



TUGAS AKHIR - TF 181801

PENENTUAN BENTUK MODA PADA PESAWAT WAHANA X DI PT DIRGANTARA INDONESIA UNTUK PREDIKSI *FLUTTER*

AHMAD AINUN NAJIB
NRP. 02311540000121

Dosen Pembimbing :
Ir. Jerri Susatio, M.T.
Dr. Dhany Arifianto, S.T., M.Eng.

DEPARTEMEN TEKNIK FISIKA
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2019



TUGAS AKHIR - TF 181801

PENENTUAN BENTUK MODA PADA PESAWAT WAHANA X DI PT DIRGANTARA INDONESIA UNTUK PREDIKSI *FLUTTER*

**AHMAD AINUN NAJIB
NRP. 0231154000121**

**Dosen Pembimbing :
Ir. Jerri Susatio, M.T.
Dr. Dhany Arifianto, S.T., M.Eng.**

**DEPARTEMEN TEKNIK FISIKA
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2019**



FINAL PROJECT - TF 181801

**MODE SHAPE DETERMINATION OF X
PROTOTYPE AIRCRAFT IN PT DIRGANTARA
INDONESIA FOR FLUTTER PREDICTION**

AHMAD AINUN NAJIB
NRP. 02311540000121

Supervisor :
Ir. Jerri Susatio, M.T.
Dr. Dhany Arifianto, S.T., M.Eng.

DEPARTMENT OF ENGINEERING PHYSICS
Faculty of Industrial Technology
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2019

PERNYATAAN BEBAS PLAGIARISME

Saya yang bertanda tangan di bawah ini

Nama : Ahmad Ainun Najib
NRP : 02311540000121
Departemen/ Prodi : Teknik Fisika / S1 Teknik Fisika
Fakultas : Fakultas Teknologi Industri
Perguruan Tinggi : Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul "Penentuan Bentuk Moda pada Pesawat Wahana X di PT Dirgantara Indonesia untuk Prediksi *Flutter*" adalah benar karya saya sendiri dan bukan plagiat dari karya orang lain. Apabila di kemudian hari terbukti terdapat plagiat pada Tugas Akhir ini, maka saya bersedia menerima sanksi sesuai ketentuan yang berlaku.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan sebenar-benarnya.

Surabaya, 13 Agustus 2019
Yang membuat pernyataan,



Ahmad Ainun Najib
NRP. 02311540000121

Halaman ini memang dikosongkan

**LEMBAR PENGESAHAN
PENENTUAN BENTUK MODA PADA PESAWAT
WAHANA X DI PT DIRGANTARA INDONESIA
UNTUK PREDIKSI *FLUTTER***

Oleh:

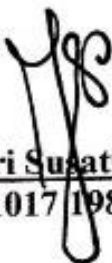
Ahmad Ainun Najib
NRP. 02311540000121

Surabaya, 13 Agustus 2019

Menyetujui,

Dosen Pembimbing I

Dosen Pembimbing II



Ir. Jerri Susatio, M.T.
NIP. 19541017 198003 1 005



Dr. Dhany Arifianto, S.T., M.Eng.
NIP. 19731007 199802 1 001



Agus Mubamad Hatta, S.T., M.Si., Ph.D.
NIP. 19780902 200312 1 002

Halaman ini memang dikosongkan

**PENENTUAN BENTUK MODA PADA PESAWAT
WAHANA X DI PT DIRGANTARA INDONESIA UNTUK
PREDIKSI FLUTTER**

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik

pada

Progam Studi S-1 Departemen Teknik Fisika
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

AHMAD AINUN NAJIB

NRP.02311540000121

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Ir. Jerri Susatio, M.T.(Pembimbing I)
2. Dr. Dhany Arifianto, S.T., M.Eng.(Pembimbing II)
3. Lizda Johar Mawarani, S.T., M.T.(Penguji I)
4. Erna Septyaningrum, S.T., M.T.(Penguji II)
5. Moh Kamalul Wafi, S.T., M.Sc., DIC.(Penguji III)

**SURABAYA
AGUSTUS, 2019**

Halaman ini memang dikosongkan

**PENENTUAN BENTUK MODA PADA PESAWAT
WAHANA X DI PT DIRGANTARA UNTUK PREDIKSI
FLUTTER**

Nama : Ahmad Ainun Najib
NRP : 0231154000121
Departemen : Teknik Fisika FTI-ITS
Dosen Pembimbing I : Ir. Jerri Susatio, M.T.
Dosen Pembimbing II : Dr. Dhany Arifianto, S.T., M.Eng.

Abstrak

Komponen struktur pada pesawat adalah komponen yang fleksibel. Komponen tersebut cenderung mengalami berbagai ketidakstabilan *aeroelastic* pada beberapa kondisi penerbangan yang disebut sebagai *flutter*. Proses yang digunakan untuk memastikan ketidakstabilan yang terjadi pada *flight envelope* pesawat adalah dengan melakukan analisis getar dari *ground vibration test* (GVT) dan *flight test* (FT). Model *finite element* (FE) dibuat untuk digunakan sebagai model teoritis untuk kemudian dilakukan perhitungan dan simulasi sehingga didapatkan perkiraan perilaku *flutter*. Pada struktur yang tidak diketahui informasi detail dari sistem struktur tersebut, informasi didapatkan dengan melakukan estimasi *modal parameter* menggunakan GVT. Didapatkan data FRF dari GVT yang kemudian dilakukan analisis menggunakan metode *PolyMAX Plus* sehingga didapatkan *stabilization diagram* (*poles*) yang kemudian digunakan untuk mendapatkan frekuensi alami dan bentuk moda dari pesawat wahana X. Model FE dibuat, dibandingkan dan divalidasi menggunakan data GVT (*model tuning*). Parameter-parameter yang digunakan untuk *model tuning* adalah frekuensi alami dan bentuk moda. Telah dilakukan serangkaian proses dan didapatkan model FE yang representatif terhadap objek asli yang telah divalidasi menggunakan acuan bahwa moda primer memiliki beda frekuensi alami antara model FE dengan objek asli kurang dari 3% dan moda sekunder memiliki beda frekuensi alami antara model FE dengan objek asli kurang dari 10%. Didapatkan bentuk moda

primer dengan beda nilai frekuensi kurang dari 3% antara eksperimental dan simulasi yaitu pada bentuk moda *wing first bending* yang didapatkan pada frekuensi 11,473 Hz; 11,532 Hz; 11,458 Hz (pada uji eksperimental); dan 11,5279 Hz (pada simulasi), dan bentuk moda sekunder dengan beda nilai frekuensi kurang dari 10% antara eksperimental dan simulasi yaitu pada bentuk moda *wing second bending* dan *horizontal tail plane asymmetric* pada frekuensi 22,298 Hz; 22,036 Hz; 22,117 Hz; 32,528 Hz; 32,338 Hz; 45,556 Hz; 45, 624 Hz (pada uji eksperimental); dan 21,9 Hz; 32,52 Hz; 43,1 Hz (pada simulasi).

Kata Kunci: *ground vibration test, frequency response function, PolyMAX Plus*, bentuk moda, frekuensi alami

**MODE SHAPE DETERMINATION OF X
PROTOTYPE AIRCRAFT IN PT DIRGANTARA
INDONESIA FOR FLUTTER PREDICTION**

Name : Ahmad Ainun Najib
NRP : 0231154000121
Departement : Teknik Fisika FTI-ITS
Supervisor I : Ir. Jerri Susatio, M.T.
Supervisor II : Dr. Dhany Arifianto, S.T., M.Eng.

Abstract

An aircraft structure components are flexible. Those components prone to an aeroelastic instability in several flight conditions, called as flutter. Process are conducted to ensure instability will not occur over the flight envelope, including vibration analysis from ground vibration test (GVT) and flight test (FT). Finite element model is created for theoretical model which then calculated and simulated to approximate flutter behavior. For an unknown detail information of a structure systems, modal parameter estimation using GVT is used to obtain needed information. FRF data obtained from GVT which then analysed using PolyMAX Plus method. Stabilization diagram is obtained and used to extract the natural frequency and mode shape from the prototype aircraft. Finite element model is created, compared, and validated using GVT data (model tuning). The natural frequency and mode shape is required to perform model tuning. After several processes, final finite element model which representates the actual object is obtained. Finite element model based on actual object has primary modes frequency difference less than 3% with actual object, also secondary modes frequency difference less than 10% with actual object which both mode shape are similar. Obtained primary mode shape with frequency difference between experimental and simulation less than 3% at wing first bending which occurs at 11,473 Hz; 11,532 Hz; 11, 458 Hz (for experimental test); and 11,5279 Hz (for simulation); and secondary mode shape with frequency diffrence between

experimental and simulation less than 10% at wing first bending and horizontal tail plane symmetric occurs at 22,298 Hz; 22,036 Hz; 22,117 Hz; 32,528 Hz; 32,338 Hz; 45,556 Hz; 45,624 Hz (for experimental test); 21,9 Hz; 32,52 Hz; and 43,1 Hz (for simulation).

Keywords: *ground vibration test, frequency response function, PolyMAX Plus, mode shape, natural frequency*

KATA PENGANTAR

Bismillahirrohmanirrohim, Alhamdulillah, Puji Syukur kehadriat ALLOH SWT atas segala rahmat dan karunia-Nya, sholawat serta salam semoga tetap tercurah kepada Rasulullah Muhammad SAW, sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir beserta laporan tugas akhir yang berjudul “**PREDIKSI FLUTTER PADA PESAWAT WAHANA X MENGGUNAKAN PARAMETER MODAL EKSPERIMENTAL DI PT DIRGANTARA INDONESIA**”.

Penulisan laporan ini banyak memperoleh bantuan dan dukungan dari berbagai pihak sehingga dapat terselesaikan dengan baik. Penulis menyampaikan ucapan terima kasih kepada:

1. Abi dan Umi yang selalu memberikan dukungan secara moril dan materil serta menyemangati dengan terus menerus
2. Abina K.H. M. Ihyā' Ulumiddin sebagai Murobbi yang selalu memberikan pembimbingan secara spiritual.
3. Bapak Agus Muhammad Hatta, S.T., M.Si., Ph.D. selaku Ketua Departemen Teknik Fisika yang telah memberi bimbingan, ilmu, dan petunjuk selama menempuh pendidikan perkuliahan di Departemen Teknik Fisika.
4. Bapak Ir. Jerri Susatio, M.T. selaku pembimbing I yang terus memberikan bimbingan, semangat, ilmu, dan nasihat semenjak awal pendidikan hingga akhir ini.
5. Bapak Dr. Dhany Arifianto, S.T., M.Eng. selaku pembimbing II yang memberikan pemicu sehingga penulis memiliki semangat dan terpacu untuk dapat menyelesaikan tugas akhir dengan topik ini.
6. Bapak Dr. Imam Abadi, S.T., M.T. selaku dosen wali yang selalu memberikan bimbingan, ilmu, dan dukungan.
7. Segenap Bapak/Ibu dosen pengajar di Departemen Teknik Fisika ITS.
8. PT Dirgantara Indonesia yang telah memberikan kesempatan untuk melakukan tugas akhir di perusahaan ini.

9. Bapak R. M. Bayu S.P. selaku *supervisor* AEA *Aeroelastic Analysis* dan pembimbing dibidang *aeroelastic* yang telah memberikan bimbingan dan materi.
10. Bapak Fajar Alam selaku pembimbing di Divisi Uji Aeroelastik dan Struktur yang telah memberikan pembimbingan, ilmu, dan nasihat
11. Bapak Agung Djanardhana selaku *manager* Departemen *Ground Test Operation System* yang telah memberikan kepercayaan dan kesempatan kepada penulis untuk melakukan penelitian tugas akhir.
12. Bapak Yudi Priyanto, alumni Teknik Fisika yang sangat membantu dalam pengurusan administrasi di PT Dirgantara Indonesia.
13. Mas Yusran Oktavianda selaku asisten pembimbing.
14. Laboratorium Vibrasi dan Akustik yang telah memberikan tempat dan fasilitas dalam pengerjaan tugas akhir ini.
15. Teman-teman Teknik Fisika angkatan 2015 yang selalu memberikan bantuan dan dukungan.
16. Semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu-persatu.

Penulis menyadari bahwa penulisan laporan ini tidaklah sempurna, akan tetapi, penulis berharap bahwa laporan ini dapat berkontribusi yang berarti serta menambah wawasan yang bermanfaat bagi pembaca, keluarga besar Teknik Fisika khususnya, dan Civitas Akamedik ITS pada umumnya. Semoga laporan tugas akhir ini dapat bermanfaat sebagai referensi pengerjaan laporan tugas akhir bagi mahasiswa yang lain.

Surabaya, 13 Agustus 2019

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
PERNYATAAN BEBAS PLAGIARISME	v
LEMBAR PENGESAHAN.....	vii
Abstrak	xi
<i>Abstract</i>	xiii
KATA PENGANTAR.....	xv
DAFTAR ISI.....	xvii
DAFTAR GAMBAR	xix
DAFTAR TABEL	xxiii
BAB I PENDAHULUAN	25
1.1 Latar Belakang	25
1.2 Rumusan Masalah	27
1.3 Tujuan.....	27
1.4 Batasan Masalah.....	27
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	29
2.1 Sistem Derajat Kebebasan Banyak.....	29
2.2 Sistem Kontinyu	40
2.3 Uji Getar Darat	47
2.4 Pemodelan Struktur	61
2.5 Flutter	70
2.6 Validasi dan Pembaruan Model Struktur	73
BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....	75
3.1 Uji Getar Darat	76
3.2 Pemodelan Struktur	79
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN.....	81
4.1 Uji Getar Darat	81
4.2 Pemodelan Struktur	86
4.3 Prediksi <i>Flutter</i>	98
BAB V PENUTUP	103

5.1	Kesimpulan.....	103
5.2	Saran.....	103
DAFTAR PUSTAKA.....		105
LAMPIRAN		107
A	Konfigurasi Hardware	107
B	Konfigurasi Penempatan Akselerometer	114
C	Data Eksperimental	116
D	Data Simulasi	119
BIODATA PENULIS.....		121

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Sistem dua derajat kebebasan berbentuk seperti rantai (Wright, 2015).....	29
Gambar 2.2	Sistem bebas-bebas (Wright, 2015).....	37
Gambar 2.3	Contoh FRF pada titik kemudi dan transfer untuk sistem dua derajat kebebasan dengan bentuk seperti rantai (Wright, 2015).....	39
Gambar 2.4	Bentuk moda pada benda ‘terjepit-bebas’ (Wright, 2015)	41
Gambar 2.5	Bentuk moda pada benda ‘bebas-bebas’ (Wright, 2015)	42
Gambar 2.6	Deformasi dari benda ramping ‘terjepit-bebas’ pada moda bengkok (N=2) (Wright, 2015)	43
Gambar 2.7	‘Percabangan’ pada pesawat (Wright, 2015).....	44
Gambar 2.8	Pesawat dengan representasi moda cabang untuk sayap (Wright, 2015)	45
Gambar 2.9	Respon Umum Struktur (Cruciat, 2012).....	50
Gambar 2.10	<i>Time History Displacement</i> pada eksitasi harmonik ganda (Cruciat, 2012)	52
Gambar 2.11	Kurva respon struktur terhadap eksitasi harmonik (Cruciat, 2012).....	53
Gambar 2.12	Diagram blok sistem (LMS, 2016)	54
Gambar 2.13	Hubungan antara input dan karakteristik material (Ewins, 2000)	56
Gambar 2.14	<i>Set-up</i> pengukuran dengan <i>shaker excitation</i> (He, 2001).....	57
Gambar 2.15	Contoh penggunaan <i>stinger</i> (Ewins, 2000).....	58
Gambar 2.16	Contoh <i>PolyMAX Plus stabilization diagram</i> (Peeters, 2012)	60
Gambar 2.17	Model struktur pesawat dengan metode stick model (Sakti, 2013)	61
Gambar 2.18	Struktur <i>input file</i> MSC Nastran (MSC, 2014) ..	63
Gambar 2.19	Contoh <i>input file</i> MSC Nastran (MSC, 2014) ...	64
Gambar 2.20	<i>Pre</i> dan <i>postprocessor</i> dalam <i>FE analysis</i> (MSC, 2014)	64

Gambar 2.21	Format <i>bulk data entry</i> dari GRID (MSC, 2014).....	65
Gambar 2.22	Format <i>bulk data entry</i> dari RBE2 (MSC, 2014).....	66
Gambar 2.23	Format <i>bulk data entry</i> dari CBEAM (MSC, 2014).....	66
Gambar 2.24	Format <i>bulk data entry</i> PBEAM (MSC, 2014).....	67
Gambar 2.25	Format <i>bulk data entry</i> MAT1 (MSC, 2014).....	67
Gambar 2.26	Format <i>bulk data entry</i> PLOTEL (MSC, 2014).....	68
Gambar 2.27	Format <i>bulk data entry</i> CONM2 (MSC, 2014).....	68
Gambar 2.28	Tren frekuensi dan redaman untuk sistem <i>baseline</i> dengan <i>unsteady aerodynamic damping</i> (Wright, 2015)	71
Gambar 2.29	Daya angkat disebabkan oleh komponen <i>bending</i> dan <i>torsion</i> dari gerak <i>wing tip</i> dengan beda <i>phasing</i> antar gerak (Wright, 2015).	72
Gambar 2.30	Grafik frekuensi, rasio redaman, dan amplitudo serta fasa bentuk moda terhadap kecepatan untuk <i>baseline systems</i> (Wright, 2015).....	72
Gambar 3.1	Diagram alir penelitian	75
Gambar 3.2	Objek digantung (dikondisikan <i>free supports</i>) ..	76
Gambar 3.3	Sambungan kabel pada <i>frontend</i> LMS SCADAS SCL220	77
Gambar 3.4	Pemasangan <i>shaker</i> ke <i>stinger</i>	77
Gambar 3.5	Konfigurasi pemasangan akselerometer pada <i>wing</i>	78
Gambar 4.1	Data FRF hasil pengukuran (Data 2).....	81
Gambar 4.2	<i>Stabilization diagram</i> dari data FRF.....	82
Gambar 4.3	Pemilihan <i>poles</i> dari <i>stabilization diagram</i>	84
Gambar 4.4	Visualisasi hasil pemrosesan data FRF.....	85
Gambar 4.5	Model 3 dimensi (dengan parameter) yang sudah sesuai dengan objek asli (mengacu pada massa)	87
Gambar 4.6	Potongan per bagian dari model FE.....	88
Gambar 4.7	Potongan per penampang melintang dari model FE	88

Gambar 4.8	Parameter pada <i>surface properties</i>	89
Gambar 4.9	<i>Input file</i> Nastran berisi <i>surface properties</i> yang didapat dari FEMAP	89
Gambar 4.10	Informasi dari <i>solid mass properties</i>	90
Gambar 4.11	<i>Input file</i> berisi <i>mass properties</i>	90
Gambar 4.12	Hasil perhitungan <i>normal modes</i> pada model FE menggunakan NX NASTRAN pada FEMAP	91
Gambar 4.13	Salah satu bentuk moda (<i>wing second bending asymmetric</i>) (4,553 Hz)	91
Gambar 4.14	<i>Wing first bending symmetric</i> (4,694 Hz)	92
Gambar 4.15	<i>Wing second bending asymmetric</i>	92
Gambar 4.16	<i>Wing second bending symmetric</i>	93
Gambar 4.17	<i>Wing first bending symmetric</i>	94
Gambar 4.18	<i>Wing second bending asymmetric + HTP asymmetric</i>	95
Gambar 4.19	<i>Wing second bending asymmetric + HTP bending asymmetric</i>	95
Gambar 4.20	Model aerodinamik dari pesawat (Pankaj, 2013)	99
Gambar 4.21	Grafik <i>aerodynamic damping</i> terhadap kecepatan dari model FE (Pankaj, 2013)	100
Gambar 4.22	Grafik plot frekuensi terhadap kecepatan dari model FE (Pankaj, 2013)	101
Gambar 4.23	Grafik plot <i>flutter</i> antara <i>aerodynamic damping</i> terhadap kecepatan dari model GVT (Pankaj, 2013)	101
Gambar 4.24	Grafik plot <i>flutter</i> frekuensi terhadap kecepatan dari model GVT (Pankaj, 2013)	102

Halaman ini memang dikosongkan

DAFTAR TABEL

Tabel 4.1	Data eksperimental / GVT	84
Tabel 4.2	Hasil simulasi <i>normal modes</i> dari model elemen hingga	96
Tabel 4.3	Komparasi data eksperimental dan simulasi dengan parameter bentuk moda dan frekuensi alaminya	97
Tabel 4.4	Frekuensi alami dari <i>light composite aircraft</i> (Pankaj, 2013).....	98
Tabel 4.5	Parameter <i>flutter</i> didapat dari Nastran (Pankaj, 2013).....	99

Halaman ini memang dikosongkan

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Transportasi udara telah menjadi moda transportasi yang sangat penting dalam kehidupan manusia, tidak hanya sebagai sarana untuk pergi dari suatu lokasi ke lokasi lain tetapi juga dalam hal pelayanannya. Dengan globalisasi, terbukti dengan pertumbuhan lalu lintas udara yang konstan, pesawat diproduksi secara konstan dan dikirim ke seluruh dunia untuk melayani perjalanan, kargo / barang, dan sebagainya. Dengan tumbuhnya industri dirgantara, akan diprediksi jumlah pesawat akan menjadi dua kali lipat dalam waktu 10 sampai 20 tahun (Madhwal, 2017). IATA (*International Air Transport Association*) memprediksi pada tahun 2037 akan terjadi peningkatan jumlah penumpang udara menjadi 8,2 triliun penumpang. Jumlah penumpang Indonesia pada tahun 2017 termasuk nomor 10 terbesar didunia dan diprediksikan akan mengalami peningkatan menjadi nomor 4 terbesar pada tahun 2030 (IATA, 2018). Berdasarkan data yang diperoleh dari Direktorat Jenderal Perhubungan Udara Kementerian Perhubungan Republik Indonesia, pada tahun 2016 lalu lintas penumpang datang dan berangkat untuk rute domestik sebanyak 16.797.785 penumpang, kemudian pada tahun 2017 sebanyak 18.550.163, dan pada tahun 2018 sebanyak 21.803.013 (Dirjen Perhubungan Udara, 2019). Hal ini menunjukkan adanya peningkatan jumlah penumpang dari tahun ke tahun. Dengan potensi jumlah penumpang yang terus meningkat, industri dirgantara baik dalam maupun luar negeri terus bersaing untuk memenuhi kebutuhan transportasi udara. Dalam memenuhi kebutuhan transportasi udara, diperlukan pengembangan produksi sebuah pesawat terbang. Sebelum melakukan produksi masal, setiap industri dirgantara perlu untuk melakukan sertifikasi terhadap pesawat yang dikembangkan. Hal ini dilakukan oleh otoritas yang berada pada suatu wilayah (EASA, 2019).

Komponen struktur pada pesawat adalah komponen yang fleksibel. Komponen tersebut cenderung mengalami berbagai ketidakstabilan *aeroelastic* pada beberapa kondisi penerbangan yang disebut sebagai *flutter*. *Flutter* dikarakteristikan dengan perilaku tidak stabil secara tiba-tiba yang terjadi karena interaksi antara struktur dengan gaya aerodinamik yang umunya bergantung pada ketinggian dan kecepatan pesawat. Adapun proses yang digunakan untuk memastikan ketidakstabilan tersebut terjadi saat *flight envelope* adalah dengan melakukan *ground vibration test* (GVT) dan analisis getar dari *flight test* (Ensan, 2014). GVT umumnya digunakan untuk mengetahui karakteristik dinamik dari sebuah struktur untuk memvalidasi model dinamik struktur dan memprediksi perilaku *flutter* (Ewins, 2000). Informasi dari GVT digunakan untuk merencanakan *critical flight test* dan menginterpretasikan data vibrasi dari *in-flight test* untuk analisis *aeroelastic* dan *flutter clearance*. Karena keterbatasan pesawat untuk melakukan GVT dan *flight test*, begitu juga dengan biaya dan waktu yang tersedia pada proses program pengembangan pesawat, maka sangat diperlukan untuk melakukan uji sertifikasi dengan efisien (Ensan, 2014).

Perencanaan yang hati-hati terhadap pengujian, koordinasi antar kru udara, dan penggunaan perangkat keras dan perangkat lunak yang lebih maju dapat membantu pengujian yang diperlukan untuk dapat diselesaikan dalam beberapa hari. Hal ini bertolak belakang dengan pengujian yang dilakukan pada masa lampau dimana memerlukan waktu berminggu-minggu bahkan berbulan-bulan untuk mendapatkan informasi yang relevan (Avitable, 2006). GVT dan uji terbang umumnya dilakukan untuk memenuhi persyaratan yang diperlukan dalam proses sertifikasi *airworthiness manual* (AWM) 523.629 *flutter* dan AWM 523.251 *vibration and buffeting* untuk pesawat ringan. GVT berdasarkan *experimental modal analysis* (EMA) dilakukan untuk mendapatkan karakteristik dinamik yaitu *modal frequency*, *estimated damping*, dan bentuk moda (*mode shape*) dari pesawat (Ensan, 2014).

Flutter clearance dari sebuah pesawat pada fasa pembuatan desain dan sertifikasi merupakan kombinasi dari metode komputasi

yang diikuti dengan pengujian. Freudinger menjelaskan prosedur *flutter clearance* dari F-18 dengan *experimental wingtip instumental pods* (Freudinger, 1989). Kekakuan struktur, masa, dan distribusi inersia sangat dibutuhkan pada model numerik untuk mendapatkan analisis dinamik dari pesawat dan biasanya dilakukan pembaruan berdasarkan hasil uji getar darat. Parameter modal seperti *eigenvalue* dan *eigenvector* memiliki peran penting dalam menentukan *flutter speeds*. Pada kasus tidak adanya parameter-parameter secara detil dari sistem struktur, seperti pada pesawat yang telah mengudara dimana tidak adanya akses terhadap *drawings*, detil konstruksi, sifat-sifat material, atau *finite element (FE) Model* dari *airframe structure*, parameter modal didapatkan dari hasil uji getar darat dapat digunakan untuk memprediksi karakteristik *flutter* dari struktur secara akurat (Pankaj, 2013).

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan uraian pada latar belakang, dapat ditarik beberapa permasalahan yaitu.

- a. Bagaimana karakteristik dinamik dari pesawat wahana X yang diuji?
- b. Bagaimana hasil model yang mewakili objek asli?

1.3 Tujuan

Adapun tujuan dari kegiatan ini adalah.

- a. Mendapatkan karakteristik dinamik dari pesawat wahana X.
- b. Mendapatkan model yang mewakili objek asli.

1.4 Batasan Masalah

Dalam melakukan uji getar darat pada pesawat wahana X, perlu pembatasan dari masalah yang diambil untuk menghindari luasnya permasalahan yang muncul, yaitu.

- a. Pesawat yang diuji merupakan pesawat wahana yang berada di laboratorium uji sistem dinamik PT Dirgantara Indonesia.
- b. Analisis moda menggunakan metode *PolyMAX Plus* yang tersedia pada perangkat lunak LMS Test.Lab 16A.

- c. Data yang dianalisis adalah data *frequency response function* (FRF) dari hasil pengujian.
- d. Pengujian menggunakan perangkat lunak LMS Test.Lab 16A MIMO FRF *Testing*.
- e. Analisis karakteristik dinamik menggunakan *PolyMAX Plus add in* yang terdapat pada perangkat lunak LMS Test.Lab 16A MIMO FRF *Testing*.
- f. Pembuatan model FE menggunakan FEMAP dan MSC NASTRAN.
- g. Simulasi karakteristik dinamik pesawat wahana X menggunakan MSC NASTRAN SOL 103.

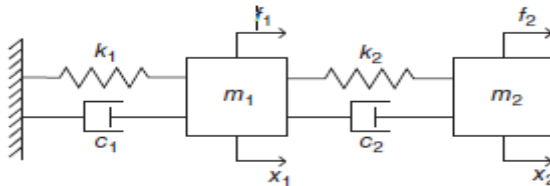
BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Sistem Derajat Kebebasan Banyak

2.1.1 Persamaan Gerak Umum

Dalam menentukan persamaan gerak pada sistem derajat kebebasan banyak, persamaan energi Lagrange akan digunakan. Adapun contoh sistem dengan derajat kebebasan banyak adalah sistem dengan parameter diskrit seperti rantai dan pesawat yang kaku (*rigid aircraft*) (Wright, 2015).



