

## Desain kontrol adaptif $L_1$ dengan *band pass filter* orde dua untuk pengendali vibrasi pada rotor helikopter

Farida Gamar<sup>1</sup>, Rusdhianto Effendie Abdul Kadir<sup>2</sup>, Achmad Jazidie<sup>2</sup>

e-mail: farida@pens.ac.id, rusdhi@ee.its.ac.id, jazidie@ee.its.ac.id

<sup>1</sup>Teknik Mekatronika, Politeknik Elektronika Negeri Surabaya, Indonesia

<sup>2</sup>Teknik Elektro, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya

### Informasi Artikel

#### Riwayat Artikel

Diterima 15 Maret 2023

Direvisi 17 April 2023

Diterbitkan 30 April 2023

#### Kata kunci:

*Band Pass Filter*

Kontrol Adaptif  $L_1$

Vibrasi Helikopter

### ABSTRAK

Vibrasi pada helikopter menjadi konsentrasi tersendiri untuk terus ditingkatkan penanganannya. Hal ini dikarenakan selain dapat menyebabkan kerusakan struktur badan helikopter jika vibrasi yang dihasilkan terlalu besar juga berpengaruh pada kenyamanan pilot dan penumpang. Sistem vibrasi pada helikopter terdiri dari baling-baling, *rotor mount*, dan suspensi dimana terdapat damper sebagai peredam. Pada penelitian ini, digunakan damper semi aktif yang variabelnya dikontrol dengan menggunakan kontrol adaptif  $L_1$  berbasis analisis Fourier dari vibrasi yang dihasilkan oleh rotor. Analisis Fourier digunakan untuk mencari frekuensi *cutoff* vibrasi yang digunakan untuk penalaan pada kontrol adaptif  $L_1$ . Hasil rancangan *band pass filter* orde 2 pada sistem dapat memperbaiki respon percepatan hingga 72.52% pada *rotor mount* dan 65.94% badan helikopter dalam waktu 2 detik. Hasil rancangan juga dapat menangani kesalahan perpindahan sebesar 55.6% pada *rotor mount* dan 55.56% pada badan helikopter dalam waktu 2 detik. Perbaikan respon percepatan pada badan helikopter yang mencapai  $0 \text{ m/s}^2$  telah memenuhi rekomendasi NASA untuk minimal percepatan pada sistem vibrasi helikopter.

### ABSTRACT

*Vibration in helicopters is a separate concentration to continue to improve its handling. This is because, in addition to causing damage to the helicopter body structure if the vibration generated are too large, it also affects the comfort of pilot and passengers. The vibration system on the helicopter consists of propeller, rotor mount, and suspension where there are dampers as dampers. In this research, a semi-active damper is used whose variables are controlled using Fourier analysis-based  $L_1$  adaptive control of the vibrations generated by the rotor. Fourier analysis is used to find the cutoff frequency of vibration used for tuning the  $L_1$  adaptive control. The results of the second-order band pass filter design in the system can improve the acceleration response up to 72.52% on the rotor mount and 65.94% of the helicopter body within 2 seconds. The design results can also handle displacement errors of 55.6% on the rotor mount and 55.56% on the helicopter body within 2 seconds. The improvement of the acceleration response on the helicopter body which reaches  $0 \text{ m/s}^2$  has required NASA's recommendations for minimum acceleration in helicopter vibration systems.*

#### Keywords:

Band Pass Filter

Helicopter Vibration

$L_1$  Adaptive Control

#### Penulis Korespondensi:

Farida Gamar,

Teknik Mekatronika,

Politeknik Elektronika Negeri Surabaya,

Jl. Raya ITS – Kampus PENS, Surabaya, Jawa Timur, Indonesia.

Email: [farida@pens.ac.id](mailto:farida@pens.ac.id)

## 1. PENDAHULUAN

Helikopter sebagai salah satu alat transportasi udara telah berkembang pesat mulai dari pengembangan bentuk atau model hingga ke performansi, penanganan kualitas, kenyamanan dan efisiensi. Namun, pada helikopter modern tetap terdapat permasalahan yang hingga sekarang masih berusaha untuk diselesaikan yaitu tingginya tingkat vibrasi yang diakibatkan oleh rotor [1]. Pada helikopter modern, vibrasi yang ditimbulkan tidak dapat mencapai dibawah angka 0.05 – 0.1 g padahal angka vibrasi yang direkomendasikan oleh NASA hanya sebesar 0.02 g. [2].

Beberapa penelitian untuk mengatasi permasalahan vibrasi [3] telah dan masih banyak dilakukan. Diawali dengan pendekatan tradisional yaitu pendekatan pasif yang terdiri dari peredam vibrasi dan *device* untuk isolasi vibrasi. Contoh untuk pendekatan ini adalah penggunaan pendulum sebagai penekan tingkat vibrasi yang dipasang pada baling-baling helikopter yang dihubungkan dengan *shaft* pada *rotor mount* dan dilengkapi pegas dan damper [4]. Namun, dengan adanya penambahan pendulum ini permasalahan nonlinearitas pun juga bertambah.

