

FLUTTER SUPPRESSION AIRFOIL SUDU TURBIN ANGIN MENGGUNAKAN LQG CONTROLLER DAN FUZZY LOGIC

*Akhmad Fauzilhaq¹, 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: zilhaq1992@gmail.com

Abstrak

Turbin angin adalah salah satu dari alat pembangkit listrik energi terbarukan yang memanfaatkan pergerakan angin untuk menggerakkan *blade* turbin sehingga *blade* turbin dapat bergerak rotasi, kemudian diteruskan untuk memutar rotor pada generator sehingga akan menghasilkan energi listrik. Semakin besar energi yang dihasilkan, semakin besar pula ukuran turbin yang dibuat, selain perawatan ataupun instalasi menjadi sangat mahal, menaikkan ukuran turbin juga akan menambah masalah baru yaitu masalah aeroelastik. Mengabaikan permasalahan kestabilan dari turbin angin akan menyebabkan kerusakan sistem, dan hal tersebut harus dicegah. Pada fenomena aeroelastik dinamik, jika dalam interaksi tersebut tidak melibatkan gaya eksitasi dari luar maka masalah yang dikaji merupakan masalah stabilitas *flutter*. Redaman aerodinamik yang dibangkitkan mengakibatkan tambahan energi pada sistem. Sebagai akibatnya, struktur mengalami getaran yang jika dibiarkan bisa bersifat katastrofe. Penelitian kali ini akan menganalisis *blade* turbin yang direpresentasikan dalam 2D *airfoil* yang khusus menganalisis *flutter* 2DOF menggunakan metode – p yang mengubah domain frekuensi menjadi domain waktu dengan bantuan *software* matlab. Setelah kecepatan *flutter* didapatkan, analisis selanjutnya adalah analisis kestabilan menggunakan kontrol modern LQG dengan menstabilkan kecepatan setelah fenomena *flutter*. Setelah menaikkan batas kecepatan *flutter* selanjutnya adalah mengontrol gerakan *aileron* dengan *fuzzy logic*. Dengan menganalisis kecepatan *flutter* menggunakan metode – p, maka dapat diketahui batas kecepatan *flutter*, dan dengan kontrol LQG dan *fuzzy logic* maka fenomena *flutter* dapat teratasi.

Kata kunci: Wind Turbin, *airfoil*, *flutter*, metode – p, LQG, *fuzzy logic*

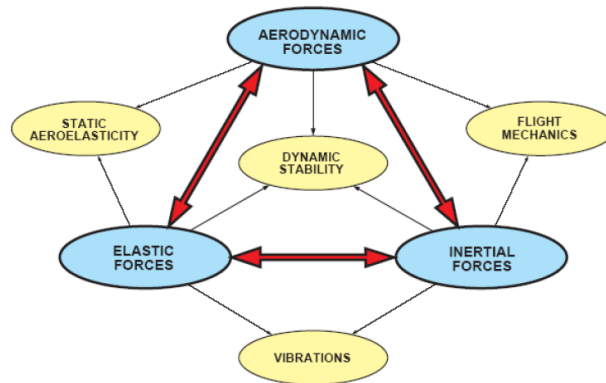
Abstract

The wind turbine is one of the tools of power plants utilising renewable energy wind turbine to drive the blade so that the blade can move the turbine rotation, then forwarded to rotate the rotor at generator so that it will produce electric energy. The greater the energy produced, the greater the size of the turbines are made, in addition to the maintenance or installation becomes very expensive, raising the size of the turbine also will add a new problem, namely the problem of aeroelastic. Ignoring problems of the stability of the wind turbine will cause damage to the system, and it must be prevented. On the phenomenon of dynamical aeroelastic, if they are not involved in the interaction styles of excitation from the outside then the issue examined was the flutter stability issues. The resurrected aerodynamics damping resulting in additional energy on the system. As a result, the structure undergoes a vibration which if left can be catastrophic. This time the research will analyze the turbine blade is represented in 2D *airfoil* specifically analyse *flutter* 2DOF using methods – frequency domain transform *p* into the time domain with the help of *software* matlab. After the speed of *flutter*, stability analysis is analysis using modern LQG control with stabilizing speed after *flutter* phenomenon. After raising the speed limit to control the movement of the next *flutter* *aileron* with *fuzzy logic*. By analyzing the speed of *flutter* *p*-methods, then it can be known to *flutter*, and the speed limit with LQG control and *fuzzy logic* then *flutter* phenomena can be resolved.

Keywords : Wind Turbin, *airfoil*, *flutter*, metode – p, LQG, *fuzzy logic*

1. Pendahuluan

Peningkatan kebutuhan energi sejalan dengan pertumbuhan penduduk yang pesat serta adanya keterbatasan sumber daya energi fosil yang tersedia mengakibatkan perlunya dikembangkan teknologi sumber energi terbarukan yang salah satunya adalah energi angin. Salah satu pemanfaatan energi angin menjadi sumber energi terbarukan adalah dengan membangkitkan listrik menggunakan turbin angin. Turbin angin adalah salah satu dari alat pembangkit listrik energi terbarukan yang memanfaatkan pergerakan angin untuk menggerakkan sudu turbin sehingga sudu turbin dapat bergerak rotasi, kemudian diteruskan untuk memutar rotor pada generator sehingga akan menghasilkan energi listrik [1]. Semakin besar energi yang dihasilkan, semakin besar pula ukuran turbin yang dibuat, contohnya di Eropa tahun 1900, ukuran diameter turbin sekitar 30 – 50 meter menghasilkan 500 kW sedangkan diameter 90 meter menghasilkan 3 MW [2]. selain perawatan ataupun instalasi menjadi sangat mahal, menaikkan ukuran turbin juga akan menambah masalah baru yaitu masalah aeroelastik. Mengabaikan permasalahan kestabilan dari turbin angin akan menyebabkan kerusakan sistem, dan hal tersebut harus dicegah. Kondisi angin, kemiringan, dan kecepatan angular akan mempengaruhi kestabilan aeroelastik. Masalah aeroelastik merupakan fenomena yang muncul berdasarkan suatu disiplin ilmu yang dinamakan aeroelastisitas. Aeroelastisitas merupakan suatu disiplin ilmu yang mempelajari tentang deformasi pada benda elastis dalam suatu regim aliran udara. Fenomena aeroelastik dapat dikategorikan dalam dua jenis, yaitu *static aeroelastic* (aeroelastik statik) dan *dynamic aeroelastic* (aeroelastik dinamik). Masalah stabilitas pada fenomena aeroelastik statis yang cukup *fundamental* adalah masalah *static stability* dan disebut sebagai *divergensi* dan masalah *aileron reversal*. Sedangkan fenomena aeroelastik dinamik terjadi sebagai akibat adanya interaksi antara gaya aerodinamika, gaya inersia, dan gaya elastis suatu struktur. Secara skematis, fenomena aeroelastik dijelaskan dengan segitiga *collar*.



