



Desain dan Eksperimen Uji Getaran di Tanah dari Model Separuh Sayap Pesawat N219

The Design and Experiment of Ground Vibration Test of N219 Aircraft Half Wing Model

Sayuti Syamsuar*¹⁾, Leonardo Gunawan²⁾, Martina Widiramdhani³⁾, Nina Kartika⁴⁾

¹⁾Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi, Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT).

²⁾Jurusan Aeronautika dan Astronotika, Fakultas Teknologi Mesin dan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung.

³⁾Garuda Maintenance Facility, Cengkareng Airport.

email: sayuti.syamsuar@bppt.go.id

INFO ARTIKEL

Histori Artikel:

Diterima: 10 Agustus 2016

Direvisi: 15 September 2016

Disetujui: 27 September 2016

Keywords:

flutter speed, ground vibration, natural frequency, damping ratio

Kata kunci:

kecepatan *flutter*, getaran di tanah, frekuensi natural, rasio redaman

ABSTRACT / ABSTRAK

Flutter phenomenon is a critical phenomenon that can be dangerous for aircraft. When an aircraft fly faster until reach flutter speed, the structure will become unstable. Therefore, it is important to conduct preliminary analysis of flutter speed to ensure the safety of Pilot. Wind tunnel test is necessary to be conducted to validate numerical analysis results. This research consist of NASTRAN software analysis of half wing model of N219 aircraft for ground vibration test. The prediction of flutter speed which is obtained from software analysis is similar with the wind tunnel test result. It is found that the modus parameter of structure like natural frequency, modus of vibration and damping ratio can be used on the parameter analysis as a new analysis method.

flutter speed, ground vibration, natural frequency, damping ratio.

Fenomena *flutter* merupakan salah satu fenomena yang kritis dan dapat membahayakan pesawat. Ketika, pesawat terbang semakin cepat dan mencapai kecepatan *flutter*, maka akan terjadi ketidakstabilan struktur. Oleh sebab itu, untuk menjamin keselamatan Pilot saat uji terbang, perlu dilakukan analisis awal pada kecepatan *flutter*. Uji terowongan angin selalu dilakukan untuk memvalidasi hasil dari analisis numerikal. Penelitian ini meliputi analisis program NASTRAN pada model separuh sayap pesawat N219 saat uji getaran di tanah. Prediksi kecepatan *flutter* secara analisis hampir sama dengan hasil uji terowongan angin. Parameter modus struktur yang ditemukan, seperti frekuensi natural, modus getar dan rasio redaman, dapat digunakan untuk analisis parameter *flutter* sebagai metoda analisis baru.

PENDAHULUAN

Flutter terjadi karena interaksi dua modus getar atau lebih, sehingga seiring bertambahnya amplitudo struktur pesawat yang mencapai titik kritisnya dan terjadilah kegagalan struktur saat uji prestasi terbang atau dalam pelaksanaan operasional pelayanan sipil.

Untuk memenuhi regulasi CASR (Civil Aviation Safety Regulations) part 23 diperlukan validasi yang menunjukkan pesawat bebas dari *flutter* pada semua kondisi terbang dengan menggunakan metode uji terbang.

Pada waktu dulu sebelum adanya terowongan angin, maka pesawat harus langsung melakukan uji *flutter* pada program uji terbang *flutter*. Menurut Kehoe (1995), menunjukkan perkembangan uji terbang *flutter* hingga tahun 90-an. Bahkan pada masa-masa awal dunia penerbangan, tidak terdapat uji *flutter* secara formal dilakukan, pesawat diterbangkan begitu saja hingga mencapai kecepatan maksimum untuk mendemonstrasikan kestabilan *aeroelastik* pesawat. Uji *flutter* secara formal pertama kali dilakukan oleh Von Schlippe (1936) di Jerman, pendekatan dilakukan dengan menggetarkan pesawat pada frekuensi resonansi secara progresif dan membuat plot amplituda sebagai fungsi dari kecepatan, V . Kenaikan amplituda membuat penurunan redaman dan *flutter* terjadi pada saat amplituda mencapai nilai tak hingga (asimptot). Ide ini telah sukses diterapkan pada beberapa pesawat Jerman, sehingga Junkers JU90 mengalami *flutter* dan jatuh saat uji terbang di tahun 1938.

