



Analisis *Flutter* Pada Uji Model Separuh Sayap Pesawat N219 di Terowongan Angin Kecepatan Rendah

The Analysis of Half Wing Flutter Test N219 Aircraft Model in The Low Speed Wind Tunnel

Sayuti Syamsuar*¹⁾, Muhamad Kusni²⁾, Adityo Suksmono¹⁾, Muhamad Ivan Aji Saputro¹⁾

¹ Peneliti dan Perakayasa di Pusat Teknologi Sistem dan Prasarana Transportasi, Kedepuitan Teknologi Industri Rancang Bangun dan Rekayasa, Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi

² Jurusan Aeronautika dan Astronotika, Fakultas Teknologi Mesin dan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung
email: sayuti.syamsuar@bppt.go.id

INFO ARTIKEL

Histori Artikel:

Diterima: 25 September 2016

Direvisi: 1 November 2016

Disetujui: 15 November 2016

Keywords:

fluid flow, particle, frequency, damping, low speed, tunnel

Kata kunci:

aliran fluida, partikel, frekuensi, redaman, kecepatan rendah, terowongan angin

ABSTRACT / ABSTRAK

The flutter phenomenon will occur when the aerodynamic force and moment excessively interacted on the wing surface, whether it takes place in the wind tunnel or on the real aircraft. The wing will vibrate and oscillate towards an unstable condition. Each oscillation will subsequently build a greater one until the damping and frequency on a certain speed range can be seen easily when flutter occur on the half wing model. On this research, the half wing model of N219 aircraft was tested in the low speed wind tunnel of BBTA3, Puspittek Serpong. The flutter speed occurred at 40.5 m/s based on computational analysis while the wind tunnel result is at the speed of 40.83 m/s.

Fenomena flutter akan terjadi apabila ada gaya dan momen aerodinamika yang berinteraksi berlebihan di permukaan sayap di dalam terowongan angin atau pesawat sesungguhnya. Sayap akan bergetar dan berosilasi bertambah besar menuju ke keadaan tidak stabil. Osilasi osilasi membuat osilasi yang lebih besar terjadi sehingga frekuensi dan damping pada daerah kecepatan tertentu dengan mudah terlihat apabila terjadi flutter pada model separuh sayap. Penelitian ini, digunakan model separuh sayap dari pesawat N219 yang di uji pada terowongan angin kecepatan rendah BBTA3, kawasan Puspittek, Serpong. Kecepatan flutter terjadi pada 40.5 m/s pada hasil analisis komputasional dan hasil pengujian di terowongan angin sebesar 40.83 m/s.

PENDAHULUAN

Secara natural, osilasi yang terjadi pada struktur dapat diredam, tetapi jika pesawat terbang semakin cepat dan mencapai suatu kecepatan *flutter*, maka akan terjadi ketidakstabilan struktur yang terindikasi dengan osilasi kecil dan mengeksitasi sendiri secara berulang-ulang, di mana struktur menyerap energi dari aliran udara, sehingga mengakibatkan kegagalan struktur.

Pada penelitian ini telah dilakukan analisis data dan uji model separuh sayap *flutter* pesawat N219 di terowongan angin BBTA3, Puspipstek, Serpong, di mana hasil yang diperoleh tidak berbeda jauh dan saling mendukung dengan perhitungan analisis NASTRAN. Fenomena *flutter* telah berhasil ditelusuri melalui beberapa tahapan uji getaran di tanah dan uji model separuh sayap pesawat N219 di terowongan angin, sehingga persiapan uji terbang semakin lengkap.

Penelitian ini memiliki bagian penting sebagai pembanding dan validasi hasil analisis *flutter* secara komputasional pada penelitian sebelumnya (terhadap struktur pesawat N219 konfigurasi B7 dan B8) menggunakan piranti lunak Nastran, Patran, SOL 145, dan SOL 103. Pada perhitungan komputasional tersebut, dilakukan idealisasi dan pemodelan teoritis meliputi gaya aerodinamika yang bekerja pada sayap, distribusi massa komponen sayap, modulus elastisitas sayap, visualisasi pemodelan sayap menjadi beam dan bar.