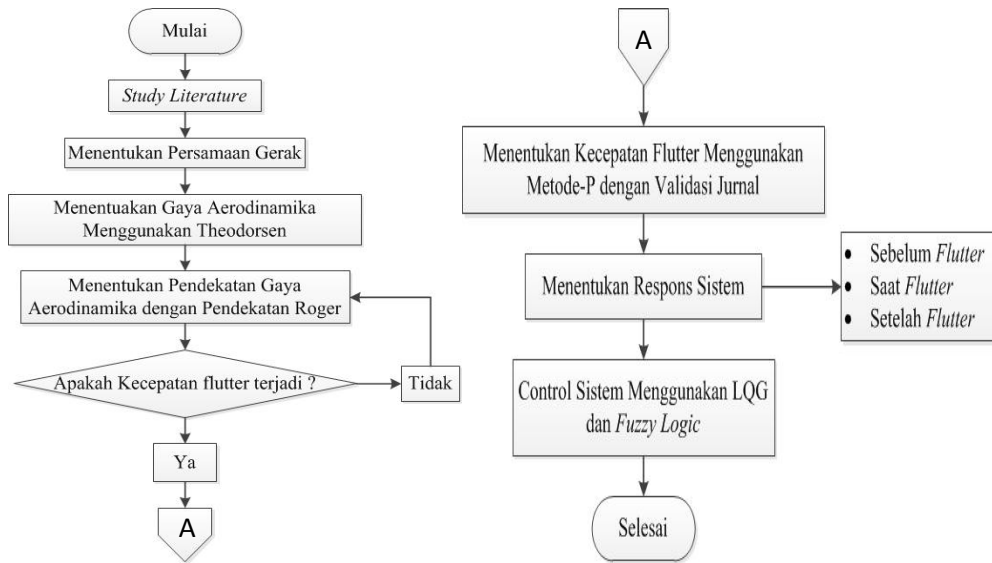
Gambar 1. Triangel collar [3].

Pada prinsipnya *flutter* merupakan *self excited vibration* yang muncul karena pada kecepatan udara tertentu, redaman aerodinamik yang dibangkitkan mengakibatkan tambahan energi pada sistem. Kecepatan udara dimana *flutter* terjadi disebut kecepatan *flutter*. Sebagai akibatnya, struktur mengalami getaran yang jika dibiarkan bisa bersifat katastrofe. Pada perancangan sudu, kemunculan *flutter* akan membatasi kecepatan. Oleh karena itu, fenomena aeroelastik tersebut harus diperhitungkan sejak pada tahap fase desain awal. Untuk mengatasi masalah aeroelastik tersebut, maka dirancang suatu sistem kontrol yang dapat menaikkan batas kecepatan *flutter*, pada penelitian kali ini kontrol yang digunakan adalah LQG dan mengatur gerak *control surface* dengan menggunakan kontrol *fuzzy logic*. Dengan menerapkan sistem kendali aktif diharapkan kecepatan *flutter* sebuah sudu dapat dinaikkan dan beban yang diakibatkan oleh respons dinamik dapat direduksi, sehingga performa sudu dapat ditingkatkan tanpa harus mengubah rancangannya. Untuk melihat sejauh mana sistem kendali aktif tersebut dapat mereduksi fenomena aeroelastik yang terjadi, maka dilakukan simulasi dengan program bantu Matlab.

Oleh karena itu, dalam penelitian ini bertujuan untuk mengetahui batas kecepatan *flutter* menggunakan metode – p yaitu metode mencari kecepatan *flutter* menggunakan prinsip domain frekuensi dan domain waktu dan menaikkan batas kecepatan *flutter*. Setelah mendapatkan kecepatan *flutter* selanjutnya adalah mengetahui respons sistem sebelum *flutter*, saat *flutter*, dan setelah terjadinya *flutter*. Setelah mendapatkan mengetahui responsnya selanjutnya adalah menaikkan batas *flutter* dengan menggunakan LQG controller dan untuk memaksimalkan kerja *aileron*, maka digunakan *fuzzy logic controller* dalam mengontrol pergerakan *aileron* agar dapat bekerja pada kecepatan operasionalnya.

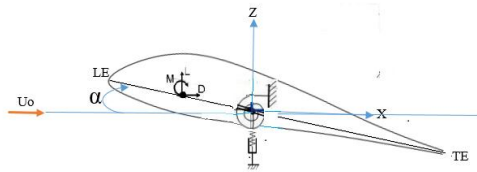
2. Metode Penelitian

2.1 Diagram Alir Metode Penelitian



Gambar 3. Diagram alir metode penelitian.

2.2 Persamaan gerak



Gambar 4. Diagram benda bebas [4].