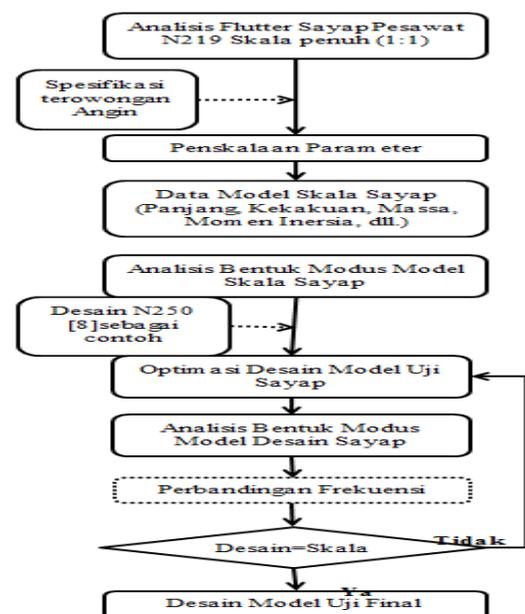
Menurut Kehoe (1995), engineer dahulu dihadapkan pada masalah instrumentasi, metode eksitasi, dan teknik penentuan kestabilan yang kurang memadai dalam melakukan penelitian. Sejak saat itu, pengembangan instrumentasi dan metodologi pengujian terus dilakukan pada teknik uji terbang *flutter*, instrumentasi dan respons waktu (t) sebagai analisis data. Bagaimanapun juga, uji terbang *flutter* masih menjadi pengujian yang berbahaya karena beberapa alasan. Pertama, seseorang tetap harus terbang mendekati kecepatan *flutter* yang sebenarnya sebelum ketidakstabilan berbahaya bisa dideteksi. Kedua, kecenderungan redaman subkritis tidak dapat diekstrapolasi dengan akurat pada kecepatan tinggi. Ketiga kestabilan *aeroelastik* mungkin berubah secara tiba-tiba dari kondisi stabil ke kondisi tidak stabil dengan

perbedaan hanya beberapa *knots*. Berdasarkan alasan tersebut di atas, prediksi kecepatan *flutter* awal sangat penting untuk memastikan keamanan dari Pilot pesawat saat dilakukan uji terbang. Menurut Tang (2016), fungsi yang sangat penting dari model dan pengujian di terowongan angin adalah untuk memverifikasi teori *aeroelastik* baru dan metode komputasional. Untuk itu desain model *aeroelastik* eksperimental dan manufaktur model penskalaan dan model uji getaran di tanah sangat penting. Selama 20 (dua puluh) tahun terakhir ini para peneliti *aeroelastik* telah merancang-bangun model *aeroelastik* yang banyak dan melakukan uji terowongan angin pada model tersebut untuk mengevaluasi teori *aeroelastik* dan metode komputasi yang baru mereka kembangkan. Penelitian *flutter* pada separuh sayap pesawat N219 ini dilakukan adalah untuk menambah kepercayaan Pilot dan perancang pada hasil perhitungan numerik yang telah terbukti hampir sama dengan hasil uji terowongan angin.

TINJAUAN PUSTAKA

Model *Flutter* Separuh sayap untuk Uji Terowongan Angin

Sesuai dengan PMTP (1994), metodologi analisis *flutter* pesawat N219 yang digunakan adalah seperti Gambar 2.1.



Gambar 1. Bagan Metode yang Dilakukan untuk pembuatan model uji di Terowongan Angin (Katia, et al, 2016 a).

