

M7-012 APLIKASI GAIN TUNING PID DENGAN BEBERAPA METODE OPTIMASI GUNA

by Joga Setiawan

Submission date: 17-Jul-2020 04:55PM (UTC+0700)

Submission ID: 1358580598

File name: PLIKASI_GAIN_TUNING_PID_DENGAN_BEBERAPA_METODE_OPTIMASI_GUNA.pdf (732.92K)

Word count: 2653

Character count: 14342

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

M7-012 APLIKASI GAIN TUNING PID DENGAN BEBERAPA METODE OPTIMASI GUNA FLUTTER SUPPRESSION STRUKTUR SAYAP PESAWAT UDARA

Henry Kurniawan, Ismoyo Haryanto, Joga Dharma Setiawan

Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik
Universitas Diponegoro, Semarang

ABSTRAK

Pada penelitian ini telah dilakukan simulasi peningkatan kecepatan flutter dengan menerapkan sistem kendali aktif menggunakan kompensator PID yang dikombinasikan dengan filter orde satu. Kuantitas gaya aerodinamika tak tunak dihitung dengan menggunakan formulasi Theodorsen dan selanjutnya dilakukan pendekatan rasional Roger. Guna penentuan nilai gain proportional, integral dan derivative dilakukan tuning PID dengan konstrain aktuator. Nilai gain yang optimum dicari dengan menggunakan metode optimasi gradient descent, pattern search (metode pencarian dengan algoritma genetika) dan simplex search. Hasil yang diperoleh menunjukkan bahwa kecepatan flutter dapat dinaikkan dengan menerapkan sistem kendali aktif dan optimasi nilai gain PID dengan metode pattern search (metode pencarian dengan algoritma genetika) memberikan hasil yang paling baik.

Keywords: aeroelastik, flutter, PID.

NOMENKLATUR

Simbol	Definisi
a	posisi sumbu elastis
$[A_p]$	matrik dinamik
b	midcord
$[B_p]$	matrik aerodinamika untuk <i>control surface</i>
h	perpindahan arah vertikal (bending)
$[I]$	matrik identitas
I_α	momen inersia
K_d	gain derivative
K_h	kekakuan bending
K_i	gain integral
K_p	gain proporsional
$[K_s]$	matrik kekakuan struktur
K_{TE}	gain untuk <i>control surface</i>
K_α	kekakuan torsional
l_α	komponen gaya angkat akibat torsi
l_h	komponen gaya angkat akibat bending
m	massa

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

m_h	komponen momen aerodinamika akibat bending
$[M_s]$	matrik massa struktur
m_α	komponen momen aerodinamika akibat torsi
q	tekanan dinamik $\left(q = \frac{1}{2}\rho V^2\right)$
$[Q_s]$	matrik koefisien aerodinamika
r_α	<i>radius gyration</i>
$S_{h\delta_{TE}}$	<i>plunge-control surface coupling</i>
$S_{\alpha\delta_{TE}}$	<i>pitch-control surface coupling</i>
S_α	momen statik
u	vektor perpindahan
V	kecepatan
V_N	kecepatan <i>flutter</i> normaliser
x_a	<i>augmenting state vector</i>
x_α	posisi pusat massa (relative terhadap <i>midcord</i>)
α	perpindahan arah torsional
γ	<i>lag</i>
δ	perpindahan <i>control surface</i>
δ_c	perintah perpindahan <i>control surface</i> untuk aktuator
ζ_{TE}	rasio redaman untuk <i>control surface</i>
μ	rasio massa
ρ	rapat massa
τ	konstanta waktu filter
ω_h	frekuensi bending
ω_{TE}	frekuensi <i>control surface</i>
ω_α	frekuensi torsional

