

EVALUASI METODE *FLUTTER MARGIN* PADA PENGUJIAN TEROWONGAN ANGIN

EVALUATION OF FLUTTER MARGIN METHODS ON WIND TUNNEL TEST

Angga Dwi Saputra, R. Wibawa Purabaya
BBTA3-BPPT
Angga.dwi@bppt.go.id

Abstrak

Pengujian *flutter* di terowongan angin dilakukan pada kecepatan subkritis untuk menghindari terjadinya kerusakan pada fasilitas pengujian. Oleh karena itu, kita harus menggunakan metode prediksi kecepatan *flutter* yang dapat mengestimasi kecepatan kritis seakurat mungkin. Makalah ini membahas mengenai pengujian aeroelastik sebuah model kantilever sayap di terowongan angin dan evaluasi metode *flutter margin* dalam memprediksi kecepatan *flutter*. Metode yang dievaluasi yaitu Metode *flutter margin* Zimmerman dan *flutter margin discrete time systems* (FMDS). Model uji berupa kantilever sayap yang memiliki dua derajat kebebasan yaitu *bending* dan torsi. Sensor akselerometer dipasang pada ujung sayap di posisi tengah dan *leading edge*. Data respon dinamik diukur oleh akselerometer kemudian dievaluasi dengan menggunakan metode *flutter margin* Zimmerman dan FMDS untuk mendapatkan prediksi kecepatan *flutter*. Tujuan penelitian ini adalah menentukan metode yang akurat dan efektif dalam memprediksi kecepatan *flutter* di pengujian terowongan angin. Metode FMDS memprediksi tekanan dinamik *flutter* terjadi pada 972,5 Pa atau pada kecepatan aliran udara 41,7 m/s, dan *flutter margin* Zimmerman memprediksi terjadi 845 Pa atau pada kecepatan aliran udara 39 m/s. Berdasarkan eksperimen kecepatan kritis aktual model adalah 40,5 m/s, sehingga prediksi dengan FMDS memiliki error 3% dan *flutter margin* Zimmerman 7%. FMDS memiliki performa yang lebih baik dibanding dengan redaman modus *flutter* dan *flutter margin* Zimmerman dalam prediksi kecepatan kritis *flutter*

Kata kunci: terowongan angin, *flutter*, subkritis, aeroelastik, *flutter margin*

Abstract

Flutter testing on wind tunnel conducted at subcritical speed to avoid damage on testing facilities. Therefore, we have to use a method of flutter speed prediction which is capable to estimate critical speed as accurate as possible. This paper discuss an aeroelastic test of a cantilever wing model on a wind tunnel and evaluation of flutter margin methods. The methods were evaluated, are flutter margin Zimmerman and flutter margin discrete time systems (FMDS). The model testing is a cantilever wing with two degree of freedom are bending and torsion mode. Accelerometers sensor were installed on center and leading edge of the wing tip. The dynamic response was measured by sensors, and then it was evaluated by flutter margin Zimmerman and FMDS method to determine the flutter critical speed. The goal of this study, we could determine accurate and effective methods to predict flutter speed on a wind tunnel test. The FMDS method predicted flutter dynamic pressure occurs at 972,5 Pa or wind speed of 41,7 m/s, and the flutter margin Zimmerman at 845Pa or wind speed of 39 m/s. Based on the experiment, actual flutter speed occurred at 40,5 m/s. Therefore, FMDS has error 3% and Flutter margin Zimmerman 3%. Based on result of this study, FMDS has a better performance in the prediction of critical flutter speed than the modal damping and the flutter margin Zimmerman.

Keywords: wind tunnel, flutter, subcritical, aeroelastic, flutter margin

1. PENDAHULUAN

Flutter adalah salah satu fenomena aeroelastik yang merupakan interaksi antara gaya aerodinamika, elastisitas, dan inersia pada suatu struktur. *Flutter* menghasilkan osilasi yang tidak stabil dan sering menghasilkan kerusakan pada struktur pesawat. Energi yang dihasilkan dari aliran udara mengeksitasi dan menguatkan modus getar struktur [1]. *Flutter* pada pesawat dipengaruhi oleh tekanan dinamik,