Analisis dimulai dengan model sayap pesawat yang sebenarnya, dan kemudian disesuaikan dengan spesifikasi yang dimiliki terowongan angin BBTA3, Puspiptek, Serpong. Spesifikasi seksi uji tersebut mengakibatkan perlu dilakukan perubahan ukuran pada model dengan menggunakan teknik penskalaan parameter. Hasil penskalaan model yang sudah dilakukan, kemudian dianalisis modus getarnya. Setelah itu, dengan desain pesawat N250 terdahulu digunakan sebagai referensi untuk optimasi desain model uji sayap yang kemudian dianalisis kembali bentuk modus getarnya. Jika frekuensi model desain sudah sama atau mendekati frekuensi natural dari hasil penskalaan tersebut, maka didapatkan desain model uji akhir.

Penskalaan Parameter

Penskalaan model uji dibatasi oleh spesifikasi terowongan angin yang akan digunakan dan hukum keserupaan dinamik yang berlaku. Berdasarkan penskalaan tersebut, maka didapatkan hasil penskalaan seperti ditunjukkan pada Tabel 1 berikut:

Tabel 1. Data Penskalaan Desain

Span	l_f	8.765 m
	l_m	1.46 m
Kecepatan	V_f	394.8 m/s
	V_m	60 m/s
Kerapatan Udara	ρ_f	0.9041 kg/m ³
	ρ_m	1.14 kg/m ³
Massa Total Separuh sayap	m_f	1672.78 kg
	m_f	9.749 kg
Massa Mesin	m_{eng_f}	442 kg
	m_{eng_m}	2.58 kg

(Sumber: Katia, et al, 2016 a)

Tabel 2. Skala Panjang, Kecepatan, Kerapatan Udara, Frekuensi, Massa, Kekakuan Bending & Torsi, dan Momen Inersia

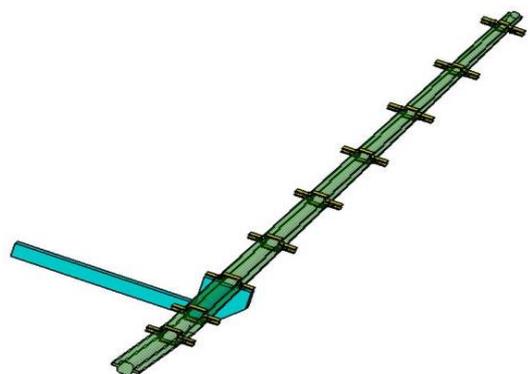
Skala Panjang	$1/R_l$	6.0
Skala Kecepatan	$1/R_V$	6.6
Skala Kerapatan	$1/R_\rho$	0.8
Skala Frekuensi	$1/R_\omega$	1.1
Skala massa	$1/R_m$	171.6
Skala Kekakuan Bending	$1/R_{EI}$	44602.2
Skala Kekakuan Torsi	$1/R_{GJ}$	44602.2
Skala Momen Inersia	$1/R_{I_m}$	6184.4

(Sumber: Katia, et al, 2016 a)

Struktur Model Uji Separuh sayap

Model pengujian terdiri dari 3 (tiga) bagian yaitu struktur batang spar (structural beam spar), panel aerodinamik sayap (sectional aerodynamic wing panel) dan penunjang model uji (test model support).

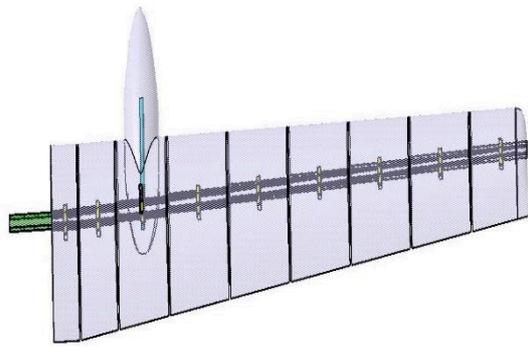
Struktur batang berperan sebagai representasi karakteristik utama dari separuh sayap N219, sedangkan panel aerodinamik sayap berperan sebagai permukaan aerodinamik yang merepresentasikan bentuk sayap. Bentuk sayap akan menentukan gaya aerodinamik yang bekerja pada sayap, sehingga panel aerodinamik akan menentukan gaya aerodinamik dari model uji. Gaya aerodinamik dari model uji adalah gaya luar yang bekerja pada struktur batang spar. Interaksi dinamik dari gaya aerodinamika dan model uji struktur (kekakuan dan inersia) akan menentukan karakteristik *flutter* dari model uji pesawat N219. Pada Gambar 2, Gambar 3, dan Gambar 4 diperlihatkan bagian utama dari model uji.