Persamaan umum flutter :

$$[M_s]\{\ddot{q}\} + [D_s]\{\dot{q}\} + [K_s]\{q\} = -1/2\rho U^2[Q_k]\{q\} \quad (1)$$

Dengan merubah vektor persamaan dari $\{h, \alpha\}$ menjadi $\{h/b, \alpha\}$, persamaan gerak menjadi :

$$\mu\pi\rho b^3\ddot{h} + \mu\pi\rho x_a b^3\ddot{\alpha} + \mu\pi\rho b^2\omega_h^3\dot{h} = -L \quad (2)$$

$$\mu\pi\rho x_a b^4\ddot{h} + \mu\pi\rho r_a^2 b^4\ddot{\alpha} + \mu\pi\rho r_a^2 b^4\omega_a^2\alpha = M_o + bL(0.5 + a) \quad (3)$$

2.3 Gaya Aerodinamik

$$L = -\pi\rho b^3\omega^2[l_h(k, M_\infty)\frac{\bar{h}}{b} + l_\alpha(k, M_\infty)\bar{\alpha}]$$

$$M = -\pi\rho b^4\omega^2[l_h(k, M_\infty)\frac{\bar{h}}{b} + l_\alpha(k, M_\infty)\frac{\bar{h}}{b}]$$

Dimana :

$k = \frac{b\omega}{v}$ adalah frekuensi tereduksi (*Reduced frekuensi*) dan M_∞ adalah bilangan mach.

Dan persamaan yang umum menjadi :

$$L = -\pi\rho b^3\omega^2\{[l_h\frac{\bar{h}}{b} + (l_\alpha - (1/2 + a)\bar{\alpha})]\} \quad (4)$$

$$M = -\pi\rho b^4\omega^2\{[(M_h - (1/2 + a)l_\alpha)\frac{\bar{h}}{b} + l_\alpha(k, M_\infty)\frac{\bar{h}}{b} + [M_\alpha - (1/2 + a)(l_h + M_h) + (1/2 + a)^2l_\alpha]\bar{\alpha}\} \quad (5)$$

2.4 Pendekatan Roger

$$A_{ij}(M_\infty, p) \hat{q}_j = [A_{0ij}(M_\infty) + A_{1ij}(M_\infty)p + A_{2ij}p^2 + \sum_{l=1}^L \left(\frac{A_{(l+2)ij}(M_\infty)p^l}{\beta_{ij+p}} \right)] \hat{q}_j \quad (6)$$

kemudian mendefinisikan setiap lag pada setiap mode aerodinamik :

$$\hat{B}_{ij} = \frac{p}{\beta_{ij+p}} \hat{q}_j = \frac{s}{\frac{b}{U}\beta_{ij} + s} \hat{q}_j, \quad \text{dimana : } p = \frac{b}{U}s$$

Dimana F adalah bentuk *real* dari *Theodorsen* dan G adalah *imaginer* dari *theodorsen*. Berdasarkan referensi dari Mordecay Karpel [5] ada tiga prosedur yang harus dilakukan dalam menentukan nilai $[A_0] - [A_6]$ yaitu:

1. Batasan pertama adalah ketika $k = 0$ atau mendekati 0 ;

$$[A_0] = [F(0)]$$

2. Batasan kedua ;

$$[A_2] = ([F(0)] - [F(k)]/k^2 + [D](k^2[I] + [R])^{-1}[E])$$

Atau dapat ditulis menjadi :

$$[A_2] = ([F(0)] - [F(k)]/k^2 + \sum \frac{A_{l+2}}{k^2 - \beta_{l+2}}) \quad (7)$$

3. Batasan ketiga adalah ;

$$[A_1] = [G(k)]/k + [D](k^2[I] + [R])^{-1}[R][E]$$

Atau dapat ditulis menjadi :

$$[A_1] = [G(k)]/k + \sum \frac{A_{l+2}}{k^2 - \beta_{l+2}} \quad (8)$$

dengan mengacu pada persamaan gaya aerodinamik tak tunak. Dari *approximate* ini didapat *Reduced frekuensi* yang tepat dalam menentukan nilai gaya aerodinamik. Dalam penerapan pendekatan *Reduced frekuensi* pada batas kecepatan *flutter* diperoleh nilai yang tepat adalah 0.1 – 15,02 dengan *increment* 0.09.

2.5 Normalisasi matrik struktur

$$M_s = \begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix}$$

Maka menjadi :

$$[M_s] = \begin{bmatrix} \mu & \mu x_\alpha \\ \mu x_\alpha & \mu r_\alpha^2 \end{bmatrix}, \text{ dengan vektor } (\ddot{h}/b, \ddot{\alpha}) \quad (9)$$

- a. Matrik damping struktur ;

$$D_s = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Matrik D_s adalah matrik [0] karena tidak ada redaman struktur

Matrik kekakuan struktur :

$$K_s = \begin{bmatrix} K_h & 0 \\ 0 & K_\alpha \end{bmatrix}$$

Menjadi :

$$[K_s] = \begin{bmatrix} \mu \omega_h^2 & 0 \\ 0 & \mu r_\alpha^2 \omega_\alpha^2 \end{bmatrix}, \text{ dengan vektor } (h/b, \alpha) \quad (10)$$

2.6 Normalisasi matrik gaya aerodinamik self excited

Persamaan gaya aerodinamis dengan pendekatan roger domain frekuensi [6] :

$$A_{ij}(M_\infty, p) \hat{q}_j = [A_{0ij}(M_\infty) + A_{1ij}(M_\infty)p + A_{2ij}p^2 + \sum_{l=1}^L \left(\frac{A_{(l+2)ij}(M_\infty)p^l}{\beta_{ij+p}} \right)] \hat{q}_j \quad (11)$$

