas kecepatan *flutter* dengan menggunakan pengontrol LQG, PID dan kontrol adaptif MRAC. Hasil yang diperoleh menunjukkan bahwa kecepatan *flutter* dapat dinaikkan dengan menerapkan ketiga penontrol ini dan kontrol adaptif MRAC memberikan hasil yang paling baik.

Kata kunci: *aeroservoelastic; control; flutter; flutter suppression*

Abstract

The interaction between elastic forces, inertial forces and aerodynamics of an airplane at certain air speeds can cause aeroelastic stability problems in the form of self-excited vibrations known as flutter. Flutter suppression is a technique carried out to increase the flutter speed limit so that aircraft can fly at high operational speeds and can lift heavier loads. This research was carried out by simulating the application of several controllers such as LQG, PID and MRAC to adjust the flap angle for the application of flutter suppression to increase the speed limit of this flutter. This research simplifies the flutter analysis of airplane wings with a two-dimensional airfoil shape and finds out the effectiveness of the controller used to increase the flutter speed limit. system of motion determined by Lagrange's equations. In order to model the quality of the force and the aerodynamic moments, the unsteady aerodynamics Theodorsen approach is used and the stability limit can be determined using the k method. Roger's approach is used to obtain the time domain of the state space and to know the motion response before, during and after the flutter occurs. The final step is to increase the flutter speed limit by using LQG controller, PID and MRAC adaptive control. The results obtained show that the flutter speed can be increased by applying these three controllers and the MRAC adaptive control gives the best results.

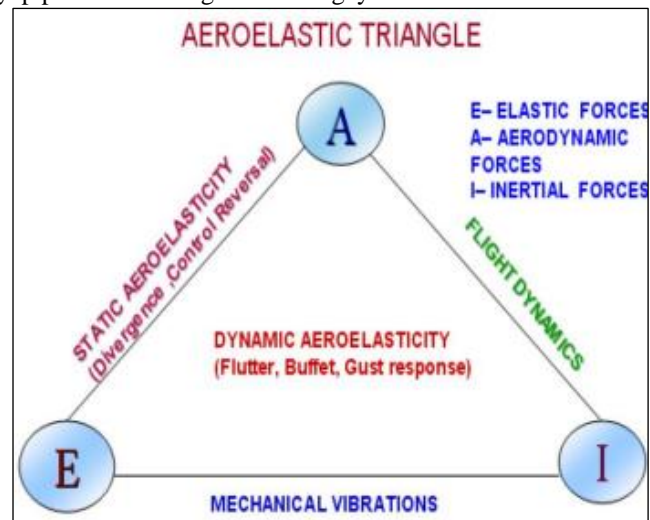
Keywords: *aeroservoelastic; control; flutter; flutter suppression*

1. Pendahuluan

Diperkirakan bahwa struktur aeroelastik yang memiliki fleksibilitas tinggi akan menjadi sesuatu yang pasti terutama pada sistem transportasi udara. Hal ini dikarenakan kebutuhan untuk meningkatkan performa terbang dari pesawat terbang agar dapat beradaptasi di berbagai kondisi penerbangan. Hal ini menimbulkan tantangan pemodelan yang cukup besar, karena melibatkan interaksi tinggi antara aerodinamika dan struktur dinamik. Sehingga model dinamik aeroelastik yang akurat sangat penting untuk memungkinkan pengoptimalan dan kontrol dari struktur pesawat yang sangat fleksibel [1].

Interaksi yang terjadi antara gaya elastisitas, gaya inersia dan gaya aerodinamika pada pesawat terbang pada kecepatan udara tertentu akan menimbulkan masalah stabilitas aeroelastisitas yang memunculkan fenomena getaran tereksitasi diri (*self-excited vibration*) yang dikenal dengan istilah *flutter*. Sebagaimana struktur elastis pada umumnya,

sayap pesawat terbang juga akan mengalami defleksi manakala dikenai gaya atau momen. Pada kondisi riilnya gaya dan momen yang bekerja pada sayap pesawat terbang ini adalah gaya dan momen aerodinamika.



Gambar 1. Segitiga Aeroelastisitas [2].

Di sisi lain, kuantitas gaya dan momen aerodinamika ini di samping tergantung pada kecepatan aliran udara bebasnya, juga sangat dipengaruhi baik oleh perpindahan translasional maupun perpindahan rotasional struktur [3]. Jika kecepatan aliran udara masih cukup rendah, redaman aerodinamika yang dibangkitkan masih mampu meredam efek timbal balik antara gaya dan momen aerodinamika dengan perpindahan struktur ini sehingga sistem dinamikanya masih stabil. Untuk kecepatan aliran yang cukup tinggi, redaman mengecil dan justru untuk kecepatan aliran tertentu berharga nol sehingga kondisi ini merupakan batas stabilitas struktur. Jika kecepatan dinaikkan hingga melampaui batas stabilitas, redaman aerodinamika yang muncul sudah tidak mampu mengabsorpsi energi pada sistem sehingga defleksi struktur semakin membesar dan sistem menjadi tidak stabil. Kondisi padabatas stabilitas ini yang disebut dengan *flutter*. Sedangkan kecepatan aliran udara dimana terjadi *flutter* merupakan kecepatan *flutter*. Kemunculan *flutter* ini bersifat katastropik sehingga hal ini menjadi sebab pentingnya menganalisis dan menguji permukaan angkat untuk memastikan tidak terjadinya ketidakstabilan dinamik pada suatu penerbangan pesawat terbang [4].

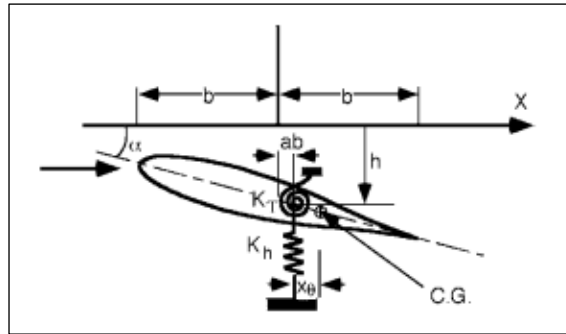
Pesawat modern dengan performa tinggi memiliki sistem kontrol otomatis untuk menstabilkan dan secara aktif meredam mode benda kaku, dengan kontrol aktuator yang cepat. Teknik yang dilakukan untuk meningkatkan batas kecepatan flutter ini dikenal dengan istilah *flutter suppression* dan berhubungan dengan aeroservoelastik yang saat ini terus mengalami perkembangan sejak tahun 1960-an. Aerservoelastik merupakan studi tentang interaksi antara struktur dinamik, aerodinamika, dan sistem kontrol pesawat terbang [5]. Maka daripada itu relevansi ASE dengan desain pesawat modern kini telah meningkat pesat dengan munculnya struktur yang fleksibel serta ringan, kecepatan pesawat yang lebih tinggi dan adanya pengembangan otomasi sistem kontrol.

Pada penelitian ini akan dibahas analisis *flutter* sayap pesawat terbang dengan penyederhanaan analisis *typical section airfoil* dua dimensi serta mencari tahu keefektifan pengontrol sebagai *flutter suppression* yang digunakan untuk meningkatkan batas kecepatan *flutter*. Adapun persamaan gerak sistem ditentukan berdasarkan persamaan Lagrange. Guna memodelkan kuantitas gaya dan momen aerodinamikanya, digunakan pendekatan aerodinamika unsteady Theodorsen dan dapat diketahui batas stabilitasnya menggunakan metode *k*. Pendekatan Roger dilakukan untuk mendapatkan *state space* domain waktu dan diketahui respon perpindahan gerak sebelum, saat dan setelah terjadinya flutter. Langkah terakhir adalah menaikkan batas kecepatan flutter dengan menggunakan pengontrol LQG, PID dan kontrol adaptif MRAC. Dengan mengetahui hasil dari penggunaan ketiga pengontrol tersebut, dapat diketahui keefektifan masing-masing pengontrol beserta mendapatkan perbandingan dari setiap pengontrol tersebut.

2. Material dan Metode Penelitian

2.1 Persamaan Gerak Aeroelastik

Dalam melakukan analisis *flutter*, biasanya dilakukan penyederhanaan dengan pemodelan kaku sebuah *airfoil* 2 dimensi yang memiliki pegas dan dipasang secara elastis pada pengujian *wind tunnel*.



Gambar 2. Pemodelan Airfoil Aeroelastik [6].