1. PENDAHULUAN

Dalam pengoperasian struktur pesawat terbang, salah satu batasannya adalah munculnya fenomena aeroelastik *flutter*[1]. *Flutter* adalah *self excited vibration* yang muncul karena pada kecepatan udara tertentu, redaman aerodinamika yang dibangkitkan justru memberikan tambahan energi ke dalam sistem. Sebagai akibatnya jika diberikan gangguan kecil sekalipun struktur mengalami getaran yang boleh jadi bisa bersifat fatal[2]. Pada pengoperasian pesawat udara kemunculan *flutter* akan membatasi kecepatan terbang jelajah pesawat. Oleh karena itu fenomena aeroelastik tersebut harus diperhitungkan sejak pada tahap fase *preliminary design*. Untuk mengatasi masalah aeroelastik tersebut maka dirancanglah suatu sistem kontrol yang disebut sistem kendali aktif. Dengan menerapkan sistem kendali aktif ini diharapkan kecepatan *flutter* sebuah pesawat dapat dinaikkan, sehingga prestasi pesawat dapat ditingkatkan tanpa harus mengubah rancangannya. Sistem kendali aktif merupakan suatu metode yang digunakan untuk meningkatkan kecepatan *flutter* maupun untuk mereduksi respon dinamik dengan cara menggerakkan *control surface* yang terdapat pada sayap pesawat terbang. *Control surface* itu sendiri dikendalikan oleh suatu *actuator*, dengan suatu fungsi alih (*transfer function*) tertentu. Oleh karena permasalahan yang ditinjau juga melibatkan kontrol, maka kasus yang dihadapi tidak lagi merupakan masalah aeroelastisitas, tetapi masuk dalam masalah aeroservoelastisitas. Untuk dapat melihat sejauh

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

mana sistem kendali aktif tersebut dapat mereduksi fenomena aeroelastik yang terjadi, maka dilakukanlah suatu simulasi dengan program bantu *Matlab/Simulink*.

2. METODOLOGI

Metodologi yang digunakan untuk memecahkan masalah dalam penelitian ini yaitu dengan cara mencari kecepatan *flutter* dengan menggunakan metode-p dari suatu model sayap 2 dimensi dan menganggapnya sebagai suatu sistem getaran 2 derajat kebebasan[8]. Untuk kuantitas gaya aerodinamika tak tunak dicari dengan menggunakan persamaan Theodorsen[5], kemudian untuk selanjutnya dilakukan pendekatan berdasarkan Roger[3]. Setelah itu dilakukan proses tuning PID dengan menseting kondisi diatas *flutter* dengan beberapa metode optimasi guna penentuan *gain* yang tepat. Setelah didapatkan *gain* tersebut pada tiap proses optimasi yang berbeda, maka dilakukan proses simulasi. Kemudian hasil tersebut diamati untuk tiap proses simulasi dan didiskusikan.

3. PEMODELAN MATEMATIS

3.1 Model Aeroelastik.

Persamaan aeroelastisitas dalam bentuk koordinat rampat dapat ditulis dalam bentuk[8]:

$$[M_s]\{\ddot{u}\} + [B_s]\{\dot{u}\} + [K_s]\{u\} - q[Q_s]\{u\} = 0 \quad (1)$$

dimana $[M_s]$, $[B_s]$, $[K_s]$ adalah matrik massa, redaman dan kekakuan dari struktur. Sedangkan $[Q_s]$ merupakan matrik aerodinamika tak tunak. Pada penelitian ini dalam menghitung kuantitas gaya aerodinamika tak tunak akan digunakan persamaan Theodorsen. Untuk mengubah persamaan aeroelastik (persamaan 1) menjadi bentuk *state space* maka gaya aerodinamika tak tunak juga harus dinyatakan dalam domain waktu, sehingga gaya aerodinamika tak tunak tersebut dapat didekati dengan pendekatan Roger. Bila pendekatan Roger digunakan maka matrik aerodinamika tak tunak dapat dinyatakan dalam bentuk:

$$[\tilde{Q}(ik)] = [A_0] + [A_1](ik) + [A_2](ik)^2 + \sum_{l=1}^{n_L} \frac{ik}{ik + \gamma_l} [A_{l+2}] \quad (2)$$

Kemudian dalam bentuk *state space* persamaan aeroelastik dapat ditulis seperti pada persamaan 3 [3][8], yaitu:

$$\{\dot{x}_p\} = [A_p]\{x_p\} \quad (3)$$

dimana:

$$\{x_p\} = \begin{Bmatrix} u \\ \dot{u} \\ x_a \end{Bmatrix} \text{ dan } \{u\} = \begin{Bmatrix} h/b \\ \alpha \end{Bmatrix}$$