Menjadi persamaan domain waktu :

$$A_{ij}(M_{\infty}, t)\hat{q}_j = A_{0ij}(M_{\infty})\hat{q}_j + \frac{b}{U}A_{1ij}(M_{\infty})\dot{\hat{q}}_j + \frac{b^2}{U^2}A_{2ij}p^2\hat{q}_j + \sum_{l=1}^L A_{(l+2)ij}(M_{\infty})B_{jl} \quad (12)$$

dengan turunan state vector B_{ij} adalah :

$$\dot{B}_{lj} = \dot{q} - \frac{U}{b}\beta_{lj}B_{lj} \quad , \quad i, j = 1 \dots N, \quad l = 1 \dots L$$

$$[A_0] = \begin{bmatrix} A_0 & A_0 \\ A_0 & A_0 \end{bmatrix}, \text{ menjadi } [A_0] = \frac{U^2}{2\pi b^2} \begin{bmatrix} A_0 & \frac{A_0}{b} \\ \frac{A_0}{b} & \frac{A_0}{b^2} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$[A_1] = \begin{bmatrix} A_1 & A_1 \\ A_1 & A_1 \end{bmatrix}, \text{ menjadi } [A_1] = \frac{U}{2\pi b} \begin{bmatrix} A_1 & \frac{A_1}{b} \\ \frac{A_1}{b} & \frac{A_1}{b^2} \end{bmatrix}, \quad (14)$$

$$[A_2] = \begin{bmatrix} A_2 & A_2 \\ A_2 & A_2 \end{bmatrix}, \text{ menjadi } [A_2] = \frac{1}{2\pi} \begin{bmatrix} A_2 & \frac{A_2}{b} \\ \frac{A_2}{b} & \frac{A_2}{b^2} \end{bmatrix}, \quad (15)$$

$$A_{l+2} = \begin{bmatrix} A_{l+2} & A_{l+2} \\ A_{l+2} & A_{l+2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} B_{l+2} \\ B_{l+2} \end{Bmatrix},$$

A_{l+2} dikalikan dengan tekanan dinamika $1/2\rho U^2$:

$$A_{l+2} = \begin{bmatrix} \frac{A_{l+2}\rho U^2}{2} & \frac{A_{l+2}\rho U^2}{2} \\ \frac{A_{l+2}\rho U^2}{2} & \frac{A_{l+2}\rho U^2}{2} \end{bmatrix}, \text{ menjadi } A_{l+2} = \frac{U^2}{2\pi b^3} \begin{bmatrix} A_{l+2} & \frac{A_{l+2}}{b} \\ \frac{A_{l+2}}{b} & \frac{A_{l+2}}{b} \end{bmatrix},$$

Maka untuk $A_3 - A_6$:

$$A_3 = \frac{U^2}{2\pi b^3} \begin{bmatrix} A_3 & A_3 \\ A_3 & A_3 \end{bmatrix}, \quad (16)$$

$$A_4 = \frac{U^2}{2\pi b^3} \begin{bmatrix} A_4 & A_4 \\ A_4 & A_4 \end{bmatrix}, \quad (17)$$

$$A_5 = \frac{U^2}{2\pi b^3} \begin{bmatrix} A_5 & A_5 \\ A_5 & A_5 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$A_6 = \frac{U^2}{2\pi b^3} \begin{bmatrix} A_6 & A_6 \\ A_6 & A_6 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

2.7 Menentukan State Space Sistem

Persamaan flutter [6]:

$$[M]\{\dot{q}_2\} + [D]\{q_2\} + [K]\{q_1\} = -\frac{U^2}{2\pi b^2}[A_0]\{q_1\} + \frac{U}{2\pi b}[A_1]\{q_2\} - \frac{1}{2\pi}[A_2]\{\dot{q}_2\} - \frac{U^2}{2\pi b^3}[A_3]\{B_3\} - \frac{U^2}{2\pi b^3}[A_4]\{B_4\} - \frac{U^2}{2\pi b^3}[A_5]\{B_5\} - \frac{U^2}{2\pi b^3}[A_6]\{B_6\} \quad (20)$$

$\{\dot{x}\} = A_p\{x\}$, dengan matriks A_p sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{B}_1 \\ \dot{B}_2 \\ \dot{B}_3 \\ \dot{B}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [0] & [I] & [0] & [0] & \dots & \dots \\ -[\tilde{M}]^{-1}[\tilde{K}] & -[\tilde{M}]^{-1}[\tilde{D}] & -[\tilde{M}]^{-1}[\tilde{A}_3] & -[\tilde{M}]^{-1}[\tilde{A}_3] & \dots & \dots \\ [0] & [I] & -\frac{U}{b}[\beta_3] & [0] & \dots & \dots \\ [0] & [I] & [0] & -\frac{U}{b}[\beta_3] & \dots & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \ddots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ B_1 \\ B_2 \\ B_3 \\ B_4 \end{bmatrix} \quad (21)$$

2.8 Mencari Frekuensi dan Damping Metode-P

Setelah mendapatkan pendekatan gaya aerodinamik menggunakan pendekatan Roger dan *state space* telah terbentuk maka analisis kecepatan *flutter* menggunakan matlab dengan metode p dapat dilakukan [5] :

1. Selesaikan masalah pendekatan Roger dengan mencari nilai koefisien (A_0 - A_6) dengan prosedur pendekatan Roger di atas.
2. Transformasikan persamaan *flutter* menjadi domain waktu kemudian nyatakan dalam bentuk *state space* seperti pada prosedur di atas.
3. Tentukan kecepatan U_j .
4. Cari *eigen value* dari matrik dinamika $[A_p]$ yang merupakan sebuah *state space* diterangkan pada prosedur di atas.
5. Ambil nilai *eigen value* yang kompleks tersebut, kemudian pisahkan yang *real* dan *imaginer*. Dimana $1/\sqrt{\text{eigen}(\text{imaginer})}$ adalah dan $\text{real}/\sqrt{\text{real}^2 + \text{imaginer}^2}$ adalah *damping*.
6. Plot nilai *frekuensi* dan *damping* terhadap kecepatan (U_j).
7. Apabila belum mengalami *flutter* maka kecepatan harus dinaikkan sampai grafik menandakan terjadi *flutter*.
8. Buat *root locus* yang merupakan penggambaran dari *real* dan *imaginer*.
9. Apabila grafik *root locus* berada pada kanan *imaginer*, maka sistem tersebut tidak stabil atau *blade* mengalami fenomena *flutter*.