Persamaan umum aeroelastik:

$$-\omega^2 \begin{bmatrix} 1 & \bar{x}_\theta \\ \bar{x}_\theta & \bar{r}_\theta^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_h^2 & 0 \\ 0 & \omega_\theta^2 \bar{r}_\theta^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} L/mb \\ M/mb^2 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

Gaya aerodinamika tak tunak Theodorsen:

$$L = -\pi\rho b^3 \omega^2 \left[\frac{h}{b} L_h + \alpha \left(L_\alpha - \left(\frac{1}{2} + a \right) L_h \right) \right] \quad (2)$$

$$M = \pi\rho b^4 \omega^2 \left[\left\{ M_h - \left(\frac{1}{2} + a \right) L_h \right\} \frac{h}{b} + \left\{ M_\alpha - \left(\frac{1}{2} + a \right) (L_\alpha + M_h) + \left(\frac{1}{2} + a \right)^2 L_h \right\} \alpha \right] \quad (3)$$

Dimana $k = \frac{\omega b}{U}$ dan $L_h, L_\alpha, M_h, M_\alpha$ merupakan koefisien *lift* dan koefisien momen yang disebabkan gerak *heaving* dan *pitching*. Seluruh koefisien tersebut dedefinisikan pada persamaan berikut.

$$L_h = 1 - i2C \frac{1}{k} \quad (4)$$

$$L_\alpha = \frac{1}{2} - i \frac{1+2C}{k} - \frac{2C}{k} \quad (5)$$

$$M_h = \frac{1}{2} \quad (6)$$

$$M_\alpha = \frac{3}{8} - i \frac{1}{k} \quad (7)$$

$$C(k) = F(k') + iG(k') = \frac{H_1^{(2)}(k')}{H_1^{(2)}(k') + iH_0^{(2)}(k')} \quad (8)$$

Equation of motion aeroelastik:

$$-\Omega^2 \begin{bmatrix} 1 & \bar{x}_\theta \\ \bar{x}_\theta & \bar{r}_\theta^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} R^2 & 0 \\ 0 & \bar{r}_\theta^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix} = \frac{\Omega^2}{\mu} \begin{bmatrix} L_h & L_\alpha - \left(\frac{1}{2} + a \right) L_h \\ M_h - \left(\frac{1}{2} + a \right) L_h & M_\alpha - \left(\frac{1}{2} + a \right) (L_\alpha + M_h) + \left(\frac{1}{2} + a \right)^2 L_h \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix} \quad (9)$$

Dimana rasio massa dinyatakan sebagai $\mu = \frac{m}{\pi\rho b^2 l}$ dan didefinisikan $\Omega^2 = \frac{\omega^2}{\omega_\theta^2}$ dan $R^2 = \frac{\omega_h^2}{\omega_\theta^2}$

2.2 Metode k

Scanlan dan Rosenbaum menyajikan tinjauan singkat tentang metode *k* untuk memasukkan parameter redaman artifisial [4]. Pengamatan pada waktu itu menunjukkan adanya energi yang dikeluarkan per siklus selama osilasi harmonik sederhana yang hampir sebanding dengan kuadrat dari amplitudo tetapi tidak bergantung pada frekuensi.

$$[K_{ij}] \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix} = \Omega^2 [A_{ij} + M_{ij}] \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix} \quad (10)$$

Metode k mengasumsikan adanya redaman artifisial g sehingga:

$$[K_{ij}] = (1 + ig)[K_{ij}] \quad (11)$$

$$\frac{(1+ig)}{\Omega^2} [K_{ij}] \left\{ \frac{h}{b} \right\} = [A_{ij} + M_{ij}] \left\{ \frac{h}{b} \right\} \quad (12)$$

Dimana *eigenvalues* nya akan berupa bentuk persamaan di bawah ini.

$$\lambda = \frac{1+ig}{\Omega^2} \quad (13)$$

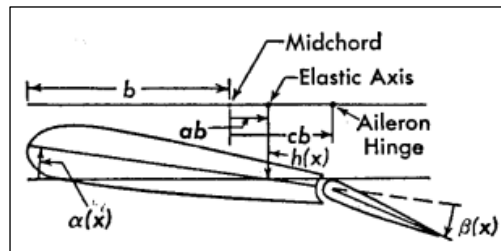
Dari *eigenvalues* tersebut dapat dicari nilai redaman dan frekuensi nya:

$$\frac{1}{\lambda_{Re}} = \frac{\omega_i^2}{\omega_\theta^2} \quad (14)$$

$$g = \frac{\lambda_{Im}}{\lambda_{Re}} \quad (15)$$

2.3 Persamaan Gerak Aeroservoelastik

Pemodelan Aeroservoelastik dimulai dengan menambahkan *flap* pada *trailing edge airfoil*. *airfoil* memiliki pegas translasi dan pegas rotasi pada titik elastis. Dengan ini dapat dihitung gaya dan momen aerodinamika tak tunaknya.



Gambar 3. Pemodelan Airfoil Aeroservoelastik [6].

Persamaan umum aeroservoelastik:

$$\begin{bmatrix} 1 & \bar{x}_\theta & \bar{x}_\beta \\ \bar{x}_\theta & \bar{r}_\theta^2 & \bar{r}_\theta^2 + \bar{x}_\beta(c-a) \\ \bar{x}_\beta & \bar{r}_\theta^2 + \bar{x}_\beta(c-a) & \bar{r}_\beta^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{h}/b \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_h^2 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_\theta^2 \bar{r}_\theta^2 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_\beta^2 \bar{r}_\beta^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \\ \beta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} L/mb \\ M/mb^2 \end{Bmatrix} \quad (16)$$

Gaya aerodinamika tak tunak Theodorsen:

$$L = -\pi\rho b^2 \left[\dot{h} + U\dot{\alpha} - ba\ddot{\alpha} - \frac{U}{\pi}T_4\dot{\beta} - \frac{b}{\pi}T_1\dot{\beta} \right] - 2\pi\rho UbQC(k) \quad (17)$$

$$M = \pi\rho b^2 \left[ba\dot{h} - Ub\left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\alpha} - b^2\left(\frac{1}{9} + a^2\right)\ddot{\alpha} - \frac{U^2}{\pi}(T_4 + T_{10})\beta + \frac{Ub}{\pi}\left\{-T_1 + T_8 + (c-a)T_4 - \frac{1}{2}T_{11}\right\}\dot{\beta} + \frac{b^2}{\pi}\{T_7 + (c-a)T_1\}\ddot{\beta} \right] + 2\pi\rho Ub^2\left(a + \frac{1}{2}\right)QC(k) \quad (18)$$

$$M_\beta = \pi\rho b^2 \left[\frac{b}{\pi}T_1\dot{h} + \frac{Ub}{\pi}\left\{2T_9 + T_1 - \left(a - \frac{1}{2}\right)T_4\right\}\dot{\alpha} - \frac{2b^2}{\pi}T_{13}\ddot{\alpha} - \left(\frac{U}{\pi}\right)^2(T_5 - T_4T_{10})\beta + \frac{Ub}{2\pi^2}T_4T_{11}\dot{\beta} + \left(\frac{b}{\pi}\right)^2T_3\ddot{\beta} \right] - \rho Ub^2T_{12}QC(k) \quad (19)$$

Dimana:

$$Q = U\alpha + \dot{h} + \dot{\alpha}b\left(\frac{1}{2} - a\right) + \frac{U}{\pi}T_{10}\beta + \frac{b}{2\pi}T_{11}\dot{\beta} \quad (20)$$

Fungsi T didefinisikan dalam persamaan di bawah ini.

Tabel 1. Persamaan Fungsi T [1].

Koefisien	Persamaan
T_1	$-\frac{2+c^2}{3}\sqrt{1-c^2} + c \cos^{-1} c$
T_3	$-\frac{1-c^2}{8}(5c^2+4) + \frac{1}{4}c(7+2c^2)\sqrt{1-c^2} \cos^{-1} c - \left(\frac{1}{8} + c^2\right) (\cos^{-1} c)^2$
T_4	$c\sqrt{1-c^2} - \cos^{-1} c$
T_5	$-(1-c^2) - (\cos^{-1} c)^2 + 2c\sqrt{1-c^2} \cos^{-1} c$
T_7	$c\frac{7+2c^2}{8}\sqrt{1-c^2} - \left(\frac{1}{8} + c^2\right) \cos^{-1} c$
T_8	$-\frac{1}{3}(1+2c^2)\sqrt{1-c^2} + c \cos^{-1} c$
T_9	$\frac{1}{2} \left[\frac{\sqrt{1-c^2}(1-c^2)}{3} + aT_4 \right]$
T_{10}	$\sqrt{1-c^2} + \cos^{-1} c$
T_{11}	$(2-c)\sqrt{1-c^2} + (1-2c) \cos^{-1} c$
T_{12}	$(2+c)\sqrt{1-c^2} + (1-2c) \cos^{-1} c$
T_{13}	$-\frac{1}{2}[T_7 + (c-a)T_1]$
T_{15}	$T_4 + T_{10}$
T_{16}	$T_1 - T_8 - (c-a)T_4 + \frac{1}{2}T_{11}$
T_{17}	$-2T_9 - T_1 + \left(a - \frac{1}{2}\right)T_4$
T_{18}	$T_5 - T_4T_{10}$
T_{19}	$-\frac{1}{2}T_4T_{11}$

Equation of motion aeroservoelastik:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} 1 & \bar{x}_\theta & \bar{x}_\beta \\ \bar{x}_\theta & \bar{r}_\theta^2 & \bar{r}_\theta^2 + \bar{x}_\beta(c-a) \\ \bar{x}_\beta & \bar{r}_\theta^2 + \bar{x}_\beta(c-a) & \bar{r}_\beta^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{h}/b \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_h^2 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_\theta^2 \bar{r}_\theta^2 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_\beta^2 \bar{r}_\beta^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \\ \beta \end{Bmatrix} = \\
 & \frac{q}{m} \begin{bmatrix} -2\pi \\ 2\pi(a+0.5) \\ -T_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \\ \beta \end{Bmatrix} + \frac{2b}{u} \begin{bmatrix} -2\pi \\ 2\pi(a+0.5) \\ -T_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \\ \beta \end{Bmatrix} + \\
 & \frac{2b^2}{u^2} \begin{bmatrix} -\pi & \pi a & T_1 \\ \pi a & -\pi\left(\frac{1}{8} + a^2\right) & -2T_{13} \\ T_1 & -2T_{13} & \frac{T_3}{\pi} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{h}/b \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \end{Bmatrix} + \frac{2b}{u} \begin{bmatrix} 0 & -\pi & T_4 \\ 0 & \pi\left(a - \frac{1}{2}\right) & -T_{16} \\ 0 & -T_{17} & -\frac{T_{19}}{\pi} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \\ \beta \end{Bmatrix} + 2 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -T_{15} \\ 0 & 0 & -\frac{T_{18}}{\pi} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \\ \beta \end{Bmatrix} \quad (21)
 \end{aligned}$$

Dimana $q = \frac{1}{2}\rho U^2$ merupakan *dynamic pressure*.