Gambar 2.1 Sistem dua derajat kebebasan berbentuk seperti rantai (Wright, 2015)

Bentuk sistem seperti rantai ditunjukkan pada Gambar 2.1. semua sistem lain yang dideskripsikan dengan derajat kebebasan banyak berkemungkinan memiliki bentuk persamaan awal yang sama, walaupun dengan parameter yang berbeda. Pada sistem ini terdiri dari masa (m_1, m_2), kekakuan (k_1, k_2), dan peredam kental (*viscous dampers*) (c_1, c_2). Gerak sistem merupakan fungsi waktu t dan perpindahan didefinisikan sebagai $x_1(t)$, dan $x_2(t)$. Gaya yang bergantung terhadap waktu $f_1(t)$, dan $f_2(t)$ juga diberikan terhadap massa.

Persamaan gerak didapatkan dari persamaan energi Lagrange didapatkan sebagai berikut. Untuk energi kinetik diketahui

$$T = \frac{1}{2} m_1 \dot{x}_1^2 + \frac{1}{2} m_2 \dot{x}_2^2 \quad (2.1)$$

Adapun energi potensial pada pegas bergantung kepada perpanjangan dan pempendekan relatif dari masing-masing pegas sehingga persamaannya didapati

$$U = \frac{1}{2}k_1x_1^2 + \frac{1}{2}k_2x_2^2 \quad (2.2)$$

Hubungan disipatif dari peredam bergantung kepada kecepatan relatif dan ditulis sebagai

$$\mathfrak{S} = \frac{1}{2}c_1\dot{x}_1^2 + \frac{1}{2}c_2(\dot{x}_2 - \dot{x}_1)^2 \quad (2.3)$$

Efek gaya pada persamaan Lagrange dengan menghitung kerja *incremental* yang dilakukan δW didapatkan ketika dua gaya bergerak melalui perpindahan *incremental* $\delta x_1, \delta x_2$ yaitu

$$\delta W = f_1\delta x_1 + f_2\delta x_2 \quad (2.4)$$

sehingga persamaan Lagrange untuk sistem derajat kebebasan banyak N dapat ditulis

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{x}_j}\right) - \frac{\partial T}{\partial x_j} + \frac{\partial \mathfrak{S}}{\partial \dot{x}_j} + \frac{\partial U}{\partial x_j} = Q_j = \frac{\partial(\delta W)}{\partial(\delta x_j)} \quad (2.5)$$

dengan $j = 1, 2, \dots, N$

$$\begin{aligned} m_1\ddot{x}_1 + (c_1 + c_2)\dot{x}_1 - c_2\dot{x}_2 + (k_1 + k_2)x_1 - k_2x_2 &= f_1(t) \\ m_2\ddot{x}_2 - c_2\dot{x}_1 + c_2\dot{x}_2 - k_2x_1 + k_2x_2 &= f_2(t) \end{aligned} \quad (2.6)$$

Kemudian mensubstitusikan Persamaan (2.1) hingga (2.4) kedalam Persamaan (2.5) serta melakukan diferensiasi untuk $N = 2$ sehingga didapatkan persamaan diferensial dua derajat

Adapun Persamaan (2.6) dapat ditulis dalam bentuk matriks sebagai berikut

$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} c_1 + c_2 & -c_2 \\ -c_2 & c_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_1 + k_2 & -k_2 \\ -k_2 & k_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{Bmatrix} \quad (2.7)$$

dimana matriks masa merupakan matriks diagonal, matriks kekakuan dan peredam merupakan matriks terkopel. Persamaan (2.7) dapat ditulis dalam bentuk matriks umum yaitu

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{f}(t) \quad (2.8)$$

dengan \mathbf{M} , \mathbf{C} , \mathbf{K} adalah matriks massa, peredaman, dan kekakuan secara berurutan, dan \mathbf{x} , \mathbf{f} adalah vektor kolom dari pergeseran dan gaya. Perlu diingat bahwa matriks tersebut merupakan matriks simetris. Semua sistem derajat kebebasan banyak (*multi-degree-of-freedom* (MdoF)) dapat ditulis dalam bentuk matriks tersebut (Wright, 2015)

2.1.2 Getaran Tanpa Redaman

Pada kasus getaran tanpa redaman hasil perhitungan akan didapatkan frekuensi alami dan bentuk moda.

Persamaan gerak ditentukan dengan

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{X} \sin \omega t \quad (2.9)$$

dimana \mathbf{X} merupakan vektor amplitudo dan ω merupakan frekuensi dari getaran bebas. Semua koordinat diasumsikan untuk bergerak sefasa atau beda fasa pada frekuensi yang sama saat bergetar bebas. Persamaan (2.9) disubstitusikan kedalam Persamaan (2.8), kemudian peredaman dan gaya diatur menjadi nol dan disederhanakan sehingga didapatkan

$$[\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M}]\mathbf{X} = 0 \quad (2.10)$$

solusi dari persamaan ini mengharuskan bahwa \mathbf{X} harus non-trivial sehingga matriks didalam tanda kurung harus singular (determinan

= 0). Dengan mengatur determinan $|\mathbf{K} - \omega^2\mathbf{M}| = 0$, maka persamaan polinomial derajat- N dari ω^2 didapatkan. Solusi dari persamaan polinomial menghasilkan akar-akar dari ω_j , $j = 1, 2, \dots, N$. Akar-akar ini disebut frekuensi alami tak teredam dari sistem dan merupakan frekuensi dari gerak yang dideskripsikan pada Persamaan (2.9) dapat ditemukan. Akar-akar tersebut merupakan karakteristik dari sistem dan frekuensi alami didapatkan sebanyak jumlah derajat kebebasan.

Untuk setiap frekuensi alami ω_j respon dapat dikarakteristikan oleh vektor X_j didapatkan dari solusi persamaan

$$[\mathbf{K} - \omega_j^2\mathbf{M}]X_j = 0 \quad (2.11)$$

vektor karakteristik ini dapat ditemukan dengan menyelesaikan Persamaan (2.11) secara langsung, tetapi hanya rasio dari elemen-elemen vektor saja yang didapatkan.

Sebagai pendekatan alternatif, Persamaan (2.10) dapat ditulis ulang menjadi

$$\mathbf{KX} = \omega^2\mathbf{MX} \quad \text{atau} \quad \mathbf{AX} = \lambda\mathbf{X} \quad (2.12)$$

yang mana ekuivalen dengan persamaan *eigenvalue* klasik yaitu

$$\mathbf{AX} = \lambda\mathbf{BX} \quad \text{atau} \quad \mathbf{AX} = \lambda\mathbf{X} \quad (2.13)$$

dimana \mathbf{A} , \mathbf{B} adalah matriks simetris dan $\lambda (= \omega^2)$ merupakan *eigenvalue*. *Eigenvalue* adalah λ_j , $j = 1, 2, \dots, N$ (dengan frekuensi alami yang berkaitan adalah ω_j , $j = 1, 2, \dots, N$) dan didapatkan dengan metode matriks. Dapat diketahui juga bahwa vektor X_j , $j = 1, 2, \dots, N$ merupakan *eigenvector*. Hal ini diketahui sebagai moda normal tanpa redaman (*undamped normal modes*). Tiap bentuk moda menghasilkan perpindahan relatif dari tiap-tiap koordinat fisis ketika sistem bergetar pada frekuensi alami tertentu. (Wright, 2015).

2.1.3 Getaran Teredam

Perilaku dari sistem teredam bergantung terhadap hubungan antara matriks redaman dengan matriks massa dan kekakuan. Jika matriks redaman fisis \mathbf{C} dapat ditulis sebagai kombinasi linier dari matriks fisis massa dan kekakuan (\mathbf{M} , \mathbf{K}) maka

$$\mathbf{C} = \alpha\mathbf{M} + \beta\mathbf{K} \quad (2.14)$$

yang mana α , β merupakan koefisien skalar, sehingga model redaman tersebut diketahui sebagai redaman proporsional atau Rayleigh. Jika hubungan tersebut tidak sesuai maka redaman dikatakan sebagai redaman non-proporsional.

Persamaan gerak matematis dari sistem teredam yang lepas dari kondisi awal didapati kompleks sehingga respon diasumsikan sebagai

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{X}e^{\lambda t} \quad (2.15)$$

Apabila solusi Persamaan (2.15) disubstitusikan kedalam Persamaan (2.8) tanpa eksitasi dan eksponen dikurangkan maka

$$[\lambda^2\mathbf{M} + \lambda\mathbf{C} + \mathbf{K}]\mathbf{X} = 0 \quad (2.16)$$

dengan mengatur determinan matriks sama dengan nol untuk solusi non-trivial, maka persamaan polinomial karakteristik $2N$ derajat dalam λ didapatkan dan akar-akar $2N$ dapat ditentukan. Secara alternatif, akar-akar dapat dicari dengan pendekatan *eigen value* derajat dua untuk menyelesaikan Persamaan (2.16) atau dengan mentransformasikan kedalam bentuk *eigenvalue* derajat satu.

Pada sistem dimana redaman sangat kecil sehingga gerak osilasi tidak terjadi pada tiap moda, akar-akar akan terjadi pada pasangan konjugat kompleks N . Akar-akar tersebut akan berupa $\lambda_j = -a_j + ib_j$, $\lambda_j^* = -a_j - ib_j$ untuk $j = 1, 2, \dots, N$.

Untuk tiap pasangan akar-akar, akan terdapat pasangan kompleks konjugat *eigenvector* $\tilde{\mathbf{X}}_j, \tilde{\mathbf{X}}_j^*$, untuk $j = 1, 2, \dots, N$. Solusi untuk getaran bebas pada Persamaan (2.15) diketahui dengan

hubungan peluruhan $a_j \pm ib_j = -\zeta_j \omega_j \pm i \omega_{dj}$ dimana $\zeta_j = -a_j/\omega_j$ adalah rasio peredaman, $\omega_{dj} = \omega_j \sqrt{1 - \zeta_j^2}$ merupakan frekuensi alami teredam dan $\omega_j = \sqrt{a_j^2 + b_j^2}$.

Jika peredaman merupakan peredaman proporsional, moda-moda yang telah ditemukan ini akan sama dengan moda normal riil / aslinya dan ω_j akan sama dengan frekuensi alami tak teredam. Dengan merujuk pada kondisi awal, respon getaran bebas akan terdiri dari hasil penjumlahan dari peluruhan osilasi pada tiap-tiap moda normal.

Akan tetapi, jika peredamannya non-proporsional, maka moda-moda yang didapatkan akan kompleks dan berbeda dengan moda normal. Serta, ω_j tidak sama dengan frekuensi alami tanpa redaman. Maka kemudian, respon sistem merupakan hasil penjumlahan dari moda-moda kompleks, yang mana tiap-tiap moda beresilasi pada frekuensi alami teredam yang bersesuaian ω_{dj} . Pada moda kompleks, tiap koordinat akan didapati amplitudo relatif tetap dan fasa antar koordinat dengan beda 0° atau 180° . Ini menandakan bahwa tiap titik akan mencapai simpangan maksimum pada waktu yang berbeda dan titik nodal akan bergerak disekitaran tiap siklus. (Wright, 2015)

2.1.4 Transformasi kedalam Koordinat Modal

Salah satu manfaat dari bentuk moda getaran tanpa redaman normal adalah dapat digunakan untuk mentransformasikan persamaan gerak terkopel dalam koordinat fisis kedalam bentuk yang berbeda.

Pertama, didefinisikan koordinat transformasi berdasarkan matrik modal dan koordinat modal q

$$x = \Phi q \quad (2.17)$$

Kemudian mensubstitusikan x dari Persamaan (2.17) kedalam Persamaan (2.8) dan dikalikan dengan transpose tiap-tiap matriks modal sehingga didapatkan

$$\begin{aligned} \Phi^T M \Phi \ddot{q} + \Phi^T C \Phi \dot{q} + \Phi^T K \Phi q &= \Phi^T f \\ \mathbf{M}_q \ddot{q} + \mathbf{C}_q \dot{q} + \mathbf{K}_q q &= \Phi^T f = f_q \end{aligned} \quad (2.18)$$

dimana

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_q &= \Phi^T M \Phi & \mathbf{C}_q &= \Phi^T C \Phi & \mathbf{K}_q &= \Phi^T K \Phi \\ f_q &= \Phi^T f \end{aligned} \quad (2.19)$$

matriks \mathbf{M}_q , \mathbf{C}_q , \mathbf{K}_q diketahui sebagai matriks modal massa, redaman, dan kekakuan. f_q merupakan vektor modal gaya. Dapat dilihat bahwa matriks modal massa dan kekakuan berupa matriks diagonal (tidak terkopel), dengan elemen diagonal sama dengan modal massa m_j dan modal kekakuan k_j pada moda ke- j . Diagonalisasi ini terjadi karena moda getaran berupa ortogonal dengan bergantung matriks massa dan kekakuan.

Kegunaan transformasi modal yang didefinisikan oleh Persamaan (2.17) dapat dilihat dengan menulis ulang persamaan gerak modal untuk moda ke- j pada Persamaan (2.18) dengan peredaman diasumsikan proporsional sehingga didapatkan

$$m_j \ddot{q}_j + c_j \dot{q}_j + k_j q_j = f_{qj}(t) \quad (2.20)$$

untuk $j = 1, 2, \dots, N$ dimana m_j , c_j , k_j , dan f_{qj} adalah modal massa, redaman, kekakuan, dan gaya pada moda ke- j . Rasio peredaman untuk tiap moda adalah $\zeta_j = c_j / (2m_j \omega_j)$, dimana $\omega_j = \sqrt{k_j / m_j}$ adalah frekuensi alami dari moda ke- j . Persamaan modal, ditulis dalam bentuk non-dimensional, adalah

$$\ddot{q}_j + 2\zeta_j \omega_j \dot{q}_j + \omega_j^2 q_j = \frac{f_{qj}(t)}{m_j} \quad (2.21)$$

untuk $j = 1, 2, \dots, N$.

Persamaan derajat kebebasan banyak terkopel awalnya ditulis dalam koordinat fisis telah ditulis ulang dalam kumpulan

persamaan derajat kebebasan tunggal dalam koordinat modal. Dengan ini, sistem derajat kebebasan banyak dimungkinkan diperlakukan sebagai hasil penjumlahan sistem derajat kebebasan tunggal (Wright, 2015).

2.1.5 Normalisasi Bentuk Moda

Nilai modal massa, redaman, kekakuan, dan gaya bergantung pada normalisasi yang digunakan dalam menentukan matrik modal. Sehingga, sebagai contoh, modal massa tidak memiliki nilai unik atau pasti dan pernyataan “moda ini memiliki modal massa tinggi” perlu dikualifikasi. Hal ini kurang bermakna kecuali normalisasi bentuk moda dilakukan ketika menghasilkan modal massa dan didefinisikan. Dengan memilih normalisasi bentuk moda berbeda, memungkinkan untuk menghasilkan nilai modal massa masif / banyak. Adapun penggunaan definisi yang telah diberikan merupakan definisi yang konsisten sepanjang analisis. Hal ini tidaklah penting terhadap jenis normalisasi apa yang digunakan dan hasil akhir akan bertemu.

Adapun pendekatan normalisasi untuk bentuk moda secara umum adalah normalisasi bentuk moda untuk menghasilkan modal massa unit, normalisasi bentuk moda menuju nilai maksimum dari kesatuan, dan bentuk moda sehingga norma vektor menyatu (Wright, 2015).

2.1.6 Pengurangan Derajat Model

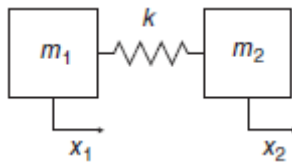
Adapun keuntungan dalam menggunakan koordinat modal adalah penyederhanaan sistem dengan derajat kebebasan yang sangat banyak. Berkaitan dengan lebar frekuensi yang akan dianalisis terbatas, maka dengan menyederhanakan atau mengurangi moda akan menjadi sebuah keuntungan. Dengan mengurangi jumlah moda maka efek residual dari moda frekuensi tinggi dapat dihilangkan.

Dengan hanya menggunakan n moda ($n < N$) sebagai pertimbangan maka $\Phi_n = [X_1 X_2 \dots X_n]$ dapat menjadi matriks modal tereduksi dan transformasi menuju kumpulan koordinat pokok menjadi (Wright, 2015)

$$x = \Phi_n q_n \quad (2.22)$$

2.1.7 Sistem ‘Bebas-Bebas’

Sistem semi definit (bebas-bebas) adalah sistem yang tidak terhubung dengan bumi melalui semua jenis penopang (*support stiffness*). Pesawat dalam keadaan terbang merupakan salah satu contoh dari sistem bebas-bebas. Hal ini sangat penting untuk mengetahui hal-hal yang berkaitan dengan sistem tersebut. Dapat dicontohkan seperti Gambar 2.2.



Gambar 2.2 Sistem bebas-bebas (Wright, 2015)

Persamaan gerak dari sistem bebas-bebas dapat ditulis

$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k & -k \\ -k & k \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} = 0 \quad (2.23)$$

yang mana matriks kekakuan adalah matriks singular. Dengan menggunakan metode umum untuk menghitung frekuensi alami didapatkan persamaan kuadrat dalam ω^2 yaitu

$$\omega^2 [m_1 m_2 \omega^2 - k(m_1 + m_2)] = 0 \quad (2.24)$$

frekuensi alami dari kedua moda adalah $\omega_1 = 0$ dan $\omega_2 = \sqrt{k(m_1 + m_2)/(m_1 m_2)}$. Bentuk moda pertama adalah $\{1 \ 1\}^T$ yang mana diketahui sebagai moda ‘*rigid body*’, dengan kedua massa bergerak bersama dan frekuensi alaminya nol. Bentuk moda kedua adalah $\{1 \ -\mu\}^T$ dimana $\mu = m_1/m_2$ merupakan rasio massa. Bentuk moda ini adalah moda fleksibel dengan kedua massa bergerak dalam arah berlawanan sedemikian hingga tidak ada gaya inersia total yang bertindak kepada sistem. Untuk normalisasi

bentuk moda ini, kedua modal massa adalah $m_1 + m_2$ dan $m_1(1+\mu)$ (Wright, 2015).

2.1.8 Getaran Paksa Harmonik

Dalam koordinat fisis eksitasi dan respon berupa vektor kolom dan dalam bentuk aljabar kompleks diasumsikan sebagai

$$f(t) = \mathbf{F}e^{i\omega t} \quad \text{dan} \quad x(t) = \tilde{\mathbf{X}}e^{i\omega t} \quad (2.25)$$

dimana tanda ‘ \sim ’ menunjukkan nilai kompleks. Penulisan kompleks pada Persamaan (2.25) disubstitusikan kedalam persamaan gerak pada Persamaan (2.8) dan dengan menghilangkan suku eksponen maka didapat hasil

$$[-\omega^2\mathbf{M} + i\omega\mathbf{C} + \mathbf{K}]\tilde{\mathbf{X}} = \mathbf{F} \quad (2.26)$$

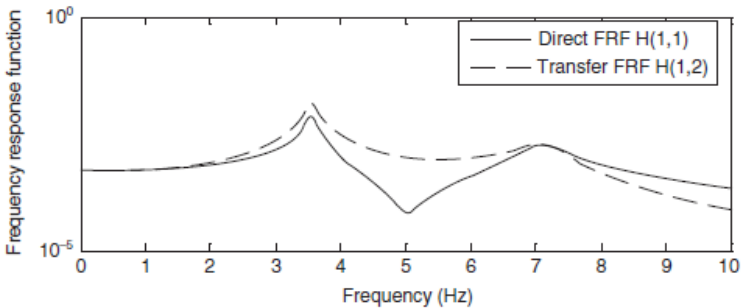
sehingga respon dapat dihitung dengan operasi invers matriks sehingga didapatkan

$$\tilde{\mathbf{X}} = [-\omega^2\mathbf{M} + i\omega\mathbf{C} + \mathbf{K}]^{-1}\mathbf{F} \quad \text{atau} \quad \tilde{\mathbf{X}} = \mathbf{H}(\omega)\mathbf{F} \quad (2.27)$$

dalam hal ini $\mathbf{H}(\omega)$ merupakan matriks fungsi respon frekuensi (FRF) yaitu

$$\mathbf{H}(\omega) = [-\omega^2\mathbf{M} + i\omega\mathbf{C} + \mathbf{K}]^{-1} \quad (2.28)$$

yang mana inversi matriks harus dilakukan pada tiap frekuensi yang dihitung. Salah satu istilah pada matriks FRF terdapat $H_{rs}(\omega)$ yaitu nilai kompleks menunjukkan modulus dan fasa dari koordinat r ketika gaya harmonik satuan diberikan pada koordinat s dengan frekuensi ω . Istilah diagonal $H_{rr}(\omega)$ diketahui sebagai titik langsung atau titik kemudi (*driving point*) dari FRF dimana istilah $H_{rs}(\omega)$ $r \neq s$ adalah FRF transfer (Wright, 2015).



Gambar 2.3 Contoh FRF pada titik kemudi dan transfer untuk sistem dua derajat kebebasan dengan bentuk seperti rantai (Wright, 2015)

Contoh FRF dari titik kemudi dan transfer ditampilkan pada Gambar 2.3 untuk sistem derajat kebebasan dua berbentuk seperti rantai yang telah didiskusikan sebelumnya. Pada FRF langsung, menunjukkan perilaku anti resonansi diantara kedua titik puncak modal, yang mana merupakan karakteristik untuk seluruh sistem yang bergetar. Perilaku pada FRF transfer bergantung pada jumlah titik nodal antara titik eksitasi dan respon.

Dalam koordinat modal, respon modal dengan vektor gaya fisis dan respon yang didefinisikan pada Persamaan (2.25) dapat ditulis

$$\mathbf{q}(t) = \tilde{\mathbf{Q}}e^{i\omega t} \quad (2.29)$$

dengan melakukan transformasi koordinat fisis kedalam koordinat modal sebagaimana Persamaan (2.18) maka didapatkan

$$\tilde{\mathbf{Q}} = [-\omega^2 \mathbf{M}_q + i\omega \mathbf{C}_q + \mathbf{K}_q]^{-1} \Phi^T \mathbf{F} \quad (2.30)$$

kemudian ditransformasikan kembali kedalam koordinat fisis sehingga didapatkan

$$\tilde{\mathbf{X}} = \Phi \tilde{\mathbf{Q}} = \Phi [-\omega^2 \mathbf{M}_q + i\omega \mathbf{C}_q + \mathbf{K}_q]^{-1} \Phi^T \mathbf{F} \quad (2.31)$$

sehingga matriks FRF pada ruang fisis adalah

$$\mathbf{H}(\omega) = \Phi [\mathbf{K}_q - \omega^2 \mathbf{M}_q + i\omega \mathbf{C}_q]^{-1} \Phi^T \quad (2.32)$$

Apabila peredaman berupa proporsional maka invers matriks FRF pada Persamaan (2.32) dapat dihitung langsung karena matriks berbentuk diagonal. Matriks FRF kemudian dapat dihitung dengan penjumlahan dari kontribusi modal dan dapat dilihat bahwa elemen $[r, s]$ dari matriks sistem N derajat kebebasan adalah

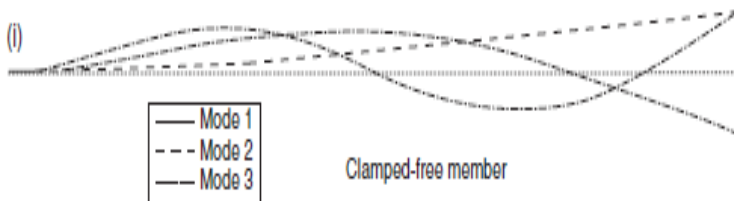
$$\mathbf{H}_{rs}(\omega) = \sum_{j=1}^N \frac{\Phi_{rj} \Phi_{sj}}{k_j - \omega^2 m_j + i\omega c_j} \quad (2.33)$$

dimana Φ_{rj} adalah bentuk moda ke- j pada koordinat r . Bentuk ini umumnya digunakan pada *curve fitting* dari data FRF yang didapatkan secara eksperimental pada uji getar darat (*ground vibration testing* / GVT). pembilang FRF menunjukkan pentingnya bentuk moda pada titik eksitasi dan respon dalam menentukan kontribusi suatu moda terhadap FRF dan penyebut menunjukkan bagaimana tiap moda berkontribusi terhadap titik puncak resonan (Wright, 2015).

2.2 Sistem Kontinyu

Permasalahan yang didapat pada pesawat yang berhubungan dengan aeroelastis dan beban menggunakan sistem kontinyu. Hal ini disebabkan karakteristik massa dan kekakuan terdistribusi secara spasial keseluruhan bagian sistem. Sebagai contoh sayap pesawat, ekor pesawat, atau badan pesawat dapat dianggap sebagai bagian kontinum elastis yang mampu untuk bengkok dan melintir tentunya dengan pendekatan analisis yang berbeda.

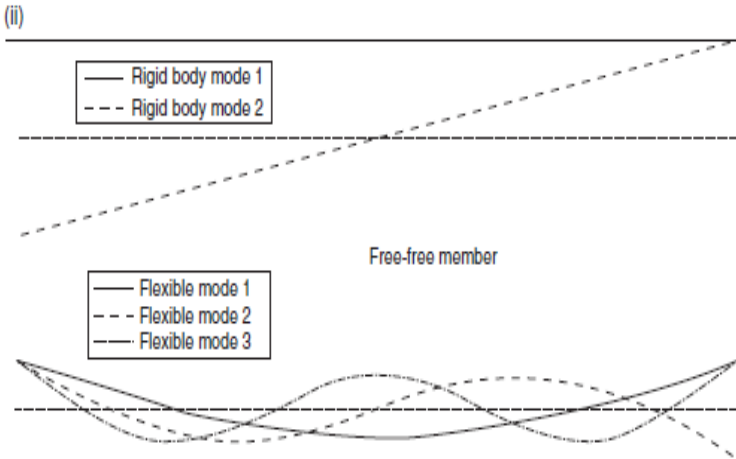
Salah satu contoh dari sistem kontinu sederhana dua dimensi adalah benda ramping (*slender*) yang dijepit salah satu ujung dan bebas pada ujung lain serta ujung-ujungnya bebas. Pada Gambar 2.4 ditunjukkan tiga bentuk moda pertama (fleksibel seluruhnya) untuk benda ‘terjepit-bebas’. Pada Gambar 2.5 ditunjukkan dua bentuk moda *rigid body* dan 3 bentuk moda fleksibel untuk benda ‘bebas-bebas’.



Gambar 2.4 Bentuk moda pada benda ‘terjepit-bebas’
(Wright, 2015)

Pada Gambar 2.4 didapati pada moda-1 benda mengalami bengkok keatas dengan nilai pergeseran membesar dari ujung terjepit (ujung kiri) hingga ujung bebas (ujung kanan). Dapat dilihat bentuk modanya menunjukkan bahwa ujung terjepit, bagian tengah, dan ujung bebas memiliki akar-akar yang sama-sama positif sehingga geraknya sama-sama keatas. Bentuk moda ini disebut sebagai *first bending*. Sedangkan pada moda-2 benda mengalami bengkok kebawah pada ujung bebas sedangkan pada bagian tengah mengalami bengkok keatas. Hal ini menunjukkan bahwa nilai akar-akarnya memiliki tanda yang berlawanan dimana pada bagian tengah memiliki tanda positif dan pada bagian ujung bebas memiliki tanda negatif. Bentuk moda ini umumnya disebut sebagai *second bending*. Pada moda-3 didapati empat titik yaitu pada titik disebelah ujung terjepit mengalami pergeseran positif, pada titik disebelah ujung bebas mengalami pergeseran negatif, dan pada ujung bebas mengalami pergeseran positif. Hal ini

menunjukkan terdapat beda tanda pada akar-akarnya. Umumnya bentuk moda ini disebut sebagai *third bending* (Wright, 2015).