Hasil analisis *flutter* yang menggunakan idealisasi dan pemodelan teoritis tersebut memerlukan pengujian model secara riil di dalam terowongan angin sebagai tahap validasi model.

Pengujian validasi model dari hasil analisis *flutter* pesawat N219 konfigurasi B11 ini merupakan bagian dari proses sertifikasi pesawat udara, sehingga keberhasilan validasi menjadi kunci keberhasilan dalam proses rancang bangun pesawat udara N219 secara keseluruhan. Proses sertifikasi dari pengujian terowongan angin dan validasi hasil analisis *flutter* dilakukan kemudian pada proses uji terbang. Proses uji terbang memiliki resiko yang tinggi dan mengakibatkan kerugian yang besar apabila terjadi kegagalan, sehingga pengujian

yang lebih sederhana dengan resiko yang lebih rendah dilakukan terlebih dahulu sebagai peningkatan kepercayaan diri terhadap hasil analisis *flutter* melalui uji terowongan angin.

Pada penelitian ini, telah dilakukan pengujian model separuh sayap pesawat N219 pada bagian kritis terjadinya *flutter*. Model dialiri aliran udara dengan berbagai variasi kecepatan dan diberikan eksitasi paksa sehingga interaksi gaya aerodinamika dan properties struktur sayap pesawat N219 untuk diamati. Output dari pengujian ini adalah diketahuinya kecepatan *flutter* pada berbagai ketinggian dengan memvariasikan kecepatan udara di dalam terowongan angin dan memastikan bahwa pada flight envelope pesawat terjadi kecepatan *dive*, tidak terjadi *flutter*. Informasi ini sangat penting untuk menjamin keselamatan Pilot pada saat uji prestasi terbang pesawat prototipe N219 pertama kalinya. Kemudian, pengujian *flutter* model separuh sayap di terowongan angin berguna untuk menguji validasi hasil perhitungan komputasional, sehingga menambah validitas analisis *flutter* yang telah dilakukan pada tahap awal sebagai penyempurnaan produk.

Penelitian *flutter* pesawat N219 ini mempresentasikan persyaratan yang diperlukan untuk suatu pengujian model 3 dimensi separuh sayap dengan rasio (1 : 6) dari pesawat buatan PT. Dirgantara Indonesia.

Tujuan dari pengujian *flutter* model ini di Terowongan Angin milik BBTA3, Puspipstek, Serpong adalah untuk melihat sampai sejauh mana dinamika karakteristik *flutter* terjadi, sehingga dapat dibandingkan dengan hasil komputasional analisis program NASTRAN. Berdasarkan pengalaman ini, maka diperoleh pemahaman dalam proses pengambilan keputusan dalam penentuan kecepatan *flutter* pesawat N219.

TINJAUAN PUSTAKA

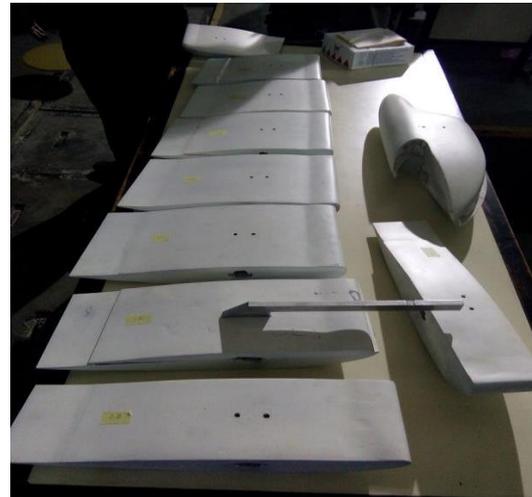
Menurut Tang (2016), sebelum dilakukan pengujian di terowongan angin, maka perlu dilakukan uji getaran di tanah. Berdasarkan hasil uji getaran di tanah tersebut, maka dapat diketahui apakah frekuensi natural pada mode shape tertentu sama dengan hasil perhitungan komputasional atau tidak. Jika hasilnya sama