2.4 Pendekatan Roger

Berbagai analisis, desain, dan teknik simulasi sebuah kontrol pada aeroservoelastik membutuhkan EoM yang ditransformasi dalam bentuk *linear time invariant* [7]. Dalam hal ini, diperlukan transformasi EoM ke dalam bentuk *state space* dengan melakukan pendekatan domain frekuensi gaya aerodinamika tak tunak menjadi fungsi rasional variabel Laplace. Terdapat beberapa metode untuk melakukan pendekatan fungsi rasional, diantaranya adalah metode Roger.

$$\begin{Bmatrix} L/b \\ M/b^2 \\ \mathbf{M}_\beta/b^2 \end{Bmatrix} = q \left[2C(k)\{R\}\{S_1\}\{x_s\} + \frac{2b}{u} C(k)\{R\}\{S_2\}\{\dot{x}_s\} + \frac{2b^2}{u^2} [M_{NC}]\{\ddot{x}_s\} + \frac{2b}{u} [B_{NC}]\{\dot{x}_s\} + 2[K_{NC}]\{x_s\} \right] \quad (22)$$

Dimana:

$$M_{NC} = \begin{bmatrix} -\pi & \pi a & T_1 \\ \pi a & -\pi \left(\frac{1}{8} + a^2 \right) & -2T_{13} \\ T_1 & -2T_{13} & \frac{T_3}{\pi} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$B_{NC} = \begin{bmatrix} 0 & -\pi & T_4 \\ 0 & \pi \left(a - \frac{1}{2} \right) & -T_{16} \\ 0 & -T_{17} & -\frac{T_{19}}{\pi} \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$K_{NC} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -T_{15} \\ 0 & 0 & -\frac{T_{18}}{\pi} \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$S_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & \frac{T_{10}}{\pi} \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$S_2 = \begin{bmatrix} 1 & (0.5 - a) & \frac{T_{11}}{2\pi} \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$R = \begin{bmatrix} -2\pi \\ 2\pi(a + 0.5) \\ -T_{12} \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$x_s = \begin{bmatrix} h/b \\ \alpha \\ \beta \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$\begin{bmatrix} L/b \\ M/b^2 \\ \mathbf{M}_\beta/b^2 \end{bmatrix} = q \left[2C(k)\{R\}[S_1] + 2s' C(k)\{R\}[S_2] - 2s'^2 [M_{NC}]\{\ddot{x}_s\} + 2s' [B_{NC}] + 2[K_{NC}] \right] \{x_s\} \quad (30)$$

$$\begin{bmatrix} L/b \\ M/b^2 \\ \mathbf{M}_\beta/b^2 \end{bmatrix} = qA(s')\{x_s\} \quad (31)$$

$$[A_{ap}] = [P_0] + [P_1]s' + [P_2]s'^2 + \sum_{j=3}^N \frac{[P_j]s'}{s' + \gamma_{j-2}} \quad (32)$$

γ_{j-2} merupakan *pole* aerodinamik yang biasanya dipilih pada kisaran frekuensi tereduksi serta gaya aerodinamik didefinisikan sebagai $[A(s')] = [F(s')] + i[G(s')]$

Matriks riil $[P_j]$ ditentukan menggunakan teknik *least-square* untuk tiap bagian matriks aerodinamik, $[A(s')]$.

$$\sum_i [A_{aero}]^T [A_{aero}] \{Xp\} = \sum_i [A_{aero}]^T [B_{aero}] \quad (33)$$

Dimana:

$$[A_{aero}] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -k_i^2 & \dots & \frac{k_i^2}{k_i^2 + \gamma_{j-2}^2} \\ 0 & k_i & 0 & \dots & \frac{\gamma_{j-2} k_i}{k_i^2 + \gamma_{j-2}^2} \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$[B_{aero}] = \begin{bmatrix} F(k_i) \\ G(k_i) \end{bmatrix}_{mn} \quad (35)$$

$$Xp = \begin{Bmatrix} P_0 \\ P_1 \\ P_2 \\ \dots \\ P_N \end{Bmatrix}_{mn} \quad (36)$$

2.5 Bentuk State Space Sistem

Dari hasil pendekatan Roger, maka dibuat *state space* sistem *open loop* yang diekspresikan dalam bentuk di bawah ini:

$$\begin{Bmatrix} \dot{x}_s \\ \dot{x}_s \\ \dot{x}_{a3} \\ \dots \\ \dot{x}_{aN} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & \dots & 0 \\ -\bar{M}^{-1}\bar{K} & -\bar{M}^{-1}\bar{B} & q\bar{M}^{-1}\gamma_1 P_3 & \dots & q\bar{M}^{-1}P_N \\ 0 & I & -\left(\frac{v}{b}\right)\gamma_1 I & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & I & 0 & 0 & -\left(\frac{v}{b}\right)\gamma_{N-2} I \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_s \\ \dot{x}_s \\ x_{a3} \\ \dots \\ x_{aN} \end{Bmatrix} \quad (37)$$

Dimana:

$$\bar{M} = M - qP_2 \left(\frac{b}{v}\right)^2 \quad (38)$$

$$\bar{B} = B - qP_1 \left(\frac{b}{v}\right) \quad (39)$$

$$\bar{K} = K - qP_0 \quad (40)$$

2.6 Sistem Kontrol Closed Loop

Linierisasi model dinamik dapat dibentuk seperti persamaan di bawah ini.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (41)$$

Dimana \dot{x} merupakan matriks dinamik, A merupakan matriks sistem, B merupakan matriks kontrol serta x dan u masing-masing merupakan vektor *state* dan vektor *input*.

2.7 Matriks Input

Kontrol digunakan untuk mengontrol osilasi divergen di atas kecepatan *flutter* dengan menyesuaikan sudut β untuk mengatur momen engsel permukaan kontrol [8]. Momen engsel ini diterapkan pada kontrol permukaan dan dinyatakan dengan:

$$M_\beta = K_\beta \beta \quad (42)$$

Dikarenakan terdapat bentuk lain $K_\beta = \omega_\beta^2 r_\beta^2$ maka bentuk *state space* $\dot{x} = Ax + Bu$ sistem *closed loop* keseluruhan dinyatakan sebagai berikut:

$$\begin{Bmatrix} \dot{x}_s \\ \dot{x}_s \\ \dot{x}_{a3} \\ \dots \\ \dot{x}_{aN} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & \dots & 0 \\ -\bar{M}^{-1}\bar{K} & -\bar{M}^{-1}\bar{B} & q\bar{M}^{-1}P_3 & \dots & q\bar{M}^{-1}P_N \\ 0 & I & -\left(\frac{v}{b}\right)\gamma_1 I & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & I & 0 & 0 & -\left(\frac{v}{b}\right)\gamma_{N-2} I \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_s \\ \dot{x}_s \\ x_{a3} \\ \dots \\ x_{aN} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \beta \quad (43)$$

Dimana:

$$\{B_{ACT}\} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_\beta^2 r_\beta^2 \end{Bmatrix} \quad (44)$$

Sistem *open loop* tidak dapat mengubah dinamika dari sistem yang diberikan oleh *eigenvalues* matriks sistem A . Maka daripada itu sistem kontrol umpan balik *full state* diperlukan untuk mengubah dinamika dari sistem [9]. Diberikan hukum kontrol umpan balik *full state* $u = -Kx$, maka sistem *closed loop* menjadi:

$$\dot{x} = (A - BK)x \quad (45)$$

2.8 Metode p

Metode untuk melakukan analisis *flutter* pada model *state space* di atas menggunakan metode p . Matriks A merupakan matriks sistem yang merupakan fungsi dari kecepatan udara U dan densitas ρ , pada sistem kontrol *open loop* tanpa umpan balik dapat ditulis pada bentuk di bawah ini.

$$\dot{x}(t) = A(U, \rho)x(t) \quad (46)$$

Fungsi transfer dari sistem aeroelastik persamaan (46) didapatkan dengan melakukan transformasi Laplace sehingga fungsi transfer tampak seperti persamaan di bawah ini.

$$sX(s) = A(U, \rho)X(s) \quad (47)$$

$$[A(U, \rho) - sI]X(s) = 0 \quad (48)$$

Dimana *eigenvalues* dari A merupakan akar persamaan karakteristik *flutter*. *Eigenvalues* tersebut bisa didapatkan dari:

$$P(U, \rho) = \det[A(U, \rho) - sI] \quad (49)$$

Dengan mengetahui nilai kecepatan udara U dan densitas ρ , didapatkan solusi kompleks berikut.

$$P = -\zeta\omega + i\omega \quad (50)$$

Dimana ζ merupakan tingkat peluruhan dan ω merupakan frekuensi dari sistem aeroelastik. Maka *damping* dan frekuensi didapatkan melalui:

$$\omega_j = \text{imag}(P_j) \quad (51)$$

$$g_{a,j} = -\text{real}(P_j)/\omega_j \quad (52)$$

2.9 Pengontrol LQR

Jika A dan B dapat dikontrol (*controllability*), maka sangat mungkin untuk memanipulasi *eigenvalues* dari sistem kontrol *closed loop* ($A - BK$) melalui pemilihan hukum kontrol umpan balik *full state* $u = -Kx$. Ini mengasumsikan bahwa pengukuran *full state* tersedia ($C = I$, dan $D = 0$) sehingga $y = x$.