Gambar 2.5 Bentuk moda pada benda ‘bebas-bebas’ (Wright, 2015)

Terdapat beberapa cara dalam memodelkan sistem kontinu yaitu (Wright, 2015)

- Pendekatan eksak dengan persamaan diferensial parsial dari sistem untuk menentukan frekuensi alami dan bentuk moda secara tepat
- Pendekatan kira-kira menggunakan beberapa bentuk diskritisasi parsial (*Finite Element / FE*)
- Pendekatan kira-kira menggunakan rangkaian dari bentuk yang diasumsikan untuk menggambarkan deformasi (*Rayleigh-Ritz*)

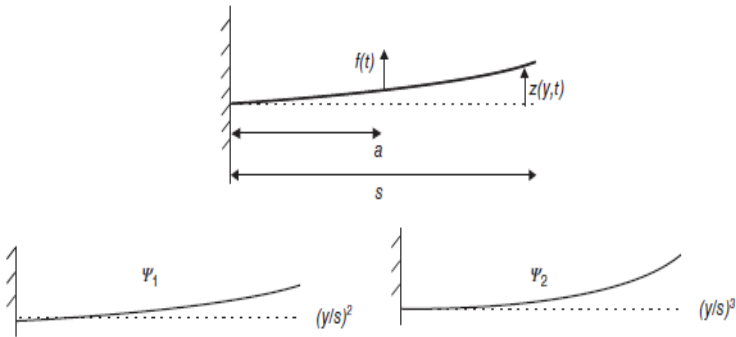
Pendekatan Rayleigh-Ritz digunakan untuk merepresentasikan deformasi dari sistem menggunakan rangkaian terhingga (*finite series*) dari bentuk deformasi terasumsi, masing-masing dikalikan dengan koefisien yang tidak diketahui. Metode ini digunakan ketika metodologi pendekatan praktis dibutuhkan pada kondisi tiadanya komputer.

Pada sistem dimana deformasi terjadi pada satu dimensi saja, deformasi bengkok (*bending*) $z(y, t)$ dengan acuan terhadap titik elastis dapat ditulis dengan serangkaian

$$z(y, t) = \sum_{j=1}^N \Psi_j(y) q_j(t) \quad (2.34)$$

dimana $\Psi_j(y)$ merupakan bentuk deformasi terasumsi ke- j (fungsi dari y), $q_j(t)$ adalah koefisien yang tidak diketahui pada- j (koordinat generalisir), yang mana fungsi waktu, dan N adalah jumlah hubungan pada rangkaian. Identy adalah kombinasi dari bentuk merepresentasikan deformasi asli dari sistem sedekat mungkin sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 2.6. semakin banyak bentuk yang digunakan maka hasil pengiraan akan semakin akurat

Adapun prinsip dari asumsi bentuk mirip dengan *Fourier series* untuk merepresentasikan sinyal waktu dengan penjumlahan dari serangkaian sinyal sinusoidal dengan fasa dan amplitudo yang berbeda.



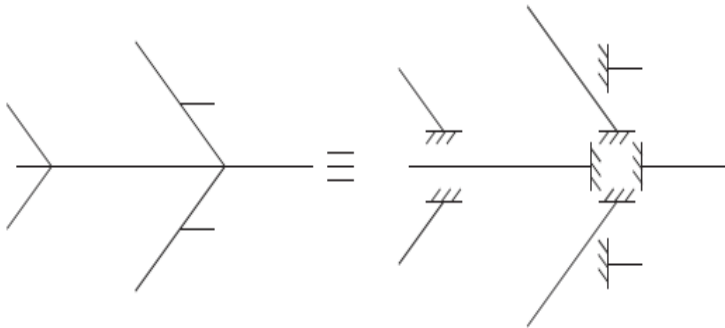
Gambar 2.6 Deformasi dari benda ramping ‘terjepit-bebas’ pada moda bengkok ($N=2$) (Wright, 2015)

$$z(y, t) = \Psi_1(y)q_1(t) + \Psi_2(y)q_2(t) \quad (2.35)$$

Pada sistem dua dimensi, bentuk terasumsi dapat berupa hasil perkalian dari fungsi yang berbeda-beda pada tiap dimensi, atau dapat berupa kombinasi bentuk dari deformasi di kedua koordinat secara bersamaan.

Ketika menggunakan sistem kontinu maka secara teori akan didapatkan jumlah moda normal mendekati tak hingga. Ketika menggunakan angka tertentu N dari bentuk yang diasumsikan maka analisis akan menghasilkan estimasi moda normal sebanyak N , dengan akurasi yang tinggi pada moda frekuensi rendah.

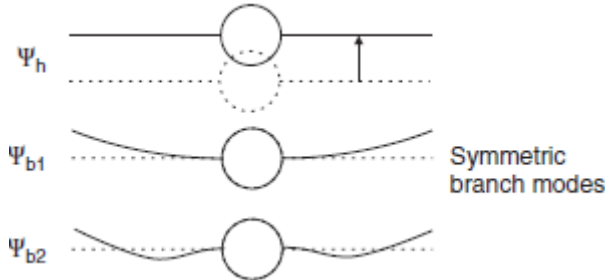
Pendekatan pertama adalah dengan memotong-motong bagian pesawat seperti batang pohon (cabang). Tiap-tiap bagian dijepit / *constrained* pada salah satu ujungnya seperti pada Gambar 2.7. Moda normal dari tiap-tiap cabang kemudian ditentukan. Moda-moda kemudian digunakan sebagai bentuk terasumsi untuk analisis Rayleigh-Ritz secara bersamaan dengan penambahan beberapa bentuk terasumsi *rigid*. Kombinasi dari bentuk terasumsi dapat mengakibatkan akar cabang yang terjepit / terbatas menjadi bebas dengan tujuan untuk membuat model pesawat 'bebas-bebas'. Proses ini diketahui sebagai sintesis moda komponen dimana suatu struktur dibagi kedalam komponen atau substruktur.



Gambar 2.7 'Percabangan' pada pesawat (Wright, 2015)

Contoh sederhana yaitu sebuah pesawat terdiri dari dua sayap fleksibel uniform dengan massa per panjang μ_w dan kekakuan fleksual EI , dan massa badan kaku m_F dengan moda simetris saja yang ditinjau. Massa total m diasumsikan tidak untuk

membangkitkan gerak *pitch* sehingga sayap hanya bengkok (*bend*) dan badan hanya terangkat (*heaves*). Diasumsikan bahwa dua moda normal cabang pertama untuk tiap sayap yang dibatasi pada akarnya diketahui dan didapati dengan fungsi ψ_{b1} dan ψ_{b2} .



Gambar 2.8 Pesawat dengan representasi moda cabang untuk sayap (Wright, 2015)

Agar pesawat dalam keadaan ‘bebas’ maka pembatas harus dilepas. Hal ini didapatkan dengan mengasumsikan bahwa perpindahan pesawat merupakan kombinasi dari moda cabang fleksibel eksak $\psi_{b1,2}$ dan asumsi bentuk badan kaku terangkat atau moda terangkat ψ_F sehingga jumlah perpindahan asumsi sepanjang sayap ($y \geq 0$) adalah

$$z(y, t) = \psi_h(y)q_h(t) + \psi_{b1}(y)q_{b1}(t) + \psi_{b2}(y)q_{b2}(t) \quad (2.36)$$

dimana $\psi_h(y) = 1$

Bentuk konstituen ditunjukkan pada Gambar 2.8. Dengan mendapati bahwa kedua sayap bergerak sefasa (jika hanya moda simetris saja yang diperlukan) dan lebar badan diabaikan dalam integral maka total energi kinetik adalah

$$T_{Aircraft} = T_{Wings} + T_{Fuselage} \quad (2.37)$$

dimana

$$T_{Wings} = 2 \left(\frac{1}{2} \int_0^s \mu_W \dot{z}^2 dy \right) = 2 \left[\frac{1}{2} \int_0^s \mu_W (\psi_h \dot{q}_h + \psi_{b1} \dot{q}_{b1} + \psi_{b2} \dot{q}_{b2})^2 dy \right] \quad (2.38)$$

$$T_{FuseIage} = \frac{1}{2}m_F\dot{z}(0)^2 = \frac{1}{2}m_F(\Psi_h\dot{q}_h + \Psi_{b1}(0)\dot{q}_{b1} + \Psi_{b2}(0)\dot{q}_{b2})^2 = \frac{1}{2}m_F(\Psi_h\dot{q}_h)^2 \quad (2.39)$$

perlu dicatat bahwa nilai dari bentuk moda cabang adalah nol pada $y = 0$ (pada akar) selain itu, sejak energi potensial elastis hanya didapati pada moda bengkok sayap maka (Wright, 2015)

$$U = 2 \left(\frac{1}{2} \int_0^S EI_z''^2 dy \right) = 2 \left[\frac{1}{2} \int_0^S EI(\Psi_h'' q_h + \Psi_{b1}'' q_{b1} + \Psi_{b2}'' q_{b2})^2 dy \right] \quad (2.40)$$

sementak bentuk kaku tambahan tidak memiliki deformasi elastis maka $\Psi_h'' = 0$ yang mana akan menyederhanakan penulisan akhir. Ketika persamaan Lagrange digunakan dengan koordinat q_h, q_{b1}, q_{b2} maka dapat ditampilkan persamaan gerak umum untuk pesawat ‘bebas-bebas’ adalah

$$\begin{bmatrix} m_h & 2m_{hb1} & 2m_{hb2} \\ 2m_{hb1} & 2m_{b1} & 0 \\ 2m_{hb2} & 0 & 2m_{b2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{q}_h \\ \dot{q}_{b1} \\ \dot{q}_{b2} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2k_{b1} & 0 \\ 0 & 0 & 2k_{b2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_h \\ q_{b1} \\ q_{b2} \end{Bmatrix} = 0 \quad (2.41)$$

dimana

$$m_h = m = m_F + 2\mu_W S \quad m_{hbj} = \int_0^S \mu_W \Psi_{bj} dy,$$

$$m_{bj} = \int_0^S \mu_W \Psi_{bj}^2 dy, \quad \text{dan} \quad k_{bj} = \int_0^S EI \Psi''^2_{bj} dy \quad j = 1, 2$$

Dapat dilihat tidak terdapat kekakuan yang diasosiasikan dengan bentuk kaku. Hal ini disebabkan tidak adanya energi potensial elastis. Kemudian karena bentuk moda cabang Ψ_{bj} adalah bentuk moda normal eksak ke- j untuk sayap, perlu dicatat juga bahwa m_{bj} dan k_{bj} adalah modal massa dan kekakuan untuk moda cabang ke- j serta $k_{bj} = \omega_{bj}^2 m_{bj}$ dimana ω_{bj} adalah frekuensi alami dari moda cabang ke- j , ortogonalitas dari moda-moda ini diartikan bahwa tidak terdapat *cross-coupling* massa atau kekakuan antara moda-moda cabang. Namun, terdapat kopel inersia pada m_{hbj} antara badan kaku dan moda cabang ke- j . Pasangan moda ini mengakibatkan cabang yang dibatasi tadi menjadi terbebas dan moda pesawat ‘bebas-bebas’ secara menyeluruh dihasilkan

(Wright, 2015). Adapun Persamaan (2.1 – 2.41) didapat dari (Wright, 2015).

2.3 Uji Getar Darat

Uji getar darat merupakan metode yang paling umum digunakan untuk analisis moda yang paling ekonomis dari sebuah struktur. Tujuan dari uji getar darat adalah untuk mendapatkan informasi seperti peredaman, kekakuan, frekuensi alami, dan bentuk mode yang berkaitan dengan respon dinamik dari suatu struktur (Carson, 1997). Selain itu, uji getar darat digunakan untuk mengekstrak karakteristik *modal* dari struktur untuk memvalidasi model dinamik struktur dan memprediksi perilaku *flutter* (Ewins, 2000). Informasi yang didapatkan dari uji getar darat digunakan untuk melakukan perencanaan uji terbang secara hati-hati dan menginterpretasikan data vibrasi dari tes terbang untuk analisis *aeroelastic* dan *flutter clearance*. Adapun ketersediaan dari pesawat untuk uji getar darat dan uji terbang pun dengan waktu dan biaya yang menjadi batasan dalam proses pengembangan pesawat, sangatlah dibutuhkan untuk melakukan uji sertifikasi *flutter clearance* secara efisien (Ensan, 2014).

Dengan tidak dimilikinya data detil dari sistem struktur, seperti pada pesawat yang telah beroperasi yang mana tidak didapatkan akses informasi terkait *drawing*, detil konstruksi, *material properties*, dan sebagainya, atau model elemen hingga dari struktur *airframe*, parameter *modal* yang didapatkan dari uji getar darat dapat digunakan untuk memprediksi karakteristik *flutter* dari struktur dengan akurat (Ewins, 2000).

2.3.1 Analisis Moda

Analisis moda merupakan proses untuk menentukan karakteristik dinamik yang dimiliki sebuah sistem dalam bentuk frekuensi alami, faktor redaman, dan bentuk mode. Karakteristik dinamik tersebut digunakan untuk memformulasikan model matematik untuk perilaku dinamiknyanya. Bentuk model matematik yang telah diformulasikan dijadikan acuan sebagai model mode sistem dan informasi karakteristiknya diketahui sebagai data mode.

Dalam penerapannya, analisis moda terbagi menjadi dua yaitu metode teoritis dan metode eksperimental (He, 2001).

Metode teoritis menggunakan dasar model fisik dari sistem dinamik yang terdiri dari masa, kekakuan, dan sifat redamannya. Sifat-sifat ini dapat berupa bentuk persamaan diferensial parsial. Solusi dari persamaan tersebut dapat menghasilkan nilai dari frekuensi alami dan bentuk mode dari sistem tersebut. Analisis elemen hingga moderen mampu memanfaatkan pembagian diskrit terhadap hampir semua struktur dinamik linier sehingga dapat memaksimalkan kapasitas dan cakupan analisis moda secara teoritis. Adapun perkembangan data akuisisi dan kemampuan pemrosesan telah memberikan kemajuan besar terhadap analisis moda pada metode eksperimental. Adapun metode eksperimental umumnya diketahui sebagai pengujian mode atau *modal testing* (He, 2001).

Modal testing merupakan teknik eksperimental yang digunakan untuk menurunkan model mode dari sistem getar linier tidak bergantung waktu (*time-invariant*). Dasar teori teknik didapatkan dari hubungan antara respon getar pada suatu titik terhadap eksitasi dari titik yang sama atau titik yang berbeda sebagai fungsi eksitasi frekuensi. Hubungan ini diketahui sebagai fungsi respon frekuensi atau *frequency response function* (FRF) (He, 2001). *Modal testing* dilakukan dengan cara pengujian terhadap struktur atau komponen yang diberikan vibrasi atau gaya dimana gaya eksitasi tersebut diketahui. Hal ini memungkinkan tingkat akurasi yang lebih tinggi serta informasi yang didapatkan lebih banyak dan detil (Ewins, 2000). Penggunaan dari *modal testing* meliputi pengukuran FRF atau respon impuls dari struktur. Pengukuran FRF dapat dilakukan dengan mengukur eksitasi pada suatu titik dari struktur dan mengukur respon vibrasi pada satu maupun banyak titik. Teknik eksitasi modern dibantu dengan perkembangan teori analisis moda menyebabkan mekanisme eksitasi yang lebih kompleks dapat dilakukan (He, 2001).

2.3.2 *Modal Testing*

Penggunaan *modal testing* secara umum adalah pengukuran dari karakteristik vibrasi suatu struktur untuk kemudian dibandingkan dengan data yang dihasilkan berdasarkan metode elemen hingga atau model teori lain. Penggunaan *modal testing* ini sangat dibutuhkan untuk memvalidasi model teoritis dengan maksud digunakan untuk memprediksi tingkat respon pada eksitasi yang kompleks seperti *shock* atau tahapan lain dari analisis.

Secara umum pembuktian model teoritis (validitas) menggunakan *major modes* dari uji eksperimental sangat diperlukan sehingga dapat dilakukan proses selanjutnya dengan tingkat kepercayaan yang lebih tinggi.

Pada penggunaan ini, hal-hal yang dibutuhkan dari hasil uji eksperimental adalah estimasi yang akurat dari frekuensi alami dan deskripsi dari *bentuk moda* dengan menggunakan tingkat kejelasan (*detail*) dan akurasi yang cukup untuk melakukan identifikasi dan mengkorelasikan dengan model teoritis. Data bentuk moda yang sangat akurat tidak begitu diperlukan. Secara umum, tidak mungkin untuk memprediksikan redaman pada tiap *mode* vibrasi menggunakan model teoritis. Bagaimanapun juga informasi tersebut sangat berguna dimana informasi uji eksperimental dapat digunakan kedalam model teoritis (walaupun sebagai perkiraan).

Penggunaan lain yaitu pada kasus perbandingan eksperimen-teori berti pada tahapan saat pengambilan kumpulan dari hasil pada tiap-tiap titik tertentu dan keduanya dibandingkan. Terkadang, akan dilakukan koreksi dai model teori dengan tujuan agar karakteristik dari model itu mampu mendekati hasil pengujian. Dahulu proses ini dilakukan dengan metode *trial and error*, akan tetapi saat ini dilakukan pendekatan yang berbeda dan lebih formal yang diketahui sebagai pembaruan model.

Adapun pada proses yang lain, yang lebih dibutuhkan adalah korelasi bukan komparasi dari data teori dan eksperimental. Namun, hal ini membutuhkan proses yang lebih lama dan hasil pengukuran yang sangat presisi dan akurat. Serta dibutuhkan juga deskripsi yang lebih detil dari data bentuk moda.

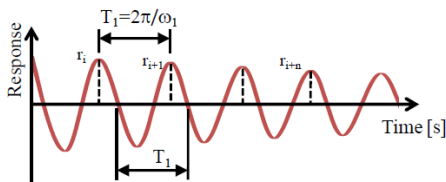
Selain itu, *modal testing* dapat pula digunakan untuk menghasilkan model matematis dari komponen yang kemudian digunakan untuk memasukkan komponen tersebut kedalam pembuatan (*assembly*) struktur. Hal ini terkadang disebut sebagai *substructuring process* dan digunakan secara luas dibidang analisis teoritis terhadap struktur kompleks (Ewins, 2000).

2.3.3 Penentuan Karakteristik Dinamik

Pada metode eksperimental terdapat dua cara untuk mendapatkan karakteristik dinamik dari suatu struktur yaitu *free vibration* dan *forced vibration* (Cruciat, 2012).

2.3.3.1 Metode *Free Vibration*

Free vibration dapat dilakukan pada struktur dengan cara memberikan gaya yang dapat mengeksitasi struktur. Berdasarkan jenis struktur atau elemen, lokasi, dan kondisi eksperimen, *free vibration* dapat direkam dengan mengukur perpindahan struktur, deformasi dari elemen struktur, atau percepatan pada titik utama yang berbeda dari struktur. Respon umum struktur saat *free vibration* ditunjukkan pada Gambar 2.9.



Gambar 2.9 Respon umum struktur (Cruciat, 2012)

Periode alami adalah waktu saat osilasi penuh, serta dapat dihitung sebagai beda waktu antara dua puncak berdampingan atau yang berurutan dari respon struktur yang diukur dalam satuan detik.

Frekuensi sudut ω_1 dan frekuensi alami f_1 dapat dihitung menggunakan periode alami yang diketahui dari grafik variasi pada

respon *free vibration* yang ditunjukkan pada Persamaan (2.42 dan 2.43).

$$\omega_1 = \frac{2\pi}{T_1} \left[\frac{rad}{s} \right] \quad (2.42)$$

$$f_1 = \frac{1}{T_1} = 2\pi\omega_1 \text{ [Hz]} \quad (2.43)$$

Informasi awal mengenai tingkat redaman getaran didapatkan menggunakan pengurangan logaritmik terhadap *free vibration*, bergantung kepada material yang digunakan, tetapi, bergantung terhadap bentuk struktur. Perhitungan dari pengurangan logaritmik (Persamaan (2.44)), δ , sebagai logaritma alami dari prebandingan antara dua titik puncak berurutan pada respon struktur saat *free vibration*. Jika penguatan (atenuasi) dari osilasi diberikan secara perlahan, sebagai hasil pengurangan redaman struktur, pengurangan logaritmik dapat dihitung sebagai rata-rata beberapa puncak sebagaimana ditunjukkan pada Persamaan (2.45).

$$\delta = \ln\left(\frac{r_i}{r_{i+1}}\right) \quad (2.44)$$

$$\delta = \frac{1}{n} \ln\left(\frac{r_i}{r_{i+1}}\right) \quad (2.45)$$

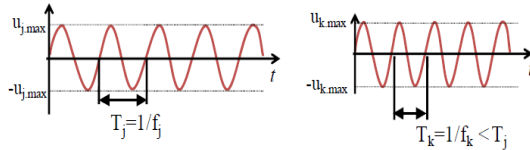
Damping ratio dari sistem dihitung menggunakan pengurangan logaritmik dari *free vibration damping* (Cruciat, 2012) sebagaimana ditulis pada Persamaan 2.46.

$$\xi = \frac{\delta}{\sqrt{4\pi^2 + \delta^2}} \quad (2.46)$$

2.3.3.2 Metode *Forced Vibration*

Adapun metode *forced vibration* memiliki akurasi yang lebih tinggi dibanding metode *free vibration*, akan tetapi proses yang ditempuh lebih kompleks. Disamping alat ukur yang digunakan untuk merekam respon struktur, peralatan khusus diperlukan untuk mendapatkan nilai eksitasi dari sistem struktur yang mengakibatkan metode ini menjadi lebih kompleks. Metode yang

membutuhkan data yang diproses lebih banyak dan besar ketimbang metode *free vibration*. Dengan metode getaran harmonik paksa, kita dapat menampilkan frekuensi getaran dari struktur dan rasio redamannya. Gambar 2.10 menunjukkan respon dari eksitasi ganda pada *domain waktu*.



Gambar 2.10 *Time history displacement* pada eksitasi harmonik ganda (Cruciat, 2012)

Eksitasi struktur dilakukan menggunakan gerak paksa harmonik, dengan amplitudo konstan, yang mana dikarakteristikan dengan perbedaan frekuensi getaran. Untuk mencapai lebar frekuensi uji yang diharapkan atau dibutuhkan, dapat dilakukan dengan cara memilih beberapa variasi dari frekuensi eksitasi. Respon maksimum struktur ditampilkan pada grafik yang berhubungan dengan frekuensi eksitasi, sehingga menghasilkan kurva respon dari struktur terhadap getar paksa harmonik. Salah satu respon maksimum dapat menentukan frekuensi getar dari struktur yang berkaitan dengan *mode* getar yang diberikan, f_i , dan periode getar, T_i , dengan mengidentifikasi frekuensi *quasi-resonant*, yang berhubungan dengan respon struktur di atasnya (Persamaan 2.47).

$$T_i \frac{1}{f_i} [s] \quad (2.47)$$

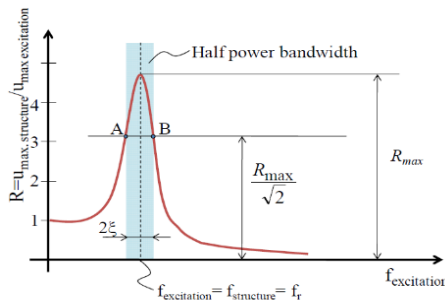
Beberapa frekuensi dapat dihitung berdasarkan lebar pita frekuensi yang berhubungan dengan satu atau lebih bentuk *modal*. Sebagai hasil dari kondisi teknis yang sedang berlangsung dari eksperimen, eksitasi dari amplitudo osilasi dapat berbeda antara satu frekuensi dengan lainnya. Dalam hal ini, cara menampilkan yang lebih baik adalah respon struktur yang telah dinormalisasi.

Metode yang digunakan untuk menentukan rasio redaman adalah *half power bandwidth method*. Pada kurva respon *harmonic forced vibrations*, titik A dan B ditentukan, bergantung terhadap respon maksimum, dikalikan dengan $\frac{1}{\sqrt{2}}$.

Sehingga rasio peredaman dapat ditunjukkan dalam persamaan sebagai berikut

$$\xi = \frac{f_B - f_A}{2f_r} \quad (2.48)$$

dimana f_A dan f_B adalah frekuensi dari titik A dan B, serta f_r adalah *quasi-resonant frequency* (Cruciat, 2012). Persamaan (2.42 – 2.48) didapat dari (Cruciat, 2012). Adapun kurva respon dari struktur terhadap gaya eksitasi harmonik ditunjukkan pada Gambar 2.11.



Gambar 2.11 Kurva respon struktur terhadap eksitasi harmonik (Cruciat, 2012)

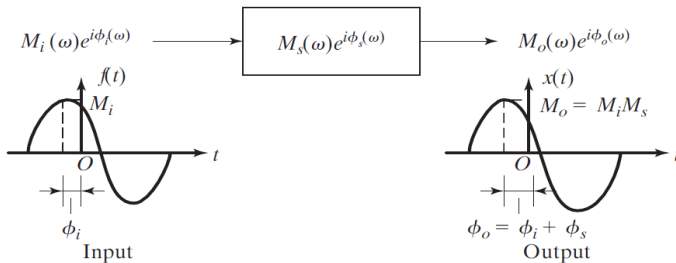
2.3.4 Frequency Response Function

Respon *steady-state* dari sebuah sistem linier terhadap *input* harmonik akan menghasilkan *output* harmonik juga. Perbedaan dari *input* dan *output* hanya pada amplitudo dan sudut fasa. *Input* dapat dituliskan dalam bentuk bilangan kompleks. Magnitudo dari bilangan kompleks merupakan amplitudo dari persamaan harmonik, sedangkan sudut dari bilangan kompleks merupakan sudut fasa dari persamaan harmonik (LMS, 2016). Sebagai contoh sistem masa-pegas-peredam dapat ditulis dalam bentuk diagram blok seperti pada Gambar 2.12.

Respon harmonik sistem dapat ditulis seperti persamaan berikut.

$$\begin{aligned} M_o(\omega)e^{i\phi_o(\omega)} &= M_s(\omega)e^{i\phi_s(\omega)}M_i(\omega)e^{i\phi_i(\omega)} \\ &= M_s(\omega)M_i(\omega)e^{i\{\phi_s(\omega)+\phi_i(\omega)\}} \end{aligned} \quad (2.49)$$

dimana M merupakan amplitudo dan ϕ merupakan sudut fasa.



Gambar 2.12 Diagram blok sistem (LMS, 2016)

Dari persamaan (2.49) magnitudo dari persamaan sistem didapat dengan

$$M_s(\omega) = \frac{M_o(\omega)}{M_i(\omega)} \quad (2.50)$$

dan fasa didapat dengan

$$\phi_s(\omega) = \phi_o(\omega) - \phi_i(\omega) \quad (2.51)$$

persamaan sistem ($M_s(\omega)e^{i\phi_s(\omega)}$) merupakan *frequency response function* dengan $M_s(\omega)$ sebagai amplitudo atau *magnitude frequency response* dan $\phi_s(\omega)$ merupakan *phase response function* (LMS, 2016). Persamaan (2.49 – 2.51) didapat dari (LMS, 2016).

2.3.5 Analisis Transformasi Fourier

Dalam penggunaannya, definisi FRF dapat diperluas untuk mewakili eksitasi umum lebih banyak dengan melakukan transformasi fourier sehingga

$$H(\omega) = \frac{X(\omega)}{F(\omega)} = \frac{\text{Fourier Transform of } x(t)}{\text{Fourier Transform of } f(t)} \quad (2.52)$$

yang mana untuk contoh $X(\omega)$ transformasi Fourier dari $x(t)$ adalah diberikan sinyal kontinyu dengan panjang tak hingga

$$X(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t)e^{-i\omega t} dt \quad (2.53)$$

Transformasi Fourier $X(\omega)$ adalah fungsi kompleks dari frekuensi (spektrum) yang mana bagian riil dan imajiner mendefinisikan magnitudo dari komponen $\cos \omega t$ dan $-\sin \omega t$ dalam sinyal $x(t)$. Satuan dari $X(\omega)$, $F(\omega)$ adalah ms dan Ns dan satuan dari $H(\omega)$ adalah m/N. Persamaan 2.52 menunjukkan hubungan respon struktur melalui fungsi alih antara *output* $X(\omega)$ dan input $F(\omega)$. Persamaan umum dari transformasi Fourier ditunjukkan pada Persamaan 2.53. Invers transformasi Fourier adalah tahapan untuk mengubah fungsi frekuensi kedalam domain waktu kembali. Meskipun transformasi Fourier awalnya didefinisikan untuk sinyal kontinyu tak hingga, dan dalam kondisi ini akan terlihat kurang bermanfaat, dalam prakteknya sinyal dengan panjang T diperhitungkan dengan menggunakan definisi yang berbeda yaitu pada Persamaan 2.54.

$$X(\omega) = \frac{1}{T} \int_0^T x(t)e^{-i\omega t} dt \quad (2.54)$$

dalam kasus ini, satuan dari $X(\omega)$, $F(\omega)$ menjadi m dan N, sedangkan satuan dari $H(\omega)$ tetap m/N. Persamaan (2.52 – 2.54) didapat dari (Wright, 2015).