Selama beberapa tahun setelah pendekatan pasif digunakan, muncul pendekatan aktif untuk mengurangi vibrasi [5]. Pendekatan aktif tersebut antara lain *Higher Harmonic Control* (HHC) yang selanjutnya diusulkan metode *Individual Blade Control* (IBC) yang tidak terbatas pada jumlah baling-baling. Penambahan metode kontrol pada HHC seperti kontrol *robust* [6] juga telah dilakukan [7] untuk mengurangi vibrasi dan mempertahankan ketahanannya. Ketika didapatkan hasil yang lebih baik menggunakan pendekatan aktif daripada pasif dimana keduanya tersusun dari sistem suspensi pasif dan aktif, [8] [9] [10] telah melakukan pengkajian bahwa menggunakan damper semi aktif lebih baik jika dibandingkan dengan suspensi pasif dan lebih terjangkau jika dibandingkan dengan suspensi aktif.

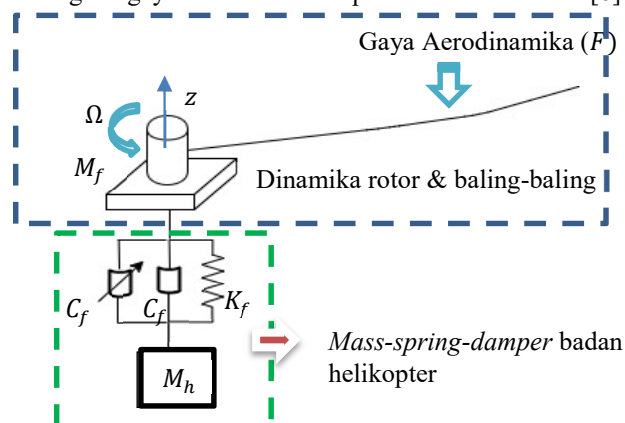
Pada beberapa tahun berikutnya pun hingga saat ini banyak yang mengganti sistem suspensi aktif dengan suspensi semi aktif karena keunggulannya tersebut. Beberapa metode kontrol dari PID hingga *robust* telah diterapkan, [11] [12] telah membuktikan bahwa kontrol  $L_1$  menghasilkan respon yang lebih baik. Pada [13] [14] yang diawal percobaannya menggunakan pesawat F16, hasilnya kontroler mampu beradaptasi secara cepat namun tetap menjaga ketahanannya. Namun terdapat kelemahan dalam pemilihan nilai *gain* yang dalam beberapa kondisi kontrol PID lebih baik dari kontrol adaptif  $L_1$ . Sehingga perlu adanya strategi dan metode yang sesuai dalam pemilihan *gain*.

[15] mengaplikasikan kontrol adaptif  $L_1$  untuk rotor helicopter namun responnya masih memiliki banyak *ripple*. Atas dasar inilah, maka ide dari penelitian ini adalah merancang kontrol adaptif  $L_1$  dengan analisis *Fourier* pada sistem vibrasi helikopter. Analisis fourier dilakukan untuk mendapatkan frekuensi *cutoff* system yang digunakan untuk mendesain *band pass filter* orde 2 pada sub-blok adaptive law Kontrol adaptif  $L_1$ .

## 2. METODE PENELITIAN

### 2.1 Pemodelan Matematika Sistem Vibrasi Helikopter 3 DOF

Pemodelan sistem vibrasi dapat dilihat pada Gambar 1 dimana model matematikanya diturunkan dari persamaan energi baling-baling yang terdiri dari energi kinetik dan potensial serta modulus young baling-baling, energi pendulum yang terdiri dari energi kinetik dan potensial pendulum, energi dari rotor mount, dan gaya dari luar yang memperhitungkan gaya kekentalan damper dan aerodinamika [6].



Gambar 1. Model Sistem Vibrasi Helikopter 3 DOF

Model matematika system vibrasi yang diturunkan dari Gambar 1, dapat dilihat pada persamaan (1) hingga persamaan (3) berikut

$$\Omega^2 F_L H_5 \cos \omega t = \rho A (H_2 \ddot{z}_b + H_4 \ddot{z}_f + 2\Omega^2 H_1 z_b) + c_b \dot{z}_b + EI H_3 z_b + \rho A g H_4 \quad (1)$$

$$\frac{1}{3} L^3 \Omega^2 F_L \cos \omega t = (\rho A L + M_f) \ddot{z}_f + (\rho A H_4) \ddot{z}_b + (\dot{z}_f - \dot{z}) c_f + k_f z_f + (\rho A L + M_f - M) g \quad (2)$$

$$M \ddot{z} = k(z - z_f) + (\dot{z} - \dot{z}_f) c_f \quad (3)$$

Dengan  $L$  adalah panjang baling-baling yang terhubung dengan *shaft* yang berputar secara vertikal.  $M_f$  merupakan massa *mount* yang tersusun dari *shaft* dan sistem penggerak didukung pada *main body* oleh pegas dengan konstanta pegas  $k_f$  dan damper dengan koefisien damping  $c_f$  yang dapat dikontrol. Diasumsikan *mount* dan baling-baling bergerak pada arah vertical. Putaran baling-baling disekitar sumbu  $z$  dengan kecepatan sudut  $\Omega$ . Amplitudo yang dihasilkan baling-baling dan *mount* adalah  $z_b$  dan  $z_f$ , sedangkan amplitudo pada *badan helikopter*  $M_h$  dapat disebut  $z_h$ . Massa jenis dan luas penampang baling-baling ditulis  $\rho$  dan  $A$  yang memiliki *modulus young*  $EI$  serta sistem juga dipengaruhi oleh gaya luar berupa aerodinamika  $F_L$ .

