

## PENGEMBANGAN SISTEM INSTRUMENTASI BERBASIS PERSONAL KOMPUTER UNTUK EKSPERIMENTAL “INTERAKSI STRUKTUR-GAYA AERODINAMIKA”

Muhammad Kusni

Bandung Institut of Technology

E-mail: kusni@ae.itb.ac.id

### ABSTRAKSI

Analisis ‘Interaksi Struktur - Gaya Aerodinamika’ dapat dilakukan dengan menggunakan dua cara, yaitu teoritis dan eksperimental. Untuk melakukan eksperimental diperlukan seperangkat instrumen yang dapat menghasilkan data karakteristik struktur yang diuji. Data yang diperoleh digunakan untuk analisis ‘Interaksi Struktur - Gaya Aerodinamika’. Selama ini, data diperoleh dengan menggunakan Fast Fourier Transform (FFT) Analyzer, yang harganya mahal.

Dalam paper ini dikembangkan sistem instrumentasi berbasis Personal Computer (PC) yang dapat menggantikan FFT Analyzer tersebut. Instrumen yang dikembangkan menggunakan sound card sebagai Analog-to-Digital Converter (ADC) dalam sistem akuisisi datanya dan perangkat lunak SpectraLAB yang berfungsi sebagai spectrum analyzer (analisis spektral).

Dengan instrumen yang dikembangkan kemudian dilakukan eksperimen untuk mendapatkan harga kecepatan udara kritis yang menyebabkan terjadinya fenomena ketidakstabilan dinamis struktur (fenomena flutter) pada model sayap 2-D. Hasil eksperimen yang diperoleh divalidasi dengan cara dibandingkan dengan hasil eksperimen yang diperoleh dari FFT Analyzer Standar.

Berdasarkan hasil eksperimen yang telah dilakukan, diperoleh kecepatan flutter (kecepatan udara pada saat terjadi fenomena flutter) pada model sayap sebesar 13.46 m/s. Perbandingan hasil spectrum atau respon spektra antara instrumen yang dikembangkan dengan instrumen standar, menunjukkan kesesuaian yang cukup baik. Perbandingan kecepatan Ketidakstabilan dinamis struktur yang dihasilkan instrumen yang dikembangkan menunjukkan perbedaan sebesar 0.1049% terhadap instrumen standar.

**Kata Kunci:** Sistem Instrumentas berbasis PC, Interaksi Struktur–Gaya Aerodinamika.

### 1. PENDAHULUAN

Dalam proses perancangan pesawat udara segala aspek harus diperhitungkan, salah satunya melakukan analisis masalah ketidakstabilan dinamis struktur akibat interaksi antara struktur dengan gaya aerodinamika.

Pada ketidakstabilan-dinamik struktur, salah satu fenomena yang terjadi adalah flutter, dimana pada fenomena flutter terjadi perpindahan energi dari aliran udara ke dalam struktur pesawat udara, biasanya pada bagian sayap dan ekor pesawat udara. Fenomena flutter terjadi pada suatu kecepatan udara tertentu yang disebut kecepatan flutter.

Untuk melakukan pengujian dalam terowongan angin diperlukan seperangkat instrumen yang dapat menghasilkan data tentang karakteristik dinamik struktur yang diuji. Karakteristik dinamik dicari berdasarkan fungsi transfer yang diperoleh dari hubungan antara sinyal pegeksitasi (sinyal input atau masukan) dan sinyal respon (sinyal output atau keluaran) yang terjadi pada struktur. Bentuk respon yang terjadi dapat diukur dengan menggunakan peralatan instrumen yang disebut Fast Fourier Transform (FFT) Analyzer.

Permasalahan yang dihadapi adalah harga sebuah FFT Analyzer cukup mahal. Untuk itu

diperlukan solusi guna mereduksi biaya dalam melakukan analisis masalah interaksi struktur dengan gaya aerodinamika. Solusi alternatif untuk mereduksi biaya analisis ini adalah dengan mengembangkan sebuah perangkat instrumen berbasis Personal Computer (PC) yang prinsip kerjanya sama dengan FFT Analyzer.