Apa yang diasumsikan menggunakan persamaan ini adalah $x(t)$ periodik dengan periode T . Menunjukkan bahwa tidak ada diskontinuitas antara awal dan akhir dari $x(t)$ sehingga analisis dapat dilakukan untuk eksitasi dengan panjang tertentu seperti *pulse*. Jika diskontinuitas ditemukan maka fenomena ‘kebocoran’

terjadi dan komponen amplitudo Fourier yang tidak cocok/benar tambahan ditampilkan untuk menunjukkan diskontinuitas. Dalam prakteknya, fungsi cuplikan (*window*) seperti *hanning*, *hamming* digunakan untuk meminimalisir efek ini (Wright, 2015).

2.3.6 Pengukuran FRF

Pengukuran FRF pada analisis moda eksperimental digunakan untuk mendapatkan data FRF dari struktur. Metode ini adalah untuk mengeksitasi sebuah struktur dengan gaya *input* yang telah diketahui dan mengukur gaya serta respon dari struktur sebagai hasilnya, data yang didapatkan (berupa FRF) digunakan untuk analisis moda sehingga *modal model* dari struktur didapatkan dari turunan data tersebut (He, 2001).

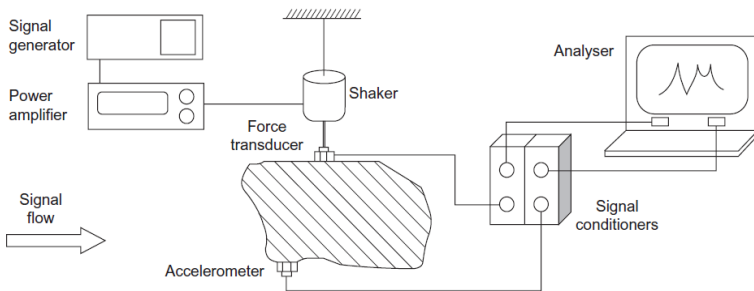
Perkembangan dari *hardware* yang digunakan untuk pengukuran dan alat komputasi pada beberapa dekade ini sangatlah cepat sehingga pengujian dapat melakukan pengukuran FRF dengan *multiple force inputs* dan *multiple force outputs* secara bersamaan. Dengan *multiple force inputs*, pengukuran FRF memungkinkan struktur untuk dibuat bergetar dengan amplitudo yang sama (*uniform*). Pengukuran ini memungkinkan data FRF yang didapat lebih akurat dan waktu yang dibutuhkan lebih efisien (He, 2001).

Teknik pengukuran vibrasi secara umum terbagi menjadi dua yaitu metode pengukuran dengan hanya satu jenis parameter yang diukur (umumnya tingkat respon), dan metode pengukuran dengan parameter input dan respon *output* yang diukur. Hubungan umum dari respon struktur adalah pada Gambar 2.13 (Ewins, 2000).

$$\boxed{\text{RESPONSE}} = \boxed{\text{PROPERTIES}} \times \boxed{\text{INPUT}}$$

Gambar 2.13 Hubungan antara input dan karakteristik material (Ewins, 2000)

Set-up yang umum digunakan di lingkungan laboratorium maupun secara umum untuk pengukuran FRF terdiri dari tiga bagian yaitu *excitation force* atau *excitation mechanism*, alat ukur dan data akuisisi, dan pemrosesan sinyal (*signal processing*).



Gambar 2.14 *Set-up* pengukuran dengan *shaker excitation* (He, 2001)

Secara umum, *set-up* peralatan dapat dilihat pada Gambar 2.14 (He, 2001).

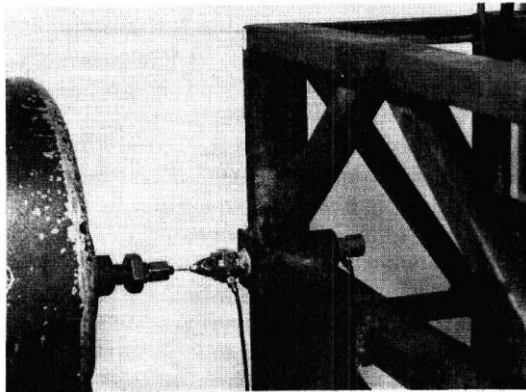
Apabila dua dari tiga variabel dapat diukur dan diketahui maka variabel *properties* atau karakteristik struktur dapat dicari (Ewins, 2000).

Dari *set up* pengukuran yang terdiri dari tiga bagian tersebut masing-masing elemen memiliki kegunaan sebagai berikut (Ewins, 2000).

- a. *Excitation mechanism* yang berfungsi sebagai sumber sinyal eksitasi. Dapat berupa beberapa bentuk seperti sinusoidal, periodik, *random*, dan transien. Dalam *excitation mechanism* terdapat *power amplifier* yang berguna untuk menggerakkan alat yang digunakan sehingga struktur dapat bervibrasi. Selain itu, terdapat juga *exciter* yang berfungsi sebagai pemberi gaya eksitasi terhadap struktur. Terdapat beberapa jenis *exciter*, diantaranya yang umum digunakan adalah *hammer blow* (dengan palu) atau *shaker*.
- b. Alat ukur yang digunakan adalah *transducer* yang memiliki fungsi untuk mengukur gaya eksitasi dan beberapa respon penting yang diamati. Secara umum, *transducer* yang digunakan adalah *piezoelectric*. Data akuisisi atau *conditioning amplifiers* digunakan untuk menguatkan sinyal yang ditangkap oleh *transducer* sehingga dapat dilakukan analisis terhadap hasil pengukuran.

- c. *Analyzer* atau *signal processing* memiliki fungsi untuk mengukur dan menganalisis sinyal yang ditangkap oleh *transducer* sehingga didapatkan data yang dibutuhkan (FRF *measured data*).

Pada pengukuran FRF, benda yang diuji harus disiapkan terlebih dahulu. Salah satu metode persiapan benda adalah dengan *free supports*. Keadaan *free supports* adalah keadaan dimana benda uji tidak terhubung atau kontak langsung dengan tanah (melayang) pada semua koordinatnya. Sehingga benda uji / struktur akan menampilkan mode *rigid body* yang mana ditentukan hanya dari nilai massa dan inersianya yang mana tidak terdapat *bending* atau *flexing* sama sekali. Secara teoritis, semua struktur akan menampilkan 6 mode *rigid body* dan tiap-tiap mode tersebut memiliki frekuensi alami pada 0 Hz. Dengan melakukan pengujian pada struktur yang berada pada keadaan *free conditoin*, dapat ditentukan mode *rigid body* dan nilai massa dan inersia yang mana hal tersebut merupakan data yang sangat berguna (Ewins, 2000).



Gambar 2.15 Contoh penggunaan *stinger* (Ewins, 2000)

Salah satu teknik untuk menghubungkan *shaker* dengan struktur adalah menggunakan *push rods* atau *stinger*. Hal ini dibutuhkan karena *stinger* memberikan gaya eksitasi terhadap struktur pada satu sumbu yang digunakan untuk menganalisis

respon struktur pada sumbu tersebut. Salah satu contoh penggunaan *stinger* dapat dilihat pada Gambar 2.15 (Ewins, 2000).

Adapun didapati proses pengukuran FRF adalah dengan mode akuisisi '*Free Run*'. Menurut (LMS, 2016) akuisisi tiap 'blok' baru ditentukan dengan presentasi '*Overlap*'. *Overlap* 0% diartikan sebagai tidak ada *overlap* antara blok (n) dan ($n-1$). Adapun parameter pengondisian dari acuan dan respon adalah pencuplikan atau *windowing*. Adapun salah satu jenis pencuplikan atau *windowing* adalah *hanning*. Pengondisian ini umumnya digunakan untuk tujuan analisis umum dari sinyal acak dengan komponen frekuensi diskrit. Pengondisian ini memiliki pengaruh *round topped filter*. Kemampuan untuk memfilter, antara frekuensi berdampingan yang memiliki amplitudo yang sama, sangat lemah sehingga tidak cocok untuk pengukuran akurat dari sinyal yang kecil.

2.3.7 *PolyMAX Plus*

Metode *PolyMAX Plus* merupakan metode estimasi parameter *modal* dalam domain frekuensi atau dapat disebut melakukan estimasi parameter *modal* menggunakan hasil pengukuran FRF sebagai data primer. Metode *PolyMAX Plus* memiliki kelebihan yaitu lebih efisien dalam komputasi dan memiliki tampilan *stabilization diagram* yang lebih bersih dan jelas walaupun dalam kasus sistem teredam kuat dan pengukuran FRF yang terdapat *noise*. Lebih dari itu, tingkat kestabilan numerik dari algoritmanya menyebabkan analisis dapat dilakukan untuk *bandwidth* yang besar dan *high-model order* serta cocok untuk struktur teredam kuat maupun lemah. Dalam dunia industri, kelebihan penggunaan *PolyMAX Plus* adalah lebih *user friendly* dan lebih mudah diakses oleh pengguna *non-expert* serta pada tingkat penelitian metode ini mampu menstimulasi beberapa tingkatan aktivitas pada metode metode serta dapat menghasilkan *stabilization diagram* yang lebih jernih serta analisis *modal* terotomasi (Peeters, 2012)

Metode *PolyMAX* mampu menawarkan prospek yang lebih bagus dalam menghadapi tantangan *Experimental Modal Analysis*

(EMA) untuk saat ini. Metode ini menghasilkan *stabilization diagram* yang lebih jernih secara umum sehingga mempermudah pemilihan tingkat *model (model order)* dan *pole* struktur terbaik. Selain itu, metode ini mampu mengidentifikasi perilaku dari data set dengan *noise* sebaik penggunaan untuk *high order*, struktur teredam kuat (Peeters, 2004).

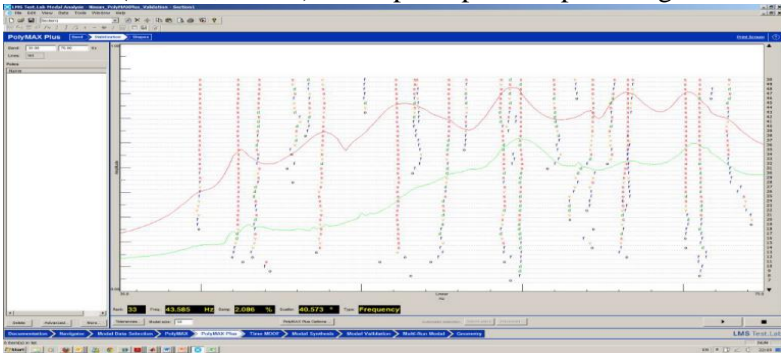
Diketahui bahwa dekomposisi modal dari matriks FRF $H(\omega) \in \mathbb{C}^{N_o \times N_i}$ dapat ditulis (Peeters, 2012)

$$[H(\omega)] = \sum_{i=1}^n \frac{\{v_i\} \langle l_i^T \rangle}{j\omega - \lambda_i} + \frac{\{v_i^*\} \langle l_i^H \rangle}{j\omega - \lambda_i^*} + [LR] + (j\omega)^2[UR] \quad (2.55)$$

N_o adalah jumlah *output*, N_i adalah jumlah input, n adalah jumlah pasangan moda kompleks konjugat. \cdot^* kompleks konjugat matriks, $\{v_i\} \in \mathbb{C}^{N_o}$ adalah bentuk moda, $\langle l_i^T \rangle \in \mathbb{C}^{1 \times N_i}$ adalah *modal participation*, dan λ_i adalah pole-pole yang berhubungan dengan frekuensi *eigen* ω_i dan rasio peredaman ξ_i sebagai berikut (Peeters, 2012)

$$\lambda_i, \lambda_i^* = -\xi_i \omega_i \pm j \sqrt{1 - \xi_i^2} \omega_i \quad (2.56)$$

residual atas dan bawah, LR, UR $\in \mathbb{R}^{N_o \times N_i}$ telah disajikan untuk memodelkan pengaruh mode *out-of-band* pada pita frekuensi yang dibahas (Peeters, 2012). Adapun proses perhitungan lebih



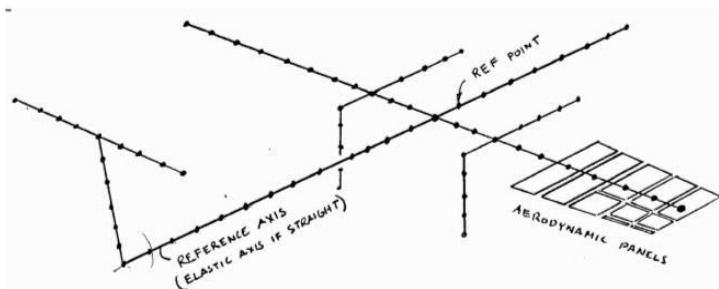
Gambar 2.16 Contoh PolyMAX Plus *stabilization diagram* (Peeters, 2012)

mendalam disajikan pada (Peeters, 2012) dan (Peeters, 2004). Gambar 2.16 merupakan tampilan contoh *stabilization diagram* dari *PolyMAX Plus* (Peeters, 2012).

2.4 Pemodelan Struktur

Pemodelan struktur dalam analisis *normal modes* bisa dilakukan dengan berbagai metode. Metode yang umum digunakan adalah *full FEM (Finite Element Model)*, *Hybrid*, dan model batang (Sakti, 2013). Metode *finite element* menawarkan simpulan umum permasalahan yang secara virtual tak hingga dengan memperbolehkan penggunaan elemen-elemen dari berbagai bentuk reguler (*regular shape*). Elemen-elemen ini dapat dikombinasikan untuk memperkirakan berbagai batasan non-reguler (*irregular boundary*). Bersamaan dengan itu, beban dan batasan dari berbagai tipe dapat digunakan. Generalisir permasalahan hadir bersamaan dengan kebutuhan atau biaya. Perubahan aspek signifikan pada sebuah model membutuhkan analisis ulang secara menyeluruh. Penganalisis menganggap hal ini merupakan biaya kecil yang perlu dikeluarkan karena metode elemen hingga ini terkadang hanya metode yang mungkin dipakai untuk analisis (MSC, 2014).

Pesawat terbang dengan komponen-komponen yang bersifat panjang dan ramping (*slender*) dengan penampang melintang yang kaku dapat dimodelkan dengan suatu kumpulan batang-batang



Gambar 2.17 Model struktur pesawat dengan metode *stick model* (Sakti, 2013)

yang diletakkan di sepanjang sumbu referensi dari struktur (*reference axis*). Adapun contoh dari pemodelan struktur dengan metode *stick model* ditunjukkan pada Gambar 2.17.

Sumbu referensi merupakan sumbu elastis (*elastic axis*) dari struktur. Sumbu elastis merupakan kumpulan-kumpulan kedudukan titik pusat geser (*shear center*) dari penampang melintang struktur. Pemodelan struktur dengan menggunakan model batang merupakan penyederhanaan dari model struktur *full FEM*, sehingga hasil analisis dari model batang tidak akan sama tingkat ketelitiannya dengan *full FEM*. Penyederhanaan model ini sangat diperlukan dalam proses desain, karena dengan model yang lebih sederhana analisis dapat dilakukan dalam waktu yang lebih singkat. Untuk mengoreksi ketidakteelitian dari model batang ini perlu dilakukan validasi melalui proses pengujian. Salah satu metode validasi adalah dengan melakukan uji getar darat (*ground vibration test*). Hasil pengujian tersebut kemudian digunakan untuk mengoreksi model sehingga hasil modelnya akan mendekati hasil sebenarnya (Sakti, 2013).

2.4.1 MSC Nastran

Dalam pembuatan model struktur menggunakan MSC Nasstran, terdapat beberapa hal yang harus dipenuhi yaitu pembuatan berkas / *file* yang dibutuhkan oleh MSC Nastran sebagai input untuk kemudian dilakukan kalkulasi menggunakan algoritma-algoritma yang terdapat pada MSC Nastran. Struktur data pada berkas input terdiri dari tipe analisis yang akan dilakukan, geometri model, kumpulan elemen-elemen hingga, beban, batas-batas (*boundary conditions*), dan jenis *output* yang dibutuhkan untuk dilakukan perhitungan. Ekstensi *file* dapat berupa “.dat” atau “.bdf”. berkas input dapat dibuat menggunakan *text editor* atau *finite element pre-processor* (MSC, 2014).

Struktur dari *input file* NASTRAN (dapat dilihat pada Gambar 2.18) terdiri dari NASTRAN *statement*, *File Management Statements*, *Executive Control Statements*, *CEND*, *Case Control Commands*, *BEGIN BULK*, *Bulk Data Entries*, dan *ENDDATA*.

Input file dapat berjalan walaupun tanpa *NASTRAN statement*, dan *File Management Statements* (MSC, 2014).

Executive Control Section disebut sebagai *statements*. Fungsi utama bagian ini adalah untuk menentukan tipe solusi analisis untuk dilakukan. Fungsi umum lainnya termasuk *ID statement* (opsional) untuk mengidentifikasi jenis operasi/pekerjaan, dan *TIME statements* (opsional) yang menentukan batas waktu maksimum untuk eksekusi. Bagian *Executive Control Section* ditutup dengan *delimiter CEND* (MSC, 2014).

Case Control Section disebut sebagai *commands*. Bagian ini digunakan untuk menentukan dan mengendalikan tipe *output* analisis yang dibutuhkan (seperti gaya, stres, dan pergeseran). Bagian ini juga mengelola kumpulan *Bulk Data Input*, mendefinisikan sub-kasus analisis, memilih beban dan syarat batas (MSC, 2014).

Bulk Data Section diawali dengan *delimiter BEGIN BULK*. *Bulk Data Entries* terdiri dari segala hal yang dibutuhkan untuk mendeskripsikan geometri dari model elemen hingga, sistem koordinat, elemen-elemen hingga, beban, syarat batas, dan karakteristik material. Pada kebanyakan analisis, bagian ini merupakan bagian terbesar dari seluruh *input file* MSC

NASTRAN Statement	Optional
File Management Statements	Optional
Executive Control Statements	Required Section
CEND	Required Delimiter
Case Control Commands	Required Section
BEGIN BULK	Required Delimiter
Bulk Data Entries	Required Section
ENDDATA	Required Delimiter

Gambar 2.18 Struktur *input file* MSC Nastran (MSC, 2014)

NASTRAN. *Bulk Data Entries* dapat ditulis dalam berbagai bentuk urutan dan ditutup dengan *delimiter ENDDATA* (MSC, 2014).

```

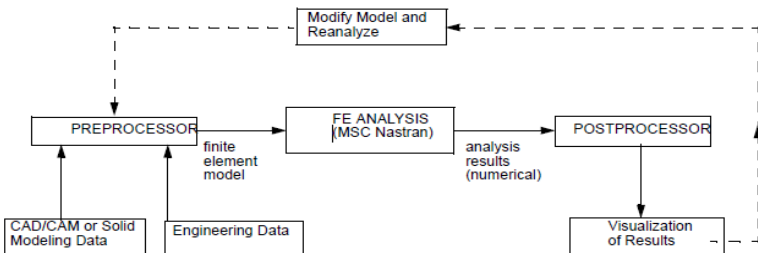
Executive Control Section { ID ROD EXAMPLE
                          { SOL 101
                          { TIME 5
Recommended              { CEND
Case Control Section     { LOAD=8
                          { DISP=ALL
                          { SPCF=ALL
Recommended              { ECHO=BOTH
                          { BEGIN BULK
Bulk Data Section        { GRID,1,,0,,0,,0,,123456
                          { GRID,2,,0,,8.0,0,,
                          { FORCE,8,2,,20,,0,,1,,0.
                          { CROD,1,15,1,2
                          { PROD,15,5,4.909E-2
Recommended              { MAT1,5,30.E6,,0.3
                          { ENDDATA

```

Gambar 2.19 Contoh *input file* MSC Nastran (MSC, 2014)

Adapun salah satu contoh dari *input file* pada MSC Nastran ditampilkan pada Gambar 2.19.

Gambar 2.20 menunjukkan hubungan antara *pre-processor*, *FE Analysis*, dan *post-processor*. Selain itu, pada Gambar 2.20 ditunjukkan rangkaian proses yang dilakukan dalam proses pembuatan model struktur yaitu pembuatan model awal, analisis, visualisasi, pengamatan, modifikasi, dan analisis ulang. Dalam pembuatan model terdapat tiga bagian yaitu *preprocessor*, *Finite*



Gambar 2.20 *Pre* dan *postprocessor* dalam *FE analysis* (MSC, 2014)

Element (FE) Analysis, dan *postprocessor*. *Pre-* dan *post-processor* elemen hingga (seperti MSC Patran / FEMAP) merupakan paket *software* berbasis grafis yang utamanya didesain untuk membantu dalam pengembangan model elemen hingga (*pre-processing*) dan membantu dalam menampilkan dan menginterpretasikan dari hasil analisis (*post-processing*). Dengan tambahan, *software preprocessing* membantu analisis memodifikasi model awal jika hasil yang didapatkan membutuhkan perubahan dan analisis ulang. Beberapa *pre-processor* mampu mengimpor data geometrik dari *software* pemodelan benda (*solid modeling*) atau *computer aided design and manufacturing* (CAD/CAM) untuk kemudian digunakan sebagai basis dari model FE. *Processor* mungkin terintegrasi dengan *software* analisis atau berdiri sendiri (*standalone*) (MSC, 2014).

Jenis analisis yang digunakan pada pemodelan struktur adalah SOL 103 (SEMODES) yang memiliki tugas untuk mencari *normal modes* dan SOL 145 (SEFLUTTER) yang memiliki tugas untuk melakukan analisis *Aerodynamic Flutter*. Pada pemodelan, diperlukan *model geometry* yang mana pada MSC Nastran didefinisikan menggunakan *grid points* (MSC, 2014).

Grid points merupakan titik yang berada pada atau di dalam *continuum* struktural yang digunakan untuk mendefinisikan elemen hingga. Sebuah model sederhana dapat hanya terdiri dari beberapa *grid points*, sedangkan pada model yang kompleks memungkinkan terdiri dari jutaan *grids*. *Grid points* struktur dapat bergeser atau berpindah terhadap struktur yang terbebani. Tiap *grid point* dari model struktur memiliki 6 kemungkinan pergeseran komponen yaitu tiga translasi (x,y, dan z) dan tiga rotasi (x,y, dan z). Komponen pergeseran tersebut disebut sebagai derajat kebebasan atau *degree of freedom* (DOF) (MSC, 2014).

Grid points digunakan untuk mendefinisikan geometri dari struktur. Adapun format *bulk data entry* dari GRID ditunjukkan pada Gambar 2.21.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
GRID	ID	CP	X1	X2	X3	CD	PS	SEID	

Gambar 2.21 Format *bulk data entry* dari GRID (MSC, 2014)

Kolom ID berisikan *grid point identification number*, CP berisi *identification number* dari sistem koordinat pada lokasi *grid point* didefinisikan, X1, X2, dan X3 berisi lokasi dari *grid point* pada sistem koordinat, CD berisi *identification number* dari sistem koordinat dimana *displacements*, DOF, batas-batas (*constraints*), dan vektor solusi didefinisikan pada *grid points* (biasanya dibiarkan kosong). Adapun X1, X2, dan X3 bergantung terhadap jenis sistem koordinat dari sistem yang terbagi menjadi tiga yaitu *Rectangular*, *Cylindrical*, dan *Spherical* (MSC, 2014).

RBE2 memiliki kegunaan untuk menghubungkan antara satu GRID / elemen independen dengan GRID / elemen dependen lain tanpa menambah kekakuan dari model dengan format seperti pada Gambar 2.22 (MSC, 2014). RBE2 dapat digunakan untuk pembuatan cangkang dari model (Sakti, 2013).

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
RBE2	EID	GN	CM	GM1	GM2	GM3	GM4	GM5	
	GM6	GM7	GM8	-etc.-					

Gambar 2.22 Format *bulk data entry* dari RBE2 (MSC, 2014)

Kolom EID berisi *element identification number*, GN berisi *identification number* dari *grid point* dimana semua 6 DOF independen dari elemen dipasangkan, CM berisi *component number* dari DOF dependen pada sistem koordinat global di *grid point* GM_i, GM_i berisi *grid point identification number* dimana DOF dependen dipasangkan.

CBEAM digunakan untuk mendefinisikan elemen *beam*. Adapun format *bulk data entry* dari CBEAM ditunjukkan pada Gambar 2.23 (MSC, 2014).

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
CBEAM	EID	PID	GA	GB	X1	X2	X3	OFFT/BIT	
	PA	PB	W1A	W2A	W3A	W1B	W2B	W3B	
	SA	SB							

Gambar 2.23 Format *bulk data entry* dari CBEAM (MSC, 2014)

EID berisi *Unique element identification number*, PID berisi *Property identification number* dari PBEAM, GA;GB berisi *grid*

point identification number dari titik sambungan, X1;X2;X3 berisi vektor orientasi komponen, dan kolom lain boleh dibiarkan kosong (tidak diisi, hanya baris pertama saja yang digunakan).

PBEAM memiliki fungsi untuk mendefinisikan *properties* dari elemen beam (CBEAM). Elemen ini dapat digunakan untuk *model tapered beam*. Adapun format *bulk data entry* dari PBEAM ditampilkan pada Gambar 2.24.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
PBEAM	PID	MID	A(A)	I1(A)	I2(A)	I12(A)	J(A)	NSM(A)	
	C1 (A)	C2 (A)	D1 (A)	D2 (A)	E1 (A)	E2 (A)	F1 (A)	F2 (A)	

Gambar 2.24 Format *bulk data entry* PBEAM (MSC, 2014)

PID berisi *property identification number*, MID berisi *material identification number*, A(A) berisi luas area dari *beam* penampang melintang pada ujung (A), I1(A) berisi momen inersia luasan di ujung A untuk *bending* pada *plane 1*, I2(A) berisi momen inersia luasan pada ujung A untuk *bending* pada *plane 2*, I12(A) berisi *Area product of inertia* pada ujung A, J(A) berisi parameter kekakuan torsi di ujung A, NSM(A) berisi *Nonstructural mass per unit length* di ujung A. Kolom lain boleh dikosongkan (yang digunakan hanya baris pertama saja).

Kemudian jenis material juga perlu didefinisikan menggunakan MAT1. MAT1 mendefinisikan material linier, elastis, homogen, isotropic dengan format *bulk data entry* yang ditampilkan pada Gambar 2.25.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
MAT1	MID	E	G	NU	RHO	A	TREF	GE	
	ST	SC	SS	MCSID					

Gambar 2.25 Format *bulk data entry* MAT1 (MSC, 2014)

MID berisi *material identification number*, E berisi modulus Young, G berisi *shear modulus*, NU berisi *Poisson's ratio*, RHO berisi massa jenis (*mass density*), dan kolom lain boleh dikosongkan.

PLOTEL digunakan untuk mendefinisikan elemen *dummy* satu dimensional yang digunakan untuk *plotting*. PLOTEL memiliki format *Bulk data entry* seperti pada Gambar 2.26.

1	2	3	4
PLOTEL	EID	G1	G2

Gambar 2.26 Format *bulk data entry* PLOTEL (MSC, 2014)

EID berisi *element identification number*, dan G1;G2 berisi *grid point identification number* dari titik sambungan.

CONM2 digunakan untuk mendefinisikan massa terkonsentrasi pada *grid point*. Adapun format *bulk data entry* dari CONM2 ditampilkan pada Gambar 2.27.

1	2	3	4	5	6	7	8
CONM2	EID	G	CID	M	X1	X2	X3
	I11	I21	I22	I31	I32	I33	

Gambar 2.27 Format *bulk data entry* CONM2 (MSC, 2014)

EID berisi *element identification number*, G berisi *grid point identification number*, CID berisi *coordinate system identification number* (diisi -1), M berisi *mass value*, X1;X2; dan X3 merupakan jarak *offset* dari *grid point* terhadap *center of gravity* (CG) dari massa pada sistem koordinat yang didefinisikan pada CID (kecual jika nilai CID = -1 maka X1;X2; dan X3 merupakan koordinat bukan *offsets* dari CG massa pada sistem koordinat *basic*), Iij berisi *mass moments of inertia* yang diukur pada CG massa di sistem koordinat yang didefinisikan pada CID (jika CID = -1 maka sistem koordinat *basic* yang digunakan) (MSC, 2014).

2.4.2 FEMAP

FEMAP merupakan perangkat lunak pemodelan, dengan metode elemen hingga, dan *post-processing* yang mampu melakukan analisis keteknikan dengan cepat dan mumpuni. FEMAP dapat digunakan untuk membuat geometri atau mengimpor geometri CAD. FEMAP mampu membaca hasil dari program penyelesaian (*solver program*) yang kemudian, dengan

alat-alat yang memiliki kegunaan yang luas, mampu memvisualisasikan dan menyampaikan hasil akhir / solusi perhitungan (Siemens, 2016).