Tiga persamaan terakhir (1), (2), dan (3) dapat ditulis ke dalam bentuk matriks pada Persamaan 4 berikut

$$M\ddot{x} + c\dot{x} + kx = c_u + F$$

$$\begin{bmatrix} \rho A H_2 & \rho A H_4 & 0 \\ \rho A H_4 & (\rho A L + M_f) & 0 \\ 0 & 0 & M_h \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{z}_b \\ \ddot{z}_f \\ \ddot{z}_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_b & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{z}_b \\ \dot{z}_f \\ \dot{z}_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2\Omega^2 H_1 \rho A + EI H_3 & 0 & 0 \\ 0 & k_f & -k_f \\ 0 & -k_f & k_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_b \\ z_f \\ z_h \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$= \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{z}_f - \dot{z}_h \\ \dot{z}_h - \dot{z}_f \end{bmatrix} c_f + \begin{bmatrix} \Omega^2 F_L H_5 \cos \omega t - \rho A g H_4 \\ \frac{1}{3} L^3 \Omega^2 F_L \cos \omega t - (\rho A L + M_f - M_h) \\ (M_h - M_f) g \end{bmatrix}$$

Parameter yang digunakan untuk sistem vibrasi helikopter 3 DOF diperoleh dari [16] dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1 Parameter Model Sistem Vibrasi Helikopter 3 DOF [16]

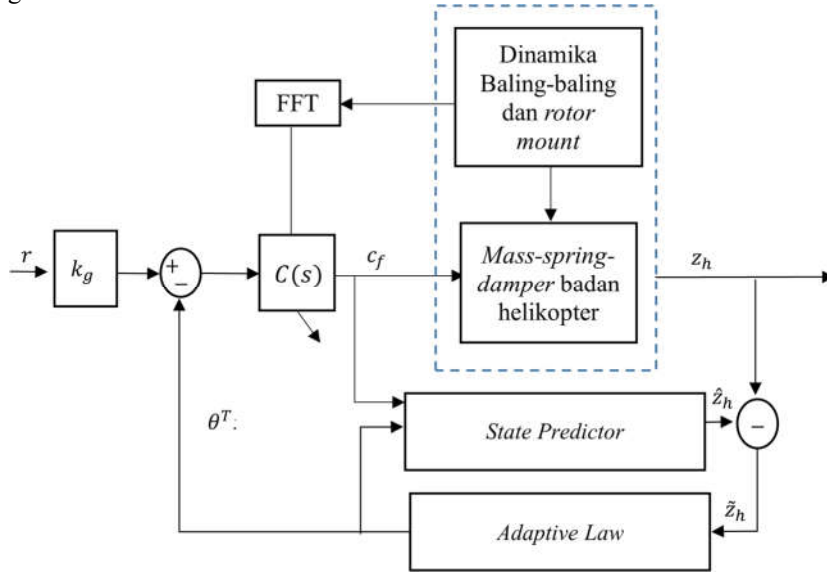
Parameter	Nilai
$M$	0.108 [kg]
$\rho$	2698.0 [kg/m <sup>3</sup> ]
$E$	7.03 x 10 <sup>7</sup> [N/m <sup>2</sup> ]
$L$	0.4 [m]
$A$	1.0 x 10 <sup>-4</sup> [m <sup>2</sup> ]
$c_b$	0.0523 [N.s/m]
$\lambda$	1.875
$M_f$	0.054 [kg]
$k_f$	5000 [N/m]
$F_L$	0.05
$M_h$	50 [kg]
$g$	9.8 [m/s <sup>2</sup> ]
$\Omega$	420 [rad/s]
$\omega$	4 $\Omega$

## 2.2 Perancangan Kontroler Adaptif L<sub>1</sub>

Desain kontrol pada penelitian ini dapat dilihat pada diagram blok sistem pada Gambar 2. Kecepatan angin mempengaruhi baling-baling yang terdapat pada sistem vibrasi 2 DOF helikopter dimana keluaran dari dinamika tersebut adalah vibrasi yang dapat menimbulkan beberapa efek pada badan helikopter. Damper yang digunakan adalah semi aktif yang nilainya berdasarkan keluaran hasil kontrol adaptif  $L_1$  dengan melakukan penalaan frekuensi *cutoff* hasil estimasi dari analisis *Fourier* vibrasi yang dihasilkan sumber dan badan helikopter. Kontroler mendapat masukan berupa kesalahan antara referensi vibrasi yang diinginkan dengan keluaran vibrasi terukur pada badan helikopter.

Vibrasi yang digunakan pada sistem ini adalah yang terukur pada sumbu  $z$ . Sumber vibrasi adalah keluaran dari dinamika rotor dan baling-baling yang kemudian merambat ke badan helikopter. Antara dinamika rotor dengan badan helikopter dihubungkan dengan *spring* dan damper sehingga vibrasi merambat dan diredam

melalui damper. Pada sistem ini damper yang digunakan adalah damper semi aktif dimana nilai variabel dampernya dikontrol menggunakan kontrol adaptif  $L_1$  sehingga menghasilkan vibrasi pada badan helikopter seminimal mungkin.