kekakuan dan massa struktur [2]. *Flutter* terjadi ketika kecepatan aliran udara di atas kecepatan kritis *flutter*. Di atas kecepatan kritis, energi yang dihasilkan dari interaksi aliran udara dan struktur mampu mengatasi redaman struktural yang ada pada satu atau dua modus getar. Pada umumnya, amplitudo getaran meningkat secara eksponensial sampai struktur tersebut mengalami kegagalan [3]. Salah satu aspek yang menjadi kesulitan pada pengujian *flutter* adalah salah satu modus *flutter* dapat menjadi tidak stabil secara tiba-tiba pada perubahan tekanan dinamik yang kecil. Selain itu, indikasi yang tidak ada atau kurang jelas pada grafik antara redaman dengan tekanan dinamik ketika mendekati ketidakstabilan. Ketidakstabilan yang tiba-tiba tidak selalu terjadi, tetapi pada prakteknya prediksi *flutter* dengan ekstrapolasi modus redaman sering tidak cukup akurat [4].

Prediksi kecepatan *flutter* ketika pengujian terowongan angin dan uji terbang (*flight test*) merupakan salah satu aspek yang terpenting dan sulit pada proses pengembangan pesawat baru [5]. Pengujian *flutter* dilakukan pada kecepatan subkritis untuk menghindari terjadinya kerusakan pada struktur dan membahayakan keselamatan. Selain itu, kecepatan kritis *flutter* dapat diprediksi dari karakteristik beberapa kriteria kestabilan terhadap kecepatan dan tekanan dinamik. Oleh karena itu, kita harus menentukan metode prediksi kecepatan kritis *flutter* yang dapat mengestimasi kecepatan kritis seakurat mungkin. Matsuzaki pada referensi [6] mengkategorikan metode prediksi kecepatan *flutter* pada sayap pesawat dapat dikategorikan menjadi 2, yaitu: 1) Pendekatan redaman berdasarkan pengukuran koefisien redaman pada setiap modus *flutter*, 2) Pendekatan kestabilan sistem berdasarkan estimasi nilai kestabilan sistem aeroelastik. Pada kategori ini, dapat diklasifikasikan lebih lanjut menjadi dua sub kategori, yaitu: 2.1) *Flutter Margin for continuous systems* (FMCS) berdasarkan uji kestabilan Routh dan 2.2) Kriteria kestabilan Jury merupakan domain waktu diskrit.

Zimmerman dan Weisenberger memperkenalkan parameter *flutter margin* untuk memprediksi kecepatan *flutter* [7]. *Flutter Margin* didasarkan pada uji kriteria kestabilan Routh domain waktu kontinu. *Flutter margin* dinyatakan dengan persamaan yang terdiri dari parameter koefisien redaman dan frekuensi dari dua modus yang bergabung (*coupling*) pada kasus *binary flutter*. *Flutter margin* menurun secara lebih bertahap dengan meningkatnya tekanan dinamik dibanding dengan koefisien redaman modus *flutter*. Pada eksperimen menggunakan sebuah model sayap *bending* – torsi menunjukkan bahwa *flutter margin* merupakan fungsi kuadrat dari tekanan dinamik [2]. Pada awal tahun 1980-an, Matsuzaki dan Ando memperkenalkan pendekatan baru untuk memprediksi kecepatan *flutter* [6]. Pendekatan ini didasarkan kriteria kestabilan Jury yang dikombinasikan dengan *autoregressive moving-average* (AR-MA). Pada pengujian *flutter* model kantilever sayap menunjukkan kriteria Jury lebih efektif dibanding dengan koefisien redaman dari modus *flutter*. Dua puluh tahun kemudian parameter kestabilan baru yang disebut *flutter margin discrete systems* (FMDS) yang diturunkan dari kriteria kestabilan Jury [2].

Pada makalah ini membahas mengenai pengujian aeroelastik sebuah model kantilever sayap di terowongan angin dan evaluasi metode *flutter margin* dalam memprediksi kecepatan kritis *flutter*. Metode yang dievaluasi yaitu Metode *flutter margin* Zimmerman dan *flutter margin discrete time systems* (FMDS). Model uji berupa kantilever sayap yang memiliki dua derajat kebebasan atau *degree of freedom* (DOF) yaitu *bending* dan torsi. Sensor akselerometer dipasang pada ujung sayap pada posisi tengah dan *leading edge*. Data respon dinamik yang diukur oleh akselerometer, kemudian dievaluasi dengan menggunakan metode *flutter margin* Zimmerman dan FMDS untuk mendapatkan kecepatan kritis *flutter*. Hasil dari penelitian ini diharapkan dapat menentukan metode yang akurat dan efektif dalam memprediksi kecepatan *flutter* di pengujian terowongan angin.