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

dan $[A_p]$ adalah matrik dinamik yang komponennya berisikan:

$$[A_p] = \begin{bmatrix} 0 & [I] & 0 \\ -[\bar{M}]^{-1}[K_s - qA_{s0}] & -[\bar{M}]^{-1}\left[B_s - \frac{qb}{V}A_{s1}\right] & q[\bar{M}]^{-1}[D] \\ 0 & [E_s] & \frac{V}{b}[R] \end{bmatrix}$$

$$[\bar{M}] = [M_s] - \frac{qb^2}{V^2}[A_{s2}]$$

3.2 Model Kontrol.

Fungsi alih pada aktuator untuk *control surface* dapat dinyatakan sebagai berikut[7]:

$$\frac{\delta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{K_{TE} \omega_{TE}^2}{s^2 + 2\zeta_{TE} \omega_{TE} s + \omega_{TE}^2} \quad (4)$$

Sedangkan untuk kompensatornya digunakan kontroler jenis PID (*proportional integral derivative*) dengan fungsi alih sebagai berikut[4]:

$$\frac{\delta_c(s)}{E} = K_p + \frac{K_i}{s} + \frac{K_d s}{\tau s + 1} \quad (5)$$

Dalam menentukan *gain* K_p , K_i dan K_d penelitian ini menggunakan beberapa metode optimasi, diantaranya: *gradient descent*, *pattern search* (dengan metode pencarian algoritma genetika) dan *simplex search* [6].

3.3 Model Aeroservoelastik.

Kemudian untuk persamaan aeroservoelastik dalam bentuk *state space* dapat ditulis seperti pada persamaan 6 [3], yaitu:

$$\{\dot{x}_p\} = [A_p]\{x_p\} + [B_p]\delta_c \quad (6)$$

dimana:

$$[B_p] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ q[\bar{M}]^{-1}[A_{c0}] & \frac{qb}{V}[\bar{M}]^{-1}[A_{c1}] & [\bar{M}]^{-1}\left[\frac{qb^2}{V^2}[A_{c2}] - [M_c]\right] \\ 0 & [E_c] & 0 \end{bmatrix}$$

dan

$$[E_c] = \begin{bmatrix} A_{c3} \\ A_{c4} \\ \vdots \\ A_{nL+2} \end{bmatrix}$$

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

3.4 Validasi.

(1) Validasi hasil pendekatan Roger.

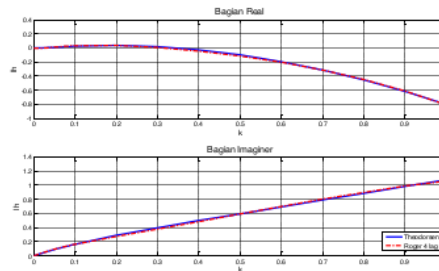
Dari gambar 1 terlihat bahwa hasil pendekatan Roger dengan menggunakan 4 lag bila dibandingkan dengan hasil yang diperoleh dengan menggunakan formulasi Theodorsen memperlihatkan hasil yang cukup baik.

(2) Validasi hasil perhitungan kecepatan *flutter*.

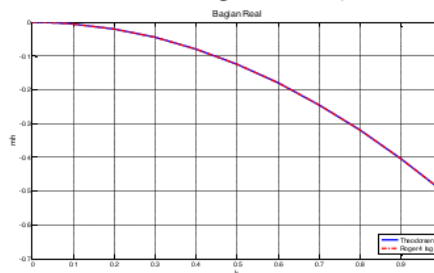
Untuk memvalidasi model aeroelastik pada penelitian ini maka dilakukan perhitungan untuk menentukan kecepatan *flutter* pada suatu model sayap 2 dimensi dan hasilnya akan dibandingkan dengan hasil yang didapat pada penelitian sebelumnya.