Gambar 2. Diagram Blok Kontrol Adaptif  $L_1$  pada Sistem Vibrasi Rotor Helikopter

Dalam merancang performansi yang diinginkan digunakan spesifikasi respon orde dua standar mekanik yang terdiri dari pegas dan damper yang terikat dengan masa yang bergerak secara lateral. Jika ditulis dalam persamaan matematika, sistem dapat ditulis ke bentuk standar

$$\frac{x}{u} = \frac{bs+k}{ms^2+bs+k} \tag{5}$$

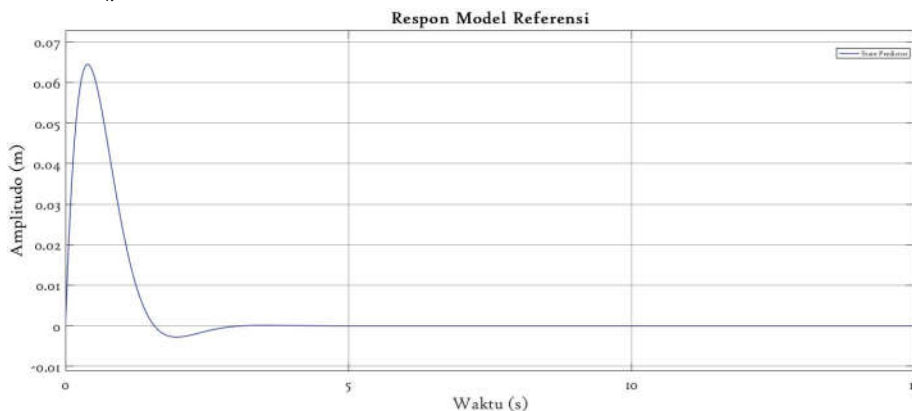
$s$  pada karakteristik *polynomial* persamaan diatas merupakan lokasi *pole* dan dapat berarti frekuensi natural dengan

$$\xi = \frac{b}{2\sqrt{km}} \tag{6}$$

dan

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \tag{7}$$

Nilai  $\xi = 0.2$  dan  $\omega_n = 10$  dipilih berdasarkan karakteristik respon pada Gambar 3 dibawah



Gambar 3. Respon Keluaran Sistem yang diinginkan

dengan dipilihnya nilai tersebut, maka nilai  $\xi = 0.2$  dan  $\omega_n = 10$  dimasukkan ke persamaan (5) sebagai model referensi sehingga *transfer function* sistem

$$\frac{x}{u} = \frac{4s+1}{s^2+4s+8} \tag{8}$$

diubah ke dalam bentuk *state space* menjadi

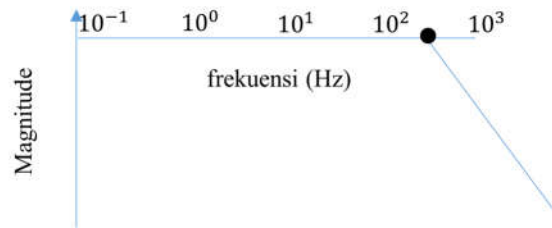
$$\dot{x}(t) = A_m x(t) + bu(t)$$

$$\dot{x}(t) = \begin{bmatrix} -4 & -4 \\ 2 & 0 \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} 2 \\ 0 \end{bmatrix} u(t) \tag{9}$$

### 2.3 Perancangan Band Pass Filter

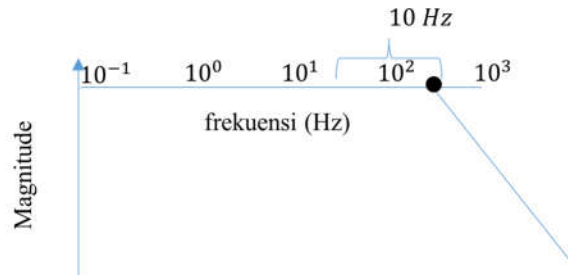
Perancangan filter menggunakan *band pass filter* dengan lebar *bandwidth* yang ditentukan dan orde berdasarkan *pole* dan *zero* sehingga kestabilannya tetap terjamin. Pada subbab kali ini akan dibahas perancangan *band pass filter* berdasarkan metode *pole placement*. Untuk pemilihan *pole* dan *zero*-nya sendiri dipilih berdasarkan karakteristik *band pass filter*. Untuk lebih jelasnya, akan dijabarkan langkah-langkah dibawah ini.

- a. Mencari frekuensi *cutoff* sistem menggunakan *fast Fourier transform*, diketahui nilai frekuensi *cutoff* adalah 315 Hz. Kemudian menentukan *magnitude* yang akan dipakai menggunakan diagram bode seperti pada Gambar 4.



Gambar 4. Diagram bode frekuensi cutoff sistem vibrasi

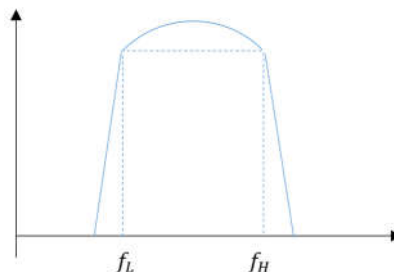
- b. Pada diagram bode Gambar 4 dengan *magnitude* sebesar  $-3\text{ dB}$  membutuhkan waktu yang lama untuk mencapai stabil, maka diturunkan *magnitudenya* pada  $-20\text{ dB}$  agar waktu filternya lebih cepat. Sehingga diagramnya menjadi seperti Gambar 5 dibawah



Gambar 5. Desain diagram bode frekuensi cutoff sistem

Karena diturunkan *magnitudenya*, maka nilai frekuensi *cutoff* saat ini adalah  $f_b = 0.1 f_c$  menjadi 31.5 Hz. Nilai ini yang akan dijadikan acuan untuk merancang filter baru.