2. METODOLOGI

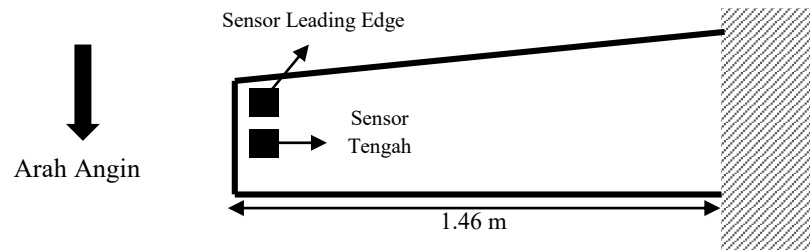
2.1. Model dan Peralatan Pengujian

Pengujian dilakukan pada *Indonesia Low Speed Wind Tunnel* (ILST), yang dioperasikan oleh Balai Besar Teknologi Aerodinamika, Aeroelastika, dan Aeroakustika (BBTA3). ILST memiliki dimensi seksi uji 4x3m dan merupakan terowongan angin sirkuit tertutup. Pada Gambar 1 memperlihatkan pemasangan model pada seksi uji di terowongan angin. Kecepatan aliran udara diukur dengan tabung pitot yang diletakkan dengan dekat model, sehingga kecepatan aktual disekitar model dapat diketahui.



Gambar 1. Pemasangan model pada seksi uji

Model uji merupakan model kantilever sayap dengan panjang 1.46 m. Pada model uji dipasang dua buah miniatur akselerometer B&K tipe 4374 pada ujung sayap. Sensor diletakkan pada titik tengah dan posisi *leading edge*. Pada Gambar 2 menunjukkan posisi penempatan sensor akselerometer pada model. Sensor diletakkan di dalam model, sehingga tidak mengganggu aliran di permukaan sayap.



Gambar 2. Penempatan sensor pada model

2.2. Flutter Margin Zimmerman

Metode ini dikembangkan dengan asumsi bahwa *flutter* memiliki dua derajat kebebasan, yaitu *bending* dan torsi. Selain itu, model aerodinamika *quasi-static* gaya dan momen digunakan untuk menyatakan persamaan gerak. Kriteria kestabilan dapat dinyatakan dengan persamaan di bawah ini [4]:

$$\lambda^4 + A_3\lambda^3 + A_2\lambda^2 + A_1\lambda + A_0 = 0 \quad (1)$$

Dengan A_i adalah bilangan real, akar λ merupakan pasangan bilangan kompleks, dan i merupakan notasi untuk bagian kompleks,

$$\lambda_{1,2} = \beta_1 \mp i\omega_1$$

$$\lambda_{3,4} = \beta_2 \mp i\omega_2$$

Kestabilan netral merupakan kondisi di mana respon alamiah sistem tidak berubah atau konstan terhadap waktu [8]. Batas kestabilan netral berdasarkan kriteria kestabilan Routh [4]:

$$A_2 \left(\frac{A_1}{A_3} \right) - \left(\frac{A_1}{A_3} \right)^2 - A_0 = 0 \quad (2)$$

Untuk kondisi yang stabil pada sisi kiri persamaan (2) akan selalu bernilai positif dan didefinisikan sebagai parameter *flutter margin*. Pada sisi kiri persamaan (2) nilai A_i dapat dinyatakan dalam variabel β dan ω menjadi persamaan berikut :

$$(\lambda - \beta_1 + i\omega_1)(\lambda - \beta_1 - i\omega_1)(\lambda - \beta_2 + i\omega_2)(\lambda - \beta_2 - i\omega_2) = 0 \quad (3)$$

Jika sistem memiliki 2 derajat kebebasan, yaitu *bending* dan torsi, maka nilai *flutter margin* (F) dapat dinyatakan dengan persamaan berikut :

$$F = \left[1 - \left(\frac{\beta_t - \beta_b}{\beta_t + \beta_b} \right)^2 \right] \left\{ \left(\frac{\omega_t^2 - \omega_b^2}{2} \right) + (\beta_b + \beta_t)^2 \left[\left(\frac{\omega_t^2 + \omega_b^2}{2} \right) + \left(\frac{\beta_t + \beta_b}{2} \right) \right] \right\} \quad (4)$$