Dalam proses pembuatan geometri, beberapa parameter diperlukan untuk mendapatkan hasil model yang diharapkan. Beberapa parameter umum adalah titik (*points*), garis (*lines*), dan lengkungan (*curves*). Terdapat juga berbagai metode tentang pembuatan parameter *points*, *lines*, dan *curves* (Siemens, 2016).

Dalam pembuatan model tiga dimensi bervolum (balok / kubus / silinder), dapat memanfaatkan *Geometry* -> *Solids*. Perintah *solid meshing* tersedia dalam semua konfigurasi FEMAP. Perintah ini dapat digunakan untuk membuat model *solids* dengan *Parasolid Solid Engine* (Siemens, 2016).

Pada FEMAP terdapat dua cara untuk membuat *solids* yaitu dengan cara *using primitives* (kubus (*blocks*), silinder (*cylinders*), kerucut (*cones*), dan bola (*spheres*)) dan *using surfaces/boundaries* (*Extrude/Revolve* untuk membuat *solid* baru, *Add/Remove* untuk menambahkan material dari *solid* yang sudah ada, *Sweep* untuk membuat *solid* yang mengikuti *drive curve* atau *Sweep Between* untuk membuat *solid* diantara dua *surfaces* yang dipilih, dan *Stitch* untuk membuat *solid* dari *surface* yang melingkupi suatu volum dengan sempurna) (Siemens, 2016).

Selain itu, terdapat juga perintah-perintah yang digunakan untuk memodifikasi *solid* yang telah dibuat tadi. Salah satunya adalah *Slice*, yang berfungsi untuk memotong *solid* terhadap bidang tertentu tetapi meninggalkan *matching surface* pada kedua *solid*. Adapun pada bidang tertentu dapat dibuat dengan *existing face(s) of sheet solids*, atau dengan *existing curves* dengan *normal vector* atau *specified vector*. Fungsi ini mampu membagi suatu *solid* utuh menjadi bagian-bagian kecil serta mampu dimanfaatkan untuk membuat penampang melintang dari *solid* (Siemens, 2016).

Pendefinisian jenis material juga dapat dilakukan pada FEMAP. Adapun jenis-jenis material yang digunakan, *parameter-nya* dapat diisikan secara manual maupun menggunakan *database* yang telah disediakan. Selain itu, karakteristik atau *properties* dari model juga dapat digunakan untuk mendefinisikan informasi

analisis tambahan untuk elemen-elemen. Secara umum, data *property* berupa *geometric* (ketebalan, luas area, dsb). Beberapa tipe data lain selain *geometric* adalah inersia, kekakuan, atau massa (Siemens, 2016).

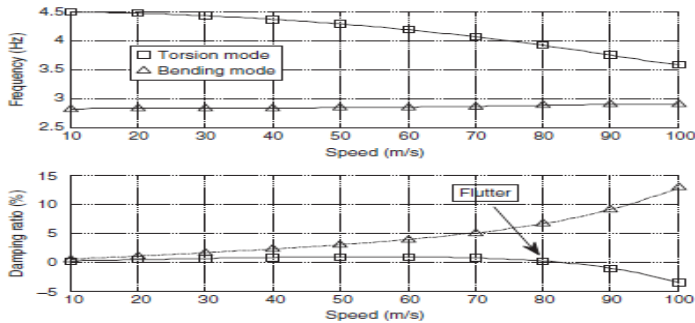
2.5 Flutter

Aeroelastic flutter dapat didefinisikan secara formal sebagai ketidakstabilan dinamik dari kendaraan terbang yang berhubungan dengan interaksi antara aerodinamik, elastik, dan gaya inersia. Fenomena ketidakstabilan dinamika aeroelastik / *aeroelastic dynamic* ini dapat mengakibatkan kegagalan struktur yang berbahaya dari kendaraan terbang. Setiap penelitian / investigasi dari kestabilan *flutter* membutuhkan pengetahuan yang cukup mengenai dinamika struktur sistem dan karakteristik aerodinamik (*aerodynamic properties*). Untuk elaborasi lebih lanjut, *flutter* adalah swa-eksitasi (*self-excited*) dan osilasi tak stabil yang berpotensi bersifat destruktif yang mana gaya aerodinamik pada *flexible body couple* dengan vibrasi moda alaminya menghasilkan gerak osilasi dengan amplitudo yang bertambah. Dalam hal ini, tingkat vibrasi akan bertambah/meningkat, menghasilkan gerak osilasi dengan amplitudo yang cukup besar sehingga mengakibatkan kegagalan struktur (Hodges, 2011).

Menurut (Wright, 2015) *flutter* merupakan fenomena aeroelastik yang paling penting dan paling sulit untuk diprediksi. Fenomena ini merupakan fenomena vibrasi swa-eksitasi tak stabil yang mana struktur mendapatkan energi dari aliran udara dan seringkali mengakibatkan kegagalan struktur yang fatal. *Binnary flutter* klasik terjadi ketika gaya aerodinamis yang terkait dengan gaya pada dua moda dari vibrasi mengakibatkan kedua moda itu untuk bergabung dalam perilaku yang tidak diinginkan, walaupun terdapat beberapa kasus dimana lebih dari dua moda yang bergabung mampu mengakibatkan *flutter*.

Pada kecepatan kritis, yang diketahui sebagai *flutter speed*, struktur mengalami osilasi yang mengikuti gangguan awal. Osilasi teredam apabila kecepatan berada dibawah *flutter speed*, yang mana apabila kecepatan berada diatasnya maka moda menjadi

teredam negatif dan osilasi tidak stabil (bahkan kasar) terjadi, kecuali beberapa bentuk non-linieritas membatasi gerakan tersebut. *Flutter* dapat berupa berbagai bentuk yang meliputi beberapa beda pasangan dari moda yang berinteraksi seperti *wing bending/torsion*, *wing torsion/control surface*, *wing/engine*, dsb.

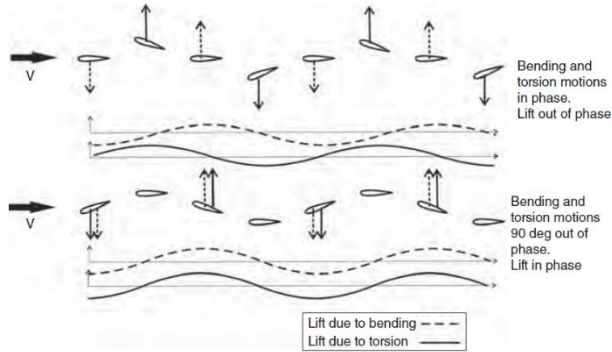


Gambar 2.28 Tren frekuensi dan redaman terhadap kecepatan untuk sistem *baseline* dengan *unsteady aerodynamic damping* (Wright, 2015)

Pada Gambar 2.28 ditunjukkan bahwa dengan semakin bertambahnya kecepatan (*airspeed*) maka frekuensi dari kedua moda menuju ke arah konvergen dan rasio redaman keduanya bertambah. Akan tetapi, ketika salah satu dari keduanya terus mengalami pertambahan rasio redaman, redaman kedua mulai berkurang rasio redamannya dan menjadi nol pada kecepatan *flutter* sekitar 82 m/s. Ketika kecepatan (*airspeed*) melebihi kecepatan tersebut, maka rasio redaman menjadi negatif dan *flutter* terjadi (Wright, 2015).

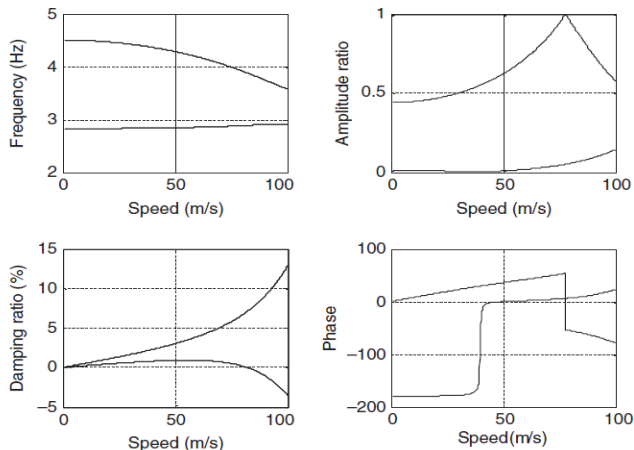
Ilustrasi sederhana bagaimana *phasing* antara *bending* dan *torsion* mampu membuat komponen daya angkat keduanya bekerja bersama untuk mengekstrak energi dari aliran udara pada kondisi *flutter* ditunjukkan pada Gambar 2.29.

Anggap komponen berbentuk *airfoil* merepresentasikan *tip section* dari *simple wing* mengalami gerak *bending* dan *torsion* diperhitungkan, komponen *quasi-steady aerodynamic* dari gerak



Gambar 2.29 Daya angkat disebabkan oleh komponen *bending* dan *torsion* dari gerak *wing tip* dengan beda *phasing* antar gerak (Wright, 2015).

bending dan *torsion* juga diperhitungkan. Maka didapat plot seperti Gambar 2.29.



Gambar 2.30 Grafik frekuensi, rasio redaman, dan amplitudo serta fasa bentuk moda terhadap kecepatan untuk *baseline systems* (Wright, 2015).

Pada plot bagian atas dari Gambar 2.29, gerak dari komponen *bending* dan *torsion* berada *in phase* antara satu dengan yang lain,

dan nilai maksimum minimum dari gaya angkat adalah 90° *out of phase* sedangkan pada plot bawah gerak *bending* dan *torsion* berada pada 90° *out of phase* sehingga gaya angkat maksimum dan minimum dari komponen berada pada *in phase*.

Perilaku karakteristik ini diilustrasikan pada Gambar 2.30 dimana dapat dilihat terhadap beda fase mendekati 90° antara kedua moda pada *flutter speed*. Hal ini juga menggambarkan bahwa pada prakteknya, keberadaan sebutan aerodinamik tak stabil berarti fasa / *phasing* dari gerak kritis pada *flutter* tidak tepat 90° (Wright, 2015).

2.5.1 Metode p-k

Metode p-k didasarkan pada penggunaan analisis metode-p dengan batasan matriks aerodinamik tak stabil digunakan untuk gerak harmonik sederhana. (Hassig, 1971) telah memaparkan tentang komparasi beberapa metode. Kelebihan dari penggunaan metode p-k adalah metode ini mampu memanfaatkan beban udara (*airloads*) yang telah diformulasikan untuk gerak harmonik sederhana. Kelebihan selanjutnya adalah kemudahan interpretasi dari plot frekuensi dan redaman terhadap kecepatan (*airspeed*) untuk sistem terkopel (*strongly coupled systems*).

Adapun kekurangan yang dimiliki metode p-k adalah membutuhkan kinerja komputasi yang lebih dibanding metode lain. Tingkat akurasi dari metode p-k bergantung pada tingkat redaman pada tiap-tiap *mode*. Metode analisis *flutter* yang banyak digunakan di industri penerbangan adalah metode p-k terutama yang menggunakan NASTRAN (Hodges, 2011).

2.6 Validasi dan Pembaruan Model Struktur

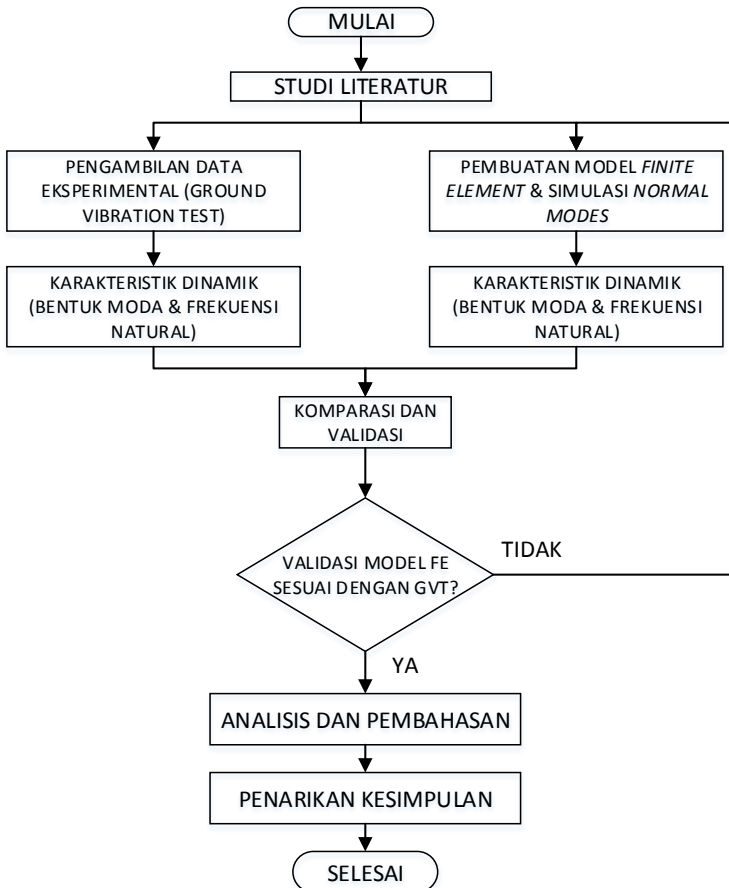
Validasi dan pembaruan model struktur dilakukan berdasarkan informasi berupa kekakuan struktur, distribusi massa, dan inersia yang didapatkan dari hasil uji getar darat. (Pak, 2011) menunjukkan pentingnya meminimalisir perbedaan antara hasil numerik dan eksperimental dengan menyetel (*tuning*) model elemen hingga menggunakan data hasil pengukuran untuk analisis *flutter* yang lebih terpercaya.

Metode yang umum digunakan untuk meningkatkan korelasi antara data *modal* numerik dan eksperimental adalah *model tuning*. Teknik-teknik ini dapat dibagi menjadi dua kategori yaitu metode *direct/langsung* (dengan cara mengatur matriks massa dan kekakuan secara langsung) dan dengan metode parametrik (membetulkan model dengan cara mengganti parameter struktur) (Pak, 2011).

Metode *direct* melakukan penyetelan terhadap matriks massa dan kekakuan tanpa memasukkan karakteristik fisik dari struktur kedalam perhitungan(Pak, 2011).

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

Adapun metodologi pada penelitian ini ditampilkan pada diagram alir sebagai berikut



Gambar 3.1 Diagram alir penelitian

Gambar 3.1 merupakan diagram alir dari penelitian ini.

Penentuan bentuk moda diawali dengan melakukan studi literatur dengan topik analisis moda secara teoritis dan eksperimental. Analisis moda secara teoritis dilakukan dengan cara simulasi terhadap model *finite element* yang telah dibuat. Hasil yang didapatkan dari simulasi adalah bentuk moda dan frekuensi alami dari struktur. Secara bersamaan, dilakukan uji eksperimental terhadap objek asli dengan tujuan untuk mendapatkan karakteristik struktur yang berupa bentuk moda dan frekuensi alami. Hasil simulasi dibandingkan dan divalidasi menggunakan data hasil uji eksperimental. Apabila terjadi perbedaan maka dilakukan perubahan dan pembaruan dari model *finite element*. Kemudian model *finite element* dilakukan simulasi ulang, dibandingkan, dan divalidasi kembali.

3.1 Uji Getar Darat

Mengacu pada *set-up* pengujian getar darat (Gambar 2.14) maka diperlukan *accelerometer*, *shaker*, *signal conditioner*, dan *analyser*. Adapun *accelerometer* yang digunakan adalah TLD333B30, *Modal shaker* tipe TMS2100E11, *Stringer* tipe 288D01, *Signal conditioner* tipe LMS SCADAS SCL220, dan *Analyser* menggunakan *PolyMAX Plus*.

Set-up alat ditampilkan pada Gambar 3.2, 3.3, dan 3.4.

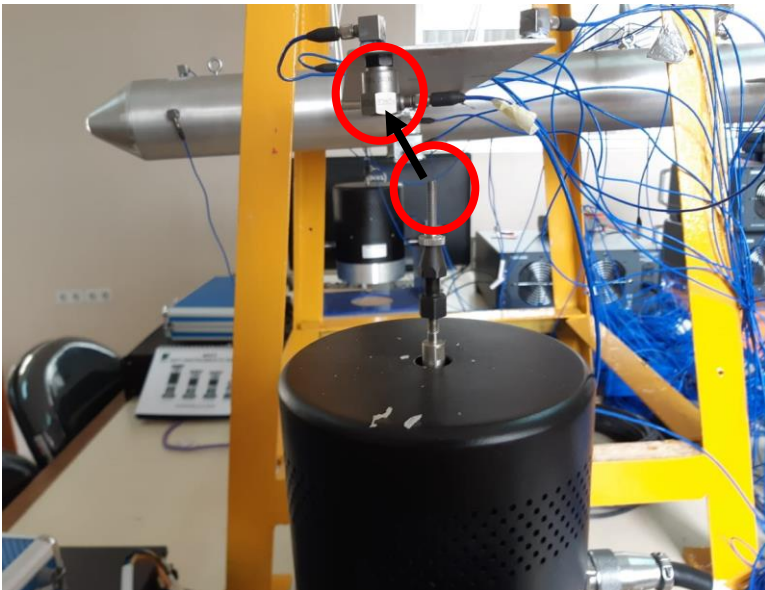


Gambar 3.2 Objek digantung (dikondisikan *free supports*)



Gambar 3.3 Sambungan kabel pada *frontend* LMS SCADAS SCL220

Objek uji (pesawat wahana X) dikondisikan dalam keadaan *free supports* dengan bantuan tali banji dan *support rig*. Kemudian *accelerometer* dipasang pada masing-masing bagian (*fuselage*, *wing*, *horizontal tail plane*, dan *vertical tail plane*). *Accelerometer*



Gambar 3.4 Pemasangan *shaker* ke *stinger*

disambungkan ke *signal conditioner* menggunakan kabel BNC to *microdot* (Gambar 3.2). *Shaker* disambungkan dengan *stinger* kemudian ditempelkan ke struktur (objek uji) (Gambar 3.3).

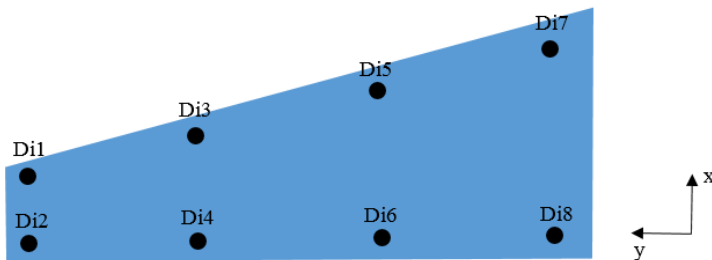
Dalam *modal testing*, tidak ada teknik eksitasi yang dianggap superior untuk setiap pengujian. Sehingga, beberapa teknik eksitasi digunakan untuk mengeksitasi dan mengekstrak frekuensi *modal*, dan bentuk moda dari struktur (Ewins, 2000).

Eksitasi dilakukan dengan mode *free run overlap* 10% dengan rerata 50. Bandwidth 50 Hz dengan jumlah *spectral lines* sebanyak 128 sehingga resolusi yang didapatkan adalah 0,39 Hz. Pengondisian untuk *reference* dan *response window* menggunakan teknik *hanning*.

Data FRF pada tiap-tiap sensor direkam secara individu pada saat akuisisi data. Kemudian digabung dan dianalisis untuk estimasi *modal parameter*. Algoritma *curve fitting* yang digunakan adalah *PolyMAX Plus* untuk mengestimasi frekuensi dan bentuk moda dari data uji eksperimental (Ewins, 2000).

Modal parameters dan bentuk moda dibandingkan menggunakan *Modal Assurance Criteria* (MAC), yaitu pengujian secara ortogonal untuk *mode* struktur. Jika nilai MAC mendekati 100 maka dapat dikatakan modanya memiliki bentuk yang sama (Ewins, 2000).

Konfigurasi untuk pemasangan akselerometer pada *wing* ditunjukkan pada Gambar 3.5.



Gambar 3.5 Konfigurasi pemasangan akselerometer pada *wing*

Adapun konfigurasi pemasangan akselerometer pada bagian lain dapat dilihat pada Lampiran B.

Dengan menggunakan *PolyMAX Plus*, hasil pengukuran dianalisis. Hasil analisis berupa *stabilization diagram* yang kemudian muncul *poles-poles* untuk dipilih (secara manual atau otomatis) untuk analisis lebih lanjut terkait bentuk moda pada *pole-pole* tersebut (frekuensi alami).

Informasi akhir yang diharapkan adalah bentuk moda dan frekuensi alami dari struktur yang akan digunakan untuk melakukan validasi terhadap model elemen hingga.

3.2 Pemodelan Struktur

Pemodelan struktur dilakukan dengan cara membuat model 3 dimensi terlebih dahulu untuk mendapatkan bentuk model dengan massa yang sama dengan objek asli dengan menggunakan FEMAP. Kemudian dilakukan pemotongan pada tiap-tiap bagian (penampang melintang). Dari bagian-bagian tersebut, digunakan acuan untuk pembuatan model batang (penentuan titik-titik sambungan, *nodes*, dan *surface*). Lalu dari tiap-tiap bagian dibuat penampang melintangnya untuk mengambil data *surface properties*. Data pada tiap-tiap *surface section properties* dibutuhkan dan digunakan dalam pembuatan model batang untuk kemudian dimasukkan ke dalam *input file* NASTRAN.

Pembuatan titik-titik acuan (*grid point*) menggunakan GRID yang diisikan pada *input file* NASTRAN. Kemudian mendefinisikan elemen *beam*, dengan CBEAM, jenis material dari *beam*, dengan MAT1, membuat cangkang, dengan menggunakan RBE2 dan PLOTTEL, serta mendefinisikan massa terkonsentrasi menggunakan CONM2, dengan data yang didapat dari model tiga dimensi pada FEMAP.

Penentuan massa terkonsentrasi pada *input file* NASTRAN membutuhkan besaran nilai yang didapat dari model tiga dimensi pada FEMAP. Dalam hal ini, memanfaatkan fungsi *solid mass properties* sehingga didapatkan parameter-parameter yang dibutuhkan. Dari hasil penggunaan fungsi *solid mass properties*, didapatkan nilai-nilai untuk dimasukkan kedalam parameter pada *input file* NASTRAN bagian CONM2.

Kalkulasi dilakukan, dengan menggunakan MSC Nastran SOL 103 atau diimpor kedalam FEMAP *input file* NASTRAN tadi dan dilakukan kalkulasi menggunakan *post-processor* yang disediakan oleh FEMAP (FEMAP *with NX NASTRAN*), untuk mendapatkan karakteristik dinamik dari model tersebut.

Validasi dilakukan, untuk mendapatkan model elemen hingga yang menghasilkan hasil kalkulasi *normal modes* yang sama dengan hasil eksperimental, untuk kemudian digunakan sebagai basis model elemen hingga pada prediksi *flutter*. Apabila terdapat perbedaan yang besar, maka model elemen hingga perlu dilakukan pembaruan.

Adapun validasi dan *model tuning* mengacu pada (Pak, 2011) yang mana dilakukan *model tuning* menggunakan *direct method* yaitu dilakukan pengubahan pada matriks kekakuan dan massa dari model elemen hingga (pada *input file* NASTRAN). Selain itu, digunakan juga dasar perhitungan matematis dengan merujuk pada (Wright, 2015) untuk menentukan arah *model tuning* untuk mendapatkan frekuensi alami dan bentuk moda yang diharapkan. Adapun error frekuensi pada moda primer harus kurang dari 3 persen dan pada moda sekunder kurang dari 10 persen. Adapun moda primer adalah *wing first bending* dan moda sekunder adalah *wing second bending* ditinjau dari moda pertama yang muncul pada (Wright, 2015).

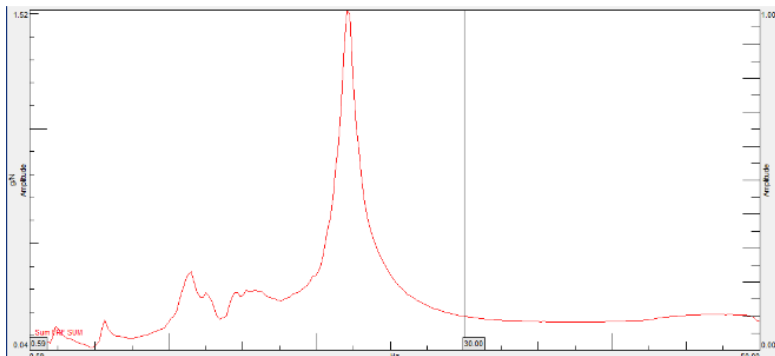
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Uji Getar Darat

Uji getar darat dilakukan dengan mengacu pada metode *modal testing*. *Modal testing* dilakukan dengan pengaturan alat / *set-up* sebagaimana yang telah diterangkan sebelumnya yaitu terdapat *exciter*, *stinger*, *accelerometer*, *data acquisition*, dan *data analyser*.

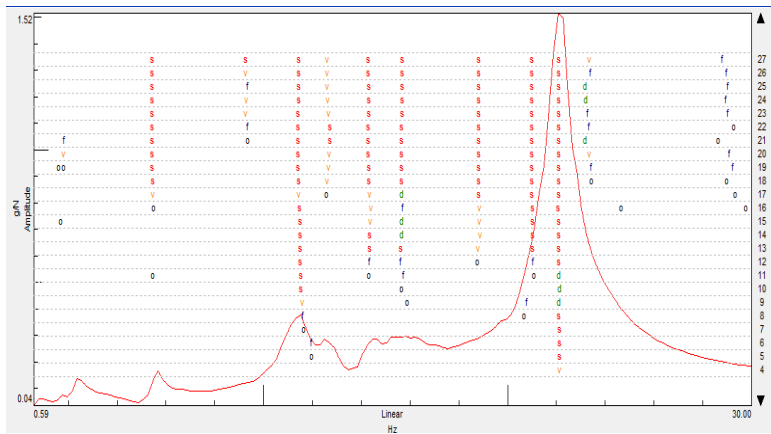
Pemasangan titik-titik *accelerometer* mengacu pada *set-up* dengan tujuan didapatkan frekuensi alami dan bentuk moda yang dapat merepresentasikan bentuk moda sebenarnya dari struktur.

Pemasangan *exciter* dan *stinger* ke struktur dilakukan sebagaimana yang telah ditunjukkan pada *set-up* alat. *Exciter*, *stinger*, dan *accelerometer* dihubungkan ke *data acquisition*. Kemudian pengukuran dilakukan.



Gambar 4.1 Data FRF antara amplitudo terhadap frekuensi pada hasil pengukuran (data 2)

Data yang diekstrak dari hasil pengukuran adalah data FRF (Gambar 4.1). Pada Gambar 4.1 didapati respon frekuensi struktur terdapat beberapa kenaikan amplitudo (sumbu-y) pada beberapa frekuensi (sumbu-x). Secara visual didapati kenaikan amplitudo pada frekuensi sekitaran 2,5 Hz; 11,5 Hz; 12 Hz; dan peningkatan



Gambar 4.2 *Stabilization diagram* antara amplitudo terhadap frekuensi dari data FRF (data 2)

amplitudo yang tajam pada frekuensi 22,5 Hz. Semakin bertambah frekuensi dari frekuensi 22,5 Hz, respon amplitudo semakin menurun dan sempit naik sedikit pada frekuensi sekitaran 45 Hz. Respon frekuensi tersebut kemudian dianalisis menggunakan algoritma *curve fitting PolyMAX Plus* sehingga didapatkan hasil yaitu *stabilization diagram* (Gambar 4.2) yang berisi *poles-and-zero*.

Dari Gambar 4.2 didapati terdapat beberapa garis yang dibentuk oleh titik titik berwarna merah hijau dan biru. Dalam proses pemilihan *poles*, yang dipilih adalah titik-titik merah yang membentuk garis dalam hal ini *poles* pada frekuensi 7 Hz; 11,5 Hz; 14,5 Hz; 22,2 Hz memungkinkan untuk dipilih akan tetapi pada kasus ini ditinjau dari beberapa titik puncak amplitudo maka *poles* yang dipilih adalah *poles* pada frekuensi 11,5 Hz dan 22,2 Hz. *Poles* dipilih (Gambar 4.3) kemudian dilakukan perhitungan (*processing*) untuk dianalisis bentuk moda yang muncul. Adapun informasi pada *stabilization diagram* berupa amplitudo pada tiap-tiap frekuensi.