- c. Setelah itu merancang filter baru berdasarkan *pole placement* agar filter juga terjamin kestabilannya. Dengan masih mengacu pada daerah kestabilan, *pole zero* yang dipilih harus pada sisi kiri, maka penulis mencoba memilih *pole* dan *zero* berdasarkan grafik karakteristik *band pass filter* seperti pada Gambar 6



Gambar 6. Band Pass Filter

Dari grafik *band pass filter*,  $f_L$  merupakan batas frekuensi rendah dan  $f_H$  adalah batas frekuensi tinggi yang dirancang untuk filter. Mengacu pada hasil langkah kedua, maka dipilih nilai  $f_L = 2\text{ Hz}$  dan  $f_H = f_b = 31.5\text{ Hz}$ . Pemilihan frekuensi rendah didasarkan pada standar frekuensi vibrasi dari tingkat

kenyamanan penumpang yaitu 2 - 20 Hz. Kemudian, penulis memilih nilai *pole* yang merupakan frekuensi tinggi dan frekuensi rendah sebagai *zero*.

- d. Karena ingin dirancang filter dengan orde dua, maka digunakan bentuk filter

$$C(s) = \frac{K(s+z)}{(s+p_1)(s+p_2)} \quad (15)$$

dengan  $z = 2$ ,  $p_1 = 0$ ,  $p_2 = 31.5$ , maka

$$C(s) = \frac{K(s+2)}{s(s+31.5)} \quad (16)$$

atau dalam pembuatan filter yang adaptif terhadap frekuensi *cutoff* maka persamaannya menjadi

$$C(s) = \frac{K(s+f_L)}{s(s+f_H)} \quad (17)$$

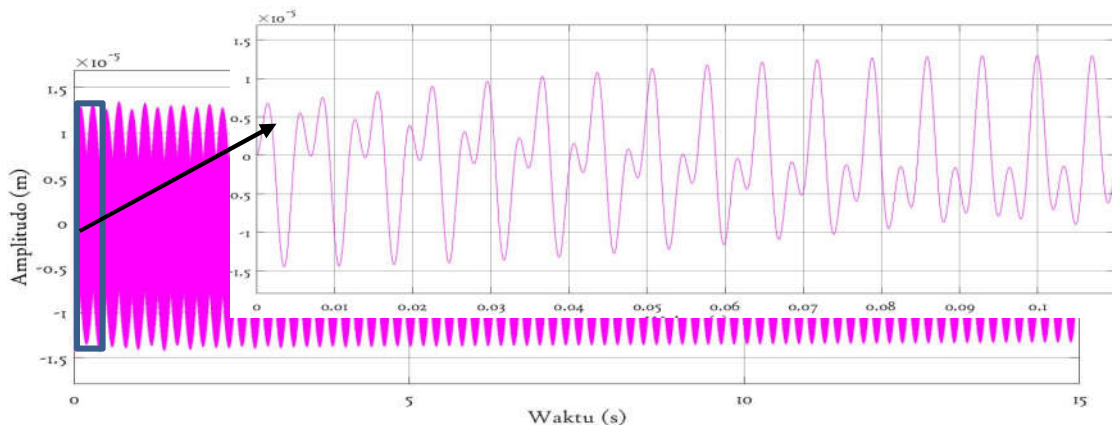
dengan  $f_H = \omega_c$

### 3. Hasil dan Pembahasan

Pengujian dilakukan dengan membandingkan beberapa metode kontrol adaptif  $L_1$  dengan filter yang telah didesain. Pengujian pertama adalah *plant* dengan kontrol adaptif  $L_1$  dengan komponen *low pass filter* orde 1 dan kontrol adaptif  $L_1$  dengan *band pass filter* orde 2

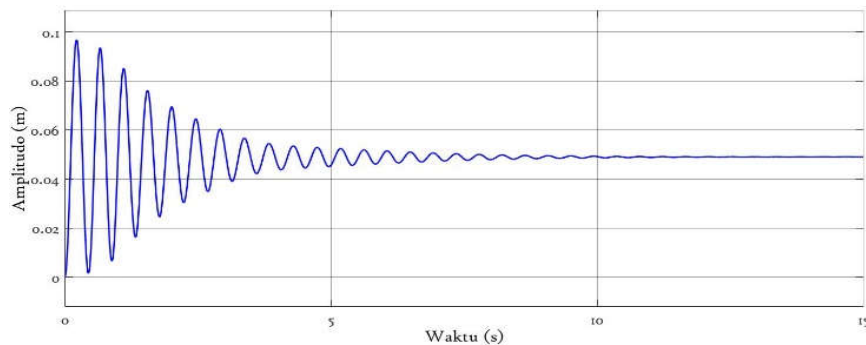
#### 3.1 Pengujian Kontrol Adaptif $L_1$ dengan LPF

Pengujian dilakukan dengan membandingkan hasil simulasi kontroler  $L_1$  dengan *low pass filter* [3] dan terhadap model matematika sistem vibrasi helikopter 3 DOF. Gambar 7 merupakan respon amplitudo baling-baling sebagai sumber vibrasi memiliki banyak ripple dengan frekuensi sebesar 315 Hz.