Dengan, β_b adalah koefisien redaman modulus *bending* (1/s)
 β_t adalah koefisien redaman modulus torsi (1/s)
 ω_b adalah frekuensi sudut modulus *bending* (rad/s)
 ω_t adalah frekuensi sudut modulus torsi (rad/s)

Pada persamaan (4) ketika nilai redaman β_b atau $\beta_t = 0$, maka nilai $F = 0$ [4]. Nilai F mengindikasikan *margin* kestabilan, nilai F bernilai positif pada daerah subkritis dan menjadi $F=0$ ketika pada batas kecepatan *flutter*. Nilai F didapatkan dengan menggunakan parameter aeroelastik yang didapatkan dari eksperimen. Pada kasus model sayap 2 dimensional, fungsi *flutter margin* terhadap tekanan dinamik terlihat dapat dinyatakan dalam persamaan kuadrat [9].

2.3. Flutter Margin Discrete Systems (FMDS)

Berbeda dengan *flutter margin zimmerman*, FMDS merupakan model dengan domain *time-series* atau berdasarkan urutan waktu. FMDS cocok digunakan pada pengolahan data digital dan metode ini tidak membutuhkan nilai redaman dan frekuensi modulus getar. Data pengukuran harus melalui *filter* pada frekuensi tertentu, sehingga data merupakan respon dari modulus *flutter* atau *coupling mode*. Data pengukuran dinyatakan dalam model ARMA sebagai berikut [2]:

$$y_t + \alpha_1 y_{t-1} + \alpha_2 y_{t-2} + \alpha_3 y_{t-3} + \alpha_4 y_{t-4} = e_t + \gamma_1 e_{t-1} + \gamma_2 e_{t-2} + \gamma_{t-m} e_{t-m} \quad (5)$$

Dengan y_t adalah data yang diobservasi pada saat t , dan e_t merupakan *white noise*. Orde m pada sisi kanan persamaan (5) dihitung dengan metode *Akaike Information Criteria* (AIC). Pada sisi kiri persamaan (5) sesuai dengan persamaan karakteristik sistem berikut [10]:

$$G(z) = z^4 + \alpha_1 z^3 + \alpha_2 z^2 + \alpha_3 z + \alpha_4 \\ = \prod_{i=1}^2 (z - z_i)(z - z_i^*)$$

Dengan z_i adalah akar karakteristik. Parameter kestabilan berdasarkan kestabilan Jury, pada analisa waktu diskrit ditentukan dengan identifikasi koefisien AR [11]. *Margin* kestabilan dari sistem dihitung dengan persamaan berikut [6]:

$$F_z = \frac{\det(X_3 - Y_3)}{(\alpha_0 - \alpha_4)^2} \quad (6)$$

Dengan,

$$X_3 = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_1 & \alpha_2 \\ 0 & 1 & \alpha_1 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, Y_3 = \begin{bmatrix} \alpha_2 & \alpha_3 & \alpha_4 \\ \alpha_3 & \alpha_4 & 0 \\ \alpha_4 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Nilai α_1 , α_2 , α_3 , dan α_4 merupakan koefisien dari persamaan (5). Parameter F_z memiliki sifat yang sama dengan *flutter margin zimmerman* (F). Nilai F_z menurun secara monoton dan memiliki hubungan yang hampir linear dengan tekanan dinamik pada daerah subkritis. Nilai redaman dapat dicari dengan menggunakan akar-akar z_i , di mana nilai z merupakan akar karakteristik domain waktu diskrit, dapat ditransformasikan menjadi [10],

$$z_i = \exp(\lambda_i T) \quad (7)$$

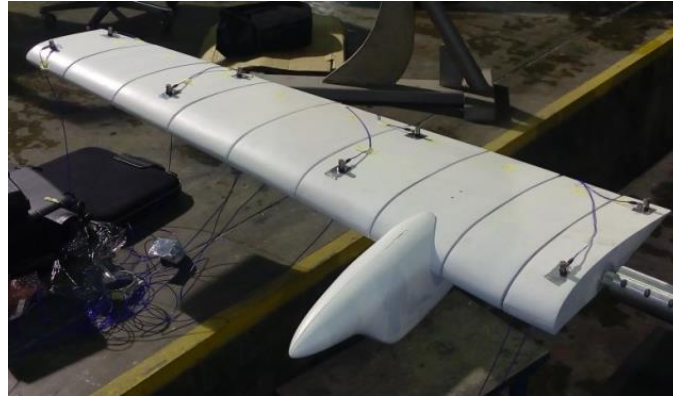
Nilai λ_i merupakan akar-akar karakteristik dari dua modulus dinamik dan T merupakan interval pengambilan data atau *sampling time*, sehingga modulus redaman dari setiap modulus getar dinyatakan dalam persamaan [10]:

$$\beta_i = -(\ln|z_i|/|\ln z_i|) \quad (8)$$

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

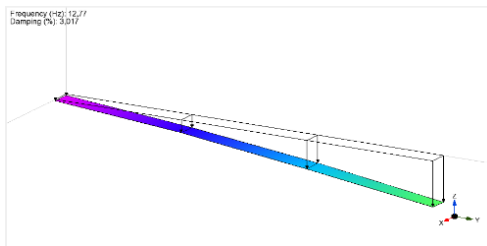
3.1 Modal Testing

Modal testing dilakukan untuk mendapatkan nilai frekuensi natural dari beberapa modus getar, terutama modus *flutter* yaitu modus *bending* dan torsi. *Modal testing* dilakukan dengan metode *single input multiple outputs* (SIMO). Eksitasi atau input bersumber dari pukulan *impact hammer* yang ujungnya dipasang sensor gaya. Respon dinamik dibaca oleh akselerometer yang berjumlah 8 buah yang dipasang pada permukaan sayap. Pada Gambar 3 memperlihatkan posisi letak pemasangan sensor akselerometer ketika *modal testing*. *Modal testing* dilakukan ketika model sudah terpasang pada seksi uji terowongan angin.

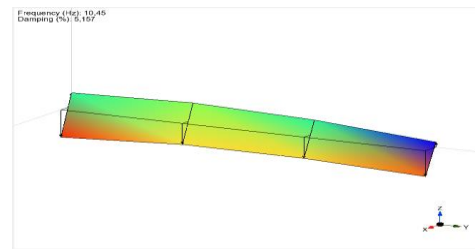


Gambar 3. Posisi sensor akselerometer ketika *modal testing*

Hasil dari *modal testing* ditunjukkan pada Gambar 4. Modus *bending* memiliki frekuensi natural pada frekuensi 3,2 Hz dan modus torsi pada 8,6 Hz.



Gambar 4 (a). Modus *bending* pada 3,2 Hz



Gambar 4 (b). Modus torsi pada 8,6 Hz

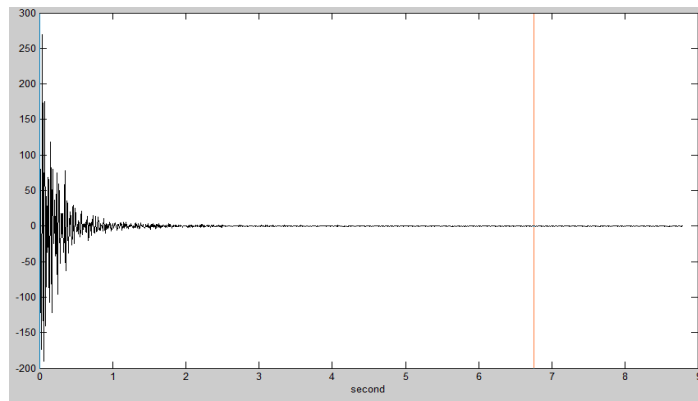
Untuk enam modus pertama yang dimiliki oleh model uji ditunjukkan pada Tabel 1. Setiap *mode shape* atau modus getar memiliki frekuensi natural masing-masing. Modus *flutter* terjadi pada modus *bending* pertama dan modus torsi pertama. Pada frekuensi modus *flutter* tersebut akan menjadi perhatian ketika pengujian terowongan angin.

Tabel 1. Modus Getar pada model

No.	Modus Getar	Frekuensi (Hz)
1	<i>Vertical Bending I</i>	3,2
2	<i>Inplane Bending I</i>	5,03
3	<i>Torsi I</i>	8,6

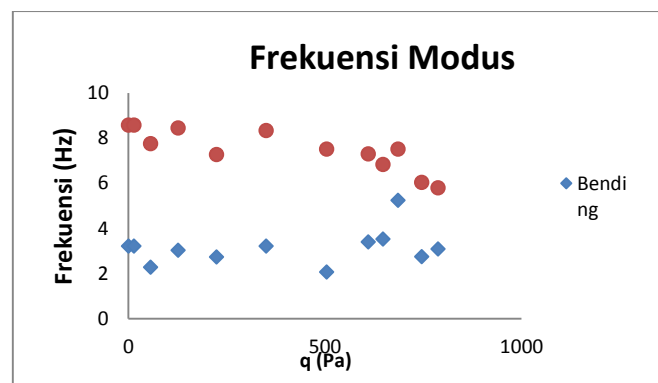
3.2 Frekuensi dan Redaman Modus *Flutter*