maka dapat disimpulkan bahwa model fisik mewakili model numerik separuh sayap pesawat N219, dan langkah selanjutnya dapat dilakukan pengujian terowongan angin. Sebaliknya, jika hasilnya tidak sama maka model harus dimodifikasi kembali dengan mensetting distribusi massa, distribusi luas penampang, dan distribusi kekakuan sampai dengan hasil uji getaran di tanah, menunjukkan model separuh sayap memiliki frekuensi natural yang sama dengan frekuensi natural hasil perhitungan komputasional. Jika kondisi ini tercapai berarti model fisik telah mewakili model hasil perhitungan numerik dan langkah selanjutnya adalah dilakukan pengujian terowongan angin. Pada pengujian terowongan angin, model dimasukkan dalam terowongan angin kemudian dimounting pada test area dan kemudian model dialiri udara dengan kecepatan tertentu sehingga model bergetar. Selanjutnya aliran udara akan dipercepat secara gradual dan model terus diamati. Sensor akselerometer dan sistem akuisisi data untuk mengukur besar amplitudo dan frekuensi yang timbul pada model separuh sayap *flutter* yang bergetar. Berdasarkan hasil pengujian, dapat diketahui apakah pada flight envelope pesawat terjadi *flutter* atau tidak. Model separuh sayap *flutter* merupakan model wing N219 yang distribusi massa, distribusi kekakuan, dan distribusi luas penampang dimodifikasi agar menghasilkan frekuensi natural yang sama dengan nilai frekuensi natural wing N219 pada saat pengujian di wind tunnel. Kemudian model separuh sayap pesawat N219 yang telah dimiliki oleh PT Dirgantara Indonesia dimodifikasi secara iteratif agar nilai frekuensi natural sama dengan hasil perhitungan komputasional, sesuai dengan PMTP (1994).

METODOLOGI

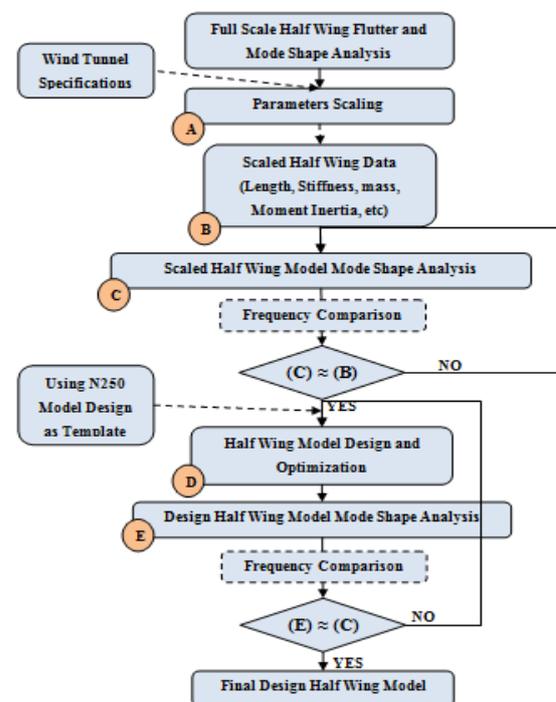
Sebelum dilakukan uji getaran di tanah dilakukan penentuan inersia dengan metoda pendulum. Inersia massa merupakan parameter penting untuk memodelkan secara akurat karakteristik dinamik pesawat. Momen inersia model yang sederhana dan simetris dapat ditentukan menggunakan perhitungan analitis. Pada model yang lebih kompleks harus digunakan metoda pengukuran langsung yang

dikenal dengan nama metoda pendulum dengan torsi vertikal. Konfigurasi massa model separuh sayap pesawat N219 seperti pada Gambar 1. berdasarkan desain yang menjadi pembuatan model numerik perhitungan komputasional program NASTRAN dalam menentukan kecepatan *flutter*.