### 2. DASAR TEORI

#### 2.1 Aeroelastisitas

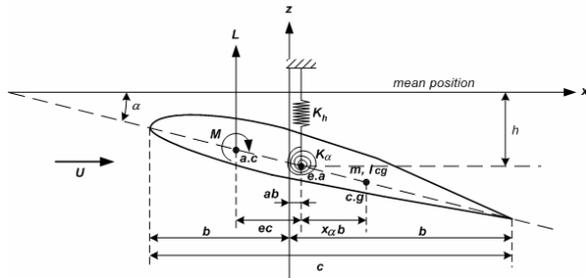
Aeroelastisitas adalah ilmu yang mempelajari masalah deformasi struktur elastik dalam aliran udara. Deformasi berinteraksi dengan aliran udara melalui perubahan sudut serang yang menyebabkan perubahan gaya-gaya aerodinamika. Deformasi akan menimbulkan gaya-gaya elastik, inersial, dan redaman pada struktur.

#### 2.1.1 Konsep Penampang Sayap Tipikal

Dalam mempelajari masalah aeroelastisitas, pada umumnya sayap pesawat udara didekati dengan penampang sayap tipikal. Penampang sayap tipikal (typical wing section) adalah penampang sayap dua dimensi (2-D) yang memiliki karakteristik aeroelastik sama dengan sayap tiga dimensi (3-D).

Parameter-parameter geometri, kekakuan, massa, dan aerodinamika dari model penampang

sayap tipikal dapat digambarkan dalam Gambar 1 berikut[1]:



Gambar 1. Penampang sayap tipikal

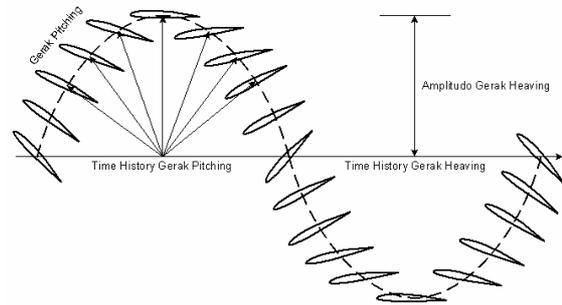
dimana:

- *Center of gravity (c.g.*, pusat massa),
- *Elastic axis (e.a.*, sumbu elastik), adalah sumbu referensi bergetarnya sayap.
- *Aerodynamic center (a.c.*, pusat aerodinamika), adalah titik dimana momen aerodinamika yang bekerja terhadap titik tersebut berharga konstan, tidak tergantung pada besarnya sudut serang.
- *h*, adalah defleksi lentur akrobat bending relatif terhadap posisi tanpa defleksi.
- $\alpha$ , adalah sudut serang atau defleksi torsional sayap terhadap sumbu elastiknya.
- $K_h$ , adalah kekakuan lentur.
- $K_\alpha$ , adalah kekakuan torsional.
- $m$ , adalah massa penampang sayap tipikal.
- $I_\alpha$  adalah momen inersia massa terhadap sumbu elastiknya. ( $I_a = m.r_a^2.b^2$ )
- $S_\alpha$  adalah momen statik terhadap sumbu elastik. ( $S_a = m.x_a.b$ )
- $r_\alpha$  adalah radius girasi terhadap sumbu elastik. ( $r_a = \sqrt{I_a/m.b^2}$ )
- $U$ , adalah kecepatan udara bebas.
- $L$ , adalah gaya angkat aerodinamika.
- $M_{ac}$ , adalah momen aerodinamika terhadap pusat aerodinamika.
- $c$  (*chord* atau tali busur), adalah garis yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge* penampang sayap.
- $e$ , adalah faktor eksentrisitas atau fraksi *chord* yang menyatakan jarak antara pusat aerodinamika dan sumbu elastik.
- $x$ , adalah fraksi *semi chord* yang menyatakan jarak antara sumbu elastik dan pusat massa.
- $a$ , adalah fraksi *semi chord* yang menyatakan jarak antara *mid-chord* dengan sumbu elastik.
- $m$ , adalah rasio massa. ( $m = m/prb^2$ )