➤ Data struktur [9]:

- Redaman struktur = 0
- $\mu = 20$
- $a = -0.2$
- $x_\alpha = 0.1$
- $r_\alpha = 0.5$
- $\omega_\alpha = 25$ rad/sec
- $\omega_h = 10$ rad/sec
- $b = 36$ inch



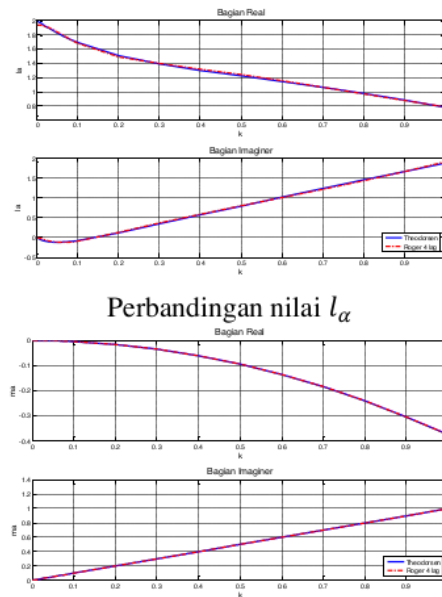
Perbandingan nilai l_h



Perbandingan nilai m_h

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009



Perbandingan nilai m_α

Gambar 1 Perbandingan hasil pendekatan Roger dengan formulasi Theodorsen
Sehingga diperoleh hasil seperti pada tabel 1.

Tabel 1 Perbandingan hasil perhitungan kecepatan *flutter* untuk kasus pertama

Hasil perhitungan	Kecepatan Flutter (ft/sec)	Perbedaan (%)
Teori eksak [9]	169	-
MSC/NASTRAN [9]	166	-1.80
FinSim 4.0 [9]	166	-1.80
Metode-p *	166	-1.80

*hasil yang dilakukan pada penelitian ini.

Dari kasus diatas dapat diketahui bahwa hasil yang diperoleh cukup baik, sehingga model yang digunakan pada penelitian ini dalam menganalisa *flutter* dapat dikatakan valid.

4. STUDI KASUS

4.1 Data Struktur

Untuk melihat pengaruh penerapan kendali aktif dalam *flutter suppression* maka pada penelitian ini akan dilakukan simulasi *flutter suppression* dengan mengambil contoh kasus pada struktur sayap BACT [7] dengan spesifikasi tersaji pada tabel 2 dan 3.

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

Tabel 2 Spesifikasi sayap BACT

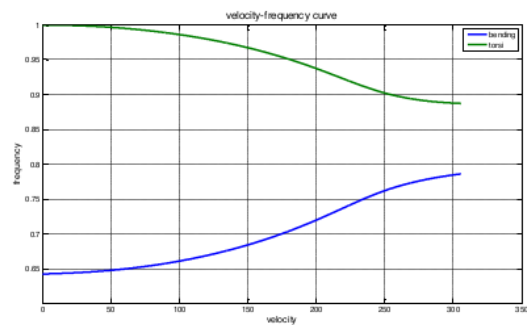
Simbol	Nilai	Satuan
m	6.08	<i>slug</i>
I_α	2.8	<i>slug.ft</i> ²
K_h	2628	<i>lb/ft</i>
K_α	3000	<i>ft.lb</i>
ω_h	21.01	<i>rad/sec</i>
ω_α	32.72	<i>rad/sec</i>
S_α	0.0142	<i>slug.ft</i>
$S_{h\delta_{TE}}$	0.00288	<i>slug.ft</i>
$S_{a\delta_{TE}}$	0.00157	<i>slug.ft</i> ²
a	-0.5035	-
b	0.665	<i>ft</i>

4.2 Hasil Analisis Flutter

Hasil analisis *flutter* untuk sayap BACT dapat dilihat pada gambar yang menunjukkan bahwa *flutter* terjadi pada $V_N = \frac{V}{\omega_\alpha b} = 259.3$ (non dimensional).

Tabel 3 Data struktur sayap BACT pada ketinggian
5000 ft

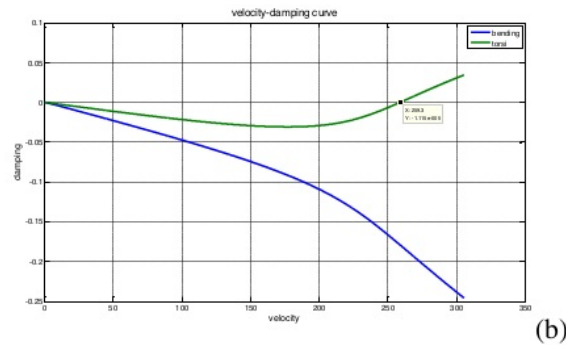
Simbol	Nilai
μ	2136.673
x_α	0.003512
r_α^2	1.0414
$\frac{S_{h\delta_{TE}}}{\pi \rho b^3}$	1.52
$\frac{S_{a\delta_{TE}}}{\pi \rho b^4}$	1.25