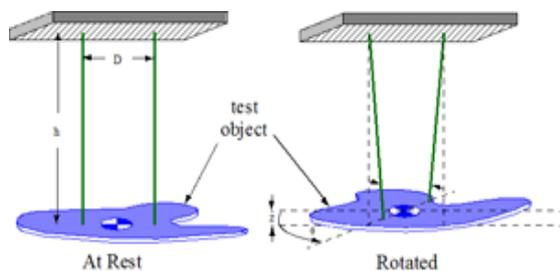
Gambar 1. Konfigurasi massa model separuh sayap *flutter* pesawat N219

Metodologi iteratif yang digunakan pada penelitian ini oleh PT. Dirgantara Indonesia, sesuai dengan Katia (2016 a) di Gambar 2.



Gambar 2. Flow chart perhitungan half wing *flutter* model pesawat N219 (Katia et al, 2016 a)

Pada Gambar 3. terlihat model yang digantung menggunakan dua buah kawat sejajar oleh Schlippe (1936) dan Gambar 4 digunakan dalam penelitian ini.



Gambar 3. Metoda pendulum untuk menentukan momen inersia
(Sumber: Schlippe, 1936)



Gambar 4. Metoda pendulum untuk menentukan momen inersia pada penelitian ini

Gangguan torsi yang diberikan pada kawat menyebabkan model berputar ke posisi semula akibat pengaruh gravitasi bumi. Besar momen inersia massa diketahui berdasarkan besar perioda ayunan model dengan persamaan (1) berikut:

$$I = \frac{mgD^2}{4h\omega_n^2}$$

(1)

di mana,

- I : mass inertia [kg.m²]
- m : massa [kg]
- D : diameter model [m]
- h : panjang kawat [m]
- ω_n : frekuensi natural [Hz]
- g : percepatan gravitasi [m/det²]

Model separuh sayap diletakkan pada seksi uji di terowongan angin seperti terlihat pada Gambar 5, dan akselerometer akan menerima respons dari exciter yang dilakukan oleh manusia; respons kemudian dibaca oleh sistem data akuisisi dan diteruskan pada perangkat lunak untuk mengekstrak parameter lain yang kemudian menentukan batasan kecepatan flutter. Perangkat lunak untuk mengekstrak parameter dibuat dalam bentuk kode pemrograman di MATLAB menghasilkan kecepatan, (V) frekuensi, (f) dan redaman, ξ .



Gambar 5. Model Separuh sayap pesawat N219 di terowongan angin BBT3, Puspiptek, Serpong.

Pada Gambar 6 terlihat dudukan pegas yang menyangga model separuh sayap.



Gambar 6. Dudukan pegas dan penyangga sayap pesawat N219 di terowongan angin BBT3, Puspiptek, Serpong

HASIL DAN PEMBAHASAN

Pengujian Terowongan Angin Model Setengah Sayap N219

Tujuan utama dari uji terowongan angin ini adalah untuk membandingkan karakteristik dinamik dan *flutter* antara model komputasional dan model uji.

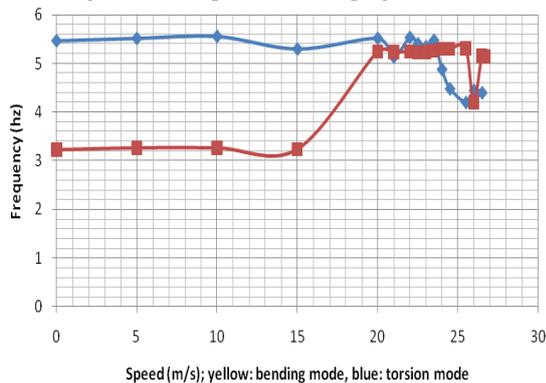
Pengujian terowongan angin dimulai dari kecepatan terendah hingga mendekati kecepatan *flutter* hasil analisis numerik atau biasa disebut speed on set.

Hasil Uji Terowongan Angin Model Pegas Lunak

Untuk kasus model pegas lunak, data yang dikirim dari sistem akuisisi tidak dapat di proses dengan sempurna pada perangkat lunak pengeksrak parameter dikarenakan sifat pegas yang sangat responsif sehingga muncul frekuensi yang lain.

