

Optimasi Respon *Flutter* Aeroelastis Menggunakan Metode *Interior Point* Dan Kontrol Proporsional-Integral-Derivatif

Reza Fauzi Iskandar^{1*}, Ahmad Qurthobi², Ayu Bulan Artini

Energy Instrumentation & Control Lab
Prodi Teknik Fisika, Universitas Telkom
rezafauzii@telkomuniversity.ac.id

Abstract — *Flutter* merupakan fenomena kopel antar struktur elastis yang mengalami vibrasi karena adanya gaya aerodinamis yang dihasilkan oleh aliran udara. Beberapa upaya yang telah dilakukan untuk meredam *flutter* antara lain: mengintegrasikan sirip dan aktuator redam; dan metode suspensi aktif yang bekerja secara *real-time*. Pada makalah ini, sistem reduksi *flutter* dilakukan dengan pendekatan respon *boundary*. Optimasi respon dilakukan dengan metode *interior-point* dan disertai penambahan kontrol PID. Dari simulasi diperoleh puncak maksimum *flutter* turun menjadi 1,8 cm. Dengan penambahan kontrol PID, lonjakan maksimum sistem menjadi 16,8% dan kesalahan keadaan tunak sebesar 0%.

Abstract — *Flutter is a coupling phenomenon between elastic structure which vibrated because of aerodynamic forces that produced by air flow. Some research was done to decrease flutter such as integration between fin and damping actuator; and real-time active suspension method. In this paper, flutter reduction system has been done using respon boundary approximation. System optimization and control have been developed with interior point method and PID controller, respectively. From the simulation, obtains flutter maximum peak value decrease into 1,8 cm. By adding PID Controller, obtain maximum overshoot and steady state error are 16,8% and 0%, respectively.*

Kata kunci — Flutter, IPM, Kontrol, Optimasi.

I. PENDAHULUAN

Flutter merupakan fenomena kopel antar struktur elastis yang mengalami vibrasi[1]. *Flutter* pada sayap elastis dipengaruhi oleh interaksi sifat elastisitas, gaya inersial struktur sayap terhadap gaya aerodinamis yang dihasilkan oleh aliran udara.

Ketika sayap pesawat bekerja diatas kecepatan *flutter* maka sayap akan berosilasi secara kasar, akibatnya amplitudo osilasi makin membesar dan berpotensi merusak struktur sayap bahkan bisa menyebabkan patah.

Upaya untuk mereduksi *flutter* telah banyak dilakukan, diantaranya melalui integrasi sirip dengan aktuator redam[1], upaya lain dilakukan dengan metode suspensi aktif yang bekerja secara *realtime* terhadap respon *flutter*[2], bentuk suspensi aktif yang lain dikembangkan melalui bentuk kontrol *stiffness* untuk *loop* tertutup [3]. Sistem tersebut umumnya

dikembangkan berdasarkan respon keluaran dari acuan yang diharapkan untuk menghindari munculnya *flutter*.

Pada makalah ini, sistem reduksi *flutter* dilakukan dengan pendekatan *respon boundary*, yaitu daerah respon yang dibuat optimal terhadap kriteria puncak *flutter* maksimum. Optimasi respon dikembangkan berdasarkan metode *interior point* dan penambahan kontrol Proporsional-integral-Derivatif (PID).

II. INTERIOR POINT METHOD

Interior Point Method (IPM) merupakan salah satu jenis metode optimasi yang dicetuskan oleh Karmakar pada tahun 1984. IPM merupakan sebuah algoritma *polynomial-time* untuk *linear-programming* yang waktu komputasi yang baik: $O(n^{3.5}L^2)$ [4].

Algoritma IPM bekerja dengan menggerakkan titik kerja optimal dalam daerah kerja *feasible* sistem [5]. Freund dan Mizuno (1996) menyatakan bahwa IPM pada pemrograman matematik merupakan area riset terluas di bidang optimisasi sejak pengembangan metode *simplex*. IPM mengubah *landscape* dari teori pemrograman matematik, praktis, dan komputasi [6].