Memilih matriks *gain* terbaik untuk menstabilkan sistem tanpa mengeluarkan banyak upaya kontrol merupakan tujuan penting dalam mencapai kontrol yang optimal. Sebuah keseimbangan harus didapatkan antara kestabilan sistem kontrol *closed loop* dan agresivitas kontrol. Secara khusus *cost function* atau *cost function* menyeimbangkan performa sistem dan biaya kontrol aktuasi. Untuk mencari *cost function* dapat melalui persamaan di bawah ini.

$$J(t) = \int_0^t x(\tau)^* Q x(\tau) + u(\tau)^* R u(\tau) d\tau \quad (53)$$

Matriks Q dan R merupakan beban dari biaya performa dan biaya aktuator.

2.10 Filter Kalman

Pengontrol LQR bergantung pada pengukuran *full state*. Namun, pengukuran *full state* mungkin sangat mahal atau secara teknologi tidak mungkin diperoleh, terutama untuk sistem dimensi tinggi.

Daripada mengukur *full state* x , lebih memungkinkan untuk memperkirakan *state* dari pengukuran bising terbatas y . Nyatanya, estimasi *full state* atau memperkirakan *state* secara matematis memungkinkan selama pasangan (A , C) dapat diamati (*observable*). Ketika akan memperkirakan *full state*, perlu untuk memasukkan kembali gangguan w_a dan *noise* w_n pada *state space*.

$$\dot{x} = Ax + Bu + w_a \quad (54)$$

$$y = Cx + Du + w_n \quad (55)$$

Untuk memungkinkan mendapat perkiraan \hat{x} dari *full state* x dari pengukuran *input* u dan *output* y bisa melalui sistem perkiraan dinamik di bawah ini.

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + K_f(y - \hat{y}) \quad (56)$$

$$\hat{y} = C\hat{x} + Du \quad (57)$$

Dalam memperkirakan sistem *closed loop* digunakan pengukuran sistem y dibandingkan dengan \hat{y} . Perbedaan antara kedua ini dikalikan dengan filter *gain* konstan K_f , digunakan sebagai suku koreksi untuk mendorong perbedaan aktual dan perkiraan menjadi nol. Mirip dengan LQR, solusi optimal perkiraan *full state* juga sehubungan dengan *cost function* berikut.

$$J = \lim_{t \rightarrow \infty} E((x(t) - \hat{x}(t))^*(x(t) - \hat{x}(t))) \quad (58)$$

Dengan melakukan substitusi perkiraan *output* \hat{y} pada persamaan (57) ke persamaan (56), didapatkan:

$$\dot{\hat{x}} = (A - K_f C)\hat{x} + K_f y + (B - K_f D)u \quad (59)$$

Perkiraan sistem dinamik dinyatakan dalam bentuk perkiraan \hat{x} dengan *input* y dan u . Jika sistem dapat diamati, dimungkinkan untuk menempatkan *eigenvalues* dari $A - K_f C$ sebarangnya dengan pilihan K_f . Ketika *eigenvalues* estimator stabil, maka perkiraan *state* \hat{x} konvergen terhadap *full state* x

2.11 Pengontrol LQG

Perkiraan *full state* dari filter Kalman umumnya digunakan bersamaan dengan hukum kontrol umpan balik *full state* dari LQR, menghasilkan sensor berbasis kontrol yang optimal LQG. LQG merupakan kontrol sistem dinamik dengan *input* y dan *output* u :

$$\dot{\hat{x}} = (A - K_f C - BK_r)\hat{x} + K_f y \quad (60)$$

$$u = -K_r \hat{x} \quad (61)$$

Pengontrol $u = -K_r \hat{x}$ berada pada bentuk perkiraan *state* \hat{x} dan *cost function* juga harus dirata-ratakan pada banyak gangguan dan *noise*. Menerapkan LQR pada \hat{x} akan menghasilkan bentuk dinamik *state* berikut.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax - BK_r \hat{x} + w_d \\ &= Ax - BK_r x + BK_r(x - \hat{x}) + w_d \\ &= (A - BK_r)x + BK_r \epsilon + w_d \end{aligned} \quad (62)$$

Kembali melihat *error* $\epsilon = x - \hat{x}$ sebelumnya. Sistem *closed loop* dapat ditulis pada bentuk matriks di bawah ini.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\epsilon} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A - BK_r & BK_r \\ 0 & A - K_f C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \epsilon \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I & 0 \\ I & -K_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_d \\ w_n \end{bmatrix} \quad (63)$$

Dengan demikian, *eigenvalues* dari sistem yang diatur LGQ diberikan oleh *eigenvalues* $A - BK_r$ dan $A - K_f C$, yang dipilih secara optimal oleh matriks LQR dan filter Kalman.

2.12 Pengontrol PID

Untuk mempertimbangkan antara ketahanan dan kinerja dalam sistem kontrol, akan sangat membantu jika merancang dan menganalisis pengontrol menggunakan teknik domain frekuensi. Transformasi Laplace memungkinkan kita untuk beralih antara domain waktu (*state space*) dan domain frekuensi:

$$\mathcal{L}\{f(t)\} = f(s) = \int_{0^-}^{\infty} f(t)e^{-st} dt. \quad (64)$$

s merupakan variable Laplace. Untuk melihat bagaimana turunan waktu saat mengalami transformasi Laplace dapat dilihat melalui penurunan persamaan berikut.

$$\begin{aligned} \mathcal{L}\left\{\frac{d}{dt}f(t)\right\} &= \int_{0^-}^{\infty} \frac{d}{dt}f(t)e^{-st} dt \\ &= [f(t)e^{-st}]_{t=0^-}^{t=\infty} - \int_{0^-}^{\infty} f(t)(-se^{-st})dt \\ &= f(0^-) + s\mathcal{L}\{f(t)\} \end{aligned} \quad (65)$$

Dikarenakan umumnya kondisi awal bernilai nol, maka $\mathcal{L}\{df/dt\} = sf(s)$. Dalam hal ini, *State Space* pada domain waktu dapat diubah dalam bentuk fungsi transfer pada domain frekuensi.

$$sx(s) = Ax(s) + Bu(s) \quad (66)$$

$$y(s) = Cx(s) + Du(s) \quad (67)$$

Sangat memungkinkan jika mendapatkan $x(s)$ melalui persamaan di atas sebagai:

$$(sI - A)x(s) = Bu(s) \rightarrow x(s) = (sI - A)^{-1}Bu(s) \quad (68)$$

Substitusi persamaan (68) ke persamaan (67).

$$y(s) = [C(sI - A)^{-1} + D]u(s) \quad (69)$$

Fungsi transfer merupakan perbandingan *output* dengan *input*. Melalui persamaan di atas, maka akan didapatkan fungsi transfer $G(s)$ sebagai berikut.

$$G(s) = \frac{y(s)}{u(s)} = C(sI - A)^{-1} + D \quad (70)$$

PID merupakan pengontrol yang cukup populer. Elemen-elemen pengontrol P (*proportional*), I (*integral*), dan D (*derivative*) bertujuan untuk mempercepat reaksi sebuah sistem, menghilangkan *offset* dan menghasilkan perubahan awal yang besar [10].

2.13 Kontrol Adaptif MRAC

Kontrol adaptif merupakan suatu metode pengendalian yang memungkinkan sistem untuk mengadaptasi diri terhadap perubahan lingkungan atau parameter sistem yang tidak diketahui. Tujuan utama kontrol adaptif adalah untuk menghasilkan respon yang stabil dan optimal terhadap perubahan pada sistem.

MRAC merupakan sistem kontrol yang didasarkan pada konsep pengendalian dengan menggunakan model referensi. Model referensi adalah model matematika dari sistem yang ideal, dimana performa sistem mencapai hasil yang diinginkan.

$$\frac{dx}{dt} = Ax + Bu \quad (71)$$

Tujuan dari MRAC adalah menghitung *input* kontrol sehingga *output* sistem sedekat mungkin dengan *output* model referensi. Dengan demikian, model referensi didefinisikan melalui persamaan berikut.

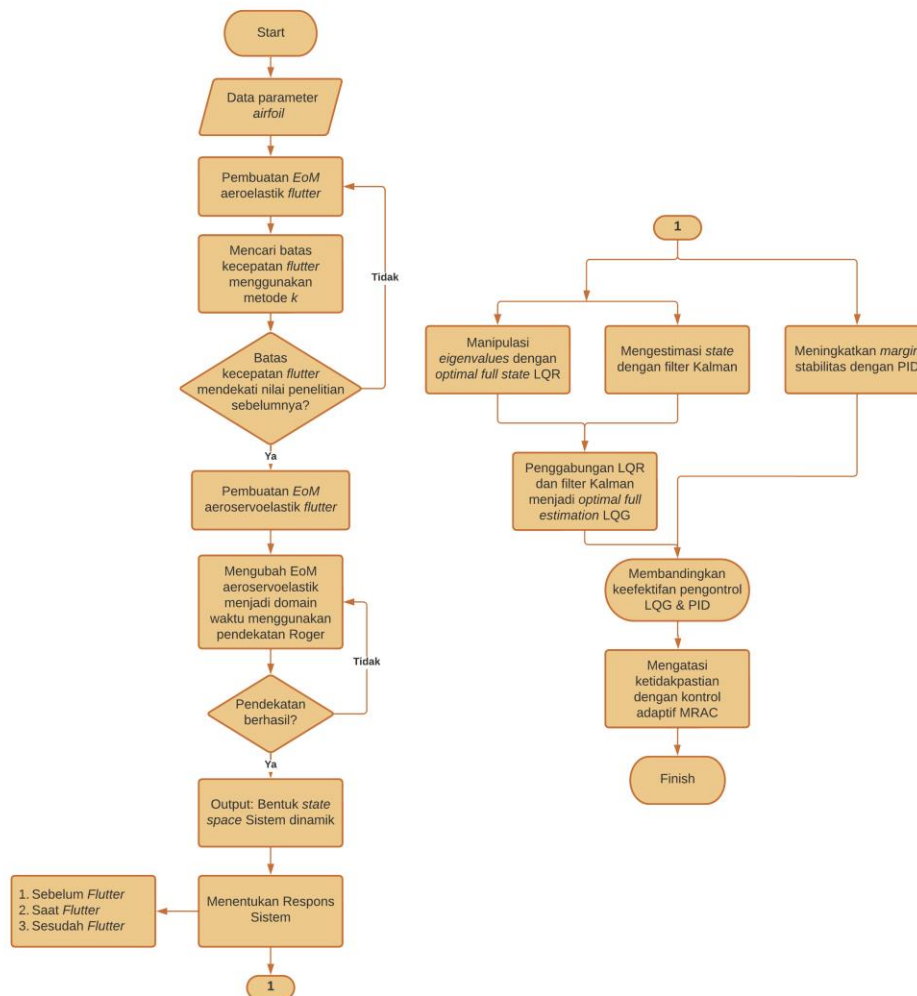
$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m u_c \quad (72)$$