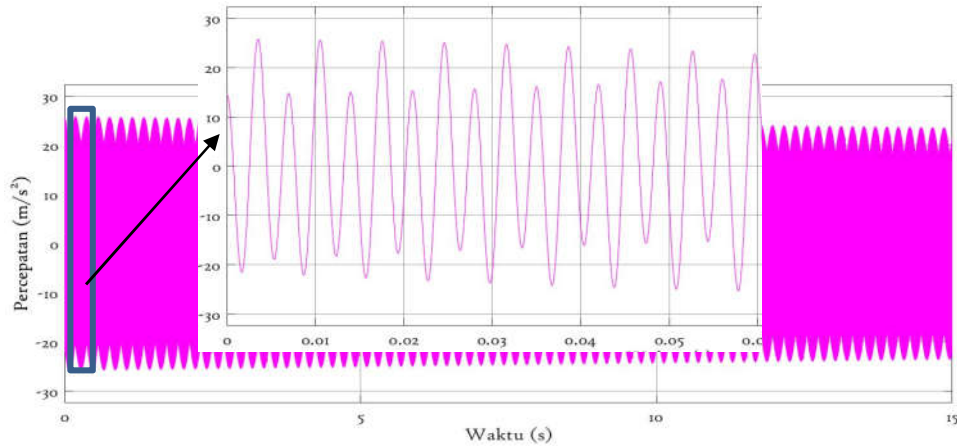


Gambar 7. Respon amplitudo baling-baling dengan *low pass filter*

Dengan adanya damper yang dikontrol, membuktikan bahwa amplitudo pada *rotor mount* menjadi stabil pada detik ke 10. Hal ini dapat dilihat pada Gambar 8. Karena posisi *rotor mount* stabil, maka secara otomatis respon perpindahan badan helikopter juga stabil pada detik ke 10. Hanya saja titik kestabilannya bergeser ke  $-0.05 \text{ m}$  dari titik ekuilibrium yaitu  $0 \text{ m}$ .

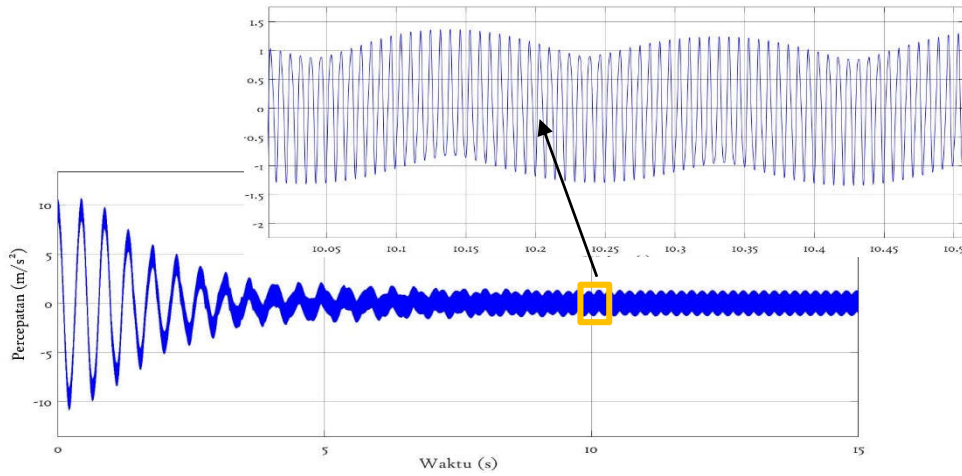


Gambar 8. Respon amplitudo *rotor mount* dengan *low pass filter*



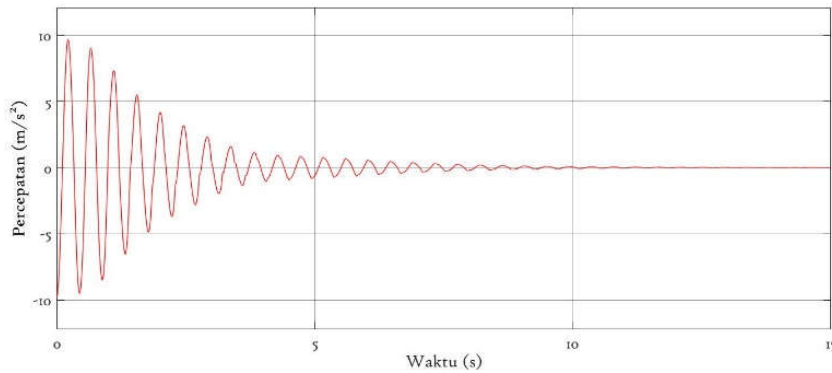
Gambar 9. Respon percepatan *baling-baling* dengan *low pass filter*

Begitu pula dengan titik kestabilan *rotor mount* yang bergeser ke arah sumbu z positif sebesar 0.05 m. Selain itu, vibrasi pada *rotor mount* menunjukkan penurunan dari angka  $\pm 10 \text{ m/s}^2$  menjadi stabil  $\pm 1.5 \text{ m/s}^2$  dapat dilihat pada Gambar 10.