(a)

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

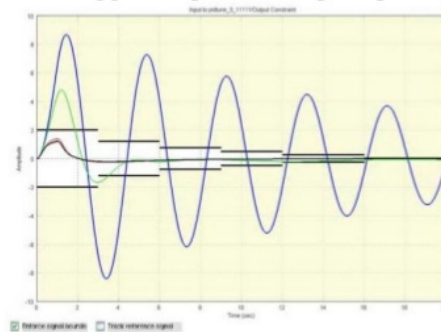
Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009



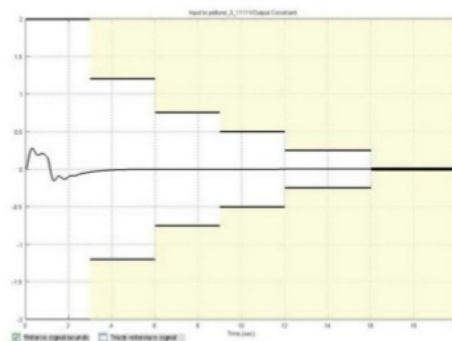
Gambar 2 Diagram V-f (a) dan V-g (b) untuk sayap BACT

4.3 Hasil *Flutter Suppression*

Untuk mengetahui bahwa dengan penerapan kendali aktif ini suatu getaran akibat *flutter* dapat diredam maka akan diambil suatu contoh kondisi setelah *flutter* yaitu dengan nilai $V_N = \frac{V}{\omega_\alpha b} = 300$ (non dimensional). Kemudian dilakukan proses optimasi respon keluaran dengan beberapa metode optimasi guna mendapatkan nilai *gain* PID, sehingga didapat hasil seperti pada gambar 3 sampai 5.



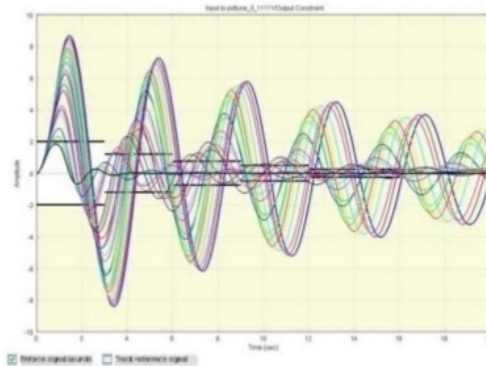
Gambar 3 Optimasi respon keluaran dengan metode *gradient descent*



Gambar 4 Optimasi respon keluaran dengan metode *pattern search*

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009



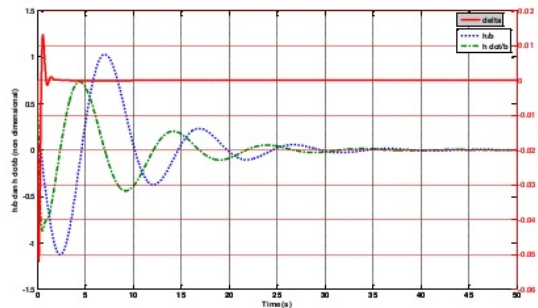
Gambar 5 Optimasi respon keluaran dengan metode *simplex search*

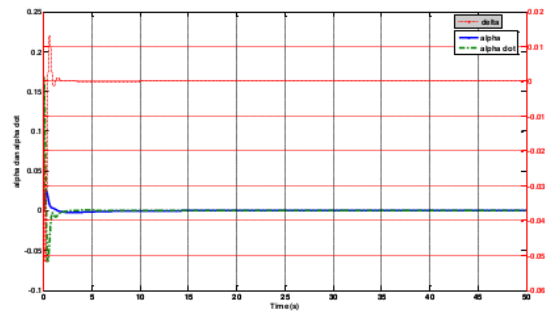
Untuk nilai parameter PID yang didapatkan dari proses optimasi respon keluaran, dapat dilihat pada tabel 4.