Pada pengujian terowongan angin, model akan diberi gangguan atau eksitasi pada kecepatan aliran udara tertentu. Sinyal dinamik yang dihasilkan dari pengujian berupa sinyal respon transien yang terdiri dari interaksi beberapa modus getar yang ditunjukkan pada Gambar 5. Untuk menghasilkan sinyal dinamik yang berasal dari respon modus *flutter*, maka dilakukan proses *filter* pada sinyal output yang dihasilkan dari sensor akselerometer.



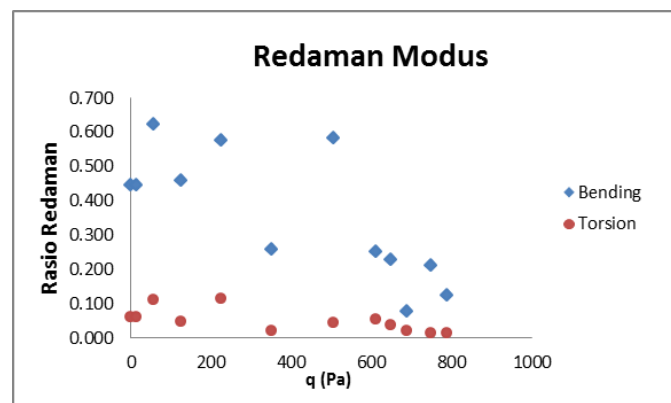
Gambar 5. Sinyal output akselerometer

Filter dilakukan menggunakan digital filter dengan tipe *low pass filter* pada frekuensi *cut off* 10 Hz. Filter dilakukan pada frekuensi *cut off* tersebut karena modus *bending* dan torsi berada di bawah frekuensi *cut off*, sehingga diharapkan sinyal yang dihasilkan dari proses filter merupakan respon dari modus *flutter*. Pengaturan filter mempengaruhi parameter-parameter dinamik yang kita akan dapatkan pada pengujian. Filter dilakukan dengan pertimbangan untuk menghasilkan sinyal yang merupakan respon dari modus *flutter* serta meminimalkan pengaruh interaksi modus lain dan *noise*.



Gambar 6. Frekuensi modus flutter

Pada Gambar 6 merupakan grafik hubungan antara frekuensi modus terhadap tekanan dinamik (q). Nilai frekuensi modus *bending* cenderung lebih stabil dan frekuensi torsi cenderung menurun dengan bertambahnya kecepatan angin. Pada kasus *binary flutter*, flutter terjadi ketika frekuensi modus *bending* dan torsi bertemu pada satu titik frekuensi.

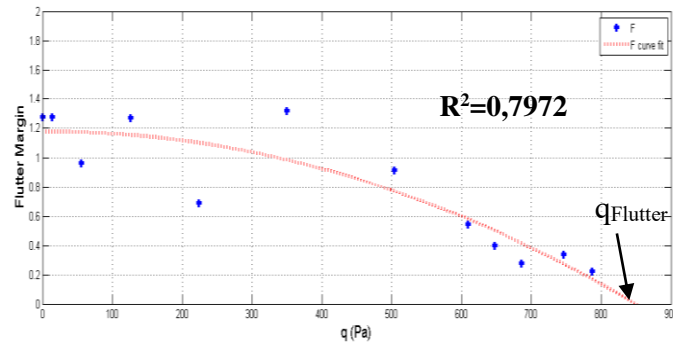


Gambar 7. Redaman modus flutter

Pada Gambar 7, merupakan hubungan antara redaman modulus *flutter* terhadap tekanan dinamik (q). Pada modulus torsi cenderung turun mendekati nol. Pada kecepatan kritis *flutter* nilai redaman salah satu atau semua modulus *flutter* memiliki nilai redaman $\beta=0$. Pada grafik redaman modulus getar cenderung menyebar dan acak sehingga sulit digunakan untuk memprediksi kecepatan kritis *flutter*.