Gambar 2. Model Struktur Batang Spar
(Sumber: Katia et al, 2016 a)



Gambar 3. Model Penampang Aerodinamika
(Sumber: Katia et al, 2016 a)



Gambar 4. Gabungan Model Uji, Model Struktur Batang dan Panel Aerodinamika
(Sumber: Katia et al, 2016 a)

METODOLOGI

Metode pengujian menggunakan model separuh sayap dikenal dalam dasawarsa terakhir ini, karena dapat mewakili model uji skala penuh yang cukup mahal pembuatan model dan biaya pengujian di terowongan angin. Disamping itu, model skala penuh akan mempengaruhi dimensi seksi uji yang terbatas, sehingga mempengaruhi ketelitian.

Uji Getaran Model *Flutter* Separuh sayap di Ground Vibration Test (GVT). Terdapat 2 (dua) model yang diuji getarkan; model pertama menggunakan pegas lunak (soft spring model); model yang kedua menggunakan pegas sedang (moderate spring model).

Simulasi Numerik (Analisis Modus Normal dan Prediksi Kecepatan Flutter) dan Analisis Modus Normal (Normal Mode Analysis) menggunakan NASTRAN. Menurut Schaeffer (1988), frekuensi natural dan modus struktur diperoleh dengan menyelesaikan persamaan *eigen value* tanpa redaman (un damped).

Perlu diperhatikan, bahwa saat membandingkan redaman dari hasil uji getaran dan hasil analisis struktur, besaran redaman yang sebenarnya tidak seharusnya mempengaruhi frekuensi dan hubungan modus secara signifikan.

Terdapat 2 (dua) derajat kebebasan yang digunakan dalam sistem ini yaitu, *h* (heaving) merupakan pergerakan dalam arah vertikal, dan untuk merepresentasikan pergerakan sudut dari *airfoil* terhadap sumbu referensi. Menurut Hodges dan Pierce (2012), terdapat persamaan aeroelastis dinamik menggunakan metode energi yang berasal dari energi kinetik, energi potensial dan fungsi *disipasi* energi.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Frekuensi dari hasil uji getar dapat dilihat pada Tabel 3 dan Tabel 4.

Tabel 3. Perbandingan Bentuk Modus, Frekuensi Analisis, Uji Getar dan Analisis (setelah pembaharuan) untuk Pegas Lunak

No	Bentuk Modus	Analisis Awal (Hz)	Uji Getaran	Analisis Akhir (Hz)
1	Vertical Bending	3.23	3.11	3.23
2	Inplane Bending	5.08	5.21	4.58
3	Torsion		5.93	9.20
4	Vertical Bending	12.46	12.88	13.15
5	Torsion	18.14		
6	Inplane Bending	20.37	20.03	20.61
7	Torsion		25.91	
8	Bending Torsion	29.09	28.51	29.37

(Sumber: Katia et al, 2016 a)

Uji getaran perlu dilakukan untuk memvalidasi karakteristik dinamik dari model analitik. Berdasarkan proses uji getar, maka didapatkan parameter modus struktur seperti frekuensi alami, bentuk modus, dan redaman. Parameter tersebut digunakan untuk menganalisis parameter *flutter* dan memperbaharui model yang digunakan untuk analisis.

Tabel 4. Perbandingan Bentuk Modus dan Frekuensi Analisis, Uji Getar dan Analisis (setelah pembaharuan) untuk Pegas Sedang

No	Bentuk Modus	Analisis Awal (Hz)	Uji Getaran	Analisis Akhir (Hz)
1	Vertical Bending	3.23	3.06	3.19
2	Inplane Bending	5.08	5.021	5.03
3	Torsion		8.72	8.62
4	Vertical Bending	12.46	12.70	13.28
5	Torsion	18.14		
6	Inplane Bending	20.37	20.02	20.61
7	Torsion		26.58	
8	Bending Torsion	29.09	28.60	29.41

(Sumber: Katia et al, 2016 a)

Pada Tabel 3 dan Tabel 4 menunjukkan perbandingan bentuk modus dan frekuensi dari hasil analisis awal, hasil uji getaran dan hasil analisis setelah dilakukan pembaharuan berdasarkan hasil uji getar untuk 2 (dua) jenis pegas menggunakan pegas lunak dan pegas sedang. Frekuensi yang didapatkan dari uji getaran di tanah ini dianggap sebagai garis dasar (base line) dari analisis selanjutnya di terowongan angin.