Tabel 4 Nilai parameter PID yang didapat dari proses optimasi

Metode	Kp	Ki	Kd
Gradient descent	0.5892	0.1400	0.4021
Pattern search	3.2937	2.9671	0.7259
Simplex search	0.6954	0.0061	0.1212

Sedangkan hasil simulasi *flutter suppression* dengan menggunakan parameter PID yang didapat dengan menggunakan ketiga metode optimasi tersebut disajikan pada gambar 6 sampai 8.

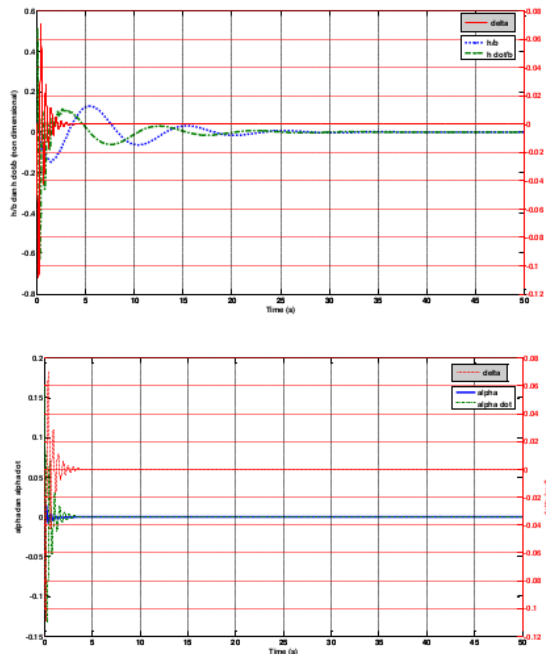




Gambar 6 Hasil plot simulasi *flutter suppression* dengan parameter PID hasil optimasi dengan metode *gradient descent*

5. DISKUSI

Dari gambar hasil simulasi *flutter suppression* dengan menggunakan PID sebagai kompensatornya,



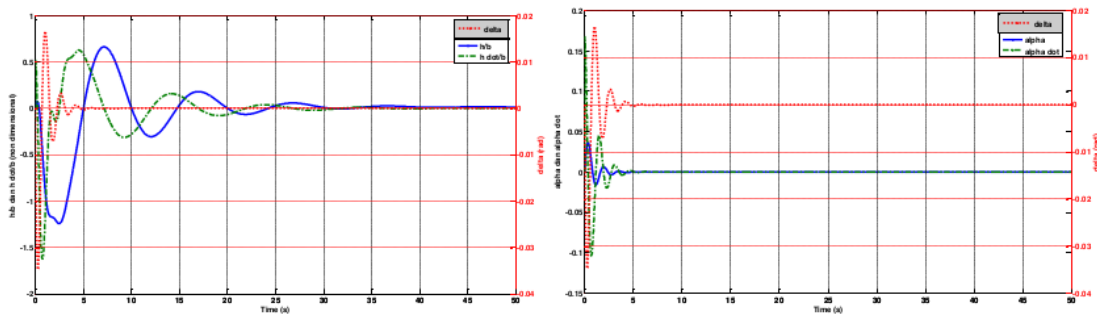
Gambar 7 Hasil plot simulasi *flutter suppression* dengan parameter PID hasil optimasi dengan metode *pattern search* (metode pencarian dengan algoritma genetika)

dimana nilai parameter PID yang digunakan diperoleh dengan menggunakan metode optimasi *gradient descent*, *pattern search* dengan metode pencarian algoritma genetika dan *simplex search* dapat diketahui bahwa hasil simulasi dengan menerapkan metode *pattern search* dengan algoritma genetika

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

sebagai metode pencariannya, menunjukkan hasil yang lebih baik jika dibandingkan dengan kedua metode yang lainnya. Hal tersebut terjadi karena pada metode *pattern search* (metode pencarian dengan algoritma genetika) dalam menentukan nilai optimumnya tidak memerlukan nilai tebakan awal tetapi masukannya berupa bilangan acak (*random*) yang berada pada daerah *feasible* dari suatu fungsi tak linier yang akan dioptimasi dan dengan prinsip-prinsip pencarian algoritma genetika maka akan didapat suatu nilai optimum yang merupakan nilai optimum global. Sedangkan pada metode optimasi *gradient descent* memerlukan nilai tebakan awal untuk melakukan proses optimasi, sehingga nilai optimasi yang didapat merupakan nilai yang dekat dengan nilai tebakan awal. Jika nilai tebakan awal tersebut jauh dari nilai optimum global, maka bisa jadi nilai optimum yang didapat bukan