Bandwidth pengukuran yang ditampilkan pada Gambar 4.2 adalah sebesar 29,41 Hz dengan frekuensi awal adalah 0,59 Hz dan frekuensi akhir adalah 30 Hz. Sehingga proses pemilihan *poles*

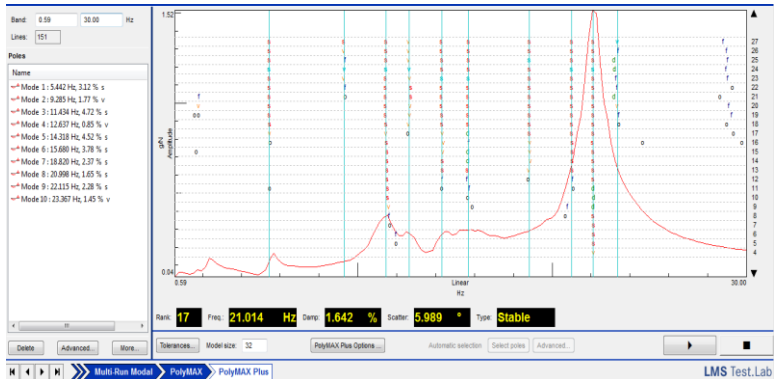
dapat dilihat pada Gambar 4.3 dimana muncul garis biru muda sebagai tanda bahwa frekuensi tersebut dipilih untuk kemudian dihitung.

Dari Gambar 4.1 dan 4.2 dapat dilihat terjadi peningkatan respon (amplitudo) yang tajam pada frekuensi 22 Hz. Hal ini bisa dikatakan terdapat resonansi pada frekuensi tersebut. Selain itu, pada frekuensi 11,5 Hz juga didapatkan kenaikan respon amplitudo. Adapun kenaikan respon amplitudo pada suatu frekuensi, menunjukkan adanya resonansi. Terjadinya resonansi disebabkan penjumlahan antara respon eksitasi dan respon struktur. Secara umum, respon eksitasi dan respon struktur akan meredam antara satu dengan yang lain. Peredaman dapat terjadi apabila respon antara struktur dan respon eksitasi berlawanan arah (berbeda tanda antara satu dengan lain). Namun, apabila respon keduanya searah (tanda sama) maka akan terjadi penjumlahan amplitudo sehingga amplitudo respon yang dihasilkan bisa menjadi lebih besar daripada respon alaminya. Apabila terjadi resonansi, sehingga respon struktur lebih besar dari batas kekuatan struktur, maka dapat terjadi kegagalan struktur atau keretakan. Apabila hal ini terjadi pada struktur pesawat, maka akan memengaruhi performa dari pesawat tersebut. Apabila performa pesawat menurun, sebagai contoh sayap terjadi keretakan sehingga daya angkatnya berkurang, maka akan fatal.

Hal ini dapat menjadi acuan bahwa apabila terjadi *flutter* maka kemungkinan terbesar akan terjadi dengan bentuk moda pada frekuensi dengan respon amplitudo tertinggi. Adapun hal ini tentunya dipengaruhi oleh bagaimana gaya eksitasi yang diterima oleh struktur. Hal ini dapat ditunjukkan terjadi perbedaan respon pada lampiran C. Hal yang sama juga dilakukan pada respon frekuensi yang lain (lampiran C) untuk kemudian didapatkan frekuensi alami dan bentuk moda dari masing-masing data respon frekuensi.

Namun, dalam mendapatkan frekuensi alami dan bentuk moda dari suatu struktur, respon struktur secara umum akan menunjukkan respon frekuensi yang sama. Hal ini menunjukkan apabila tidak terjadi perubahan karakteristik material maka

karakteristik dinamik dari struktur (frekuensi alami dan bentuk moda) akan tetap sama.



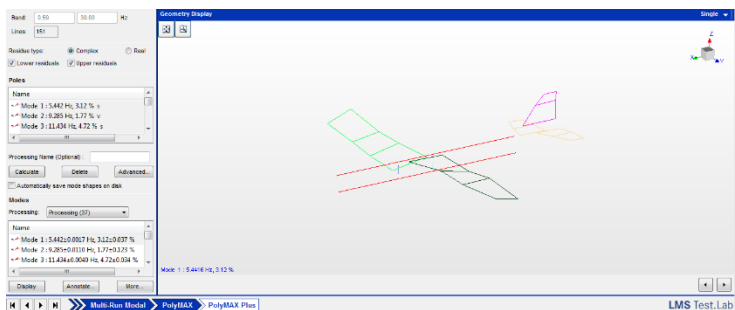
Gambar 4.3 Pemilihan *poles* dari *stabilization diagram*

Tabel 4.1 Data eksperimental / GVT

No	ω (Hz)			Bentuk moda
	Data 1	Data 2	Data 3	
1	11,473	11,532	11,458	<i>Wing First Bending + HTP Asimetris + VTP Bending dan Lateral + Fuselage Lateral</i>
2	22,298	22,036	22,117	<i>Wing Second Bending + HTP Asimetris + VTP Bending dan Lateral + Fuselage Lateral</i>
3	32,528	-	32,338	<i>Wing Simetrik Second Bending + HTP Asimetris + VTP Bending dan Lateral + Fuselage Lateral</i>
4	45,556	45,624	-	<i>Wing Simetrik Second Bending + HTP Asimetris + VTP Bending dan Lateral + Fuselage Lateral</i>

Dari 3 data yang telah divalidasi menggunakan MAC didapatkan frekuensi alami dan, dengan bantuan visualisasi (Gambar 4.4), bentuk moda yang disajikan pada Tabel 4.1.

Dari Tabel 4.1 didapat bahwa pada frekuensi sekitaran 32,338 hingga 32,528 Hz pada data 2 tidak didapatkan bentuk moda karena pada *stabilization diagram* tidak didapatkan / muncul *poles* pada rentang frekuensi tersebut. Juga pada frekuensi sekitaran 45,556 dan 45,624 Hz pada data 3 tidak didapatkan bentuk moda karena pada *stabilization diagram* tidak muncul *poles* pada rentang frekuensi tersebut.



Gambar 4.4 Visualisasi hasil pemrosesan data FRF

Visualisasi bentuk moda, ditunjukkan pada Gambar 4.4, sangat memudahkan proses analisis terkait karakteristik dari struktur. Visualisasi bentuk moda mempercepat proses pengenalan bentuk moda pada struktur. Visualisasi yang dilakukan oleh perangkat lunak adalah dengan menampilkan perpindahan atau *displacement* yang terjadi pada tiap-tiap *node*. Adapun besar perpindahan dan arahnya didapatkan dari hasil perhitungan data FRF yang telah dianalisis sebelumnya (*eigenvector*).

Ditinjau dari hasil pengukuran maka didapatkan lima jenis bentuk moda yang ditemukan secara konsisten dari tiga hasil pengukuran yaitu *wing first bending*, *wing second bending*, *wing symmetric second bending*, *horizontal tail plane asymmetric*, *vertical tail plane lateral and bending*, dan *fuselage lateral*.

Bentuk-bentuk moda tersebut dapat diketahui dengan menggunakan visualisasi dari data hasil perhitungan pada *stabilization diagram* sehingga dapat dianalisis secara visual.

Bagian dari pesawat yang paling mudah dianalisis secara visual adalah bagian *wing*. Hal ini disebabkan oleh letak *shaker* yang berada pada *wing*. Adapun pada bagian-bagian yang lain didapatkan kesulitan untuk menganalisis bentuk moda secara detail. Hal ini dipengaruhi karena bentuk respon struktur yang kurang begitu jelas tetapi masih terlihat. Sehingga hanya didapatkan bentuk moda *asymmetric* pada bagian *horizontal tail plane*, *bending and lateral* pada *vertical tail plane*, dan *lateral* pada *fuselage*.

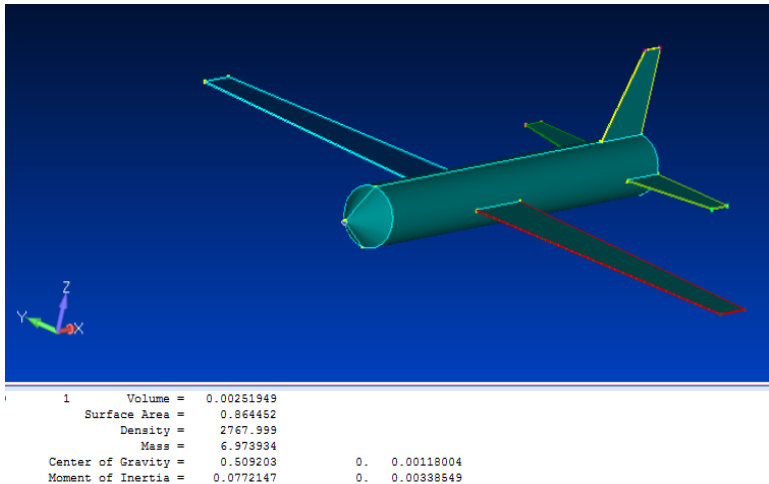
Data-data tersebut disimpan untuk digunakan untuk melakukan komparasi dan validasi data dari hasil simulasi pada pemodelan struktur.

4.2 Pemodelan Struktur

Pemodelan struktur dilakukan menggunakan *software* FEMAP dan MSC NASTRAN. Pada *software* FEMAP, beberapa fungsi seperti pembuatan *solid* (bangun tiga dimensi) digunakan untuk membuat model pesawat secara utuh. Dengan memanfaatkan fungsi-fungsi yang terdapat pada FEMAP, bangun tiga dimensi dapat dilakukan modifikasi sehingga bentuknya dibuat menyerupai bentuk model pesawat aslinya.

Model dibuat dengan menggabungkan bangun balok, silinder dan kerucut sehingga terbentuk seperti / menyerupai objek asli (berbentuk pesawat *fixed wing*). Setelah model dibuat, penimbangan pada model dilakukan dengan tujuan untuk melakukan komparasi dan validasi dari model dengan pesawat asli.

Dari hasil penimbangan terhadap model FE, didapatkan massa yang lebih besar pada model dibanding objek asli, sehingga dilakukan modifikasi terhadap model FE. Setelah dilakukan modifikasi dan penimbangan ulang, didapatkan massa yang sama antara model FE dengan objek asli adapun massa objek asli adalah 6,97 Kg.

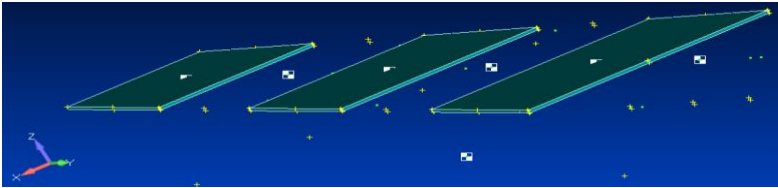


Gambar 4.5 Model 3 dimensi (dengan parameter) yang sudah sesuai dengan objek asli (mengacu pada massa)

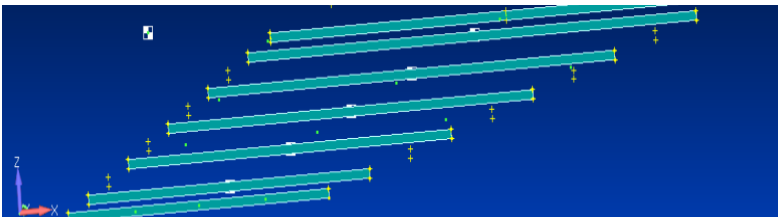
Gambar 4.5 merupakan gambar model FE secara utuh (satu objek penuh). Adapun model FE tersebut diasumsikan sudah sesuai dengan objek asli dengan acuan hasil validasi menggunakan parameter massa sebagai acuannya. Kemudian model FE dimodifikasi dengan memotong-motong menjadi bagian-bagian kecil (seperti *wing*, *fuselage*, *horizontal tail plane*, dan *vertical tail plane*) (Gambar 4.6). Hal ini dilakukan merujuk pada metode Rayleigh-Ritz dengan mengasumsikan bentuk menjadi bagian-bagian kecil. Disamping itu metode pemotongan-pemotongan ini merujuk pada getaran dari sistem kontinu yang mana potongan-potongan ini dapat disamakan sebagai cabang dari bagian utuh untuk kemudian didapatkan respon atau karakteristik dari masing-masing cabang lalu digabungkan kembali menjadi satu bagian utuh sehingga didapatkan struktur dengan kondisi ‘bebas-bebas’.

Gambar 4.6 dan 4.7 merupakan serangkaian pemotongan bagian dari pesawat utuh. Kegunaan pemotongan pada Gambar 4.6 adalah untuk mendapatkan karakteristik material berupa massa

terkonsentrasi. Sedangkan pada Gambar 4.7 digunakan untuk mendapatkan karakteristik material berupa inersia dan torsi untuk kemudian digabungkan menjadi satu dan dianalisis untuk mendapatkan mode normal.



Gambar 4.6 Potongan per bagian dari model FE



Gambar 4.7 Potongan per penampang melintang dari model FE

Setelah dibagi per bagian, tiap-tiap bagian dilakukan pemotongan penampang melintang (Gambar 4.7) sehingga didapatkan penampang melintang dari tiap-tiap bagian untuk didapatkan informasi terkait *surface properties* (Gambar 4.8).

Pada Gambar 4.8 didapatkan *surface properties* seperti posisi bagian (*grid*) yang dicari *properties*-nya, luas permukaan, momen inersia, *shear center*, konstanta torsi, dan konstanta *warping*. Informasi yang didapat dari *surface properties* ini (momen inersia, dan torsi) digunakan untuk menulis *input file* NASTRAN (Gambar 4.9) sehingga respon dari masing-masing bentuk terasumsi didapatkan untuk kemudian disambungkan menjadi satu sebagai respon utuh satu pesawat. Setelah *surface properties* untuk tiap-tiap bagian struktur selesai didapat dan dimasukkan kedalam *input file* NASTRAN, informasi *mass properties* dari tiap-tiap bagian

diambil menggunakan *solid mass properties* (Gambar 4.10) untuk dimasukkan ke dalam *input file* (Gambar 4.11).

Surface Section Properties			
Preparing Cross Section...			
Meshing Surface165...			
Meshing Surface165...			
Computing Properties...			
Orientation of Section Properties:			
Origin:	X= 0.382866	Y= -0.40521	Z= -0.001
Y Axis:	X= 1.	Y= 0.	Z= 0.
Z Axis:	X= 0.	Y= 0.	Z= 1.
Section Properties:			
Area	A= 0.000198534		
Centroid (from Origin):	Cy= 0.0496335	Cz= 0.001	
Moment of Inertia:	Iyy= 6.617805E-11	Izz= 1.630288E-7	Iyz= 0.
Principal Moment of Inertia:	I1= 1.630288E-7	I2= 6.617805E-11	
Radius of Gyration:	Ry= 0.00057735	Rz= 0.0286559	
Angle to Principal Axes:	Ang= 0.		
Polar Moment of Inertia:	Ip= 1.63095E-7		
Shear Center (from Origin):	SCy= 0.0496335	SCz= 0.001	
Shear Center (from Centroid):	SCy= 0.	SCz= 0.	
Shear Area:	Asy= 0.000168692	Asz= 0.000179033	
Torsional Constant:	J= 2.678566E-10		
Warping Constant:	W= 2.567246E-13		

Gambar 4.8 Parameter pada *surface properties*

```

35 $
36 PBEAM 20 1 1.6-4 8.533-8 5.330-11 2.130-10 $WINGLEFT_1
37 PBEAM 21 1 1.728-4 1.075-7 5.760-11 2.300-10 $WINGLEFT_2
38 PBEAM 22 1 1.985-4 1.630-7 6.617-11 2.670-10 $WINGLEFT_3
39 PBEAM 23 1 2.242-4 2.348-7 7.470-11 3.030-10 $WINGLEFT_4
40 PBEAM 24 1 2.499-4 3.252-7 8.330-11 3.400-10 $WINGLEFT_5
41 PBEAM 25 1 2.756-4 4.361-7 9.180-11 3.700-10 $WINGLEFT_6
42 NO 1 2.899-4 5.079-7 9.660-11 3.950-10 $WINGLEFT_7
43 $
44 PBEAM 30 1 1.6-4 8.533-8 5.330-11 2.130-10 $WINGRIGHT_1
45 PBEAM 31 1 1.728-4 1.075-7 5.760-11 2.300-10 $WINGRIGHT_2
46 PBEAM 32 1 1.985-4 1.630-7 6.617-11 2.670-10 $WINGRIGHT_3
47 PBEAM 33 1 2.242-4 2.348-7 7.470-11 3.030-10 $WINGRIGHT_4
48 PBEAM 34 1 2.499-4 3.252-7 8.330-11 3.400-10 $WINGRIGHT_5
49 PBEAM 35 1 2.756-4 4.361-7 9.180-11 3.700-10 $WINGRIGHT_6
50 NO 1 2.899-4 5.079-7 9.660-11 3.950-10 $WINGRIGHT_7

```

Gambar 4.9 *Input file* Nastran yang berisi *surface properties* yang didapat dari FEMAP

Pada Gambar 4.10, informasi yang didapatkan dari *solid mass properties* pada satu bagian adalah volume bagian tersebut, luas

permukaan bagian tersebut, kerapatan material, massa, titik pusat gravitasi dan momen inersia pada titik sumbu xx, xy, xz. Informasi ini digunakan untuk menambahkan parameter massa terkonsentrasi pada model FE seperti Gambar 4.11.

Check Solid Mass Properties

```

ID      11      Volume = 0.0000172488
          Surface Area = 0.0179945
          Density = 2767.999
          Mass = 0.0477446
Center of Gravity = 0.4325 0.503767 0.
Moment of Inertia = 0.0000395661 0. 0.
                   0. 0.0000298964 0.
                   0. 0. 0.0000694306
  
```

Gambar 4.10 Informasi dari *solid mass properties*

Setelah semua parameter-parameter yang dibutuhkan dari *input file* NASTRAN selesai dimasukkan, proses perhitungan *normal modes analysis* menggunakan solusi SOL 103 pada NASTRAN dilakukan.

```

187 $CONM2 EID G CID M X1 X2 X3
188 $ I11 I21 I22 I31 I32 I33
189 $FUSELAGE
190 CONM2 80000 1 -1 4.564-2 .029 0. 0.
191 + 1.25-5 0. 9-6 0. 0. 9-6
192 CONM2 80001 2 -1 3.066-1 6.261-2 0. 0.
193 + 3.55-4 0. 2.123-4 0. 0. 2.123-4
  
```

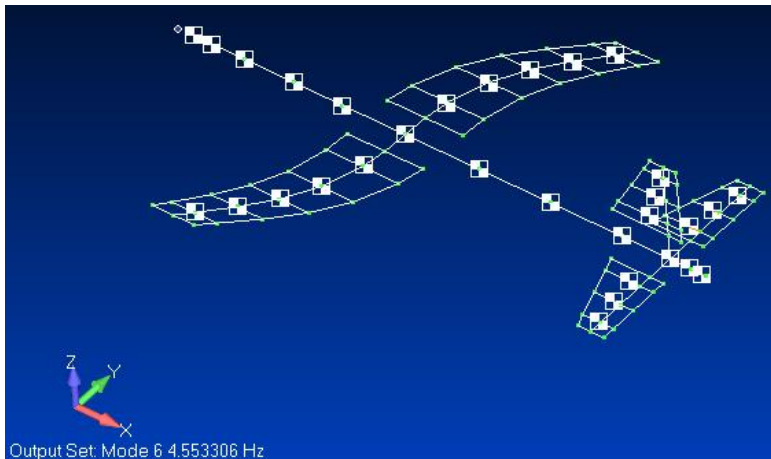
Gambar 4.11 *Input file* berisi *mass properties*

Didapatkan hasil berupa *eigenvalue* dan *eigenvector* (Gambar 4.12). *Eigenvalue* yang ditampilkan pada Gambar 4.12 hanyalah salah satu dari beberapa *eigenvalue* yang didapatkan. Hasil ini kemudian dengan bantuan *software* FEMAP divisualisasikan sehingga dapat diketahui bentuk moda pada beberapa nilai *eigenvalue* (frekuensi) yang muncul secara visual. Hasil ekstrak data berupa *eigenvalue* dan bentuk moda tersebut kemudian dikomparasi dan divalidasi menggunakan data hasil uji getar darat (data eksperimental) untuk mengetahui tingkat kesesuaian model FE dengan objek asli.

NORMAL MODES						
0 MODEL_1						
MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	REAL EIGENVALUES		GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
			RADIANS	CYCLES		
1	1	8.729286E-06	2.954536E-03	4.702290E-04	1.000000E+00	8.729286E-06
2	2	-1.032150E-05	3.212709E-03	5.113185E-04	1.000000E+00	-1.032150E-05
3	3	-3.203165E-05	5.659651E-03	9.007614E-04	1.000000E+00	-3.203165E-05
4	4	6.987441E-04	2.643377E-02	4.207065E-03	1.000000E+00	6.987441E-04
5	5	-2.625100E-02	1.620216E-01	2.578654E-02	1.000000E+00	-2.625100E-02
6	6	8.184902E+02	2.860927E+01	4.553306E+00	1.000000E+00	8.184902E+02
7	7	8.698738E+02	2.949362E+01	4.694056E+00	1.000000E+00	8.698738E+02
8	8	2.360054E+04	1.536247E+02	2.445013E+01	1.000000E+00	2.360054E+04
9	9	2.416066E+04	1.554370E+02	2.473856E+01	1.000000E+00	2.416066E+04
10	10	6.793163E+04	2.606370E+02	4.148166E+01	1.000000E+00	6.793163E+04
11	12	7.809030E+04	2.794464E+02	4.447528E+01	1.000000E+00	7.809030E+04
12	11	7.823077E+04	2.796976E+02	4.451526E+01	1.000000E+00	7.823077E+04

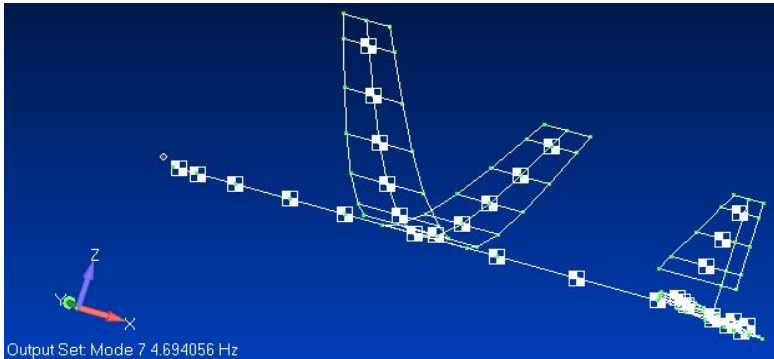
Gambar 4.12 Hasil perhitungan *normal modes* pada model FE menggunakan NX NASTRAN pada FEMAP

Gambar 4.13 hingga 4.16 menunjukkan bentuk moda yang muncul dari hasil pemrosesan *eigenvalue* dan *eigenvector* pada FEMAP. Berdasarkan (Wright, 2015) bentuk moda yang pertama kali muncul adalah *first bending* yang kemudian diikuti dengan

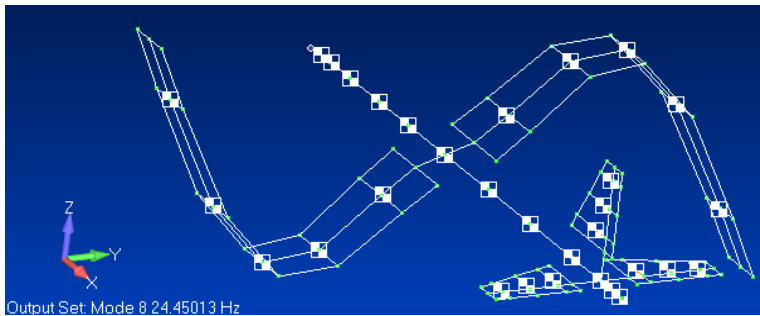


Gambar 4.13 Salah satu bentuk moda (*wing second bending asymmetric*) (4,553 Hz)

bentuk *second bending*. Akan tetapi dengan semakin tinggi frekuensinya maka kemungkinan besar bentuk moda tersebut untuk terjadi sangat kecil sehingga dapat ditentukan bahwa bentuk moda yang menjadi tinjauan utama adalah bentuk moda seperti Gambar 4.13 dan 4.14.



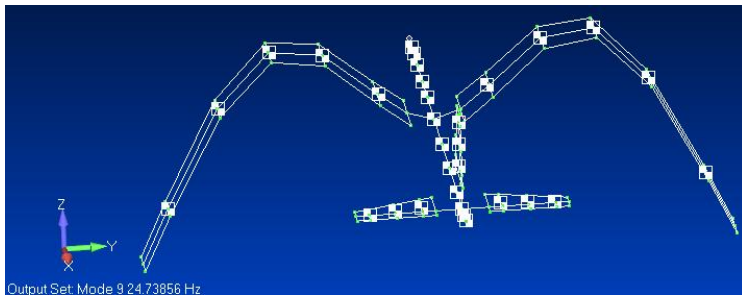
Gambar 4.14 *Wing first bending symmetric (4,694 Hz)*



Gambar 4.15 *Wing second bending asymmetric*

Pada Gambar 4.13 didapati bentuk bengkok pada sayap antara bagian kanan dan bagian kiri tidak sama. Hal ini menunjukkan terjadinya bentuk moda asimetris. Merujuk pada (Wright, 2015) bentuk bengkok sayap menunjukkan *second bending* dengan bagian ujung bebas berlawanan arah dengan bagian tengah sayap.

Pada Gambar 4.14 didapati bentuk bengkok sayap antara bagian kanan dan kiri sama (sama-sama keatas). Hal ini menunjukkan bentuk moda simetris. Merujuk pada (Wright, 2015) juga, bentuk bengkok sayap menunjukkan *first bending* ditinjau dari pergeseran antara ujung bebas dan bagian tengah bertanda sama.



Gambar 4.16 *Wing second bending symmetric*

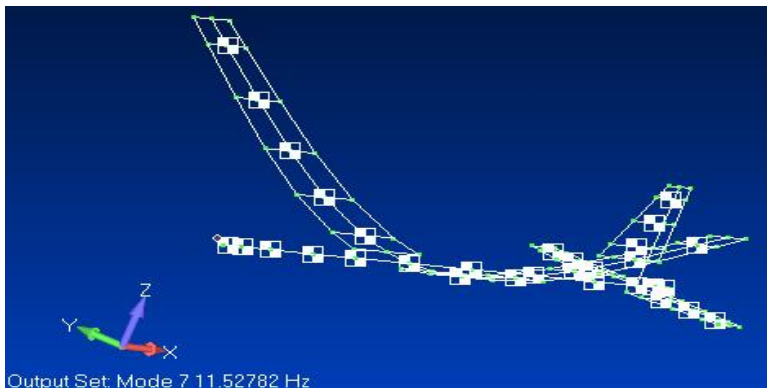
Pada Gambar 4.15 serupa dengan Gambar 4.13 akan tetapi dengan besar defleksi yang lebih besar ditinjau dari bentuk visualnya. Gambar 4.16 menunjukkan bentuk moda *second bending* simetris akan tetapi dengan defleksi yang besar dilihat dari kecuraman atau tingkat kebengkokan yang muncul.

Berdasarkan hasil komparasi antara data simulasi pertama dengan data eksperimental, didapatkan perbedaan yang signifikan antara data simulasi (jauh dari syarat 3% untuk *modes* primer, dan 10% untuk moda sekunder) dimana moda primer, *wing first bending*, pada data eksperimental didapatkan pada frekuensi antara 11,458 hingga 11,532 Hz dan moda sekunder, *wing second bending*, pada data eksperimental didapatkan pada frekuensi 22,036 – 22,298 Hz; 32,338 – 32,528 Hz; dan 45,556 – 45,624 Hz. Sedangkan pada hasil simulasi, moda primer didapatkan pada frekuensi 4,553 hingga 4,694 Hz (Gambar 4.13 dan 4.14) dan moda sekunder didapatkan pada frekuensi 24,450 hingga 24,736 Hz (Gambar 4.15 dan 4.16).