Dimana x_m merupakan *state* model referensi, u_c merupakan *input* kontrol model referensi serta A_m dan B_m merupakan parameter model referensi. Jika u_c diketahui, maka dapat dilakukan simulasi model referensi untuk mendapatkan x_m . Struktur *input* kontrol dapat diberikan oleh persamaan berikut.

$$u(t) = K_r(t)u_c(t) - K_x(t)y(t) - u_{ad} \quad (73)$$

Tujuan dari algoritma kontrol adaptif adalah untuk menentukan parameter $K_r(t)$ dan $K_x(t)$ sehingga keluaran x sedekat mungkin dengan keluaran x_m dari model referensi untuk beberapa fungsi *input* kontrol model referensi u_c .

2.14 Diagram Alir Penelitian



Gambar 4. Diagram Alir Metode Penelitian.

Pada penelitian ini akan dilakukan analisis permasalahan aeroelastik dinamik berupa *flutter*. Awalnya terlebih dahulu dibentuk *equation of motion* (EoM) dari sebuah *typical section airfoil* tanpa *flap*. Dari EoM tersebut dapat dicari batas kecepatan *flutter* menggunakan metode *k* melalui analisis grafik redaman dan frekuensi terhadap kecepatan. Untuk memvalidasi pemodelan EoM aeroelastik, akan digunakan model sayap dari penelitian sebelumnya. Jika batas kecepatan *flutter* penelitian ini mendekati dengan nilai batas kecepatan *flutter* penelitian sebelumnya, maka akan dibentuk pemodelan EoM *typical section airfoil* dengan *flap*. Untuk keperluan kontrol aeroservoelastik, EoM perlu ditransformasi menjadi bentuk *state space* domain waktu menggunakan pendekatan Roger. Dari pendekatan ini, dapat dicari batas kecepatan *flutter* *airfoil* tersebut dengan menggunakan metode *p* sekaligus dapat dianalisis *eigenvalues* dari setiap *state* untuk melihat respon perpindahan gerak *heaving* dan *pitching* pada kondisi sebelum, saat dan sesudah *flutter* terhadap waktu. Terakhir, dilakukan pengendalian sudut *flap* pada *airfoil* dengan pengontrol LQG, PID dan MRAC untuk meningkatkan batas kecepatan *flutter*. Untuk dapat melihat sejauh mana sistem kendali sebagai *flutter suppression* untuk meningkatkan batas kecepatan *flutter* tanpa mengubah rancangannya, maka akan dilakukan simulasi menggunakan *software* Matlab/Simulink.

3. Pembahasan dan Analisis

3.1 Validasi Pemodelan

Salah satu analisis penentuan kecepatan *flutter* pada penelitian ini menggunakan metode *k* dengan pendekatan model aerodinamik tak tunak (*unsteady*) Theodorsen. Untuk memvalidasi model aeroelastik pada penelitian ini, maka dilakukan perhitungan untuk menentukan kecepatan *flutter* pada suatu model sayap dua dimensi BACT pada ketinggian 5000 *ft* dan hasilnya akan dibandingkan dengan hasil yang didapat pada penelitian sebelumnya. Tabel 2 merupakan model sayap sayap BACT pada ketinggian 5000 *ft*.

Tabel 2. Model Sayap Dua Dimensi BACT pada Ketinggian 5000 ft.

Parameter	Simbol	Nilai	Satuan
Mid chord	b	0.665	ft
Jarak CG to EA	ab	-0.757b	ft
Mass ratio	μ	2136.673	–
Radius gyrasi (α)	\bar{r}_θ	$\sqrt{1.0414}$	–
Posisi elastic axis	x_θ	0.0053b	ft
Frekuensi natural (h)	ω_h	21.01	rad/s
Frekuensi natural (α)	ω_θ	32.72	rad/s

Pada penelitian ini, didapatkan batas kecepatan *flutter* model sayap pada Tabel 4.1 yaitu $\frac{u}{\omega_\theta b} = 259.8$ (*non dimensional*). Nilai ini mendekati nilai dari penelitian Kurniawan, dkk yang mencari batas kecepatan *flutter* sayap BACT pada ketinggian 5000 ft. Nilai yang didapatkan pada penelitian tersebut yaitu $\frac{u}{\omega_\theta b} = 259.3$ (*non dimensional*). Jika dibandingkan kedua nilai tersebut, didapatkan perbedaannya hanya 0.19%. Dari perbedaan tersebut dapat diketahui bahwa hasil yang diperoleh cukup baik sehingga model yang digunakan pada penelitian ini dalam menganalisis *flutter* dapat dikatakan valid.

3.2 Studi Kasus

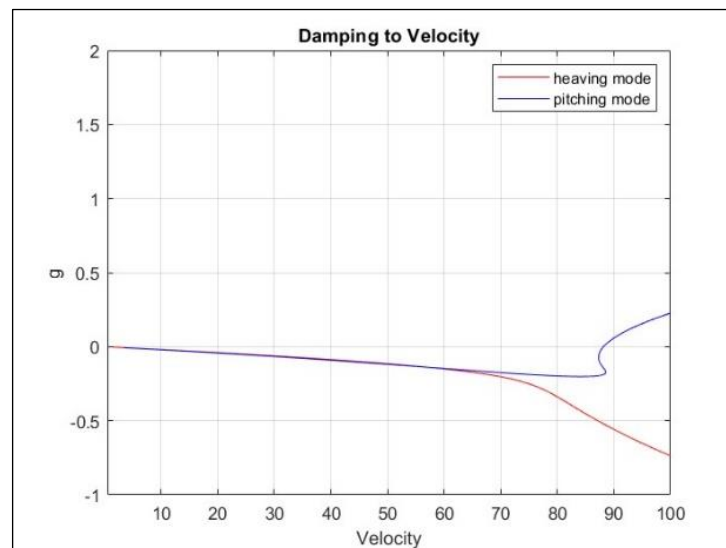
3.2.1 Mencari Batas Kecepatan *Flutter*

Pada penelitian ini akan dilakukan analisis *flutter suppression* dengan mengambil contoh kasus pada model *airfoil* seperti yang ditampilkan pada Tabel 3 dibawah ini.

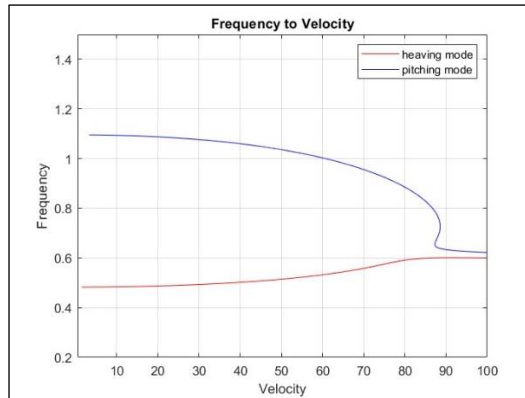
Tabel 3. Model *Airfoil* Analisis Aeroelastik.

Parameter	Simbol	Nilai	Satuan
Mid chord	b	0.3048	m
Jarak CG to EA	ab	-0.4b	m
Mass ratio	μ	40	–
Radius gyrasi (α)	\bar{r}_θ	$\sqrt{0.25}$	–
Posisi elastic axis	x_θ	0.2b	m
Frekuensi natural (h)	ω_h	50	rad/s
Frekuensi natural (α)	ω_θ	100	rad/s

Dengan menggunakan model *airfoil* pada Tabel 3 didapatkan grafik hasil *plotting* frekuensi dan redaman terhadap kecepatan seperti yang ditampilkan pada Gambar 5 & 6 di bawah ini.