### 2.1.2 Flutter

*Flutter* adalah gejala ketidakstabilan dinamik akrobat interaksi gaya aerodinamika, gaya inersial, dan struktur elastik yang bekerja pada struktur pesawat udara. Kejadian fisik fenomena

*flutter* ini dapat digambarkan pada Gambar 2 berikut[2]:



Gambar 2. Kejadian fisik fenomena flutter

*Flutter* terjadi pada suatu kecepatan udara kritis tertentu, disebut kecepatan *flutter*, dan struktur akan bergetar dengan frekuensi tertentu pula, disebut frekuensi *flutter*. Pada saat mendekati kecepatan *flutter*, frekuensi pribadi gerak lentur akan semakin mendekati frekuensi pribadi gerak torsional. Pada saat sayap bergerak dalam modulus lentur keatas maka sudut pitching juga makin positif (*pitch-up*), sehingga akan ada tambahan gaya angkat yang merupakan tambahan gaya pada gerak lentur. Begitu pula sebaliknya pada saat sayap bergerak dalam modulus lentur ke bawah maka sudut pitching juga menjadi negatif (*pitch-down*) yang memberikan gaya tambahan ke bawah pada gerak lentur ke bawah. Sehingga amplitudo makin besar sampai akhirnya terjadi kegagalan struktur.

Dari uraian tersebut, maka masalah utama dalam aeroelastisitas adalah penentuan kecepatan *flutter* yang merupakan penentuan batas kestabilan dinamik suatu struktur elastik.

### 2.1.3 Persamaan Gerak Flutter

Persamaan gerak *flutter* dapat diturunkan berdasarkan persamaan energi Lagrange [2], yaitu:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left( \frac{\partial(T-U)}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial(T-U)}{\partial q_i} + \frac{\partial D}{\partial \dot{q}_i} = Q_i, \quad (2.1)$$

$i = 1, 2, 3, \dots$

dimana :

$T = T(\dot{q}, q, t)$  adalah energi kinetik dari sistem

$U = U(\dot{q}, q, t)$  adalah energi potensial dari sistem

$D = D(\dot{q}, q, t)$  adalah disipasi akibat peredaman dari sistem

$$Q_i = \frac{\partial W_{NC}}{\partial q_i}$$

$q_i$  adalah koordinat rampat

Dengan menenguraikan energi kinetik, energi potensial dan energi yang terdisipasi akibat peredaman maka akan diperoleh persamaan gerak dari sayap tipikal, sebagai berikut:

- Untuk gerak lentur,

$$m\ddot{h} + S_a\ddot{\alpha} + K_h h + \frac{m\omega_h^2 gh}{\omega} \dot{h} = -L \quad (2.2)$$

- Untuk gerak torsional,

$$S_a\ddot{h} + I_a\ddot{\alpha} + K_a\alpha + \frac{I_a\omega_a^2 g\alpha}{\omega} \dot{\alpha} = M \quad (2.3)$$

## 2.2 Sistem Instrumentasi

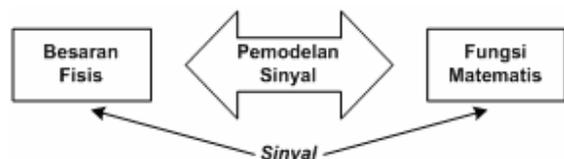
Sistem instrumentasi dapat dikelompokkan menjadi dua kelas utama, yaitu sistem analog dan sistem digital.

Sistem akuisisi data analog terdiri dari sebagian atau semua elemen berikut:

- Transducer*, mengubah parameter fisis menjadi sinyal listrik yang dapat diterima oleh sistem akuisisi.
- Pengkondisi sinyal (*signal conditioner*).
- Scanner* atau *Multiplexer*, menerima banyak masukan analog dan secara berurutan menghubungkannya ke satu alat pencatat.
- Pengkonversi sinyal (*signal converter*), mengubah sinyal analog menjadi bentuk yang dapat diterima oleh *Analog-to-Digital Converter*.
- Analog-to-Digital Converter* (ADC), mengubah tegangan analog menjadi bentuk digital.
- Pencatat digital (*digital recorder*), mencatat informasi digital.
- Perlengkapan tambahan, berisi instrumen-instrumen untuk pemrograman sistem dan pengolahan data digital.