Gambar 10. Respon percepatan *rotor mount* dengan *low pass filter*

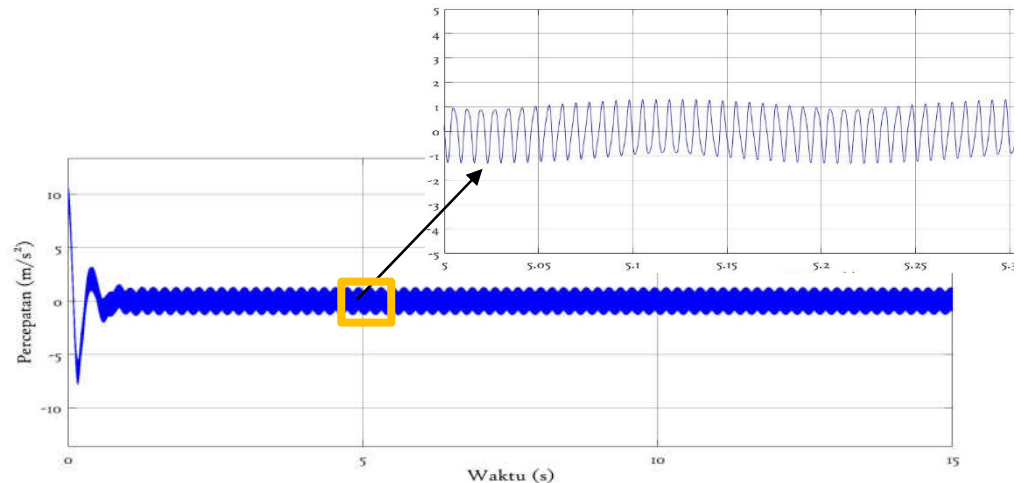
Hal yang sama juga dialami oleh badan helikopter dimana percepatannya semakin teredam menjadi  $\pm 9 \text{ m/s}^2$  dan pada detik ke 7 seperti ditunjukkan pada Gambar 11 sudah mulai stabil menuju  $0 \text{ m/s}^2$  serta frekuensi teredam sesuai yang diinginkan.



Gambar 11. Respon percepatan badan helikopter dengan *low pass filter*

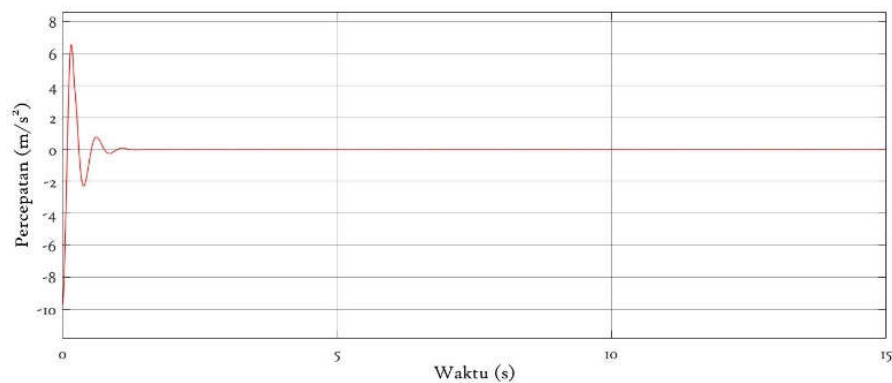
Gambar 12 menunjukkan percepatan rotor mount yang stabil menjadi  $\pm 1 \text{ m/s}^2$  dari  $\pm 10 \text{ m/s}^2$  pada waktu sekitar satu detik meskipun frekuensinya masih tinggi.





Gambar 12. Respon percepatan rotor mount dengan band pass filter orde 2

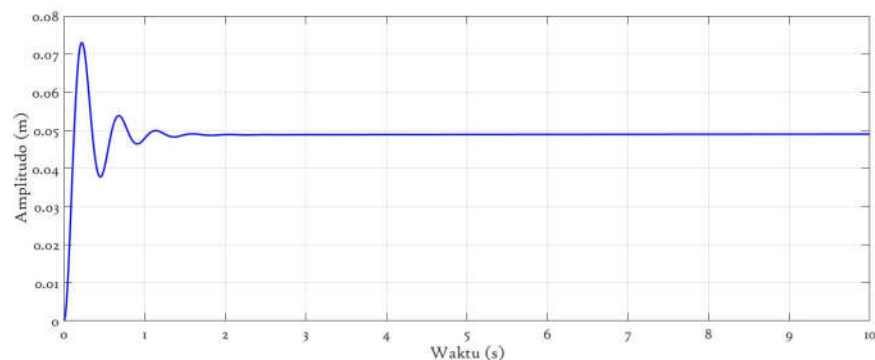
Percepatan pada badan helikopter setelah menggunakan kontroler dengan filter hasil desain yaitu *band pass filter* orde dua dapat dilihat pada Gambar 13 menunjukkan bahwa percepatan dapat mencapai  $0 \text{ m/s}^2$  pada 2 detik dengan *starting* awal percepatan mencapai  $6.2 \text{ m/s}^2$ . Nilai percepatan ini bahkan melebihi rekomendasi percepatan untuk sistem vibrasi helikopter dari NASA yaitu sebesar  $0.02 \text{ g}$  atau sama dengan  $0.2 \text{ m/s}^2$



Gambar 13. Respon percepatan badan helikopter dengan band pass filter orde 2

Hasil desain kontrol damper yang dilengkapi dengan filter menunjukkan keefektifannya melalui amplitudo *rotor mount* dan badan helikopter dimana keduanya mencapai kestabilan pada waktu 2 detik. Hal ini lebih cepat 7 detik dari hasil menggunakan *low pass filter* orde 1. Meskipun untuk *rotor mount* dan badan helikopter terdapat kesalahan posisi sebesar  $0.05 \text{ m}$  dari posisi yang diinginkan yaitu  $0 \text{ m}$ . Respon amplitudo *rotor mount* dan badan helikopter dapat dilihat pada Gambar 14 dan 15.