Gambar 5. Grafik Redaman terhadap Kecepatan Analisis Aeroelastik

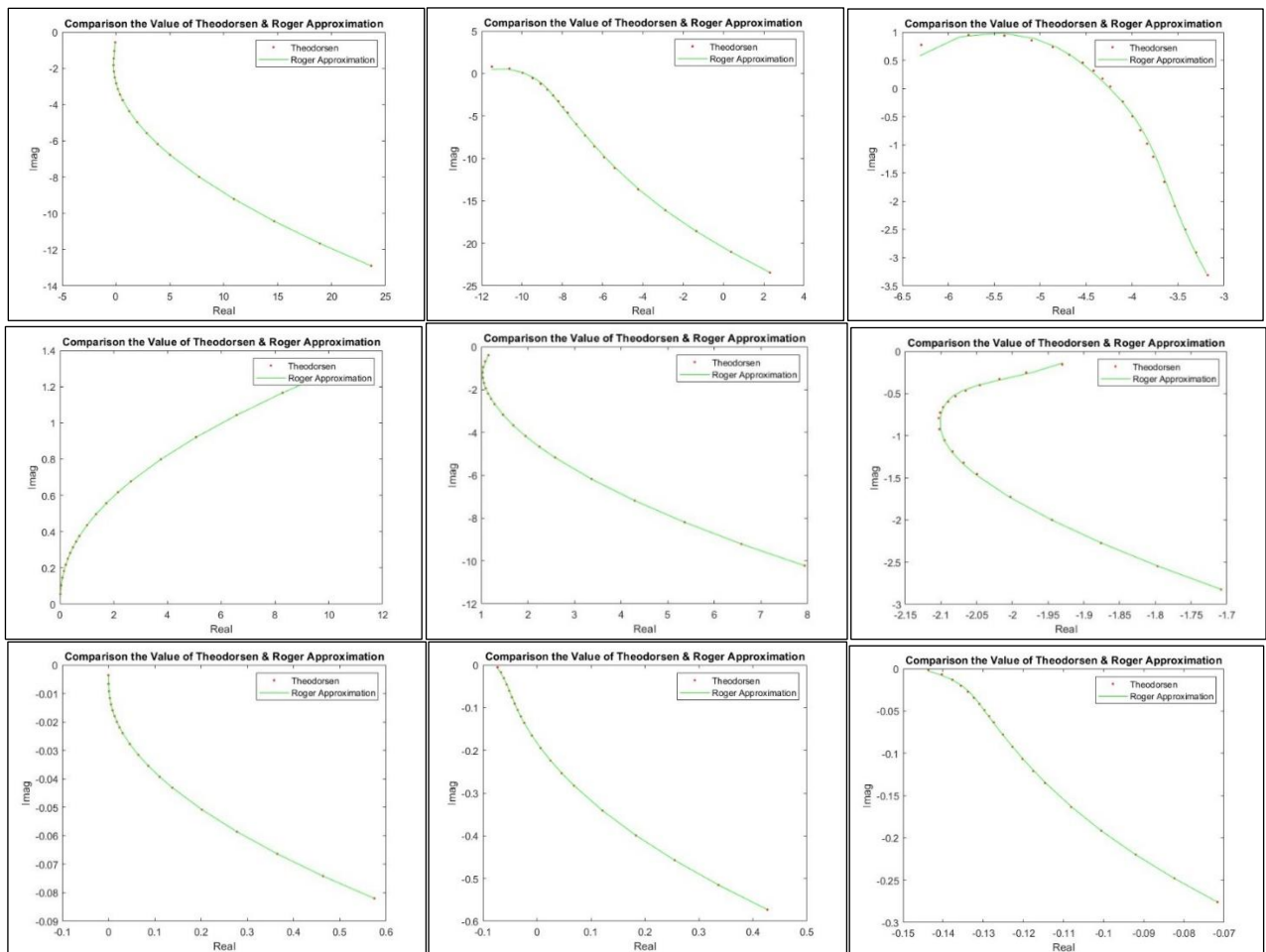


Gambar 6. Grafik Frekuensi terhadap Kecepatan Analisis Aeroelastik

Melalui grafik frekuensi dan redaman terhadap kecepatan di atas, didapatkan nilai batas kecepatan *flutter* pesawat dengan model sayap seperti pada Tabel 3.1 adalah sekitar 88 m/s . *Flutter* terjadi ketika redaman mulai tidak mampu mengabsorpsi energi yang terdapat pada struktur atau pada redaman bernilai nol. Selain itu, *flutter* terjadi ditandai dengan adanya kopel dari nilai frekuensi gerak *heaving* dan *pitching*.

3.2.2 Transformasi EoM Aeroservoelastik Menggunakan Pendekatan Roger

Untuk melihat keakuratan transformasi dari domain frekuensi ke domain waktu dari pendekatan Roger, ditampilkan hasil *plotting* perbandingan nilai riil dan imajiner dari pendekatan Theodorsen dalam domain frekuensi dan pendekatan Roger dalam domain waktu dapat pada grafik Gambar 7 di bawah ini.

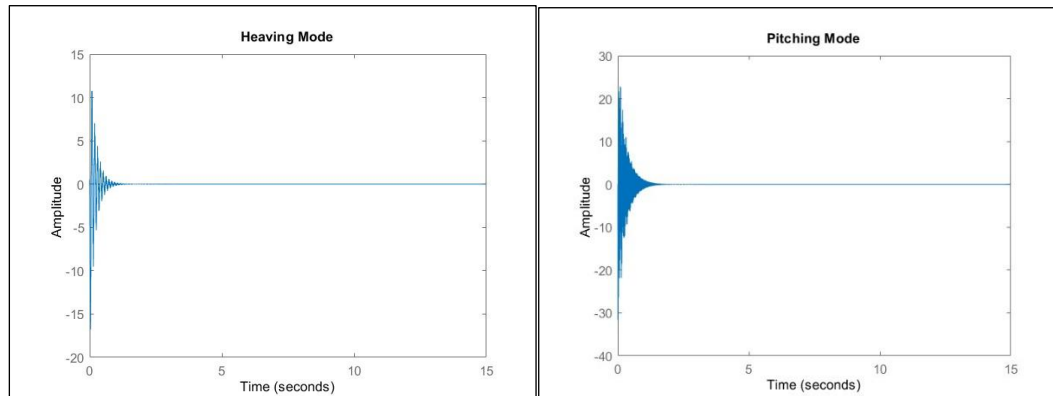


Gambar 7. Grafik Perbandingan Nilai Riil dan Imajiner Aerodinamik Theodorsen dan Pendekatan Roger.

Pada grafik di atas dapat dilihat kecocokan nilai riil dan imajiner aerodinamik Theodorsen dan pendekatan Roger. Maka daripada itu, dalam hal ini, jumlah *state* dari aerodinamika tambahan untuk mewakili gaya aerodinamika tak tunak domain frekuensi pada penelitian ini sudah cukup untuk mendapatkan pendekatan dalam domain waktu yang akurat.

3.2.3 Respon Perpindahan Gerak *Heaving* dan *Pitching* di Berbagai Kondisi

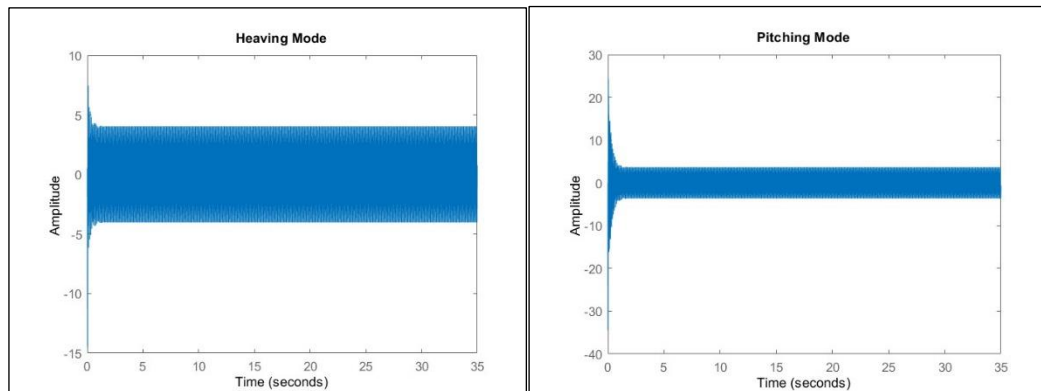
Dengan menggunakan metode *p*, *eigenvalues* dari matriks sistem *A* merupakan akar persamaan karakteristik *flutter* yang memberikan nilai redaman dan frekuensi. Maka daripada itu, untuk melakukan analisis gerak *heaving* dan gerak *pitching* dalam domain waktu ini, dapat dilihat bentuk gerak sebelum, saat dan sesudah *flutter*. Dengan menggunakan metode *p*, redaman dilihat melalui nilai angka riil. Jika nilai redaman positif menandakan sudah melewati batas *flutter*.



Gambar 8. Respon Perpindahan Gerak *Heaving* & *Pitching* Sebelum Terjadinya *Flutter*.

Tabel 4. *Eigenvalues* Matriks Sistem pada Kondisi Kecepatan 76 m/s.

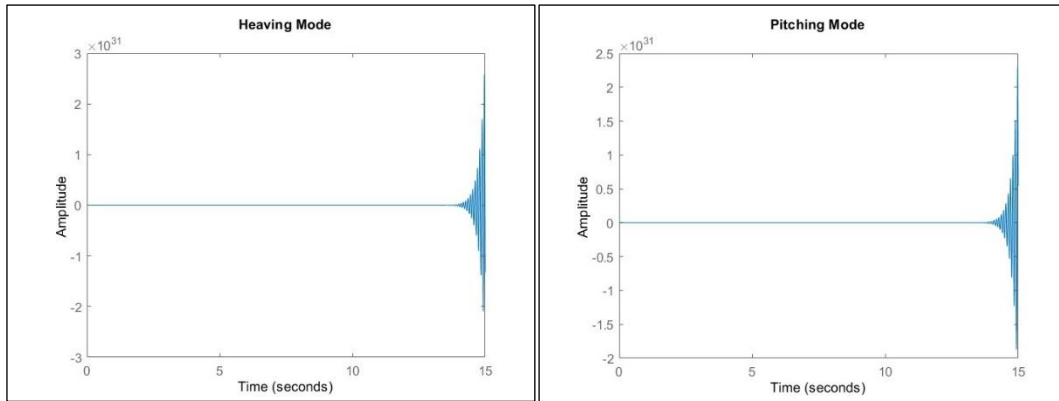
Mode	<i>Eigenvalues</i>
<i>Heaving</i>	$-3.1571 \pm 3.4150e + 02i$
<i>Pitching</i>	$-9.3129 \pm 92.6094i$



Gambar 9. Respon Perpindahan Gerak *Heaving* & *Pitching* Saat Terjadinya *Flutter*.