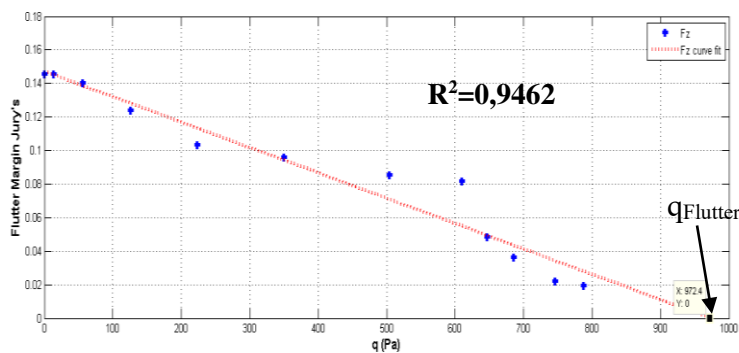
3.3 Prediksi Kecepatan *Flutter* dengan *Flutter Margin*

Prediksi kecepatan kritis *flutter* dilakukan dengan menggunakan dua metode yaitu, *flutter margin* zimmerman dan *flutter margin discrete systems* (FMDS). Prediksi menggunakan data pengukuran yang sama. Prediksi menggunakan permodelan 2 derajat kebebasan, di mana modulus getar yang mengakibatkan *flutter* adalah *bending* dan torsi. Nilai *flutter margin* zimmerman dihitung menggunakan persamaan (4), di mana parameter frekuensi modulus *flutter* ω_b , ω_t , dan redaman modulus *flutter* β_b , β_t didapatkan dari ekstraksi sinyal output akselerometer.



Gambar 8. *Flutter margin* zimmerman

Pada Gambar 8, merupakan grafik hubungan antara nilai *flutter margin* zimmerman terhadap tekanan dinamik (q). Hubungan nilai *flutter margin* terhadap tekanan dinamik dapat dinyatakan dengan persamaan kuadrat [7]. Dengan menggunakan ekstrapolasi persamaan kuadrat, kita dapat memprediksi nilai tekanan dinamik *flutter*. Tekanan dinamik *flutter* memiliki nilai *flutter margin* $F=0$ dan tekanan dinamik *flutter* ($q_{flutter}$) diprediksi terjadi 845 Pa atau pada kecepatan aliran udara 39 m/s. Nilai FMDS dihitung menggunakan persamaan (5). Data pengukuran yang berupa respon dinamik yang berurutan waktunya dimodelkan dengan ARMA dengan asumsi 2 derajat kebebasan. Pada Gambar 9 merupakan grafik hubungan nilai FMDS terhadap tekanan dinamik (q). Nilai FMDS terhadap tekanan dinamik memiliki hubungan yang hampir linear. Nilai tekanan dinamik *flutter* ($q_{flutter}$) didapatkan melalui ekstrapolasi persamaan linear. Tekanan dinamik *flutter* terjadi ketika nilai $Fz = 0$ dan Nilai prediksi tekanan dinamik *flutter* ($q_{flutter}$) terjadi pada 972,5 Pa atau pada kecepatan aliran udara 41,7 m/s.



Gambar 9. *Flutter margin discrete systems* (FMDS)

Tabel 2. Kecepatan *flutter* model

No.	Prediksi Kecepatan <i>Flutter</i> (m/s)		Kecepatan <i>Flutter</i> Aktual (m/s)
1	Zimmerman	39	40,5
2	FMDS	41,7	

Nilai *flutter margin* Zimmerman terhadap tekanan dinamik lebih menyebar dibanding nilai FMDS. Hal itu, ditunjukkan dengan nilai koefisien korelasi (R^2) terhadap tekanan dinamik yang lebih kecil dari FMDS. Pada Tabel 2 merupakan data kecepatan aktual *flutter* dan prediksi. Berdasarkan eksperimen Kecepatan kritis aktual model adalah $v_{aktual}=40,5$ m/s, sehingga prediksi dengan FMDS memiliki *error* 3% dan *flutter margin* Zimmerman 7%. Nilai prediksi kecepatan *flutter* FMDS lebih mendekati dengan kecepatan aktual *flutter* di terowongan angin.