IPM bekerja dengan melakukan optimasi dari persamaan (1) dengan batas persamaan (2) dan (3)

$$\min c^T x \quad (1)$$

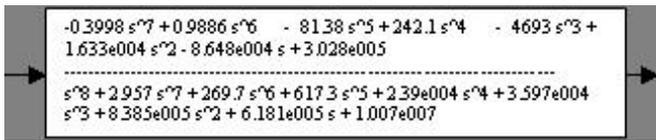
$$Ax = b \quad (2)$$

$$x \geq 0 \quad (3)$$

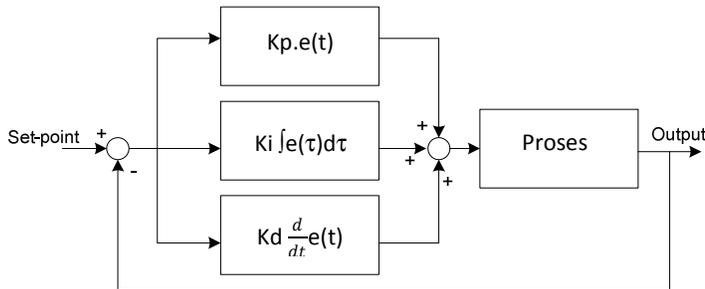
dimana $c \in \mathcal{R}$, $A \in \mathcal{R}^{m \times n}$, dan $b \in \mathcal{R}^m$.

Lee dan Swaminathan (2005) melakukan penyederhanaan algoritma IPM yang dirancang oleh Karnakar[7]. Hal pertama yang dilakukan adalah menentukan vektor x_0 didalam bidang batas dan $Ax_0 < b$. Pergerakan IPM akan ditentukan oleh sejauh mana vektor x bergerak pada setiap batasan.

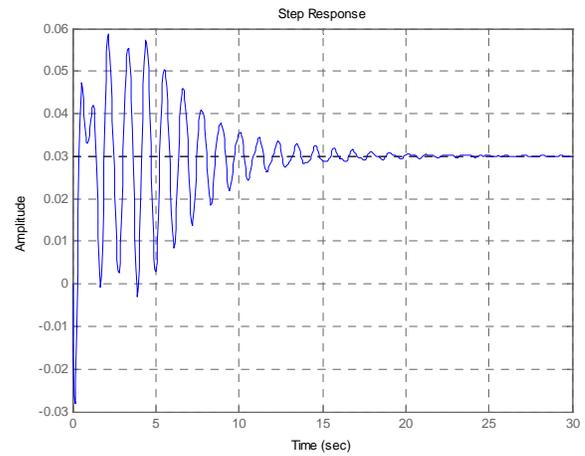
$$v_k = b - Ax_k \\ = \begin{bmatrix} v_1^k & v_2^k & \dots & v_m^k \end{bmatrix}^T \quad (4)$$



Gambar 1 Model dinamik sayap pesawat



Gambar 2 Blok Diagram kontrol PID



Gambar 3 Respon plant terhadap input step

Untuk setiap iterasi, nilai terbaru dari x akan semakin mendekati nilai optimal x^* dan nilai setiap v_i^m untuk $i = 1, 2, \dots, m$ pada persamaan (4) akan semakin kecil.

Pada langkah selanjutnya, nilai c diperoleh dari persamaan (5)

$$c = (A^T D_k D_k A) dx \tag{5}$$

dimana dx adalah matriks arah, $D_k \in \mathfrak{R}^{m \times m}$ dan

$$D_k = \text{diag} \left[\frac{1}{v_1^k}, \frac{1}{v_2^k}, \dots, \frac{1}{v_m^k} \right], \text{ dan nilai } A^T D_k D_k A \text{ akan}$$

selalu bernilai simetris dan definit positif.