Pada kecepatan 24.0 m/s model separuh sayap bergetar tanpa eksitasi, artinya model separuh sayap sudah menunjukkan ketidakstabilan. Frekuensi dari modulus bending dan torsi sulit untuk diekstrak, maka frekuensi dari modulus yang terkopel juga sulit ditentukan secara eksplisit.

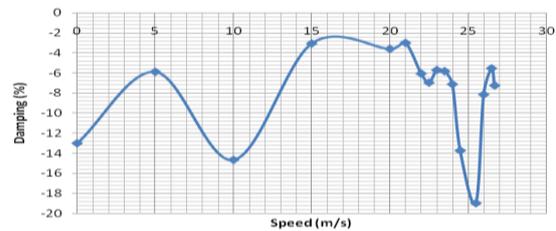
Pada Gambar 7 dan Gambar 8 ditunjukkan kurva frekuensi dan redaman untuk modulus bending dan torsi pada model pegas lunak.



Gambar 7. Kurva Frekuensi-Kecepatan Model dengan pegas lunak

Berdasarkan grafik V-f, dapat dilihat bahwa modulus terkopel pada kecepatan 24.0 m/s, namun belum menunjukkan fenomena *flutter*. Noise membuatnya sulit untuk mengekstrak data, karena itu pada Gambar 4.2 tidak terjadi kopel. Sangat direkomendasikan untuk

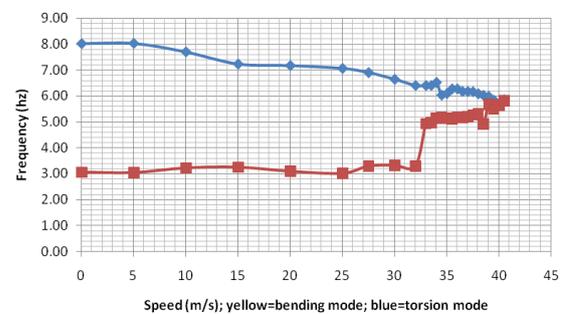
menyaring data sebelum melakukan ekstraksi data.



Gambar 8. Kurva Redaman-Kecepatan Model dengan Pegas Lunak

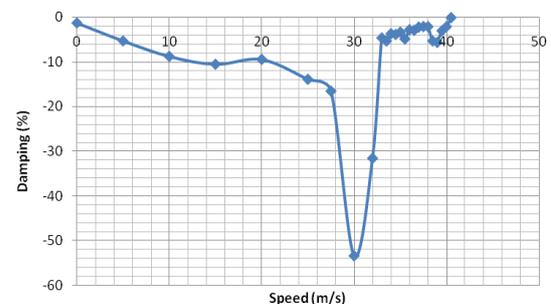
Hasil Uji Terowongan Angin Model Pegas Sedang

Berdasarkan data hasil dari ekstraksi parameter, terdapat kopel antara modulus bending dan torsi seperti ditunjukkan pada Gambar 9.



Gambar 9. Kurva Frekuensi-Kecepatan Model dengan Pegas Sedang

Frekuensi bending meningkat dan modulus torsi menurun kemudian kopel terjadi pada 40.5 m/s, frekuensi 5.8 Hz dan redaman 0.06 %. Berdasarkan data tersebut, dapat disimpulkan bahwa kecepatan *flutter* terjadi pada 40.5 m/s, sedangkan hasil analisis komputasional menghasilkan kecepatan sebesar 40.83 m/s. Artinya, kecepatan *flutter* dari hasil analisis komputasional dan uji terowongan angin hampir sama.



Gambar 10. Kurva Redaman-Kecepatan Model dengan pegas Sedang

Frekuensi bending meningkat dan modulus torsi menurun kemudian kopel terjadi pada 40.5 m/s, frekuensi 5.8 Hz dan redaman 0.06 %. Berdasarkan data tersebut, dapat disimpulkan bahwa kecepatan *flutter* terjadi pada 40.5 m/s, sedangkan hasil analisis komputasional menghasilkan kecepatan sebesar 40.83 m/s. Artinya, kecepatan *flutter* dari hasil analisis komputasional dan uji terowongan angin hampir sama. Pada Tabel 1. diperlihatkan perbandingan hasil analisis dan uji terowongan angin.