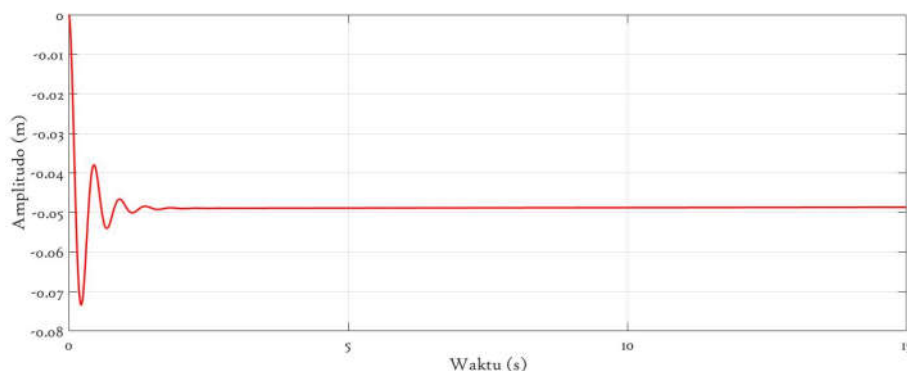
Perpindahan atau amplitudo pada *rotor mount* awalnya mengalami *transient* pada 0.73 meter kemudian beresilasi selama 2 detik, selanjutnya stabil dengan perpindahan 0 meter pada titik koordinat 0.05 meter seperti ditunjukkan Gambar 14.



Gambar 14 Respon amplitudo *rotor mount*



Perpindahan atau amplitudo pada badan helikopter awalnya mengalami *transient* pada  $-0.73$  meter kemudian beresilasi selama 2 detik, selanjutnya stabil dengan perpindahan 0 meter pada titik koordinat  $-0.05$  meter seperti ditunjukkan Gambar 15.



Gambar 15. Respon amplitudo badan helikopter

#### 4. KESIMPULAN

Penelitian ini membahas mengenai kontrol adaptif  $L_1$  yang digunakan untuk mengontrol damper semi aktif pada permasalahan sistem vibrasi helikopter. Kontribusi dari penelitian ini yaitu merancang filter pada struktur kontrol adaptif  $L_1$  menggunakan *band pass filter* orde 2 berdasarkan *pole placement*. Hasil rancangan *band pass filter* orde 2 pada sistem menunjukkan respon amplitudo pada *rotor mount* dan badan helikopter mampu mencapai kestabilan dengan perpindahan 0 meter dalam waktu 2 detik. Lebih cepat 7 detik dibandingkan menggunakan *low pass filter* orde 1. Selain itu, percepatan pada badan helikopter mampu mencapai  $0 \text{ m/s}^2$  dan memenuhi rekomendasi NASA untuk minimal percepatan pada sistem vibrasi helikopter.

#### 5. DAFTAR PUSTAKA

- [1] K. Zhou dan J. C. Doyle, *Essentials of Robust Control*, Prentice Hall, 1999.
- [2] C. W. d. Silva, *Vibration: Fundamental and Practice*, London: CRC Press, 2000.
- [3] N. Hovakimyan dan C. Cao, *L1 Adaptive Control Theory: Guaranteed Robustness with Fast Adaptation Advanced in Design and Control*, Siam, 2010.
- [4] N. Hovakimyan, C. Cao, E. Kharisov, E. Xargay dan I. M. Gregory, *L1 Adaptive Control for Safety-Critical Systems*, *IEEE Control Systems Magazine*, October 2011.
- [5] M P Norton dan D G Karczub, *Fundamentals of noise and vibration analysis for engineers*, *Physical Communication*, Cambridge: Cambridge University Press, 2003.
- [6] F. Gamar, R. E. Abdul Kadir, dan A. Jazidie, "Application of  $L_1$  Adaptive Control for Helicopter Vibration," pada 10th International Conference on Information Technology and Electrical Engineering (ICITEE), *Bali, Indonesia, July 24-26, 2018*.
- [7] R. N. Sandage, P. M. Patil and S. A. Patil, "Simulation Analysis of 2dof Quarter Car Semi-Active Suspension System to Improve Ride Comfort - A Review," *International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management (IJAIEEM)*, vol. 2, no. 12, pp. 339-345, 2013.
- [8] H. D. Du and M. Lovera, "Robust Harmonic Control an Application to Structural Vibration Reduction in Helicopter," Milan, 2013.
- [9] B. Titurus, "Vibration Control in a Helicopter with Semi-Active Hydraulic Lag Dampers," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 36, no. 2, 2013.
- [10] Y. Uppatthangkul and H. Ohmori, "Optimizing Vehicle MR Damper Semi-Active Suspension Control System by L1 Adaptive Control with Linear Time Invariant Controller," 2015.
- [11] A. Pettersson, K. J. Astrom, A. Robertsson and R. Johansson, "Analysis of Linear L1 Adaptive Control Architectures for Aerospace Application," in *51st IEEE Conference on Decision and Control*, Maui, 2012.
- [12] C. Kessler, "Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control," *CEAS Aeronaut J*, vol. 1, pp. 3-22, 2011.
- [13] Bilji C. M., Prasun Banerjee, dkk., "A Review on Vibration Analysis of Helicopter Rotor Blade", *International Journal for research in Applied Science & Engineering Technology (IJRASET)*, vol. 10, 2022.
- [14] Koulocheris, D., Papaioannou, G., dan Chrysos, E., "A Comparison of Optimal Semi-active Suspension Systems Regarding Vehicle Ride Comfort", *CAR2017 International Congress of Automotive and Transport Engineering – Mobility, Pitesti, Romania, November 8-10, 2017*.
- [15] A. Colina, G. Lerma, I. Cabanes, dan I. Iglesias, "Modelling and Control of a Semi-active Suspension System", *Proceedings of the Second Conference MeTrApp 2013*, pp 25-32, 2013.
- [16] P. P. Friedmann and T. A. Millott, "Vibration Reduction in Rotorcraft Using Active Control: A Comparison of Various Approaches," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 18, no. 4, 1995.