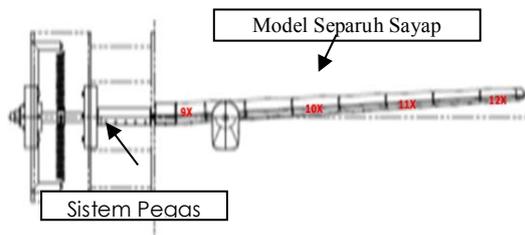
Parameter struktur dari model uji kemudian dioptimasi agar frekuensi yang didapat dari hasil analitik menyerupai frekuensi yang didapat dari hasil uji getaran. Parameter yang diubah adalah momen inersia (I1,I2) dan momen inersia rotasi (J) struktur batang.

Gambar 4.1 adalah *Ground Vibration Test* di terowongan angin BBT3, Puspipstek, Serpong.



Gambar 5. Proses *Ground Vibration test* di terowongan angin.

Gambar 6. adalah gambar instalasi model separuh sayap pesawat N219 di terowongan angin BBT3, Puspipstek, Serpong.



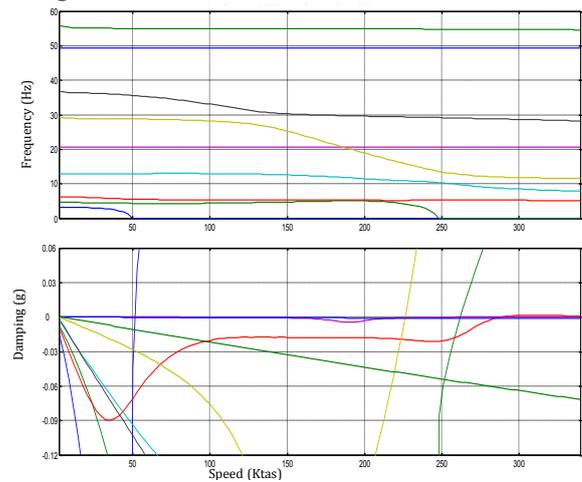
Gambar 6. Gambar instalasi model separuh sayap pesawat N219 dan sistem pegas di terowongan angin.

(Sumber: Katia et al, 2016 a)

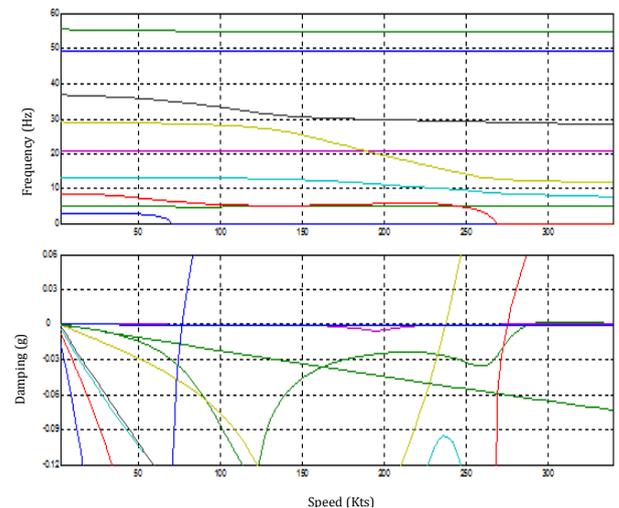
Kecepatan *flutter* hasil NASTRAN untuk model dengan pegas lunak terjadi pada kecepatan 51.0 knots (26.23 m/s) untuk redaman 0 % dan 52.0 knots (26.75 m/s) pada redaman 3 % terlihat pada Gambar 6. Fenomena *flutter* terjadi karena adanya kopel antara

modus bending (3.23 Hz) dan torsi (6.20 Hz). Kurva V-g-f untuk model pegas lunak dapat dilihat pada Gambar 6. Kurva V-g-f.