### 2.2.1 Pengolahan Sinyal Digital

Sinyal didefinisikan sebagai besaran fisis yang berubah terhadap waktu, ruang, atau variabel-variabel bebas lainnya. Melalui pemodelan sinyal, besaran fisis dapat direpresentasikan menjadi fungsi matematis [3]. Proses pemodelan sinyal ini dapat dilihat dari Gambar 3 berikut:



Gambar 3. Proses pemodelan sinyal

Keuntungan pengolahan sinyal secara digital, yaitu:

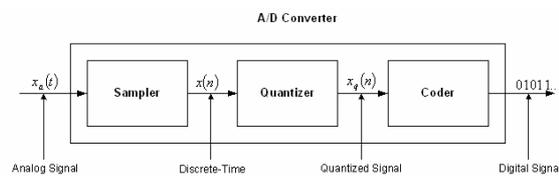
- Dapat diprogram (*programmable*);
- Kontrol akurasi yang lebih baik;
- Praktis.

### 2.2.2 Konversi Analog Ke Digital

Untuk mengolah sinyal analog secara digital, sinyal analog harus dikonversi menjadi sinyal digital. Konversi ini dapat dilakukan dengan menggunakan *Analog to Digital Converter* (ADC). Proses ADC ini terdiri dari tiga tahap, antara lain:

1. *Sampling*, mengkonversi dari sinyal *continuous-time* atau waktu kontinu (C-T) menjadi sinyal *discrete-time* atau waktu diskrit (D-T).
2. *Quantization* atau kuantisasi, mengkonversi sinyal waktu diskrit bernilai kontinu menjadi sinyal diskrit bernilai diskrit.
3. *Coding* atau proses pengkodean, dimana tiap nilai diskrit keluaran proses kuantisasi direpresentasikan dengan *b-bit* secara biner.

Sinyal digital yang dihasilkan dari proses konversi ini merupakan pendekatan proporsional terhadap masukan sinyal analog, karena pada sinyal digital berubah secara *step*, sedangkan sinyal analog berubah secara kontinu. Proses konversi analog ke digital ini dapat diilustrasikan pada Gambar 4 dibawah ini:



Gambar 4. Elemen dasar *Analog to Digital (A/D) Converter* [3]

### 2.2.3 Fast Fourier Transform (FFT)

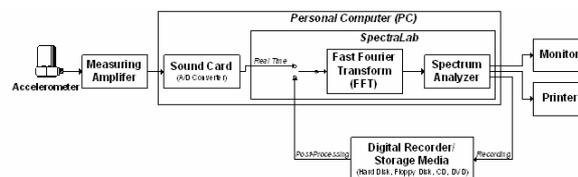
Transformasi Fourier adalah *tool* matematika yang dikembangkan oleh Jean Baptiste Fourier (1768-1830) dan umumnya digunakan untuk mengkonversi sinyal dari domain waktu (*amplitude-vs-time*) menjadi domain frekuensi (*amplitude-vs-frequency*)[4]. Plot dalam domain frekuensi dikenal sebagai spektral. Untuk analisis sinyal dengan menggunakan komputer, digunakan suatu instrumen yang efektif dengan transformasi Fourier diskrit atau *Discrete Fourier Transform* (DFT).