2.9 Merepresentasikan Persamaan Gerak Aeroservoelastisitas

Sebelum mendesain *control surface* atau input sistem, langkah yang harus dilakukan adalah mendekati gaya aerodinamik tak tunak *control surface* dengan menggunakan pendekatan Roger, dengan prosedur sama dengan mencari gaya aerodinamik tak tunak pada sistem dinamik. Kuantitas gaya aerodinamik tak tunak dapat ditentukan dengan persamaan Theodorsen yang diformulasikan dengan :

$$C_{l\delta} = \frac{k^2 T_1}{\pi} + \frac{2C(k)T_{11}}{\pi} - ik\left(\frac{T_4}{\pi} + C(k)T_{11}\right) \quad (22)$$

$$C_{m\delta} = \frac{1}{\pi} \left((T_4 + T_{10}) + ik \left(T_1 - T_8 - (c-a)T_4 + \frac{T_{11}}{2} \right) + k(T_7 + (c-a)T_1) - 2 \left(a + \frac{1}{2} \right) C(k) \left(T_{10} + \frac{ikT_{11}}{2} \right) \right) \quad (23)$$

Dengan pendekatan Roger, nilai gaya aerodinamik *control surface* dapat didekati menjadi :

$$\begin{aligned} [\tilde{A}_{c0}] &= \frac{U^2}{2\pi b^3} \begin{bmatrix} \tilde{A}_{c0} \\ \tilde{A}_{c0} \end{bmatrix}, [\tilde{A}_{c1}] = \frac{U}{2\pi b^2} \begin{bmatrix} \tilde{A}_{c1} \\ \tilde{A}_{c1} \end{bmatrix} \\ [\tilde{A}_{c2}] &= \frac{1}{2\pi b} \begin{bmatrix} \tilde{A}_{c2} \\ \tilde{A}_{c2} \end{bmatrix}, [\tilde{A}_{l+2}] = \frac{U^2}{2\pi b^2} \begin{bmatrix} A_{cl+2} \\ \tilde{A}_{cl+2} \end{bmatrix}, \text{ dengan vektor } \{ \delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta} \} \end{aligned}$$

Kemudian membentuk matrik B_p dengan *state space* model

$$\{\dot{x}\} = [A_p]\{x\} + [B_p]\{u\} \quad (24)$$

$$\{y\} = [C_p]\{x\} + [D_p]\{u\} \quad (25)$$

Matriks B_p adalah :

$$[B_p] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -[\tilde{M}]^{-1}[\tilde{A}_{c0}] & -[\tilde{M}]^{-1}[\tilde{A}_{c1}] & -[\tilde{M}]^{-1}[\tilde{A}_{c2}] \\ 0 & [E] & 0 \end{bmatrix}, \quad (26)$$

$$[E] = \begin{bmatrix} \tilde{A}_{c3} \\ \tilde{A}_{c4} \\ \tilde{A}_{c5} \\ \tilde{A}_{c6} \end{bmatrix},$$

dan $C_p = [y \ \alpha \ \dot{y} \ \ddot{\alpha} \ B_1 \ B_1 \ B_1 \ B_1]$

$$D_p = [0]$$

Sehingga *response* sistem terhadap waktu dari *state space* tersebut dapat dicari dengan :

$$\{x\} = e^{[A_p]t}\{x_0\} + \int_0^t [B]\{u(t)\}dt \quad (27)$$

2.10 Kontrol LQG

Persamaan *control* untuk LQG :

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) + K_f(t) \quad (28)$$

$$y(t) = C(t)x(t) \quad (29)$$

Dan persamaan,

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (x^T Q_c + u^T R_c u) dt \quad (30)$$

2.11 Pengendalian Aileron Menggunakan Fuzzy Logic

Pengaturan gerak aileron menggunakan *fuzzy logic* bertujuan untuk mengatur pergerakan aileron dengan prosedur sebagai berikut :

1. jika kecepatan kurang dari 4 m/s maka aileron akan defleksi ke bawah, artinya gaya angkat positif.
2. Jika rotor berputar pada kecepatan operasionalnya, maka aileron tidak mengalami defleksi.
3. Jika kecepatan di atas kecepatan flutter, maka aileron akan mengalami defleksi ke atas yang artinya nilai gaya angkat negatif.

3. Hasil dan Pembahasan

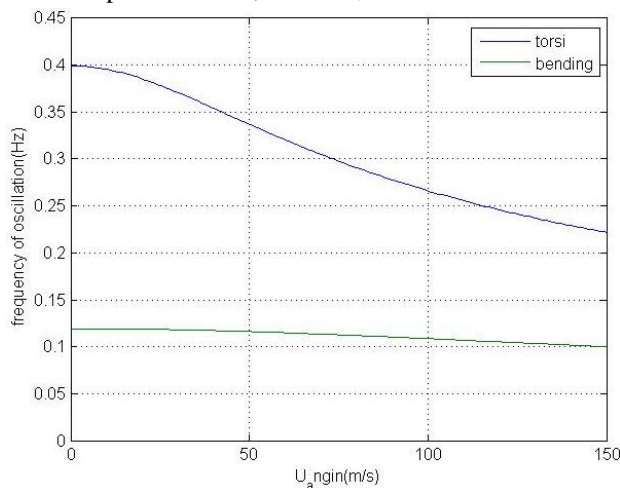
Analisis penentuan kecepatan flutter pada penelitian ini menggunakan metode p dengan model aerodinamik Theodorsen, dalam menganalisis kecepatan flutter diperlukan parameter – parameter yang mendukung dalam perhitungannya. Tabel 1 merupakan Parameter struktur model airfoil RisØ_B1-18.