Tabel 1. Perbandingan Antara Hasil Analisis FEM dan Hasil Uji Terowongan Angin.

Model	Kecepatan <i>Flutter</i> (m/s)	
	Analysis	Wind Tunnel Test
Pegas Lunak	25.7	24.0
Pegas Sedang	40.8	40.5

Pada kasus pegas sedang, kecepatan *flutter* hasil analisis numerik dan terowongan angin menunjukkan nilai yang hampir sama (0.7%). Pada model pegas lunak model separuh sayap sudah mengalami ketidakstabilan pada kecepatan 24.0 m/s dengan perbedaan 6.7 %.

Berdasarkan perbandingan antara analisis numerik program NASTRAN dengan uji terowongan angin, maka dapat disimpulkan bahwa metodologi dari analisis numerik menggunakan program NASTRAN sudah tervalidasi dengan benar.

KESIMPULAN

Uji terowongan angin merepresentasikan kondisi sebenarnya pada saat terbang, karena itu hasilnya digunakan untuk memvalidasi analisis dengan metode elemen hingga (FEM). Perbandingan antara hasil analisis numerik dan uji terowongan angin ditunjukkan pada Tabel 4.1, di mana hasil analisis dan uji terowongan angin tidak berbeda jauh dan masih valid serta mempunyai kecenderungan yang sama dengan teori. Perbedaan sebesar 0.7 % untuk pegas sedang, dan 6.7 % untuk pegas lunak.

UCAPAN TERIMAKASIH

Berhasilnya pengujian model separuh sayap pesawat N219 tidak di terowongan angin, adalah berkat bantuan dan dukungan dari berbagai pihak. Untuk itu, kami mengucapkan terimakasih, kepada:

1. Kemenristek Dikti, sebagai pemberi insentif InSinas 2016 tentang *flutter*.
2. Pusyantek-BPPT, sebagai penyelenggara .
3. LAPAN, atas pembuatan model separuh sayap pesawat N219.
4. Kepala BPPT, atas kesempatan yang telah diberikan pada penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

- Bennet, R. M., *Application of Zimmerman Flutter-Margin Criterion to a Wind-Tunnel Model*, NASA Technical Memorandum, Hampton, Virginia, 1982.
- Hodges, D. H. dan G. A. Pierce, *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, USA: Cambridge University, 2012.
- Kehoe, M. W., *NASA Technical Memorandum 4720: A historical Overview of Flight Flutter Testing*, NASA, Edwards, California, 1995.
- Mahasti, Katia Mayang., Arifin, Moh. Sjamsoel., *N219 Half Wing Flutter Model Updated Based on GVT BBT3*, Engineering Data Management, PT. Dirgantara Indonesia, 2016
- MSC. Software Corporation, MD Nastran 2010: *Design Sensitivity and Optimization User's Guide*, Santa Ana: MSC.Software Corporation, 2010.
- M. Software, MSC. *NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide*, Santa Ana: MSC. Software Corporation, 2004.
- PMTP, *Pengujian Terowongan Angin Half-Wing Flutter Model N-250*, IPTN, Bandung, 1994.
- Schaeffer., H. MSC/NASTRAN *Primer—Static and Normal Modes Analysis*, Wallace Press, Milford, 1988.
- Schlippe B. Von., *The Question of Spontaneous Wing Oscillation (Determination of Critical Velocity Through Flight-Oscillation Tests)*, NACA TM-806, 1936.

Tang, D. dan E. H. Dowell., Experimental Aeroelastic Models Design and Wind Tunnel Testing for Correlation with New Theory, *Aerospace*, vol. 3, no. 12, 2016.

Wright, J. E. C. Jan R., *Introduction to Aircraft Aeroelastikity and Loads*, England, Wiley, 2007.

