

PERHITUNGAN FREKUENSI NATURAL MODE SHAPE TORSI PADA SEPARUH SAYAP PESAWAT UDARA N219

(THE NATURAL FREQUENCY CALCULATION OF MODE SHAPE TORSION ON THE
HALF WING ON N219 AIRCRAFT)

Sayuti Syamsuar¹⁾, Adityo Suksmono²⁾, Muhajirin³⁾, Mohamad Ivan Aji Saputro⁴⁾

^{1), 2), 3) 4)}: Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi
Gedung Teknologi II BPPT No.251 Telp.02175675940; Fax 021 75675938
Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi-TIRBR
Pos El : sayuti.syamsuar@bppt.go.id

Abstrak

Penentuan frekuensi natural struktur sayap pesawat sangat diperlukan dalam analisis prestasi terbang flutter, karena fenomena flutter pada umumnya terjadi dekat dengan frekuensi natural pada struktur sayap pesawat udara. Metoda analisis yang sering digunakan oleh spesialis flutter PT. Dirgantara Indonesia dalam penentuan frekuensi natural adalah metoda Finite Element Method. Makalah ini mempresentasikan analisis komputasional frekuensi natural pada komponen sayap sebelah kanan dari pesawat udara N219 dengan menggunakan program Matlab. Analisis data yang dilakukan pada mode shape torsi perhitungan metoda Finite Element Method dihitung kembali dengan menggunakan piranti lunak Matlab sebagai pembandingan. Data input yang digunakan pada perhitungan Matlab adalah, distribusi momen inersia pada sumbu y, panjang elemen sayap, distribusi luas penampang sayap, distribusi Inersia polar penampang sayap dan tegangan geser material sayap.

Kata Kunci: Frekuensi natural, Flutter, distribusi momen inersia

Abstract

The determination of natural frequency of wing aircraft structure is really required for flight performance in flutter analysis because most of flutter phenomenon found close to the natural frequency on the wing aircraft structure. The analysis method that uses is generally to determining the natural frequency by using Finite Element Method that calculated by PT. Dirgantara Indonesia flutter specialist. This paper is represents about the computation analysis of natural frequency on torsion mode shape on the right half wing of N219 aircraft that uses by Finite Element Method and then re-analyzed by Matlab software as comparison. The inertia of right half wing moment distribution on y axis, length wing element, wing section area distribution, polar inertia section area distribution, shear modulus of wing material have been used as input data on the Matlab software.

Key Words: Natural frequency, Flutter, moment inertia distribution

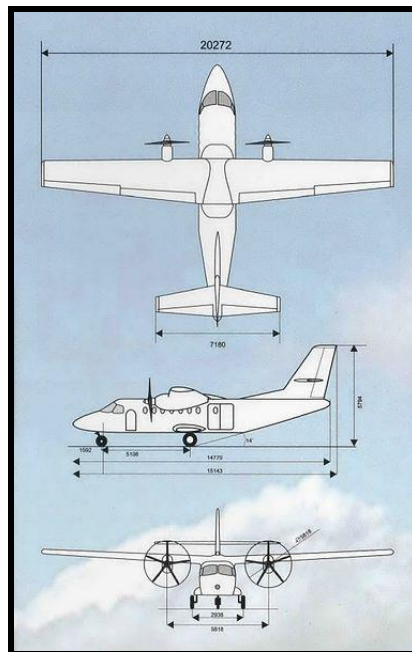
1. PENDAHULUAN

Flutter merupakan salah satu fenomena aeroelastis yang paling ditakuti dalam dunia penerbangan karena fenomena tersebut bersifat sangat destruktif dan dapat menimbulkan kecelakaan pesawat. Saat ini, pesawat udara cenderung menggunakan struktur yang ringan dan elastis serta kemampuan pesawat untuk terbang dengan kecepatan yang semakin tinggi. Pesawat udara perlu menjalani uji terbang untuk memperoleh sertifikat Laik Terbang sesuai regulasi *Federal Aviation Regulation 23*. Perlu dibuktikan bahwa pesawat udara dapat terbang dengan aman pada daerah *flight envelope*. Pesawat udara N219 sebelum diproduksi secara massal. Secara spesifik, permintaan bebas flutter pada pesawat udara N219, dinyatakan dalam *FAR 23 part 23.629*, dimana terdapat aturan bahwa pesawat harus terbebas dari fenomena flutter, pesawat terbang dengan kecepatan *True Air Speed* sebesar $1,2 V_D$ (*design diving speed*) atau $1,4 V_C$ (*design cruising speed*). Sebelum dilakukan uji terbang, terdapat beberapa tahapan untuk melakukan analisis flutter yang meliputi perhitungan komputasional (seperti yang disampaikan pada tulisan ini), *Ground Vibration Test*, dan pengujian model di terowongan angin. Dalam analisis tersebut, parameter yang harus dicari terlebih dahulu adalah frekuensi natural struktur pada berbagai *mode shape*, seperti torsi dan bending. Hal ini disebabkan frekuensi saat fenomena flutter terjadi tidak jauh dari frekuensi natural. Makalah ini memaparkan pembuatan piranti lunak *MATLAB* untuk menentukan frekuensi natural *right half wing* pesawat udara N219 pada *mode shape torsi*.