Berdasarkan vektor arah dx , diperoleh vektor dv sesuai dengan persamaan (6).

$$dv = -Adx \tag{6}$$

Setelah nilai dv diperoleh, ditentukan nilai α dimana

$$\alpha = \gamma \times \max \left\{ \frac{v_i^k}{(dv)_i}, \forall (dv)_i < 0 \right\} \tag{7}$$

dimana γ adalah parameter jarak pergerakan dan $i = 1, 2, \dots, m$. Nilai α pada persamaan (7) digunakan untuk memperbaharui nilai vektor x sesuai dengan persamaan (8)

$$x_{k+1} = x + \alpha dx \tag{8}$$

IPM merupakan sebuah proses iterasi. Setiap proses akan mendekati nilai x pada nilai optimal x^* . Pada umumnya, iterasi akan berhenti pada saat nilai akurasi ϵ dari persamaan (9) dipenuhi.

$$\frac{|c^T x_{k+1} - c^T x|}{|c^T x| + \epsilon} \leq \epsilon \tag{9}$$

Kontrol PID

Kontrol PID merupakan bentuk kontrol *feedback* yang paling populer digunakan. Bentuknya yang sederhana membuat PID diterapkan pada umumnya sistem kontrol di industri, seperti industry manufaktur, otomotif, energy dan transportasi[8]. Pada level praktis, kontrol PID dapat direalisasikan pada system analog maupun digital. Seiring bergantinya zaman dan teknologi, PID juga mampu beradaptasi pada berbagai basis teknologi, seperti pneumatik, hingga berbasis mikroprosesor.

Kontrol PID dibangun atas tiga bagian, yaitu Proporsional-Integral dan Derivatif. Skema kontrol PID ditunjukkan pada Gambar 2. Unjuk kerja PID ditentukan oleh kombinasi antara penguat proporsional (K_p), penguat integral (K_i) dan penguat derivatif (K_d), dimana masing-masing elemen tersebut akan mengolah sinyal masukan berupa *error*. Error atau kesalahan dalam system itu sendiri diartikan sebagai selisih antara *set-point* dengan sinyal aktual. Perancangan PID sangat menentukan bagaimana proses system bergerak mencapai *set-point* yang ditetapkan.

Penguat proporsional umumnya digunakan untuk memodifikasi kecepatan respon. Penguat derivatif digunakan untuk mereduksi lonjakan maksimum dan waktu penetapan, sedangkan penguat integral dilibatkan dalam kontrol untuk menangani masalah error tunak. Algoritma PID dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut [8] :

$$u(t) = K_p \left(e(t) + \frac{1}{T_i} \int e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \tag{10}$$