Maka, mengacu pada (Pak, 2011), dilakukan *model tuning* dengan metode *direct* yaitu dengan mengubah nilai-nilai yang

terdapat pada matriks kekakuan dan massa. Perubahan nilai-nilai pada matriks kekakuan dan massa merujuk pada persamaan matematis untuk mencari *eigenvalue* dan *eigenvector*. Salah satu acuan kearah mana matriks tersebut diubah (nilai naik (semakin besar) atau turun (semakin kecil)) adalah pada turunan dari persamaan umum gerak. Dengan meningkatkan nilai pada matriks kekakuan dan massa maka frekuensi akan naik. Setelah dilakukan perubahan pada parameter momen inersia dan konstanta torsi dan simulasi ulang, didapati kenaikan frekuensi pada masing-masing bentuk moda. Hal ini menjadi acuan untuk dilakukan *tuning* dengan cara *trial and error* sampai didapatkan frekuensi yang sama atau mendekati hasil eksperimental pada bentuk moda yang sama atau mirip.

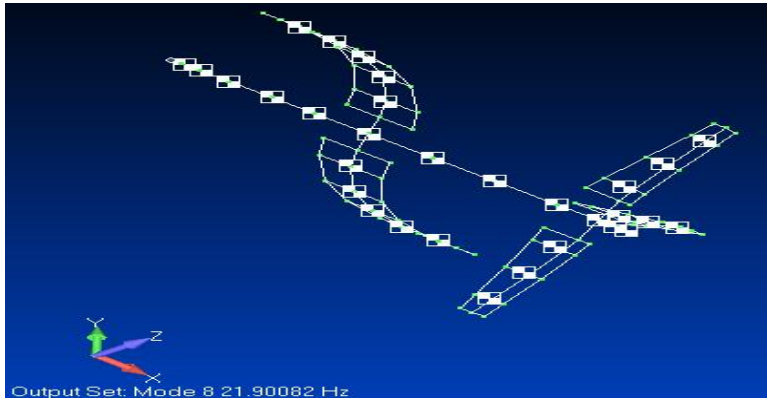
Setelah dilakukan pengubahan / *model tuning* pada matriks kekakuan di *wing*, dilakukan simulasi dan perhitungan ulang terhadap model FE terbaru. Setelah dilakukan visualisasi menggunakan *software* FEMAP, didapatkan bentuk moda primer (*wing first bending*) dan sekunder (*wing second bending*) pada frekuensi yang masuk dalam syarat.



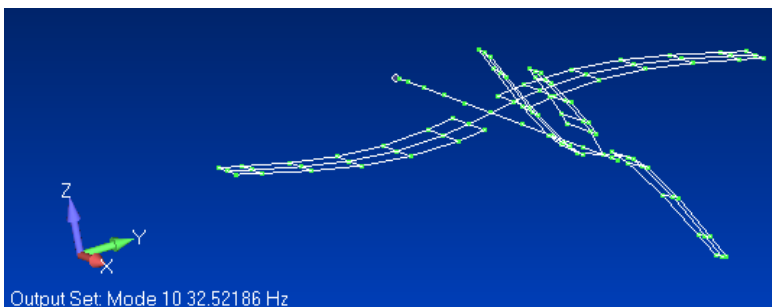
Gambar 4.17 *Wing first bending symmetric*

Gambar 4.17 memiliki kemiripan bentuk moda dengan Gambar 4.14. Sedangkan Gambar 4.18 dan 4.19 memiliki

kemiripan bentuk moda dengan Gambar 4.13 akan tetapi dengan penambahan bengkak pada bagian *horizontal tail plane*.



Gambar 4.18 *Wing second bending asymmetric + HTP asymmetric*



Gambar 4.19 *Wing second bending asymmetric + HTP bending asymmetric*

Sehingga dari hasil tersebut (moda primer memiliki beda <3% dan moda sekunder memiliki beda <10%) maka *model tuning* dianggap selesai. Bentuk moda dari hasil *model tuning* ditampilkan pada lampiran D.

Adapun hasil simulasi *normal modes* dari model FE disajikan pada Tabel 4.2.

Tabel 4.2 Hasil simulasi *normal modes* dari model elemen hingga

No	ω (Hz)	Bentuk moda
1	11,5279	<i>Wing First Bending</i>
2	21,9	<i>Wing Second Bending + Body Rotate + HTP Asimetris</i>
3	32,52	<i>HTP Bending + HTP Asimetris + VTP Bending + Wing Second Bending</i>
4	43,1	<i>HTP Bending + HTP Asimetris + VTP Bending + Wing Second Bending</i>

Dari Tabel 4.2 didapatkan hasil simulasi dari model FE yang telah dilakukan komparasi (validasi) dan *model tuning* dengan hasil eksperimental dimana didapatkan kesamaan frekuensi dan bentuk moda pada frekuensi 11,5279 Hz pada hasil simulasi dengan hasil eksperimental pada frekuensi 11,473; 11,532; dan 11,458 Hz untuk bentuk moda *wing first bending*. Dan pada frekuensi 21,9 Hz untuk hasil simulasi dengan hasil eksperimental pada frekuensi 22,298; 22,036; dan 22,117 Hz untuk bentuk moda *wing second bending*. Didapatkan juga bentuk moda yang sama secara sebagian yaitu HTP *asymmetric* dan *wing second bending* pada frekuensi 32,52 Hz pada data simulasi dengan frekuensi 32,528; 32,338 Hz pada data eksperimental.

Dari empat bentuk moda yang didapatkan dari hasil simulasi, dua diantaranya memiliki kemiripan dan dua bentuk moda memiliki beda nilai yaitu bentuk moda dengan frekuensi 21,9 Hz terhadap 22,036 Hz dan 43,1 Hz terhadap 45,556.

Hasil komparasi antara data eksperimental dan simulasi dapat dilihat pada Tabel 4.3.

Adapun terdapat perbedaan antara hasil simulasi dengan eksperimental disebabkan sangat sulit dan hampir tidak mungkin untuk dapat melakukan perhitungan dengan hasil yang sama persis. Hal ini disebabkan kondisi dari lingkup simulasi diasumsikan

Tabel 4.3 Komparasi data eksperimental dan simulasi dengan parameter bentuk moda dan frekuensi alaminya

No	ω (Hz) Eksperimental			ω (Hz) Simulasi	Bentuk Moda
	Data 1	Data 2	Data 3		
1	11,473	11,532	11,458	11,5279	<i>Wing First Bending</i>
2	22,298	22,036	22,117	21,9	<i>Wing Second Bending + Horizontal Tail Plane Asymmetric</i>
3	32,528	-	32,338	32,52	<i>Wing Second Bending + Horizontal Tail Plane Asymmetric + Vertical Tail Plane Bending</i>
4	45,556	45,624	-	43,1	<i>Wing Second Bending + Horizontal Tail Plane Asymmetric + Vertical Tail Plane Bending</i>

secara ideal sedangkan pada kenyataannya terdapat beberapa hal yang menyebabkan perambatan maupun gaya eksitasi yang dihasilkan tidak ideal. Akan tetapi, hal ini dapat dimaklumi tentunya dengan melakukan komparasi dan validasi dimana hasil dari komparasi dan validasi antara eksperimental dan simulasi tidak didapati error lebih dari 3% pada moda primer dan 10% pada moda sekunder (Pak, 2011).

Dari analisis dapat dikatakan model elemen hingga pada bagian *wing* menyerupai dengan objek sesungguhnya. Sedangkan pada bagian HTP hanya didapatkan beberapa frekuensi dengan bentuk moda yang sama (tidak seluruhnya sama persis), tetapi dapat dikatakan model FE yang telah di *tuning* bisa digunakan sebagai acuan untuk prediksi *flutter*.

Adapun pada beberapa frekuensi dan bagian lain belum didapatkan hasil yang mirip / mendekati sama antara hasil eksperimental dengan hasil simulasi. Hal ini dapat dijadikan acuan

bahwa perlunya melakukan pembaruan dari model elemen baik dari sisi material, massa terkonsentrasi, kekakuan struktur, maupun hal-hal yang sebelumnya diasumsikan diubah menyesuaikan dengan benda aslinya sehingga dapat merepresentasikan objek asli.

4.3 Prediksi *Flutter*

Untuk melakukan prediksi *flutter* merujuk pada (Pankaj, 2013), data uji statik (*ground vibration test* dan *normal modes analysis*) digunakan sebagai dasar prediksi.

Tabel 4.4 Frekuensi alami dari *light composite aircraft* (Pankaj, 2013)

Modal frequencies	FEM	GVT
Symmetric first bending	8.87	7.27
Symmetric aileron rotation	11.41	6.92
Asymmetric torsion	29.55	26.14
Symmetric torsion	30.48	29.62

Pada (Pankaj, 2013), analisis dinamik dari model FE dengan karakteristik aktual dari pesawat digunakan untuk *free-free condition* dengan *control surface* digantung dan diaktuator dengan tepat. Sehingga didapatkan frekuensi alami dan bentuk modanya. Hasilnya ditampilkan pada Tabel 4.4.

Pada (Pankaj, 2013), data kekakuan dari rotasi *aileron* yang digunakan adalah data desain awal. Data kekakuan tersebut digunakan untuk analisis FE dan analisis umum, sehingga kualitas dari model FE awal tidak dapat terjamin. Hal ini menyebabkan perbedaan / variasi yang besar pada frekuensi rotasi-simetrik dari *aileron* yang didapatkan dari model FE dan GVT. Oleh sebab itu, diusulkan untuk melakukan *tuning* dengan harapan perbedaan / variasi yang didapatkan semakin kecil. Disamping itu juga untuk meningkatkan korelasi antara data *modal* numerik dan eksperimental.

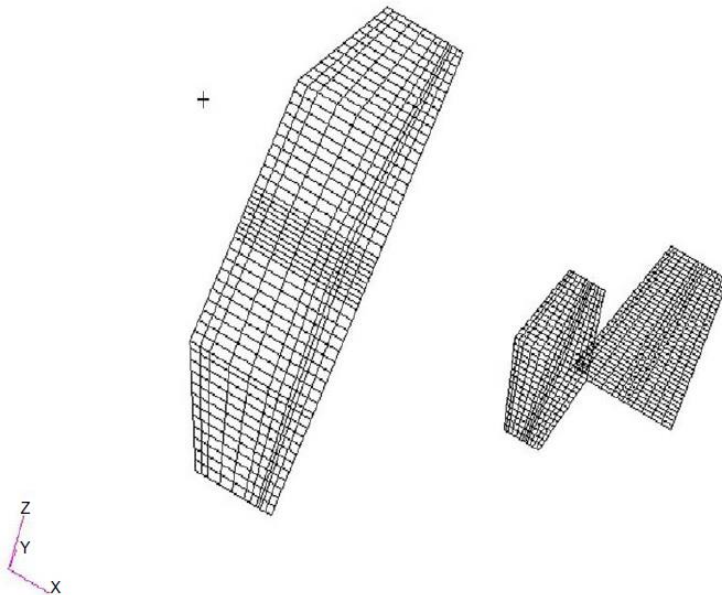
Prediksi *flutter* ini menggunakan metode p-k dimana hasil prediksi atau perhitungan akan didapatkan dua grafik yaitu grafik v-g (Gambar 4.21 dan 4.23) dan grafik v-f (Gambar 4.22 dan 4.24).

Tabel 4.5 Parameter *flutter* didapat dari Nastran (Pankaj, 2013)

Flutter parameters	Actual finite element model	Equivalent GVT based model
Velocity (m/s)	170.52	180.9
Frequency (Hz)	19.23	18.25

Prediksi *flutter* pada tugas akhir ini tidak dilakukan secara langsung melainkan menampilkan hasil prediksi dengan menggunakan rujukan atau referensi dari penelitian sebelumnya mengenai prediksi *flutter* oleh (Pankaj, 2013).

Pada (Pankaj, 2013), analisis *flutter* pada kedua model dilakukan dengan memasukkan *bending mode*, *torsion mode* dari *wing*, dan *rotational modes* dari *control surface*. Adapun model yang digunakan sebagai objek pada prediksi *flutter* merupakan model aerodinamik dengan sifat-sifat atau karakteristik mengacu pada model FE dan model GVT (pada (Pankaj, 2013)).



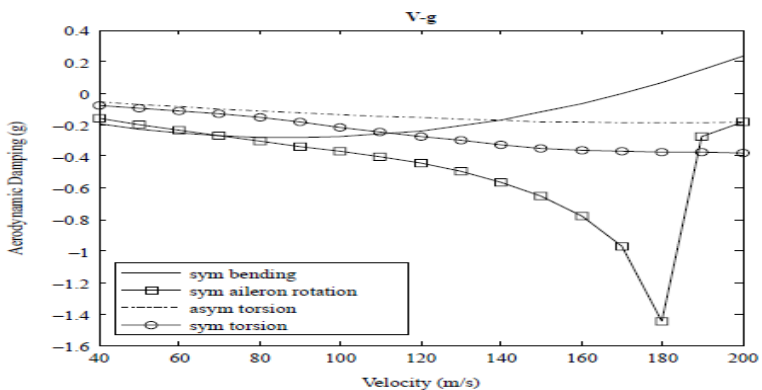
Gambar 4.20 Model aerodinamik dari pesawat (Pankaj, 2013)

Adapun model aerodinamik yang digunakan pada (Pankaj, 2013) ditunjukkan pada Gambar 4.20.

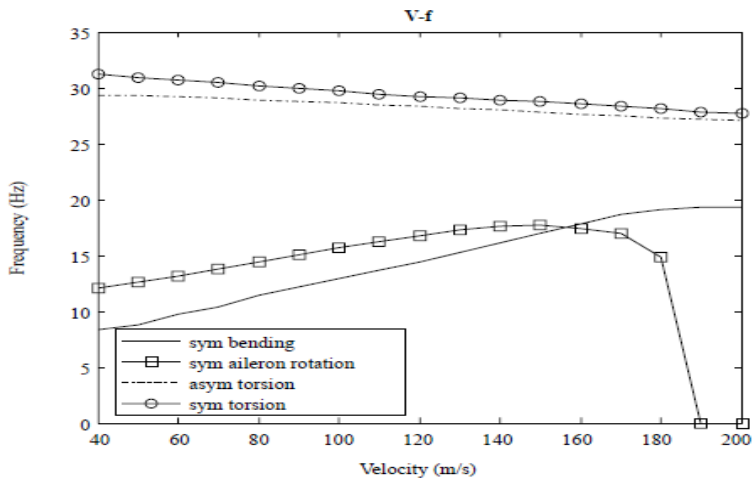
Dengan menggunakan model aerodinamik yang telah dibuat, dilakukan perhitungan pada NASTRAN menggunakan solusi SOL 145. Adapun metode yang digunakan untuk melakukan analisis *flutter* adalah metode P-K yang terdapat pada NASTRAN.

Flutter terjadi pada *first bending mode* pada kedua model. Presentase perbedaan dari *flutter speed* yang dihitung menggunakan komputasi langsung dengan model FE dari struktur dibandingkan dengan penggantian dari *eigenvalues* dan *vector* yang didapat dari uji eksperimental *modal* kurang dari 7%. Hasil *flutter* yang didapatkan menggunakan *modal parameter* dari GVT dibandingkan dengan hasil *flight flutter*. Perbandingan keduanya menunjukkan hasil yang bagus (Pankaj, 2013).

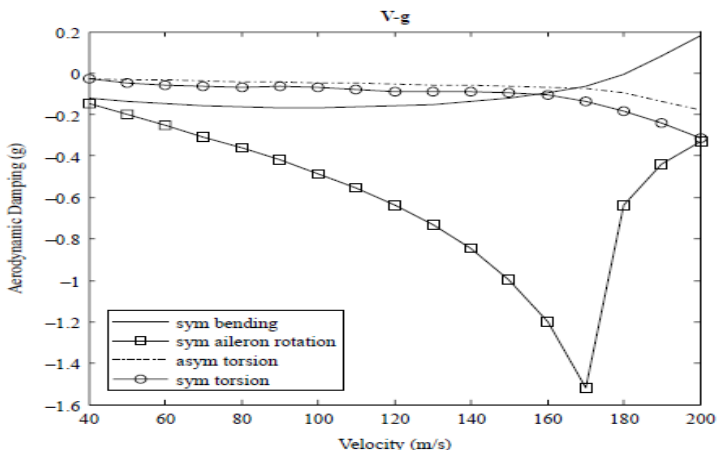
Mengacu pada grafik v-g hasil prediksi yaitu pada Gambar 4.21 dan 4.23 ketika *aerodynamic damping* bernilai nol dan kearah positif maka pada titik itulah terjadi *flutter* (Pankaj, 2013). Adapun fenomena *flutter* akan terjadi pada bentuk moda yang memiliki nilai *aerodynamic damping* positif pada kasus (Pankaj, 2013). Dari hasil analisis terhadap grafik v-g pada Gambar 4.21 dan 4.23 didapatkan terjadi *flutter* pertama kali pada bentuk moda *symmetric bending* dengan kecepatan dan frekuensi pada Tabel 4.5.



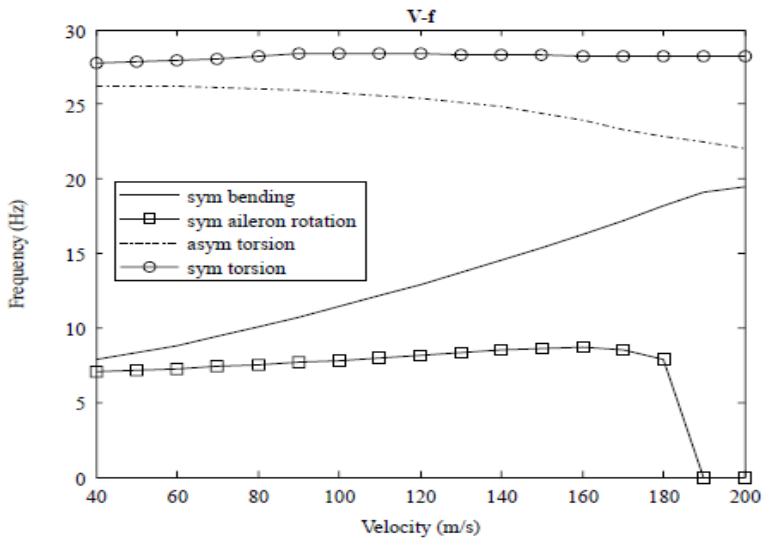
Gambar 4.21 Grafik *aerodynamic damping* terhadap kecepatan dari model FE (Pankaj, 2013)



Gambar 4.22 Grafik plot frekuensi terhadap kecepatan dari model FE (Pankaj, 2013)



Gambar 4.23 Grafik plot *flutter* antara *aerodynamic damping* terhadap kecepatan dari model GVT (Pankaj, 2013)



Gambar 4.24 Grafik plot *flutter* frekuensi terhadap kecepatan dari model GVT (Pankaj, 2013)

Adapun pada beberapa literatur lain disebutkan bahwa fenomena *flutter* terjadi saat *damping ratio* (pada grafik *v-g*) memiliki nilai negatif (Wright, 2015). Sehingga dapat dilakukan analisis terhadap bentuk moda yang mengalami *flutter* untuk kemudian dapat diketahui pada bagian mana yang rentan mengalami kegagalan struktur apabila terjadi fenomena *flutter*. Sehingga dari hasil prediksi *flutter* akan dapat diketahui bagian yang kemungkinan besar terjadi kegagalan struktur dan dapat dilakukan modifikasi atau pemecahan masalah *flutter* tersebut.

Adapun tujuan dari prediksi *flutter* adalah untuk mendapatkan grafik plot *flutter* sebagaimana pada (Pankaj, 2013). Namun, pada tugas akhir ini grafik dari hasil prediksi *flutter* tersebut belum bisa didapatkan. Hal ini disebabkan oleh model *aerodynamic* dari objek asli belum dapat dibuat sehingga perhitungan SOL 145 tidak dapat dilakukan.

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Dari hasil analisis data dan pembahasan dapat ditarik kesimpulan.

- a. Dari hasil analisis terhadap data uji getar darat didapati beberapa bentuk moda pada pesawat model yaitu *wing first bending + HTP asymmetric + VTP bending* dan *lateral + Fuselage lateral* pada frekuensi 11,473; 11,532; dan 11,458 Hz. Didapatkan *wing second bending + HTP asymmetric + VTP bending* dan *lateral + Fuselage lateral* pada frekuensi 22,298; 22,036; dan 22,117 Hz. Terjadi *wing symmetric second bending + HTP asymmetric + VTP bending* dan *lateral + Fuselage lateral* di frekuensi 32,528; 32,338 ; 45,556; dan 45,624 Hz.
- b. Dari hasil pembuatan model tiga dimensi yang telah dilakukan *tuning* dan validasi, didapatkan hasil komparasi antara data eksperimental dan simulasi yang menunjukkan beda frekuensi pada bentuk moda yang sama / mirip kurang dari 3% untuk moda primer (bentuk moda *wing first bending* yang didapatkan pada frekuensi 11,5279 Hz untuk simulasi sedangkan pada eksperimental didapatkan pada frekuensi 11,473 ; 11,532 ; dan 11,458 Hz) dan kurang dari 10% untuk moda sekunder (bentuk moda *wing second bending* dan *HTP asymmetric* yang didapatkan pada frekuensi 21,9 Hz pada data simulasi dibandingkan dengan 22,298; 22,036; dan 22,117 Hz pada data eksperimental, frekuensi 32,52 Hz pada data simulasi dibandingkan dengan 32,528 dan 32,338 Hz pada data eksperimental, dan frekuensi 43,1 Hz pada data simulasi dibandingkan dengan 45,556 dan 45,624 Hz pada data eksperimental) sehingga model yang telah dibuat merupakan model yang mewakili objek asli pada bagian *wing* dan *HTP*.

5.2 Saran

Adapun saran yang dapat penulis sampaikan adalah.

- a. Dilakukan pembuatan model aerodinamik sehingga prediksi *flutter* dapat dilakukan.
- b. Pengembangan penelitian ini dengan melakukan pergeseran / perpindahan posisi *modal sheaker* sehingga bentuk moda yang didapat berpeluang lebih banyak.
- c. Pengembangan penelitian dengan menggunakan pesawat purwarupa maupun pesawat sebenarnya dengan dimensi yang lebih besar (dapat berdimensi 1:1).
- d. Pengembangan terhadap penelitian dengan tingkat ketelitian yang lebih tinggi dengan memanfaatkan *bandwidth* yang lebih rapat.
- e. Pengembangan penelitian dapat dilakukan dengan menambah jumlah akselerometer yang lebih banyak sehingga hasil pengujian mampu merepresentasikan karakteristik dinamik yang mendekati nilai asli atau dengan melakukan optimasi sehingga didapatkan jumlah akselerometer yang optimal sehingga didapatkan profil karakteristik dinamik dari objek lebih cepat dan efisien.
- f. Pengembangan penelitian dilakukan dengan bantuan *software CAD* yang berbeda sehingga kekurangan dan kelebihan antara *software* satu dengan yang lain dapat diketahui dengan harapan didapatkan pilihan *software* yang tepat untuk permasalahan yang berbeda.
- g. Peluang pengembangan penelitian dengan melakukan pemodelan *aerodynamic* dari objek sehingga prediksi *flutter* dapat dilakukan.
- h. Pengembangan penelitian dengan jumlah personil yang lebih banyak sehingga dapat mengurangi beban penelitian dari individu.
- i. Peningkatan kerjasama antara institut dengan perusahaan manufaktur atau pabrik sehingga ilmu yang telah ada dapat dikembangkan lebih baik lagi.

DAFTAR PUSTAKA

- Madhwal, Y., Avdeeva, Z. 2017 "Planning in Aircraft Industry based on prediction of Air Traffic", **Procedia Computer Science**, 122 pp. 1047-1054.
- IATA. 2018. **IATA Press Release no. 62**, <URL:<https://www.iata.org/pressroom/pr/Pages/2018-10-24-02.aspx>>
- Dirjen Perhubungan Udara Kemenhub. 2019. **Lalu Lintas Penumpang, Lalu Lintas Angkutan Udara**, <URL:<http://hubud.dephub.go.id/?id/llu/index/filter:category,1;tahun,0;bulan,0;airport,0>>
- EASA. **Aircraft Certification**, <URL:<https://www.easa.europa.eu/easa-and-you/aircraft-products/aircraft-certification#group-easa-related-content>>
- Ensan, M. N., Wickramasinghe, V. 2014. "Methodology for ground and flight vibration testing of light aircraft", **Canadian Aeronautical Space Journal** Vol. 60 No. 1 pp 1-8
- Ewins, D.J. 2000. **Modal Testing Theory, Practice and Application**. Research Studies Press
- Avitable, P., Singhal, R., Peeters, B., Leuridan, J. 2006. "Modal Parameter Estimation for Large Complicated MIMO Tests", **Sound and Vibration** Vol. 40 No. 1 pp 14-20.
- Freudinger, L.C. 1989 "Flutter Clearance of the F-18 High-Angle-of-Attack Research Vehicle with Experimental Wingtip Instrumentation Pods." **NASA-TM-4148**. Washington DC : NASA.
- Pankaj, A.C., Shanthini, G., Shivaprasad, M. V., Manjuprasad, M.. 2013. "Aircraft flutter prediction using experimental modal paramaterers". **Aircraft Engineering and Aerospace Technology Internation Journal** 85/2 pp 87-96. Bangalore.
- Wright, Jan R., Cooper, Jonathan E. 2015. **Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads 2nd Ed**. West Sussex : John Wiley & Sons.

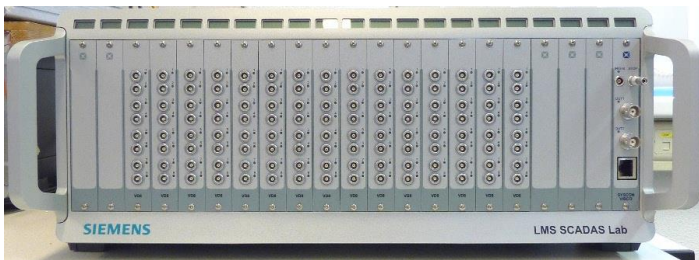
- Carson, John. 1997. **Ground Vibration Test of a Star-Lite Aircraft Final Report**. Texas.
- He, Jimin., Fu, Zhi-Fang. 2001. **Modal Analysis**. Oxford : Elsevier.
- Cruciat, R., Ghindea, C. 2012 "Experimental Determination of Dynamic Characteristics of Structures". Bucharest.
- LMS. 2016. **LMS Test.Lab Solution Guide**. LMS Test.Lab 16A Documentation.
- Peeters, B., dkk. 2012. "The new PolyMAX Plus method: confident modal parameter estimation even in very noisy cases". **ISMA 2012-850**. Leuven.
- Peeters, B., dkk. 2004. "The PolyMAX frequency-domain method: a new standard for modal parameter estimation?". **Shock and Vibration** 11 pp 395-409. IOS Press.
- Sakti., R. M. Bayu. 2013. **Modul Training Structural Dynamic Analysis**. PT Dirgantara Indonesia.
- MSC Nastran. 2014. **Getting Started with MSC Nastran User's Guide**. MSC Software.
- MSC Nastran. 2014. **Quick Reference Guide**. MSC Software.
- Siemens PLM. 2016. **FEMAP User Guide ver 11.3**. Siemens.
- Hodges, Dewey H., dkk. 2011. **Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity**. Cambridge University Press.
- Hassig, Hermann J. 1971. "An Approximate True Damping Solution of the Flutter Equation by Determinant Iteration" **Journal of Aircraft** Vol 8 No 11 pp 885-889.
- Pak, Chan-gi., Lung, Shun-fat. "Reduced Uncertainties in the Flutter Analysis of the Aerostructures Test Wing". **NASA/TM-216421**.
- LMS International. 2016. **LMS SCL User Manual V2.1**. LMS Test.Lab 16A Documentation.

LAMPIRAN

A Konfigurasi Hardware

LMS SCADAS

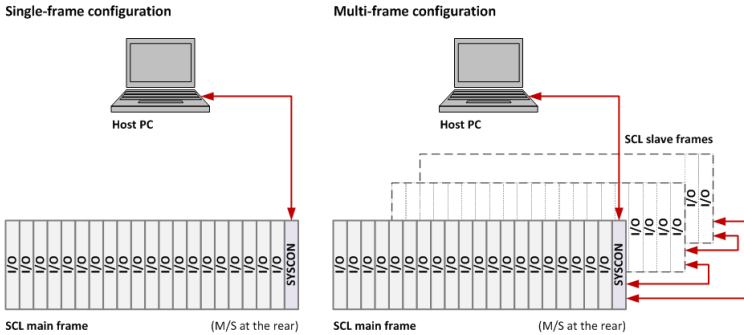
Perangkat keras yang digunakan sebagai data akuisisi adalah LMS SCADAS Lab. LMS (*Leuven Measurement Systems*) SCADAS (*Signal Condition And Data Acquisition System*) merupakan alat yang digunakan untuk pengondisian sinyal dan akuisisi data. Sistem ini merupakan instrumen acuan (*reference*) untuk penggunaan profesional dibidang NVH (*Noise, Vibration, and Harshness*) dengan mengombinasikan performa terbaik di kelasnya dan konsumsi daya yang rendah serta spesifikasi *environmental* yang baik dalam rak 19 inchi *mountable frames*. LMS SCADAS Lab dapat digunakan dalam konfigurasi *single-frame* atau *multi-frame*. *Frame* terdiri dari beberapa modul sistem dan satu atau lebih modul I/O (*input-output*). LMS SCADAS Lab secara *default* terhubung dengan *Host PC* yang menjalankan LMS Test.Lab atau LMS Test.Xpress (LMS, 2016).