## 3. KONFIGURASI DAN DESKRIPSI FUNGSIONAL SISTEM INSTRUMENTASI

### 3.1 Konfigurasi Sistem Instrumentasi

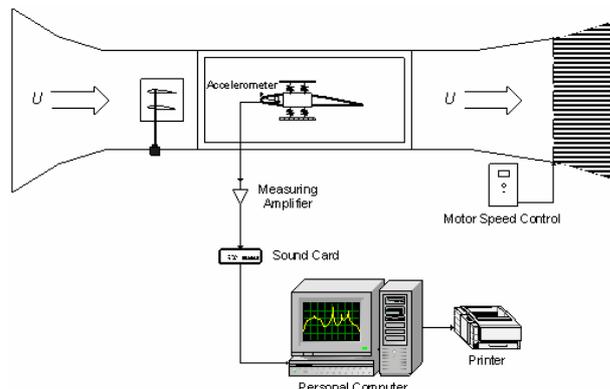
Analisis masalah *flutter* dilakukan untuk menghasilkan data tentang karakteristik dinamik struktur sayap yang diuji dalam terowongan angin.. Proses pengujian untuk memperoleh data karakteristik dinamik struktur sayap yang diuji ini disebut uji getar darat (GVT, *Ground Vibration Test*).

Susunan instrumen yang dirancang untuk melakukan pengukuran getaran, dalam hal ini getaran sayap, dapat digambarkan dengan diagram blok dibawah ini:



Gambar 5. Diagram blok instrumen pengukuran getaran

Dari diagram blok di atas, dapat dibuat susunan instrumen untuk pengujian flutter dalam terowongan angin. Susunan instrumen ini dapat digambarkan sebagai berikut:



**Gambar 6.** Set-up Instrumen eksperimen berbasis Personal Computer (PC)

Pada sayap dipasang akselerometer sebagai elemen perasa atau sensor. Akselerometer menerima energi getaran dari sayap yang sedang diuji dan menghasilkan keluaran berupa parameter percepatan getaran yang besarnya bergantung pada sayap yang diuji (*measurand*).

Sinyal listrik yang dihasilkan oleh akselerometer kemudian ditransmisikan menggunakan kabel ke *measuring amplifier* (penguat pengukuran). Penguatan ini dilakukan karena biasanya sinyal listrik keluaran akselerometer terlalu kecil untuk dianalisis.

Setelah mengalami manipulasi nilai numerik, data percepatan sistem yang berupa sinyal listrik ditransmisikan menggunakan kabel dari *measuring amplifier* ke *Analog-to-Digital Converter* (ADC).

Pada umumnya, data yang diambil dari eksperimental atau pengujian secara *real-time* adalah berbentuk analog. Sehingga untuk dapat diolah dan dianalisis menggunakan *Personal Computer* (PC) atau komputer, sinyal analog tersebut harus dikonversi menjadi sinyal digital. Pada instrumen yang dirancang digunakan *sound card* sebagai ADC. Penggunaan *sound card* sebagai ADC ini bertujuan untuk efisiensi biaya dalam melakukan eksperimen. Sinyal digital yang dihasilkan oleh *sound card* ini kemudian ditransmisikan ke *port PC* untuk diproses lebih lanjut.

Di dalam PC data percepatan yang telah dikonversi menjadi sinyal digital akan diolah menggunakan perangkat lunak *SpectraLAB*. *SpectraLAB* berfungsi sebagai *spectrum analyzer* (analisis spektral) yang mengubah sinyal digital dari domain waktu (amplitudo terhadap waktu) menjadi domain frekuensi (amplitudo terhadap frekuensi).

### 3.2 Deskripsi Komponen-komponen Sistem Instrumentasi

Peralatan yang digunakan sebagai berikut:

**Tabel 1.** Peralatan yang digunakan dalam eksperimen flutter

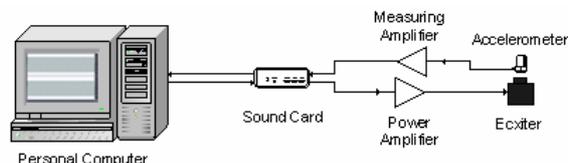
No.	Peralatan	Tipe
1.	Akselerometer	B&K 4393
2.	Measuring Amplifier	B&K 2525
3.	Personal Computer ▪ IBM PC ▪ RAM ▪ Sound card ▪ Operating System	Intel Pentium III - 500 MHz SDRAM 128 MB ISA Sound Blaster 16 Windows 98 ver 4.10.1998
4.	Spectrum Analyzer	SpectraLAB FFT Spectral Analysis System
5.	Printer	Canon BJC-265 SP

### 3.3 Prosedur Kerja Sistem Instrumentasi

#### 3.3.1 Kalibrasi Instrumen

Untuk mendapatkan hasil pengukuran yang valid maka instrumen yang telah dirancang harus dikalibrasi. Kalibrasi instrumen dilakukan dengan membandingkan keluaran instrumen yang telah dirancang terhadap keluaran instrumen sekunder yang telah diketahui harga keluarannya cukup akurat untuk dijadikan sebagai referensi.