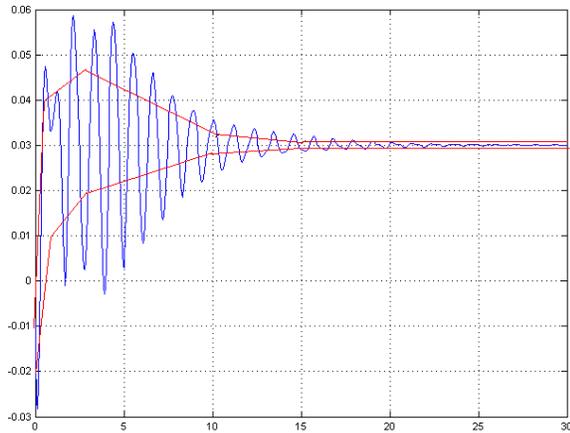
atau

$$U(s) = \left(K_p + \frac{K_p}{T_i s} + K_p T_d s \right) E(s) \tag{11}$$

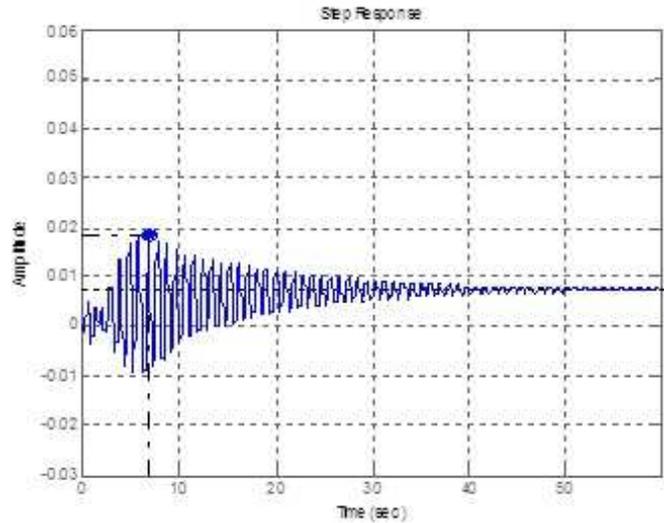
atau

$$U(s) = \left(\frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s} \right) E(s) \tag{12}$$

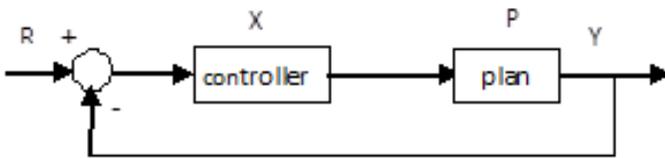
Dengan $K_i = \frac{K_p}{T_i}$ dan $K_d = K_p T_d$.



Gambar 4 Desain batas respon



Gambar 6 Respon *step* pada sistem *loop* tertutup



Gambar 5 Sistem *loop* tertutup

Fungsi objektif pada persamaan (13) diminimalisasi supaya *output system* memenuhi kriteria optimasi $\min Hx(t)$ (15)

Terhadap daerah batas berikut

| | | |
|--------------------|--------------------------|-------------------|
| $-y[1:23]*x(t)$ | $\leq -0.05t + 0.01$ | $0 < t \leq 1$ |
| $-y[24:58]*x(t)$ | $\leq -0.0047t - 0.0353$ | $1 < t \leq 2.5$ |
| $-y[59:229]*x(t)$ | $\leq 0.0019t - 0.0517$ | $2.5 < t \leq 10$ |
| $-y[230:343]*x(t)$ | $\leq 0.0002t - 0.035$ | $10 < t \leq 15$ |
| $-y[344:685]*x(t)$ | ≤ -0.032 | $15 < t \leq 30$ |
| $y[1:23]*x(t)$ | $\geq 0.03t - 0.02$ | $0 < t \leq 1$ |
| $y[24:58]*x(t)$ | $\geq 0.006t + 0.004$ | $1 < t \leq 2.5$ |
| $y[59:229]*x(t)$ | $\geq 0.0348t + 0.016$ | $2.5 < t \leq 10$ |
| $y[230:343]*x(t)$ | $\geq 0.0002t + 0.026$ | $10 < t \leq 15$ |
| $y[344:685]*x(t)$ | ≥ 0.029 | $15 < t \leq 30$ |

Model Dinamik Flutter

Model dinamik *flutter* sayap pesawat dapat diturunkan melalui beberapa metode, antara lain melalui pemodelan analitik, identifikasi data dan eksperimental. Dalam makalah ini, model dinamik *flutter* dihasilkan dari proses identifikasi data *The Daisy Collection*[9]. Model dinamik *flutter* ditunjukkan dalam bentuk fungsi transfer $G(s)$ seperti pada

Gambar 1. Respon *flutter* terhadap sinyal tangga satuan $f(t) = u(t)$ ditunjukkan pada Gambar 3.

Setelah diberi sinyal gangguan $f(t)$, nampak sayap pesawat memerlukan waktu 15 detik untuk mencapai tunak, kecepatan respon 0.07 detik dan *error* respon sebesar 97%. Mengingat faktor elastisitas sayap, area kerja pesawat dan faktor keselamatan, maka lonjakan maksimum respon *flutter* diturunkan menjadi 50%. Batas respon optimal ditunjukkan pada Gambar .