Gambar 1 Contoh Frame LMS SCADAS Lab (LMS, 2016)

Sistem dapat terdiri dari satu atau lebih *frame*, bergantung kepada konfigurasi pengujian yang dibutuhkan. Kombinasi tertentu dari modul sistem dan modul I/O dari tiap *frame* menentukan kesesuaian terhadap konfigurasi pengujian yang

spesifik. Tipe-tipe *frame* terdiri dari tiga yaitu *Main Frames*, *Slave Frames*, dan *Ingress Protection* (LMS, 2016).



Gambar 2 Konfigurasi *frame* dari LMS SCADAS Lab Systems (LMS, 2016)

Main Frame tersedia untuk LMS SCADAS Lab Systems. *Main frame* selalu memiliki *Power Supply Unit* (PSU), modul *SYSCON*, dan modul *Master/Slave interface* (M/S). Selain fungsinya yang lain, modul *SYSCON* digunakan untuk melakukan komunikasi dengan *Host PC* yang menjalankan LMS Test.Lab atau LMS Test.Xpress. *main frame* dapat digunakan pada konfigurasi *single-frame* maupun *multi-frame*. Pada penggunaan *multi-frame*, modul *Master/Slave interface* digunakan untuk melakukan komunikasi antara *slave frames* (LMS, 2016).

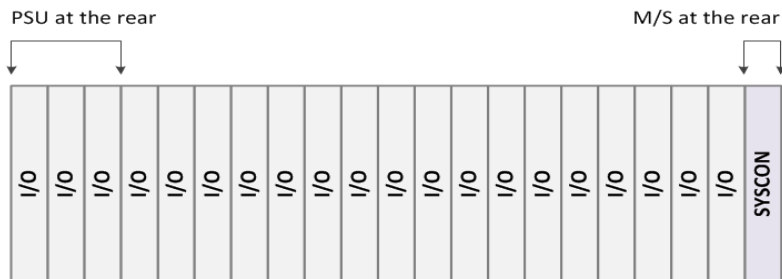


Gambar 3 LMS SCADAS Lab (Tampak Belakang) (LMS, 2016)

Slave frame tersedia untuk LMS SCADAS Lab Systems. *Slave frame* selalu memiliki PSU, dan modul *Master/Slave interface*. *Slave frame* tidak memiliki modul SYSCON. *Slave frame* hanya dapat digunakan pada konfigurasi *multi-frame*. Modul *Master/Slave interface* digunakan untuk melakukan komunikasi dengan *main frame* dan/atau dengan *slave frame* yang lain. *Ingress Protection* yang digunakan untuk *main frame* dan *slave frame* serta tiap-tiap modul adalah IP30 (LMS, 2016).

Ukuran *frame* dari LMS SCADAS Lab adalah standar, walaupun pada *slave frame* terdapat satu slot kosong dibanding *main frame*. Slot ini pada *main frame* digunakan untuk modul SYSCON. Pada *main frame*, jumlah slot yang tersedia untuk modul I/O sebanyak dua puluh (20) buah. Sedangkan pada *slave frame* terdapat dua puluh satu (21) buah slot kosong untuk modul I/O (LMS, 2016).

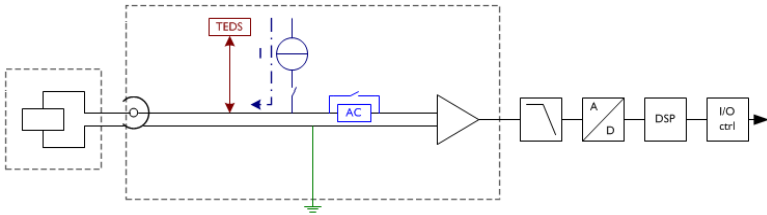
Konfigurasi *single frame* hanya terdapat satu *main frame* yang digunakan untuk pengujian, sedangkan pada konfigurasi *multi frame* terdapat satu *main frame* dan satu atau lebih *slave frame* yang digunakan. Sebuah *frame* terdiri dari beberapa kombinasi dari modul sistem dan modul I/O (LMS, 2016).



Gambar 4 Konfigurasi *main frame* LMS SCADAS Lab (Tampak Depan) (LMS, 2016)

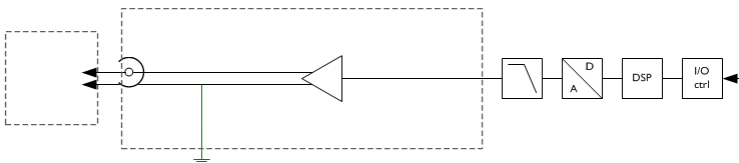
Modul SYSCON terdiri dari *Ethernet* (RJ45), Tacho dan IRIG-B *input*, 4-pin LEMO. Modul PSU terdiri dari *on/off switch*, *fuse* S3.15A dan AC *in*. Modul M/S terdiri dari *monitor/debug*

connection, system configuration switch, master/slave mode switch, optical connection, dan calibration output. Modul I/O yang digunakan adalah *single-ended V/ICP input* tipe V8 (8x BNC connector) dan DAC4 (4x BNC connector)(LMS, 2016).

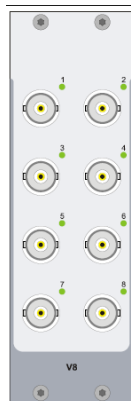


Gambar 5 Elemen *single-ended V/ICP input* (LMS, 2016)

LMS SCADAS Lab yang digunakan adalah tipe SCL 220 dengan spesifikasi *power input* 90-240 VAC, 40-400 Hz, *power management* menggunakan *Rear On/Off Switch*, konsumsi daya maksimum 190 W, jumlah slot terdiri dari 21 slot, *signal generator* terdapat dua *short circuit protected single ended output* dengan 24-bit bit-stream DAC; *dynamic range* 110dB; *signal generation up to 40 kHz*; dan *maximum output voltage* ± 10 V, dimensi panjang 448 mm, lebar 448 mm, dan tinggi 177 mm., berat 18 Kg, suhu pengoperasian pada 0 – 45°C dan suhu penyimpanan pada -20°C – 70°C, dan perangkat lunak minimum yang dibutuhkan adalah LMS Test.Lab 13A atau di atasnya (LMS, 2016).



Gambar 6 Elemen *digital to analog converter* (LMS, 2016)



Gambar 7 Modul I/O tipe DAC 4 (4x BNC Connector) (LMS, 2016)



Gambar 8 Modul I/O tipe V8 (8x BNC Connector) (LMS, 2016)

Modul I/O V8 merupakan ADC dengan *low-power high performance 24-bit sigma-delta analog to digital converter*. Dengan pemrosesan sinyal menggunakan *low-power high-performance DSP56321* dan memori internal untuk *digital filtering, calibration, overload handling, 1/1 and 1/3rd octave*

filtering. Input dapat berupa soket CAMAC atau BNC, *input voltage* ± 316 mV, ± 1 V, $\pm 3,16$ V, dan ± 10 V, *maximum input voltage* 28 Vrms *continously without damage*, impedansi input 1 M Ω /260 pF, dengan akurasi pada 1kHz lebih baik dari $\pm 0,2\%$ pada suhu antara 5 – 40°C, dan konsumsi daya pada penggunaan normal tanpa *overload* dan ICP *supply* dihidupkan sebesar 3,8 W (LMS, 2016).

Modul I/O DAC4 merupakan DAC dengan resolusi 24-bit via *bit stream* DAC dengan *Signal to Noise Ratio* (SNR) 110 dB (20 Hz – 20 kHz), akurasi amplitudo lebih dari 0,2% dengan *residual offset* kurang dari 2 mV, dan konsumsi daya sebesar 4 W saat operasi dan 5,2 W saat *full load* (LMS, 2016).

LMS Test Lab

LMS Test.Lab merupakan aplikasi yang dikembangkan oleh *Leuven Measurement System* yang berasal dari Belgia. Saat ini LMS telah diakuisisi oleh Siemens dan tergabung dalam bagian PLM Software. LMS Test.Lab merupakan perangkat lunak yang terintegrasi dengan tujuan untuk mempermudah proses pengembangan maupun pengujian dari produk-produk berbasis teknik dengan menitik beratkan pada pengujian atau eksperimental.(LMS, 2016)

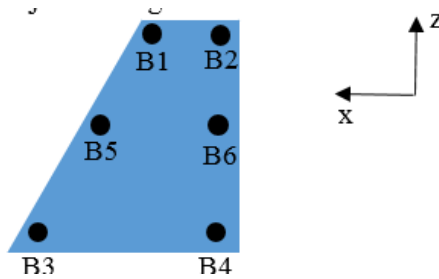
LMS Test.Lab mengembangkan teknologi dengan mengombinasikan akuisisi data secara banyak (*multi-channel*) dengan kecepatan pemrosesan yang tinggi. Beberapa *tools* yang ditawarkan oleh LMS Test.Lab adalah pengujian terintegrasi, analisis, dan dokumentasi/pelaporan yang mumpuni. LMS Test.Lab didesain untuk mempermudah dan meningkatkan efisiensi dari pengujian serta memberikan kemudahan bagi setiap pengguna. LMS Test.Lab menawarkan kemudahan penggunaan pada beberapa aplikasi di industri seperti industri dirgantara, otomotif, mesin-mesin berat, energy angin dan pembangkitan listrik, kendaraan *off road*, konstruksi, dan pertanian, serta elektronik (LMS, 2016).

LMS Test.Lab menawarkan kemudahan dalam proses pengujian di industri dirgantara. Permasalahan yang sering

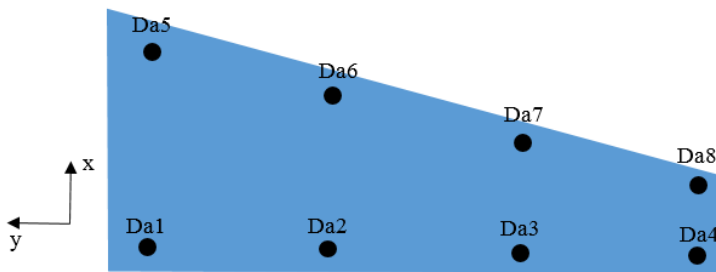
ditemukan pada industry dirgantara adalah peningkatan dalam sisi keamanan, keandalan, berat, biaya operasi, kenyamanan kabin, serta pengaruh terhadap lingkungan. Selain itu, peningkatan dalam jumlah berat yang dapat diangkut (*payload*) dan kemampuan operasional dalam kondisi apapun. Walaupun simulasi purwarupa dapat mempercepat proses pengembangan, hanya dengan cara pengujian semua itu dapat diketahui serta memvalidasi dari asumsi-asumsi yang dibuat selama pembuatan desain dan melakukan kalibrasi dari model yang telah dikembangkan (LMS, 2016).

Adapun pada kegiatan ini, menitik beratkan penggunaan perangkat lunak LMS Test.Lab dalam bidang pengujian vibrasi darat (*Ground Vibration Testing (GVT)*) dan aplikasi yang digunakan adalah LMS Test.Lab MIMO FRF Testing (LMS, 2016).

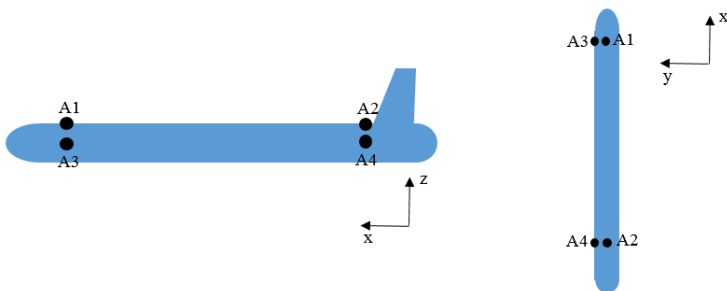
B Konfigurasi Penempatan Akselerometer



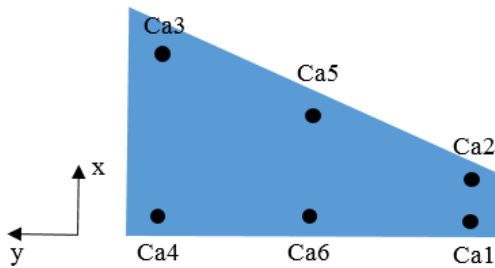
Gambar 9 Penempatan akselerometer pada *vertical tail plane*



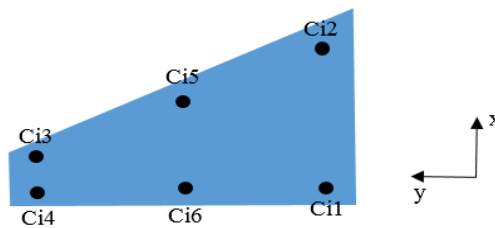
Gambar 10 Konfigurasi penempatan akselerometer di *wing left*



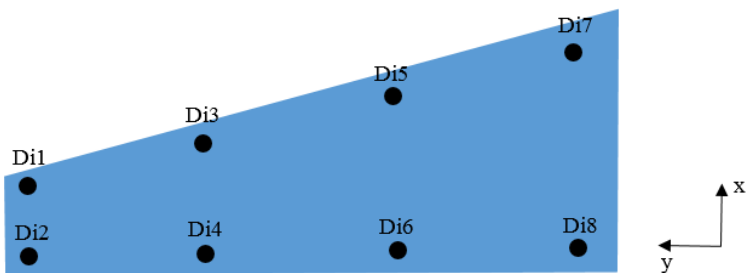
Gambar 11 Konfigurasi penempatan akselerometer di *fuselage*



Gambar 12 Penempatan akselerometer pada *horizontal tail plane right*



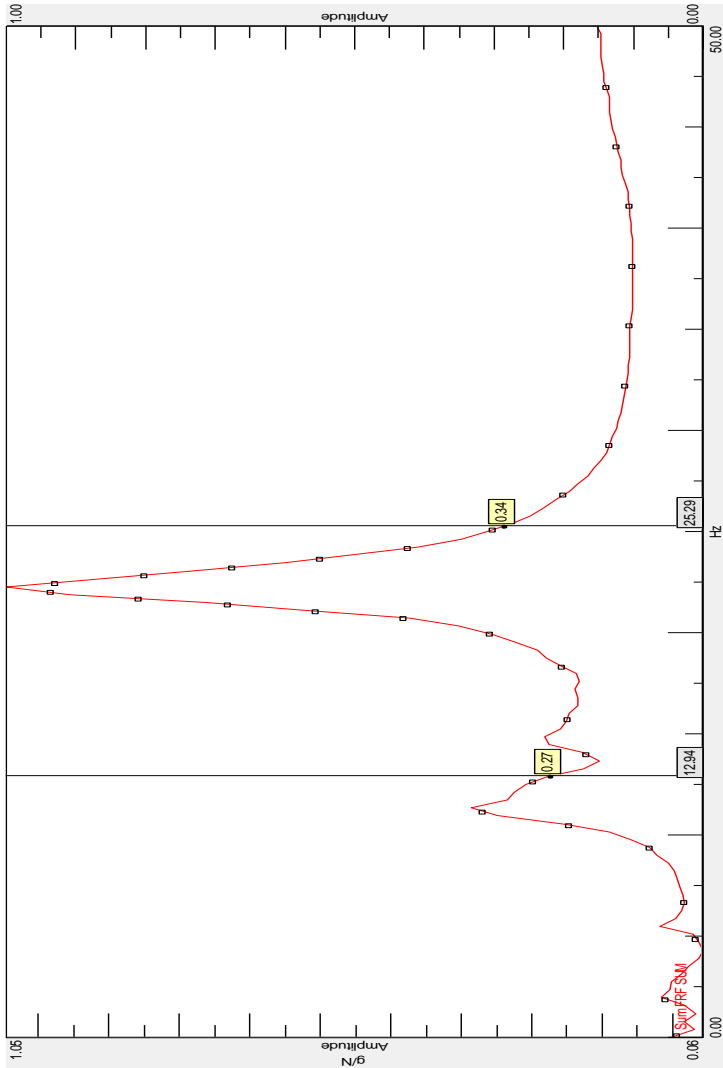
Gambar 13 Penempatan akselerometer pada *horizontal tail plane left*



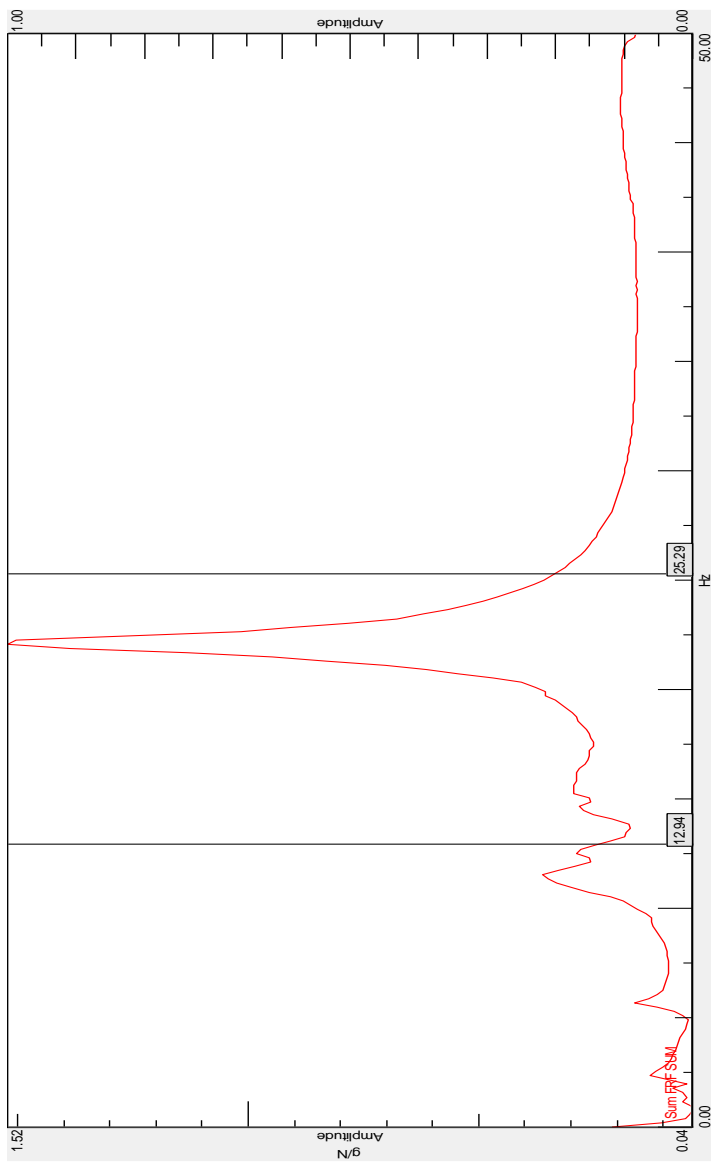
Gambar 14 Penempatan akselerometer pada *wing right*

C Data Eksperimental

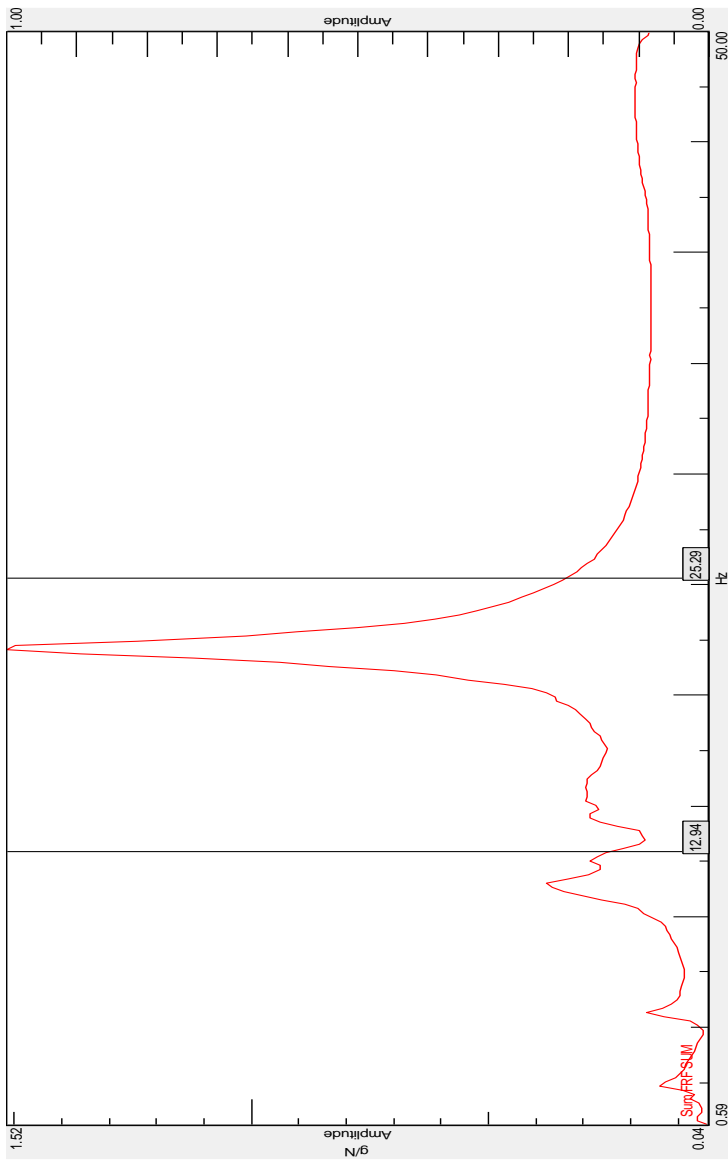
Berikut ini data hasil pengujian / eksperimental yang ditampilkan dalam grafik *frequency response function*.



Gambar 15 FRF data eksperimental kesatu



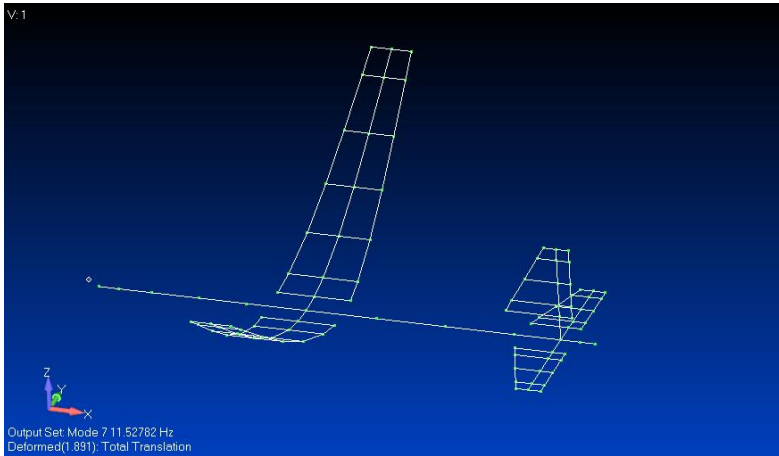
Gambar 16 Data eksperimental kedua



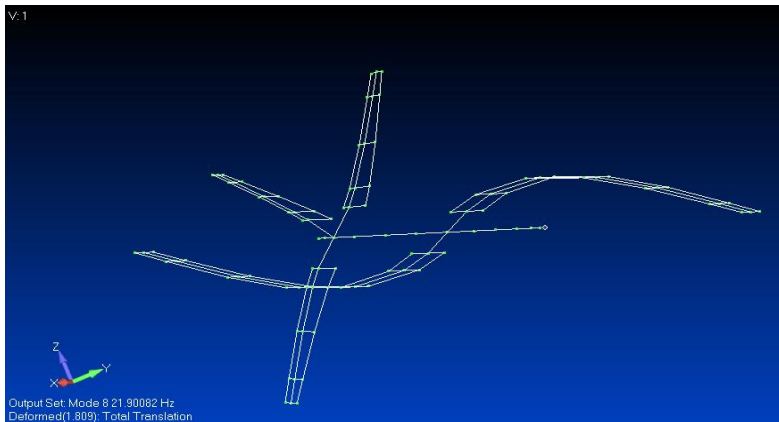
Gambar 17 Data eksperimental ketiga

D Data Simulasi

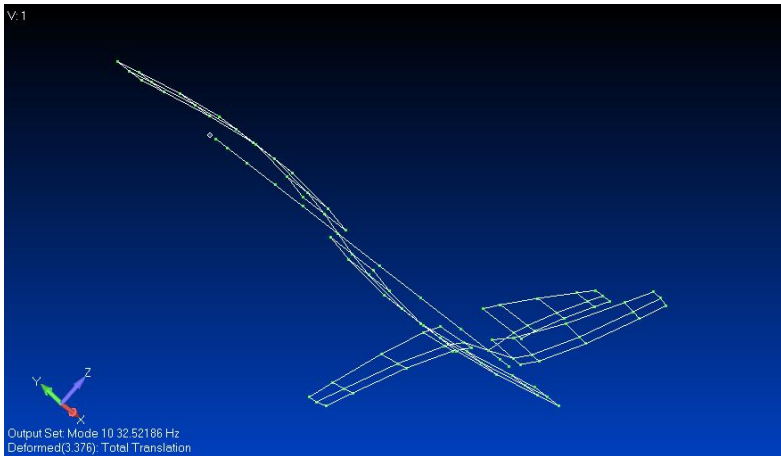
Berikut ini merupakan hasil visualisasi dari hasil simulasi pada model *finite element*.



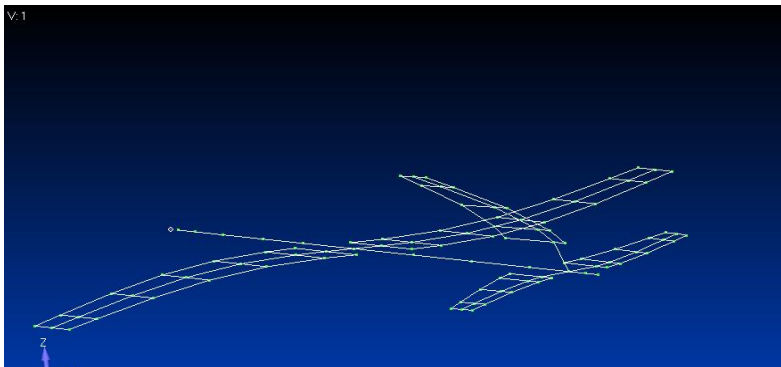
Gambar 18 Bentuk moda kesatu (*wing first bending*) dari hasil simulasi pada frekuensi 11,52 Hz.



Gambar 19 Bentuk moda kedua (*wing second bending + body rotate + horizontal plane asymmetric*) dari hasil simulasi pada frekuensi 21,9 Hz



Gambar 20 Bentuk moda ketiga (*horizontal tail plane bending + horizontal tail plane asymmetric + vertical tail plane + wing second bending*) dari hasil simulasi pada frekuensi 32,52 Hz.



Gambar 21 Bentuk moda keempat (*horizontal tail plane bending + horizontal tail plane asymmetric + vertical tail plane bending + wing second bending*) dari hasil simulasi pada frekuensi 43,1 Hz

BIODATA PENULIS



Penulis bernama Ahmad Ainun Najib dilahirkan di Malang, 25 Agustus 1997. Penulis merupakan anak pertama dari empat bersaudara. Penulis telah menyelesaikan pendidikan di SD Islam Tompokersan pada tahun 2009, SMPN 1 Lumajang pada tahun 2012, MAN 2 Kota Malang (Eks. MAN 3 Malang) pada tahun 2015. Penulis memulai perkuliahan pada tahun 2015 dengan program studi Teknik Fisika ITS. Penulis memiliki program *internship* selama satu bulan di PT Dirgantara Indonesia. Pada tahun 2019, penulis telah berhasil menyelesaikan gelar sarjana Strata 1 di Departemen Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya. Penulis dapat dihubungi melalui surel dengan alamat: ahmadainunnajib3@gmail.com.