Susunan peralatan untuk kalibrasi ini dapat digambarkan dan ditabelkan sebagai berikut:

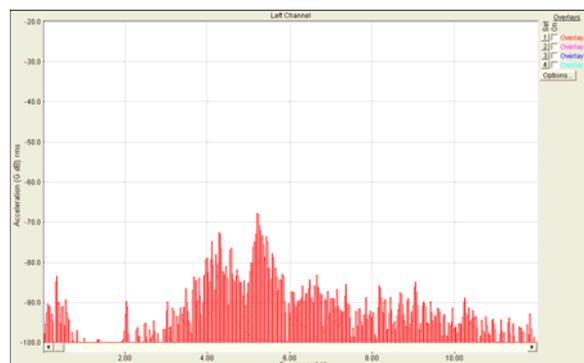


**Gambar 7.** Set-up kalibrasi instrumen

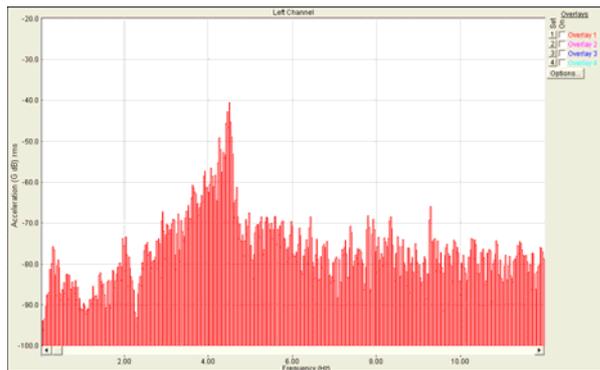
## 4. HASIL EKSPERIMEN DAN ANALISIS

### 4.1 Hasil Eksperimen

Pada hasil eksperimen ini akan ditunjukkan respons spektra dengan amplitudo berupa percepatan dalam satuan Desibel Gravitasi (G dB) dengan skala logaritmik. Respons spektra hasil eksperimen yang telah dilakukan untuk beberapa harga kecepatan aliran udara adalah sebagai berikut:



**Gambar 8.** Respons spektra dari SpectraLAB pada kecepatan udara 5 m/s



**Gambar 9.** Respons spektra dari *SpectraLAB* pada kecepatan udara 13 m/s

Dari Gambar 8 dan 9, dapat ditentukan harga frekuensi untuk kedua modulus utama gerak *flutter* yang terjadi, yaitu gerak lentur (modus 1) dan gerak torsional (modus 2), yang dapat ditabelkan sebagai berikut:

**Tabel 2.** Harga frekuensi gerak lentur dan gerak torsional hasil eksperimen

Kecepatan Aliran Udara (m/s)	Frekuensi (Hz)	
	Modus 1, $f_1$	Modus 2, $f_2$
5	4.3945	5.3711
6	4.0527	5.3711
7	4.1504	5.2490
8	4.1504	5.2246
9	4.2408	5.2979
10	4.3457	4.9561
11	4.0039	4.8584
12	4.4189	4.7119
13	4.5898	4.6143

#### 4.2 Analisis Hasil Eksperimen

Dari grafik respons spektra yang dihasilkan oleh *SpectraLAB* untuk beberapa harga kecepatan aliran udara, yang ditunjukkan oleh Gambar 8 dan 9 diatas, terlihat bahwa secara umum terjadi beberapa puncak. Kedua modulus gerak *flutter* untuk model sayap aeroelastik yang digunakan terjadi pada selang frekuensi 4–5.5 Hz. Ini ditunjukkan dengan adanya 2 puncak pada selang frekuensi tersebut. Sedangkan puncak-puncak yang lain menunjukkan bahwa ada modulus gerak lain selain dua modulus gerak *flutter* (gerak lentur dan gerak torsional) tersebut.