Gambar 8 Hasil plot simulasi *flutter suppression* dengan parameter PID hasil optimasi dengan metode *simplex search*

nilai optimum global, melainkan nilai optimum lokal dari suatu fungsi tak linier, oleh karena itu hasil yang didapat dengan metode *gradient descent* kurang baik jika dibandingkan dengan metode optimasi dengan *pattern search* (metode pencarian dengan algoritma genetika). Sehingga untuk mendapatkan nilai optimum global dengan metode *gradient descent* diperlukan nilai tebakan awal yang kira-kira dekat dengan nilai optimum global. Untuk metode optimasi dengan menggunakan metode *simplex search* telah diketahui bahwa prinsip pencarian nilai optimumnya yaitu dengan cara melinierisasi suatu fungsi tak linier, sehingga nilai optimum yang didapatkan akan jauh dari nilai optimum yang sebenarnya. Selain itu pada metode *simplex search* juga diperlukan nilai tebakan awal untuk proses optimasi, sehingga hasil optimasi juga akan berkisar tidak jauh dari nilai tebakan awal (sama dengan metode *gradient descent*). Oleh karena itu tidak menutup kemungkinan nilai optimum yang dihasilkan merupakan nilai optimum lokal. Sehingga hasil yang didapatkan dengan metode *simplex search* kurang baik jika dibandingkan dengan metode *gradient descent* dan metode *pattern search* dengan algoritma genetika sebagai metode pencariannya.

6. KESIMPULAN

1. Dengan menerapkan sistem kendali aktif pada struktur sayap batas stabilitas *flutter* dapat dinaikkan.
2. Teknik kontrol PID dapat digunakan untuk mendesain kompensator pada penerapan sistem kendali aktif dengan penentuan parameter yang tepat.
3. Penentuan nilai parameter atau tuning untuk PID dapat dilakukan dengan mengoptimasi respon keluaran dengan bantuan blok *output constraint* yang tersedia pada *Simulink*.

Seminar Nasional Tahunan Teknik Mesin (SNTTM) VIII

Universitas Diponegoro, Semarang 11-12 Agustus 2009

4. Hasil terbaik pada proses optimasi nilai parameter untuk PID didapat dengan menggunakan metode *pattern search* dengan algoritma genetika sebagai metode pencariannya.

REFERENSI

- [1] Bisplinghoff, R.L., Ashley, H., Halfman, R.L., *Aeroelasticity*. Addison-Wesley Publishing Company, Inc. Massachusetts. USA, 1996.
- [2] Dowell, E.H., et.al., *A Modern Course in Aeroelasticity*, Kluwer Academic Publishers, 2004.
- [3] Karpel, M., *Advance Aeroelasticity*, Lecture Notes at Royal Melbourne Institute of Technology, 1992.
- [4] Setiawan, I., *Kontrol PID Untuk Proses Industri*, Elex Media Komputindo, Jakarta, 2008.
- [5] Theodorsen, T., *General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter*, NACA Report No. 496, 1934.
- [6] The MathWorks, *Aerospace Blockset*, For Use with Simulink, User's Guide, 2005.
- [7] Waszak, M.R., *Modeling the Benchmark Active Control Technology Wind-Tunnel Model for Application to Flutter Suppression*, AIAA Paper No. 96-3437, 1996.
- [8] Zwaan, R.J. *Aeroelasticity of Aircraft*, Course Notes at ITB, Bandung Indonesia, 1989.
- [9] www.aerorocket.com/finsim.html, diakses 4 Juli 2009

M7-012 APLIKASI GAIN TUNING PID DENGAN BEBERAPA METODE OPTIMASI GUNA

ORIGINALITY REPORT

4%

SIMILARITY INDEX

%

INTERNET SOURCES

3%

PUBLICATIONS

3%

STUDENT PAPERS

MATCH ALL SOURCES (ONLY SELECTED SOURCE PRINTED)

1%

★ Submitted to Cranfield University

Student Paper

Exclude quotes On

Exclude bibliography On

Exclude matches Off