Tabel 5. *Eigenvalues* Matriks Sistem pada Kondisi Kecepatan 88 m/s.

Mode	<i>Eigenvalues</i>
<i>Heaving</i>	$-3.5204 \pm 3.3998e + 02i$
<i>Pitching</i>	$0.0000 \pm 70.4950i$



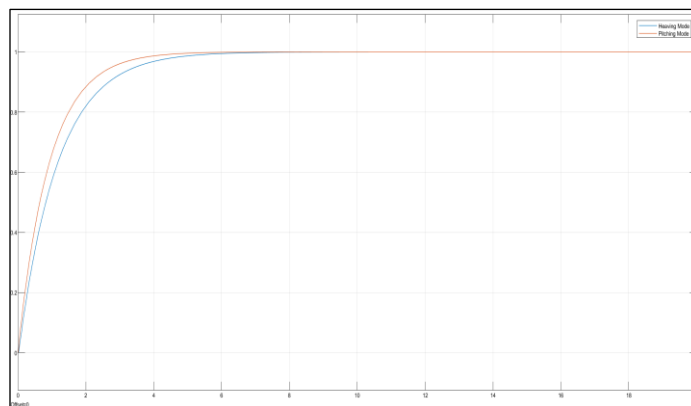
Gambar 10. Respon Perpindahan Gerak *Heaving* dan *Pitching* Setelah Terjadinya *Flutter*

Tabel 6. *Eigenvalues* Matriks Sistem pada Kondisi Kecepatan 98 m/s.

Mode	<i>Eigenvalues</i>
<i>Heaving</i>	$-3.6044 \pm 3.3946e + 02i$
<i>Pitching</i>	$4.7324 \pm 71.1832i$

3.2.4 Pengendalian Umum Menggunakan Tuning PID

Untuk memahami dan merancang pengontrol untuk kinerja yang kuat (*robustness*), akan sangat membantu untuk membentuk sistem dalam bentuk fungsi transfer domain frekuensi. Pembahasan lebih lanjut mengenai ketahanan (*robustness*) pengontrol PID berfokus pada nilai *overshoot*, *rise time*, dan *steady state error* pada hasil respon perpindahan gerak yang berhubungan langsung dengan penentuan nilai K_P , K_I dan K_D pada pengontrol PID. Gambar 11 merupakan hasil keluaran gerak *heaving* dan *pitching* setelah diberikan pengontrol PID dengan parameter PID yang tepat.

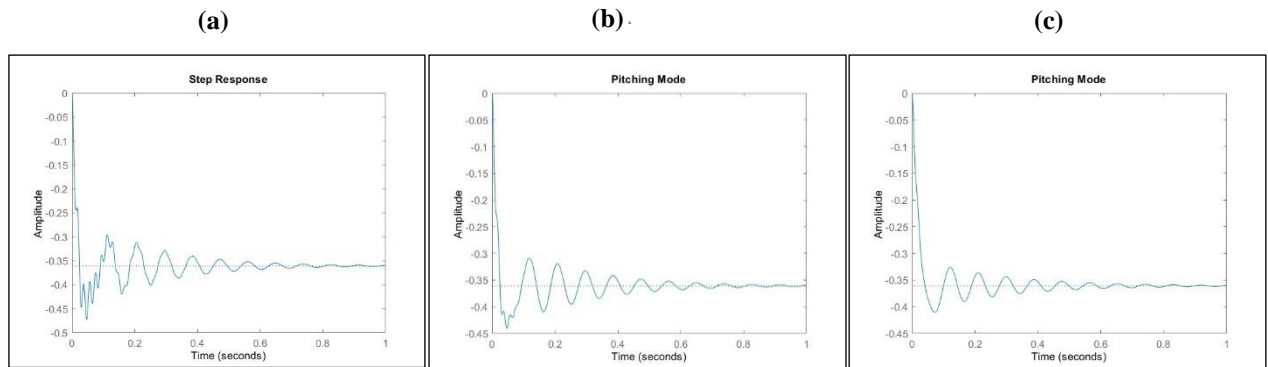


Gambar 11. Respon Perpindahan Gerak *Heving* & *Pitching* Setelah Diberikan Pengontrol PID.

Pada penelitian ini, diketahui bahwa *tuning* PID dengan nilai K_P , K_I dan K_D yang tepat dapat memberikan kestabilan pada sistem. Selain itu, dapat dilihat untuk keluaran gerak *heaving* dan *pitching* memiliki nilai *steady state error* yang hampir bernilai nol dan *settling time* sekitar 7 sekon. Hal ini menunjukkan bahwa PID merupakan kontrol yang baik sebagai pengontrol dengan kemampuan respon yang cepat dan penguatan yang baik.

3.2.5 Manipulasi *Eigenvalues* Sistem dengan Pengontrol LQR

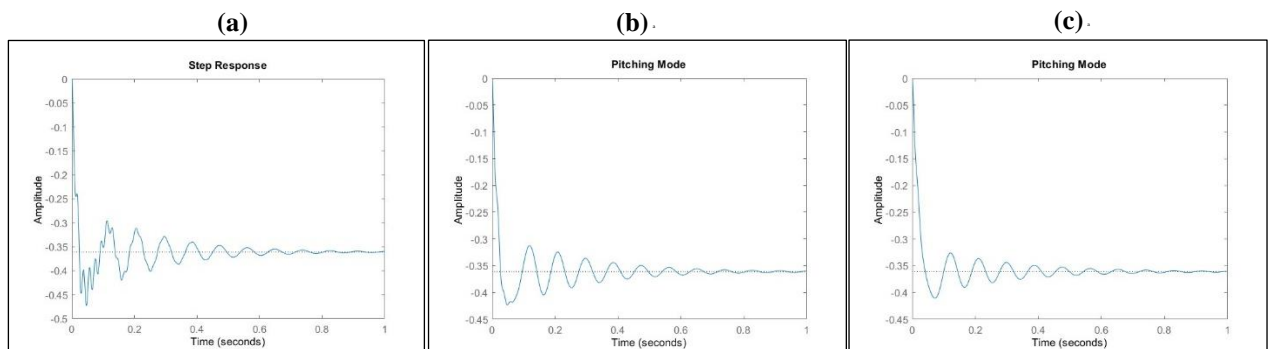
Pengontrol LQR berfungsi berdasarkan *cost function*. Pada *cost function* terdapat beban performa Q dan beban aktuator R . Pada pengontrolan LQR ini agresivitas berhubungan dengan waktu penstabilan dan energi yang dipakai untuk melakukan stabilisasi. Untuk menganalisis pengaruh dari variasi beban aktuator R , dapat dilihat melalui Gambar 12 dan Tabel 7 sedangkan untuk menganalisis pengaruh dari variasi beban performa Q dilihat melalui Gambar 13 dan Tabel 8.



Gambar 12. Respon perpindahan gerak Mode *Pitching* dengan Pengontrol LQR dengan Variasi Beban Aktuasi R .

Tabel 7. Pengaruh dari Variasi Beban Aktuasi R Terhadap Penstabilan Mode *Pitching*.

Keterangan	Beban Performa, Q	Beban aktuasi, R	<i>Settling Time</i>	<i>Overshoot</i>
a	10^{-6}	0,1	0.6064	30.9677
b	10^{-6}	0.01	0.5688	22.1589
c	10^{-6}	0.001	0.4831	13.7939



Gambar 13. Respon perpindahan gerak Mode *Pitching* dengan Pengontrol LQR dengan Variasi Beban Performa Q .

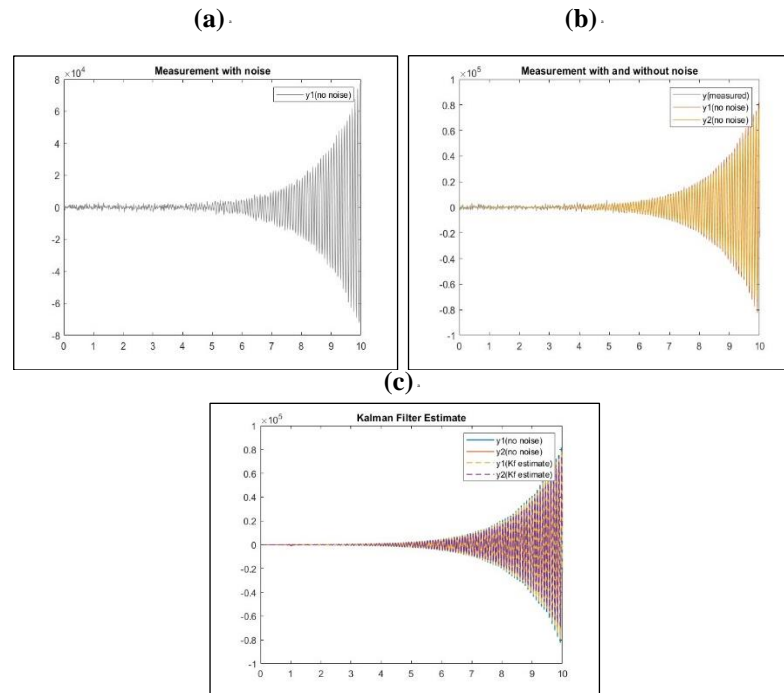
Tabel 8. Pengaruh dari Variasi Beban Performa Q Terhadap Penstabilan Mode *Pitching*.