Hasil eksperimen juga menunjukkan bahwa dengan bertambahnya kecepatan aliran udara, frekuensi modulus gerak lentur dan gerak torsional semakin mendekat (lihat Tabel 2), ini berarti jika kecepatan aliran udara ditambah terus akan mengakibatkan terjadinya kopling antara gerak lentur dan gerak torsional atau akan terjadi *flutter*.

#### 4.3 Penentuan Kecepatan Flutter

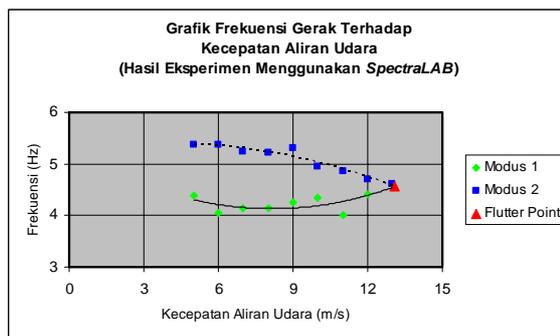
Seperti pada penjelasan yang telah dijelaskan pada Bagian 3, penentuan kecepatan

*flutter* hasil eksperimen dapat dilakukan dengan cara mencari harga perpotongan hasil ekstrapolasi frekuensi modus 1 dan modus 2 yang terjadi atau dengan menggunakan dengan melakukan ekstrapolasi terhadap harga parameter *flutter* margin Zimmerman yang disederhanakan,  $F_s$ :

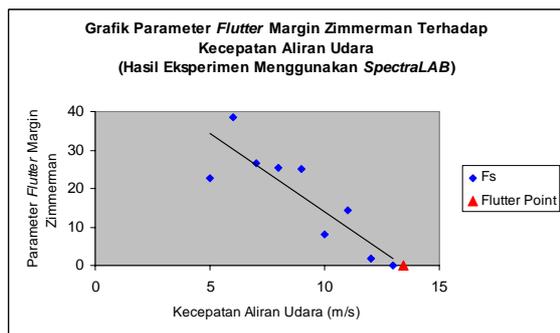
$$F_s = \left( \frac{\omega_2^2 - \omega_1^2}{2} \right)^2 > 0$$

Dengan menggunakan persamaan diatas dan data harga frekuensi untuk kedua modulus utama pada Tabel 2, maka dapat dihitung harga parameter *flutter* margin yang disederhanakan,  $F_s$ .

Dari perhitungan tersebut, kemudian dapat dibuat grafik frekuensi gerak (modus 1 dan modus 2) terhadap kecepatan aliran udara dan grafik parameter *flutter* margin Zimmerman terhadap kecepatan aliran udara seperti Gambar 10 dan 11 berikut:



**Gambar 10.** Grafik frekuensi gerak terhadap kecepatan aliran udara



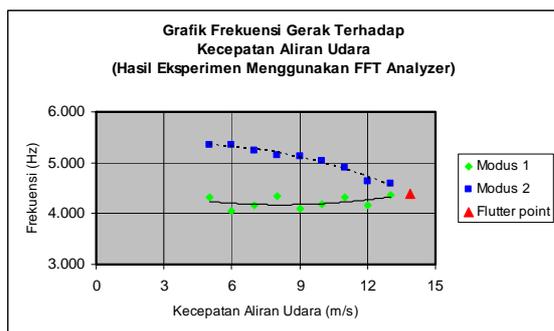
**Gambar 11.** Grafik parameter *flutter* terhadap kecepatan aliran udara

Berdasarkan hasil perpotongan ekstrapolasi frekuensi gerak (Gambar 10) dan ekstrapolasi pada harga parameter *flutter* Zimmerman (Gambar 11) maka harga kecepatan *flutter* untuk model sayap aeroelastik,  $U_f$ , yang digunakan adalah 13.46 m/s.