Fungsi objektif H dipilih sebagai fungsi transformasi dari masukan terhadap keluaran yang diharapkan.

$$\begin{bmatrix} y(0) \\ y(1) \\ y(2) \\ \vdots \end{bmatrix}_+ = \begin{bmatrix} h(1) & h(2) & h(3) & \cdots \\ h(2) & h(3) & h(4) & \cdots \\ h(3) & h(5) & h(5) & \cdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(-1) \\ x(-2) \\ x(-3) \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (13)$$

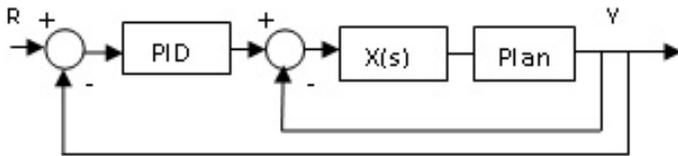
$$h = CA^{-1}B \quad (14)$$

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

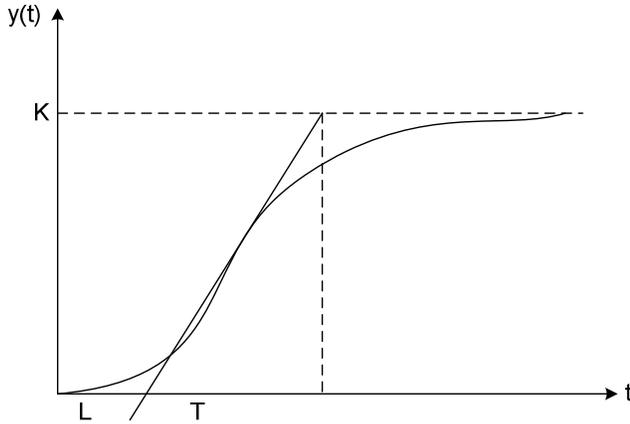
Proses iterasi *interior point* dilakukan untuk menentukan daerah respon yang optimal. Proses tersebut dilakukan dalam MATLAB. Hasil iterasi diubah kedalam bentuk fungsi transfer sebagai representasi system satu input dan satu output. Fungsi tersebut nantinya merupakan kompensator IPM sehingga respon *flutter* masuk kedalam daerah optimal. Fungsi transfer kompensator dinyatakan oleh persamaan (16).

$$X(z) = \frac{0.01997z^2 - 0.03963z + 0.0198}{z^3 - 2.894z^2 + 2.875z - 0.9799} \quad (16)$$

Persamaan (16) dipandang sebagai kompensator yang berfungsi untuk menggeser respon dinamik sistem aeroelastis kedalam daerah optimal yang telah ditetapkan. Kedudukan kompensator dalam sistem *lup* tertutup ditunjukkan pada Gambar .



Gambar 7 Sistem dengan kontrol PID



Gambar 8 Grafik reaksi proses

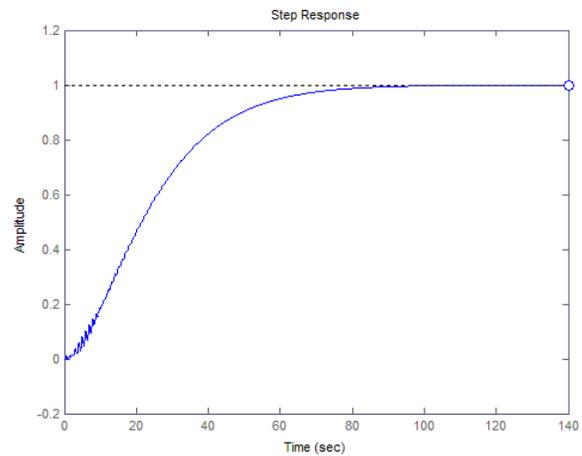
TABEL I. PENALAN *ULTIMATE CYCLE*

| | K_p | T_i | T_d |
|---------------------|--------------|---------|---------|
| PID peluruhan 1/4 | $0.6K_{pu}$ | $T_u/2$ | $T_u/8$ |
| PID | $0.33K_{pu}$ | $T_u/2$ | $T_u/3$ |
| PID tanpa overshoot | $0.2K_{pu}$ | $T_u/3$ | $T_u/2$ |