4. KESIMPULAN

Pada pengujian model sayap kantilever yang telah dilakukan di ILST, menunjukkan nilai frekuensi dan redaman pada modus *flutter* terhadap tekanan dinamik cenderung menyebar dan acak sehingga sulit digunakan untuk memprediksi kecepatan kritis *flutter*. Prediksi kecepatan kritis *flutter* menggunakan parameter *flutter margin* Zimmerman dan *flutter margin discrete systems (FMDS)*. *Flutter margin* diturunkan berdasarkan model dua derajat kebebasan (*bending* dan torsi) dan *quasi-steady aerodynamic*. Nilai *flutter margin* Zimmerman terhadap tekanan dinamik dapat dinyatakan dengan persamaan kuadratik dan FMDS memiliki hubungan yang linear terhadap tekanan dinamik. Nilai *flutter margin* Zimmerman memiliki data yang lebih menyebar dibanding FMDS, hal ini terlihat dari nilai koefisien korelasi terhadap tekanan dinamik yang lebih kecil. Metode FMDS memprediksi tekanan dinamik *flutter* ($q_{flutter}$) terjadi pada 972,5 Pa atau pada kecepatan aliran udara 41,7 m/s, sedangkan dengan *flutter margin* Zimmerman tekanan dinamik *flutter* ($q_{flutter}$) diprediksi terjadi 845 Pa atau pada kecepatan aliran udara 39 m/s. Berdasarkan eksperimen Kecepatan kritis aktual model adalah $v_{aktual}=40,5$ m/s, sehingga prediksi dengan FMDS memiliki *error* 3% dan *flutter margin* Zimmerman 7%. FMDS memiliki performa yang lebih baik dibanding dengan redaman modus *flutter* dan *flutter margin* Zimmerman dalam prediksi kecepatan kritis *flutter*.

UCAPAN TERIMA KASIH

Kepada Ka. BBTA3 dan tim pengujian *flutter* N219 yang berasal dari BBTA3-BPPT, PT. Dirgantara Indonesia, dan PTSPT-BPPT, Saya ucapkan terima kasih atas kerja samanya sehingga pengujian *flutter* N219 terlaksana dengan baik.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Vaidyanathan, R, V,dan Hemalatha, E. "Flight *Flutter* Testing and Clearance of the baseline Configuration of a Developmental Combat Aircraft". *Proceedings ISMA*, 2010
- [2] Torii, H."The Extension of Discrete-Time *Flutter Margin*". *Proceedings of 28th Congress of The Intertional Council of The Aeronautical Sciences*, ISBN 9780956533319, 2012
- [3] Farrel, P.A.,dan Ryall,T.G. *Flight Flutter Test Techniques at ARL*. Aircraft Structures Technical Memorandum 569, Defence Science and Technology Organization Aeronautical Research Laboratory, Melbourne, 1980
- [4] Bennett, R.,M. *Aplication of Zimmerman Flutter Margin Criterion to a Wind Tunnel Model*. NASA Technical Memorandum 84545, Virginia, 1982
- [5] Bisplinghoff, R.L., Ashley, Holt, dan Halfman, L, R. *Aeroelasticity*. Second Edition, Addison-Wesley Publishing Company, Massachusetts, 1995

- [6] Matsuzaki, Y. "An Overview of *Flutter* Prediction In Test Based on Stability Criteria in Discrete-Time Domain". *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 12, No.4, 2011, pp.305-317
- [7] Zimmermann, N., dan Weissenburger, J. "Prediction of *Flutter* Onset Speed Based on Flight Testing at Subcritical Speeds". *Journal of Aircraft*, Vol. 1, No. 4, pp 190-202, 1964.
- [8] Nise, S., Norman. *Control System Engineering*. Sixth Edition, John Willey and Son, Inc.
- [9] Price, S.J., dan Lee. B.H.K. "Evaluation and Extension *Flutter* Margin Method for Flight *Flutter* Test". *Journal of Aircraft*, Vol.30, No.3,1993, pp.395-402
- [10] Torii, H., dan Matsuzaki, Y. "*Flutter* Margin Evaluation for Discrete-Time Systems". *Journal of Aircraft*, Vol.38, No.1, January-February 2001.
- [11] Jury, I.E. *Theory and Application of the z-Transform Method*. Wiley, New York, 1964, pp.136-139

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Angga Dwi Saputra
Tempat & Tgl. Lahir : Purbalingga, 12 Mei 1987
Jenis Kelamin : Laki-Laki
Instansi Pekerjaan : BBTA3-BPPT
NIP. : 198705122014021003



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMAN 1 Purbalingga Tahun: 2002-2005
STRATA 1 (S.1) : Teknik Mesin-Universitas Diponegoro Tahun: 2006-2011

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Kawasan Puspiptek GD.240, Setu, Tangsel
Telp. Kantor : 021-7560902
Email : angga.dwi@bppt.go.id