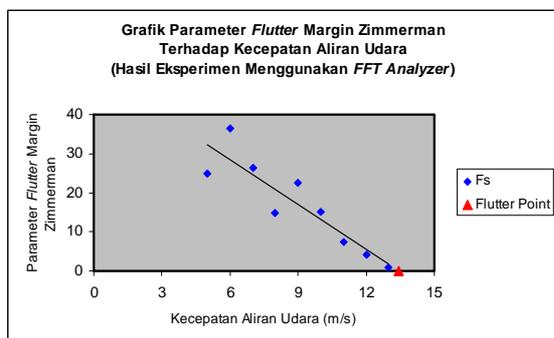
#### 4.4 Validasi Dengan Sistem Instrumentasi Standar

Untuk mengetahui validitas hasil eksperimen menggunakan sistem instrumentasi yang telah dikembangkan, maka hasil tersebut akan dibandingkan dengan hasil eksperimen yang diperoleh dengan menggunakan sistem instrumentasi standar.

Hasil menunjukkan bahwa hasil eksperimen menggunakan sistem instrumentasi yang telah dikembangkan dengan sistem instrumentasi standar cukup sesuai.



**Gambar 12.** Grafik frekuensi gerak terhadap kecepatan aliran udara hasil eksperimen dengan sistem instrumentasi standar



**Gambar 13.** Grafik parameter flutter terhadap kecepatan aliran udara hasil eksperimen dengan sistem instrumentasi standar

Dengan cara yang sama dengan sub bab sebelumnya untuk hasil eksperimen menggunakan sistem instrumentasi standar ini akan diperoleh harga kecepatan flutter untuk model sayap aeroelastik,  $U_f$ , yang digunakan adalah 13.44 m/s.

## 5. KESIMPULAN DAN SARAN

### 5.1 Kesimpulan

Kesimpulan yang dapat diambil dari paper ini adalah perbandingan harga kecepatan flutter yang dihasilkan oleh sistem instrumentasi yang dikembangkan menunjukkan perbedaan sebesar 0.1049% terhadap sistem instrumentasi standar.. Sehingga sistem instrumentasi yang telah dikembangkan ini dapat dikatakan valid untuk digunakan.

### 5.2 Saran

Untuk memperbaiki dan menyempurnakan sistem instrumentasi yang telah dikembangkan, berikut ini diberikan beberapa saran:

- Validasi sistem instrumen yang telah dikembangkan dengan berbagai jenis *sound card* akan membuat sistem instrumen ini menjadi lebih valid.
- Pelaksanaan eksperimen secara *dual channel* untuk menghasilkan *cross-spectrum* antara sinyal respon dengan sinyal pengekstiasi. Hal ini dilakukan untuk menghasilkan fungsi transfer sehingga *spectrum* yang dihasilkan dapat lebih *smooth*.

### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Dowell, Earl H., et al, *A Modern Course in Aeroelasticity*, Sitjhoff & Noordhoff, Netherlands, 1980.
- [2] Tjatra, I Wayan, Pengembangan Praktikum Kuliah Aeroelastisitas, *Laporan Akhir Program Peningkatan Relevansi Pendidikan Tinggi Teknik*, Jurusan Teknik Penerbangan, ITB, Bandung, 1998.
- [3] Proakis, J.G., dan D. G. Manolakis, *Digital Signal Processing: Principles, Algorithms, and Applications*, Prentice Hall Inc., New Jersey, 1996.
- [4] Tjokronegoro, Harijono A., *Pengolahan Sinyal*, Jurusan Teknik Fisika, ITB, Bandung, Indonesia, 2000.
- [5] Zwaan, R.J., *Course Notes on Aeroelasticity of Aircraft*, Institut Teknologi Bandung, Bandung, Indonesia, 1988.
- [6] \_\_\_\_\_, *Measuring Vibration*, Brüel & Kjør, Denmark.
- [7] \_\_\_\_\_, *Chapter 9: Sound card*, [http://webclass.cqu.edu.au/Units/81120\\_Computer\\_Hardware\\_Fundamentals/Study/Modules/Sound/](http://webclass.cqu.edu.au/Units/81120_Computer_Hardware_Fundamentals/Study/Modules/Sound/).