Tabel 1. Parameter struktur airfoil tipe RisØ_B1-18 [4]

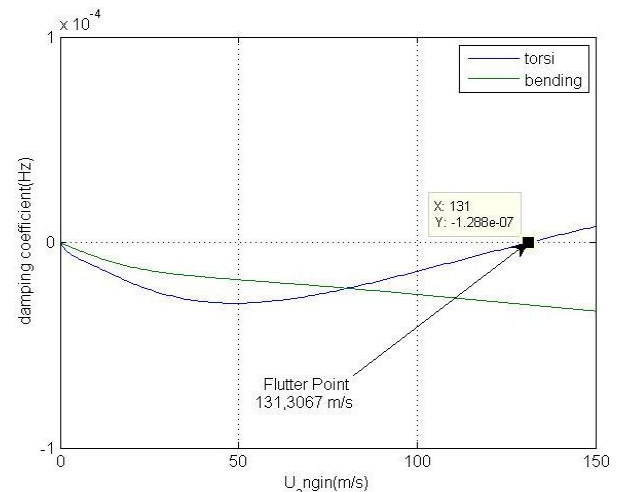
Parameter	simbol	nilai	Satuan
Cord length	c	1	m
Mid cord	b	0.5	m
Jarak CG – LE		0.35	m
Massa total	m	40	kg/m
Momen inersia	I	2	kgm ²
Frekuensi natural (h)	ω_h	62.8	Hz
Frekuensi natural (α)	ω_α	6.28	Hz
Posisi elastis axis	ab	-0.4b	m
Jarak CG – EA	$x_\alpha b$	0.1(0.2)b	m
Radius gyrasi	$r_\alpha^2 b^2$	0.2b ²	m ²
Density rasio	$m/\pi\rho b$	41.58	m ²

Berdasarkan metode penelitian yang telah dijabarkan, berikut merupakan hasil analisis yang diperoleh :

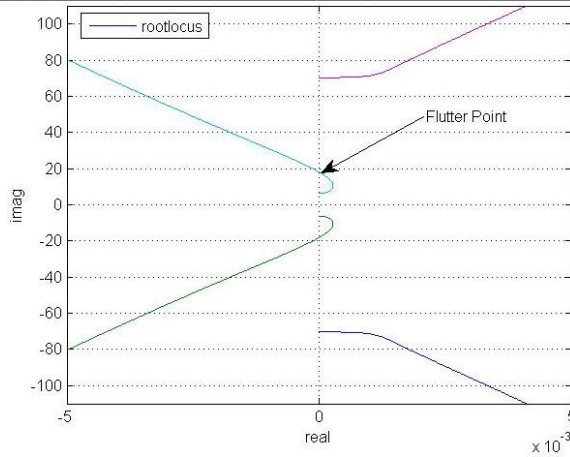
a. Hasil plot frekuensi, redaman, dan root locus :



Gambar 6. Frekuensi terhadap waktu.



Gambar 7. Redaman terhadap waktu.



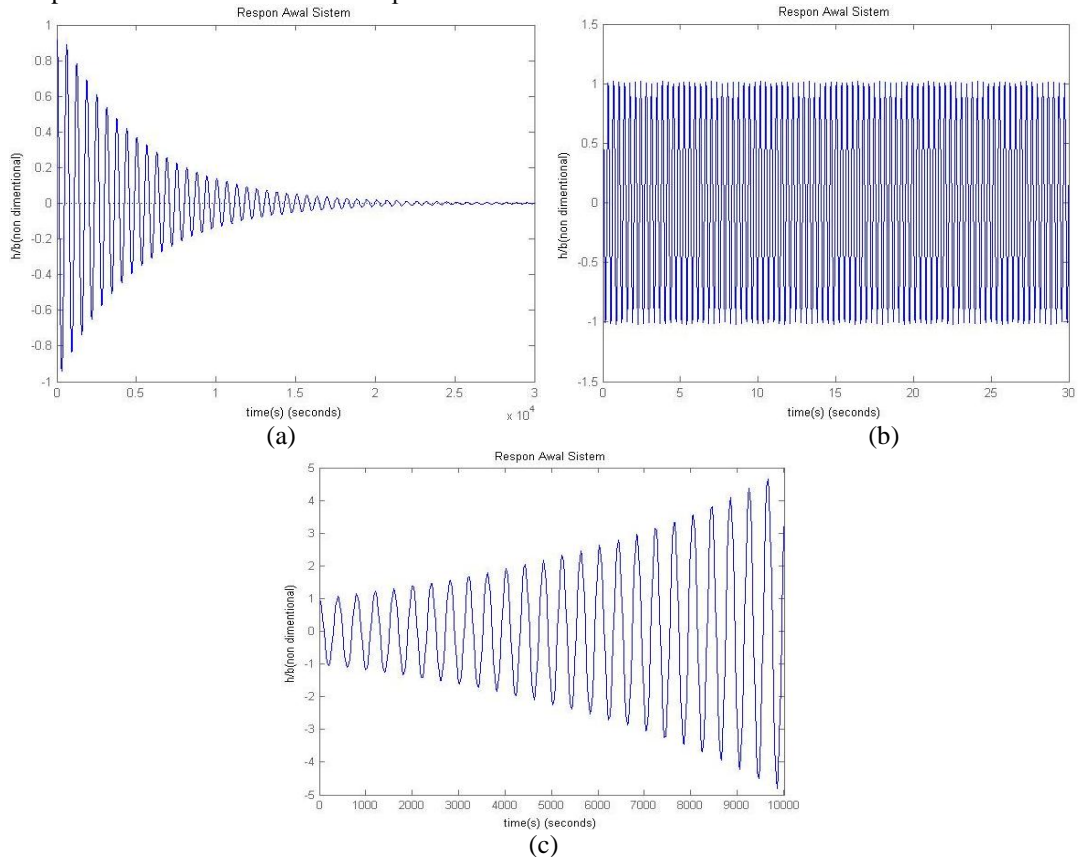
Gambar 8. Root locus.