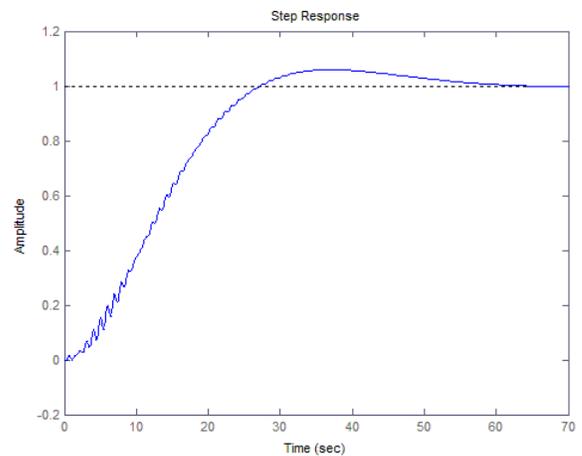
Untuk melihat karakteristik dasar, maka pada sistem tersebut selanjutnya dilakukan pengujian, diperoleh respon seperti pada Gambar . Pada grafik respon sistem tertutup nampak puncak *flutter* turun menjadi 1, 8 cm. Hal tersebut berarti respon *flutter* telah masuk kedalam daerah optimal yang ditetapkan, namun masih perlu perbaikan *error*. Pada makalah ini, *Error* akan diperbaiki dengan menerapkan skema kontrol PID seperti pada gambar 7.

Terdapat beberapa metode untuk merancang kontrol PID, yaitu metode kedudukan akar, dan penalaan. Konstanta penguatan PID, dapat ditentukan diantaranya menggunakan metode penalaan *Ziegler-Nichols*. Pada Metode *Ziegler-Nichol* terdapatdua pendekatan, yaitu penalaan menggunakan kurva reaksi, dan *ultimate cycle*. Pada penalaan *ultimate cycle* digunakan skema pengujian lup tertutup dengan penguat proporsional K_p . Pada system, mula-mula diberikan penguatan terendah, dan secara bertahap terus ditingkatkan hingga menghasilkan respon osilasi pada output pengukuran. Lakukan pencatatan gain proporsional kritis dan periode osilasinya. Kontrol PID dihitung menggunakan Tabel I.

Pada kurva reaksi seperti pada gambar 8, penalaan dilakukan menggunakan pengukuran dari pengujian system dengan skema lup terbuka. Sistem diberikan sinyal tangga, kemudian amati sinyal keluaran.



Gambar 9 Respon system dengan kontrol PI



Gambar 10 Respon sistem dengan kontrol PID

TABEL II. PENALAN KURVA REAKSI

| | K_p | T_i | T_d |
|-----|-------|-------|-------|
| P | 1.5 | | |
| PI | 1.36 | 0.25 | |
| PID | 1.76 | 0.15 | 0.04 |

Grafik yang menyatakan pengamatan sinyal keluaran disebut kurva reaksi proses. Waktu antara titik mulainya sinyal uji dan titik dimana garis tangen memotong sumbu waktu disebut waktu jeda (L). Berikut adalah konstanta penguatan yang disarankan oleh metode *Ziegler-Nichols* menggunakan penalaan kurva reaksi.

Pada makalah ini, digunakan hasil penalaan yang diperoleh dari metode kurva reaksi (tabel II). Penguat PID yang diperoleh dari proses penalaan tersebut, selanjutnya diterapkan pada system *close-loop* dan pada system tersebut diberikan masukan fungsi tangga satuan. Respon sistem terhadap input $f(t)$ ditunjukkan pada Gambar .