Keterangan	Beban Aktuasi, Q	Beban aktuasi, R	<i>Settling Time</i>	<i>Overshoot</i>
a	1×10^{-6}	0,1	0.6064	30.9677
b	25×10^{-6}	0.1	0.5676	17.2462
c	1×10^{-4}	0.1	0.4831	13.7939

perlu diperhatikan bahwa terdapat efek yang berkebalikan ketika beban performa Q dan beban aktuasi R sama-sama dinaikkan. Kenaikan beban performa Q akan menurunkan *settling time* dan *overshoot* sedangkan kenaikan dari beban aktuasi R akan menaikkan *settling time* dan *overshoot*. Maka daripada itu, untuk mendapatkan pengontrol yang efektif dengan kriteria pengontrol yang baik diperlukan pengaturan nilai *cost function* yang tepat.

3.2.6 Estimasi State dengan Filter Kalman

Untuk memudahkan analisis filter Kalman, dapat dilakukan *plotting* respon perpindahan gerak dalam domain waktu dari sistem aktual dengan asumsi *full state*, dan tidak adanya *noise* serta sistem dengan asumsi tidak *full state*, dan adanya *noise* & gangguan, tetapi telah diberlakukan filter Kalman. Jika respon perpindahan gerak dari kedua sistem tersebut mirip, berarti filter Kalman terbukti berhasil menyeimbangkan *noise* dan gangguan sehingga filter Kalman dapat digunakan untuk memperkirakan state ketika *full state* tidak mungkin diperoleh pada sistem kontrol.

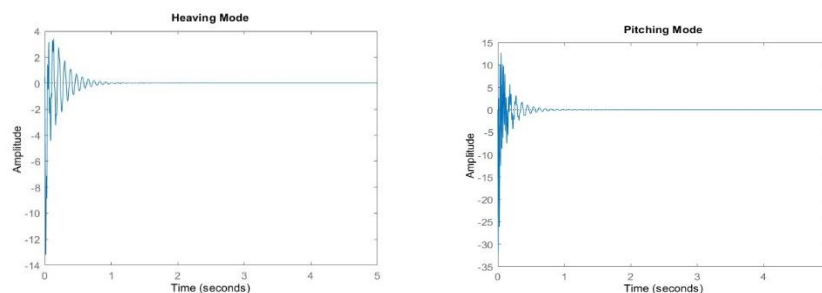


Gambar 14. (a) Pengukuran y Disertai *Noise*, (b) Pengukuran y tanpa Disertai *Noise*, (c) Estimasi Sistem dengan Filter Kalman.

Dengan melihat perbandingan respon perpindahan gerak antara kedua sistem, baik dari sistem yang diasumsikan *full state* serta tanpa adanya *noise* maupun sistem yang disertai *noise* & gangguan dan diberlakukan filter Kalman, dapat diketahui bahwa filter Kalman efektif untuk memperkirakan *state* dari sistem yang tidak berada pada kondisi *full state*. Hal ini ditandai dari bentuk respon perpindahan gerak kedua sistem yang mirip. Kemiripan ini dikarenakan kemampuan filter Kalman untuk menyeimbangkan efek dari pengukuran *noise* dan gangguan yang sebelumnya sudah diberikan pada sistem.

3.2.7 Penggabungan LQR dan Filter Kalman pada Pengontrol LQG

Pengontrol LQG dapat dijalankan menggunakan Matlab Simulink. Dari Matlab Simulink tersebut dapat digabungkan antara LQR dan Kalman Filter. Dari penggabungan tersebut, didapatkan respon perpindahan gerak dari perpindahan *heaving* dan *pitching* seperti Gambar 15 di bawah ini.



Gambar 15. Respon Perpindahan Gerak *Heaving* & *Pitching* pada Kondisi Kecepatan 320 ft/s Setelah Diberikan Pengontrol LQG.

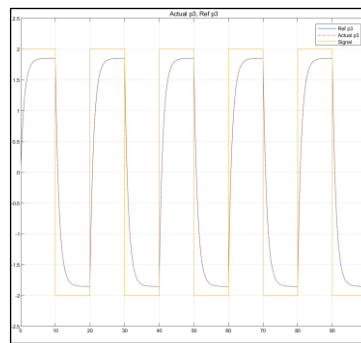
Dari respon perpindahan gerak yang didapatkan dari Matlab Simulink, diketahui bahwa pengontrol LQG secara efektif dapat menstabilkan respon dinamik dari suatu sistem. Hal ini sejalan dengan penggunaan pengontrol LQR yang terkait dengan beban performa Q dan beban aktuasi R untuk memanipulasi *eigenvalues* beserta filter Kalman untuk mempertimbangkan adanya gangguan dan *noise* yang terdapat pada sistem tersebut.

Tabel 9. *Eigenvalues* Matriks Sistem pada Kondisi Kecepatan 98 m/s Setelah diberikan Pengontrol LQG.

Mode	<i>Eigenvalues</i>
<i>Heaving</i>	$-1.2181 \pm 3.3912e + 02i$
<i>Pitching</i>	$-4.7102 \pm 71.1786i$

3.2.8 Mengatasi Ketidakpastian Menggunakan Kontrol Adaptif MRAC

Namun, dalam paper Doyle diketahui bahwa LQG memiliki *margin* stabilitas yang kecil sehingga sangat rentan terhadap ketidakpastian model, *time delays* dan ketidaksempurnaan model lainnya. Sehubungan dengan *margin* stabilitas yang kecil, LQG sensitif terhadap ketidakpastian model dan faktor lainnya seperti perubahan kondisi lingkungan dan variasi dalam karakter gangguan. Pada penelitian ini, akan dilakukan analisis penggunaan kontrol adaptif *indirect* MRAC untuk mengatasi ketidakpastian pada suatu sistem. Kontrol adaptif dirancang untuk meningkatkan kinerja sistem kontrol dengan mengadaptasi parameter-parameter kontrol nya secara otomatis. Salah satu manfaat utama dari kontrol adaptif ini adalah meningkatkan *margin* stabilitas. Gambar 16 di bawah ini merupakan perbandingan keluaran model yang aktual dan model referensi setelah diberikan nilai parameter yang tepat.



Gambar 16. Perbandingan Keluaran Sudut *Flap* Model Aktual dan Model Referensi Setelah Diberikan Nilai Parameter yang Tepat.

Dari gambar di atas, diketahui bahwa ketika sudah diberikan nilai parameter yang tepat, model aktual dapat mendekati keluaran dari model referensi dan mampu mengadaptasi parameter-parameter kontrol nya secara otomatis. *indirect* MRAC juga memperkirakan model gangguan eksternal dan ketidakpastian dalam sistem yang dikendalikan.

4. Kesimpulan

- a. Batas kecepatan *flutter* pada penelitian ini adalah sekitar 98 m/s.
- b. Setiap pengontrol dapat digunakan sebagai *flutter suppression* untuk meningkatkan batas kecepatan *flutter*.
- c. Untuk menanggulangi margin stabilitas rendah dari LQG yang disebabkan oleh desain model yang buruk, ketidakpastian dalam parameter sistem dan gangguan eksternal dari lingkungan, maka digunakan kontrol adaptif MRAC. Pengontrol ini memiliki kemampuan untuk memperkirakan model gangguan eksternal dan ketidakpastian dalam sistem sehingga dapat menanggulangi margin stabilitas rendah tersebut.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Fonzi, N., Brunton, S. L., & Fasel, U. (2020). *Data-driven nonlinear aeroelastic models of morphing wings for control*. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 476(2239). <https://doi.org/10.1098/rspa.2020.0079>
- [2] S, Nithin., & K, Vijayalaksmi bharathi. (2019). *Review on Aeroelasticity* (Vol 4, Issue 8). *International Journal of Engineering Applied Sciences and Technology*, 271-274.
- [3] Haryanto, I., Widodo, A., Prahasto, T., Sudharto, J., & -Semarang, T. (2012). *Analisis Flutter Bilah Rotor Helikopter Dengan Pendekatan Aerodinamika Quasi-Steady dan Unsteady Pada Kondisi Terbang Maju*.
- [4] Hodges, D. H., & Pierce, G. A. (2002). *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. Cambridge Aerospace Series.
- [5] Tewari, A., & Tewari, A. (2016). *Aeroservoelasticity* (pp. 1-11). Springer New York.
- [6] Nam, C., Kim, Y., & Weisshaar, T. A. (2001). *Computational Aids in Aeroservoelastic Analysis Using MATLAB TM Chapter 1 Introduction to MATLAB*.
- [7] TIFFANY, S., & KARPEL, M. (1989, April 3). *Aeroservoelastic modeling and applications using minimum-state approximations of the unsteady aerodynamics*. <https://doi.org/10.2514/6.1989-1188>
- [8] Neville Sutherland, A. (2011). *AEROSERVOELASTIC ANALYSIS, DESIGN AND WIND TUNNEL TESTING OF A THREE DEGREE-OF-FREEDOM BINARY FLUTTER MODEL*.
- [9] Brunton, S. L., & Kutz, J. N. (2017). *Data Driven Science & Engineering Machine Learning, Dynamical Systems, and Control*.
- [10] Wicaksono, H., & Pramudijanto, J. (2004). *Kontrol PID Untuk Pengaturan Kecepatan Motor DC Dengan Metode Tuning Direct Synthesis*. In *Jurnal Teknik Elektro* (Vol. 4, Issue 1). <http://puslit.petra.ac.id/journals/electrical/>