Tabel 2. Membandingkan nilai kecepatan flutter referensi [4]

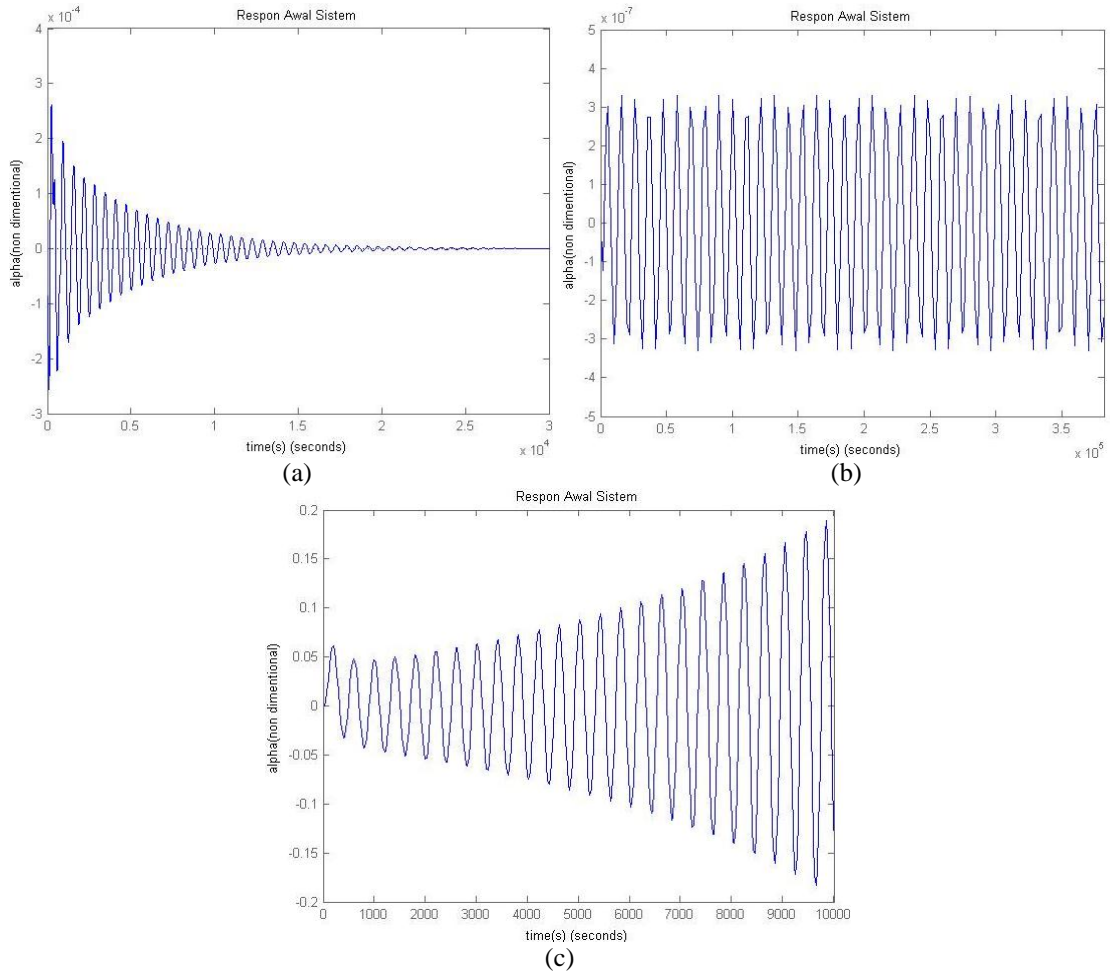
Model Aerodinamik	B1-18 (Gaunna)	Flat plat (Gaunna)	Quasi-Steady	(AkhmadF) Theodorsen	(AkhmadF) Theodorsen
Metode Analisis	Met -p	Met-p	Met-p	Met-p	Met -k
Flutter Speed(m/s)	142.2	139.6	111.2	131.3067	112,87

Tabel 2 menjelaskan, berdasarkan thesis yang dilakukan oleh Leonardo Bergami, nilai kecepatan flutter dengan menggunakan metode - p dan model aerodinamik Gaunna adalah 142.2 m/s Sedangkan dalam penelitian ini, metode analisis yang digunakan sama, namun model aerodinamik yang digunakan berbeda yaitu menggunakan model aerodinamik Theodorsen, dan kecepatan flutter terjadi pada 131.3067 m/s. Perbedaan kecepatan flutter terjadi karena analisis yang dilakukan Leonardo Bergami menggunakan 3DOF dan model aerodinamik yang digunakan berbeda.