Penanganan *flutter* sangatlah penting memperhatikan respon system dalam domain waktu, hal ini dimaksudkan untuk melihat seberapa tepat skema kontrol bekerja terhadap kasus yang dihadapi. Analisa dalam domain waktu dari hasil

yang ditunjukkan dapat ditentukan kecepatan respon, lonjakan maksimum, waktu puncak, waktu penetapan dan *error*.

Gambar 9 menunjukkan hasil pengujian sistem menggunakan skema kontrol PI, yaitu menggunakan penguat $K_p=0.36$ dan $T_i=0.25$. Diperoleh sinyal respon pengujian dengan $error = 0$ dan persentase lonjakan 0%, tetapi waktu penetapan 73.8 detik, waktu penetapan tersebut dipandang masih terlalu lama jika diterapkan pada kasus sebenarnya. Gambar menunjukkan bahwa dengan penambahan kontrol PID, lonjakan maksimum turun menjadi 6.01%, dan *error* 0%.

| | Tr | %OS | Ts | %error |
|---|-------|------|-------|--------|
| P | 18.2s | 6.01 | 52.6s | 0 |

IV. KESIMPULAN

Pengembangan metode kontrol dalam makalah ini ditujukan untuk memperbaiki respon sistem aeroelastis. Gagasan utama ditujukan pada konstrain daerah respon untuk menjamin unjuk kerja berada pada daerah optimal. Proses dinamik sangat mungkin mengalami masukan non-deterministik, karena itu pendekatan konstrain daerah respon diperlukan supaya unjuk kerja sistem tetap optimal. Optimasi respon dikembangkan berdasarkan metode *interior point*. Hasil pengujian menunjukkan pucak respon turun 4 cm dalam daerah konstrain. Namun upaya tersebut menimbulkan dampak menurunnya kecepatan dan *error* respon. Dalam makalah ini, kecepatan respon diperbaiki dengan menerapkan kontrol PID. Hasil simulasi menunjukkan prosentase lonjakan maksimum turun menjadi 16.9% dan *error* 0%. Makalah ini masih terbatas pada simulasi dan permasalahan konstrain statik. Pada sistem *real* memungkinkan terjadinya perubahan kondisi lingkungan sehingga memungkinkan untuk mengembangkan sistem konstrain bergerak dan penanganan adaptasi lingkungan terhadap kontrol yang berubah.

REFERENSI

- [1] Zhang, Renjia, Wu, Zhigang dan Yang, Chao, "Dynamic stiffness testing-based flutter analysis of a fin with an actuator", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 28, hal. 1400–1407, 5 Oktober 2015.
- [2] Qian, Wenmin, et al., et al., "Active flutter suppression of a multiple-actuated-wing wind tunnel model", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 27, hal. 1451–1460, 6 Desember 2014.
- [3] Yingsong, Gu, Zhichun, Yang dan Shun, He, "Body Freedom Flutter of a Blended Wing Body Model Coupled with Flight Control System", *Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, Vol. 99, hal. 46–50, Shanghai : CrossMark, 2014.
- [4] N. Karmakar, "A new polynomial-time algorithm for linear program", *Combinatorica*, Vol. 4, hal. 373-396, 1984.
- [5] R. Robere, "Interior Point Methods and Linear Programming", 13 December 2012, hal. 1-15.
- [6] R.M. Freund, dan Sh. Mizuno, "Interior Point Methods: Current.", *OPTIMA*, Vol. 51, hal. 1-9, 1996.
- [7] P. Lee, dan R. Swaminathan, An Interior Point (Karmakar) Project for Solving the Global Routing Problem. *Linear Algebra with Numerical Application.*, hal. 4-6, 3 Desember 2005.
- [8] N. S. Nise, "Control System Engineering", New York, NY : John Wiley & Sons, 2000.
- [9] Goethals, Ivan, et al., et al., "Recursive Output Only Subspace Identification for In-flight Flutter Monitoring", Leuven : Katholieke Universiteit Leuven, 2004.