Kecepatan *flutter* hasil perhitungan program NASTRAN untuk model dengan pegas sedang terjadi pada kecepatan 76.29 knots (39.24 m/s) untuk redaman 0 %; dan 79.0 knots (40.83 m/s) pada redaman 3 %. Fenomena *flutter* terjadi karena adanya kopel antara modus bending (3.26 Hz) dan torsi (8.6 Hz). Kurva V-g-f untuk model pegas sedang hasil perhitungan program NASTRAN terlihat pada Gambar 7. sebagai Kurva V-g-f.



Gambar 6. Kurva V-g-f Model Uji Akhir Pegas Lunak hasil NASTRAN.



Gambar 7. Kurva V-g-f Model Uji Akhir Pegas Sedang hasil NASTRAN

KESIMPULAN

Setelah dilakukan dua kali uji Ground Vibration, yaitu yang pertama di PT. Dirgantara Indonesia, Bandung dan yang kedua di BBT3, Serpong, maka secara keseluruhan hasil ke-tiga

arah Bending dan Torsion tidak berbeda jauh dengan hasil perhitungan NASTRAN.

Hasil analisis data dari pengujian Ground Vibration beberapa pegas lunak dan pegas sedang dibandingkan dengan hasil perhitungan NASTRAN tidak berbeda jauh, sekitar 3 %, sehingga dapat digunakan sebagai tolok ukur (speed on set) pada pengujian *flutter* separuh sayap pesawat N219 pengujian berikutnya.

SARAN

1. PT. Dirgantara Indonesia perlu melakukan integrasi pada program CN235-330 dan pesawat N219 pengganti *Twin Otter* dengan industri penerbangan Nasional.
2. Pengembangan pesawat N245 perlu untuk menunjang transportasi udara di daerah daerah propinsi di Indonesia.

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 In-Sinas 2016 tentang *flutter*.
2. Pusyantek-BPPT, sebagai penyelenggara.
3. LAPAN, atas pembuatan model separuh sayap pesawat N219.
4. Kepala BPPT, atas kesempatan yang diberikan atas riset ini.

DAFTAR PUSTAKA

- Bennet, R. M., (1982). *Application of Zimmerman Flutter-Margin Criterion to a Wind-Tunnel Model*, NASA Technical Memorandum, Hampton, Virginia.
- Civil Aviation Safety Regulation (CASR). (2001). *Part 23 Airworthiness Standards: Normal Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes*, Republic of Indonesia, Ministry of Transportation.

Hodges, D. H., dan Pierce, G. A., (2012). *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, USA: Cambridge University.

Kehoe, M. W.. (1995). *NASA Technical Memorandum 4720: A historical Overview of Flight Flutter Testing*, NASA, Edwards, California.

Mahasti, Katia Mayang., Arifin, Moh. Sjamsoel., (2016 a). *N219 Half Wing Flutter Model Updated Based on GVT BBT3*, Engineering Data Management, PT. Dirgantara Indonesia

Mahasti, Katia Mayang, Arifin, Moh. Sjamsoel. (2016 b) *N219 Half Wing Wind Tunnel Flutter Test*, Engineering Data Management, PT. Dirgantara Indonesia.

MSC. Software Corporation. (2010). *MD Nastran 2010: Design Sensitivity and Optimization User's Guide*, Santa Ana: MSC. Software Corporation

PMTPT. (1994). *Pengujian Terowongan Angin Half-Wing Flutter Model N-250*, IPTN, Bandung.

Schaeffer, H., (1988). *MSC/NASTRAN Primer—Static and Normal Modes Analysis*, Wallace Press, Milford

Schlippe, B. Von., (1936). *The Question of Spontaneous Wing Oscillation (Determination of Critical Velocity Through Flight-Oscillation Tests)*, NACA TM-806.

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

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