b. Hasil respons keluaran h/b dan α terhadap waktu



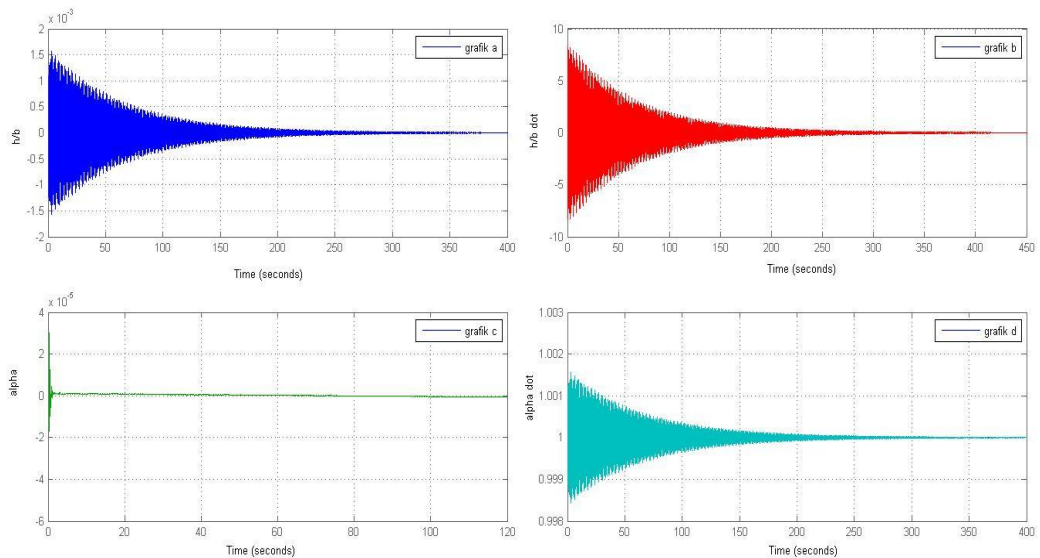
Gambar 9. Hubungan output h/b (a) sebelum 100 m/s, (b) saat 131,3067 m/s dan, (c) setelah flutter 150 m/s.



Gambar 10. Grafik Hubungan α keluaran (a) sebelum *flutter* 100 m/s, (b) saat *flutter* 131,3067, dan (c) setelah *flutter* 150 m/s.

Berdasarkan gambar 10 dan gambar 11 menunjukkan *output defleksi* yang menerangkan bahwa : respons sistem sebelum *flutter* pada kecepatan 100 m/s menandakan sistem stabil, saat *flutter* dengan kecepatan 131.3067 m/s respons sistem sinusoidal, dan setelah *flutter* dengan kecepatan 150 m/s respons sistem tidak stabil ditandai dengan semakin besarnya amplitudo.

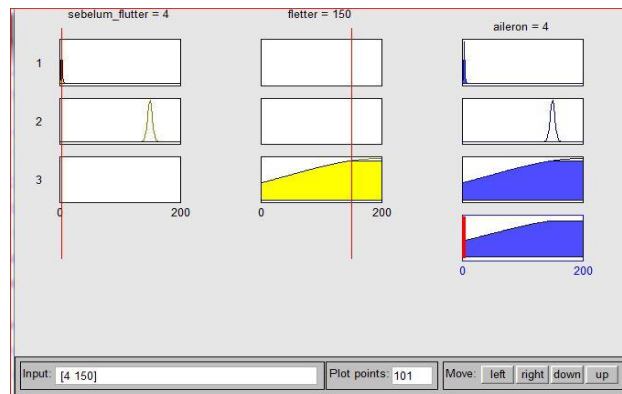
c. Hasil Control Menggunakan LQG



Gambar 12. Grafik keluaran hasil control LQG dengan kecepatan 150 m/s.

Gambar 12 menunjukkan bahwa dengan kecepatan 150 m/s, yang sebelumnya mengalami respons sistem yang menandakan terjadinya efek tidak stabil pada sistem menjadi teredam dengan adanya control LQG.

d. Hasil *control aileron* menggunakan *fuzzy logic*



Gambar 13. Hasil *rules*.

Dari gambar 13 menunjukkan bahwa pengendalian *aileron* telah dikontrol pada kecepatan operasionalnya yaitu 4 m/s sampai 150 m/s.

4. Kesimpulan

Metode p dalam penelitian ini untuk menentukan kecepatan *flutter* dan kecepatan *flutter* yang didapat adalah 131.3067 m/s. Nilai kecepatan tersebut tidak jauh berbeda dengan nilai kecepatan yang didapat dari percobaan yang dilakukan oleh Leonardo Bergami dalam penelitiannya yaitu dengan kecepatan *flutter* 142 m/s [5]. Dengan menggunakan *LQG controller* kecepatan *flutter* dapat dinaikkan menjadi >150 m/s, dan dengan pengendalian aileron menggunakan kontrol *fuzzy logic*, rotor turbin dapat dioperasikan sesuai dengan kecepatan yang diinginkan yaitu 4 m/s – 150 m/s.

5. Daftar Pustaka

- [1] Subrata.2014.Pemodelan Pembangkit Listrik Tenaga Angin 1kW Berbantuan Simulasi Matlab. Thesis dari Universitas Tanjungpura Pontianak:Tidak diterbitkan.
- [2] HOLIERHOEK, Jessica Gabriëlle.2008. *Aeroelasticity of Large Wind Turbines*.Diss.*Technische Universiteit Delf*.
- [3] Rampurawala, Abdul Moosa., 2006.*Aeroelastic Analysis of Aircraft with Control Surfaces Using CFD*.Thesis submitted to Faculty of Engineering. University of Glasgow.
- [4] Bergami, Leonardo.2008.*Aeroservoelastic Stability of a 2D Airfoil Section equipped with a Trailing Edge Flap*. Thesis for Sustainable Energi.Technical University of Denmark.
- [5] Karpel, Mordechsy.1991.“*Physically Weighted Approximations of Unsteady Aerodynamic Forces Using the Minimum-State Method*”.NASA Technical Paper 3025.
- [6] Zwan, R.J.1989.*Aeroelasticity of Aircraft*.Bandung : Course of Notes on Institut Teknologi Bandung.