Penelitian fenomena *flutter* dilakukan melalui program DIPA 2014 Keselamatan Sistem Transportasi dari Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi (PTIST), Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi. Rencana selanjutnya, adalah pengujian model 3 D di terowongan angin.

2. METODOLOGI

Pesawat udara N219 merupakan pesawat komuter berkapasitas 19 orang dan cocok digunakan pada landasan pacu perintis. Pesawat udara ini mulai dirancang oleh PT Dirgantara Indonesia sejak tahun 2006 dan memiliki berat *Maximum Takeoff Weight (MTOW)* sebesar 7270 kg. Pesawat udara dengan panjang dan *wing span* masing-masing sebesar 15 m dan 20 m serta memiliki *service ceiling* 10.000 ft, sehingga pesawat tidak dilengkapi *air pressurized*. Pesawat udara N219 merupakan pengembangan dari *CASA C-212 Aviocar* dengan rancangan konstruksi logam. Pesawat udara N219 diklaim memiliki kabin paling luas di kelasnya, dan memiliki *flexible door system* yang memungkinkan pesawat tersebut berfungsi sebagai pesawat kargo, selain pesawat berpenumpang. Pesawat ini dirancang untuk dapat *takeoff* dan *landing* di landasan pacu berukuran pendek yang diproyeksikan untuk berfungsi sebagai pesawat komuter yang dioperasikan di daerah terpencil dan dapat juga berfungsi sebagai pesawat *Search And Rescue (SAR)*, pesawat angkut personel militer ataupun sebagai pesawat kargo. Konfigurasi pesawat udara N219 diperlihatkan oleh Gambar 2-1.



Gambar 2-1 Gambar 3 Dimensi rancangan pesawat udara N219.

Metodologi yang dilakukan adalah dengan menentukan terlebih dahulu banyak elemen yang membagi sayap. Dalam studi kasus penentuan frekuensi natural sayap pesawat udara N219 ini disimulasikan sayap dibagi 10 elemen (11 node) dan 21 elemen (22 node). Data sayap yang diperoleh dari *specialist flutter* di PT Dirgantara Indonesia terdiri dari 2 tabel yaitu tabel distribusi massa yang disusun oleh 44 node sayap kanan dan kiri, dan tabel distribusi kekakuan yang disusun oleh 43 buah node sayap kanan. Analisis perhitungan dilakukan terhadap sayap kanan. Dengan membagi sayap menjadi n elemen maka panjang setiap elemen adalah $L_i = L_{\text{sayap}} / n$, dikarenakan data panjang elemen yang diperoleh dari tabel tidak homogen maka panjang elemen yang dianalisis juga tidak homogen. Hasil yang diperoleh dalam bentuk besaran panjang elemen, maka akhirnya diperoleh kisaran *range* panjang elemen, misalnya sayap akan dibagi 10 elemen, berarti panjang setiap elemen sayap yang memiliki panjang *half wing span* 9,75 meter adalah $9,75 \text{ meter} / 10 = 0,975 \text{ meter}$. Dikarenakan panjang elemen dari tabel tidak seragam, maka diambil *node* yang jaraknya dengan *node* di sebelahnya adalah $\pm 0,975 \text{ meter}$.

Matriks yang dihitung pertama kali adalah Matriks massa, M, karena memiliki data *node* paling sedikit. Setelah ditentukan posisi *node* yang diambil, kemudian dilakukan pemetaan/ *mapping* dengan posisi pada tabel distribusi kekakuan. Mayoritas posisi data *node* tidak sama dengan posisi *node* pada tabel data kekakuan, maka dilakukan interpolasi. Misalnya setelah diperoleh data *node* untuk menyusun matriks massa sebagai berikut, seperti terlihat pada Tabel 2-1:

Tabel 2-1 Distribusi massa sayap pesawat udara N219.

Node	Posisi elemen, x (m)	Massa, m _i , kg	Panjang elemen, L _i (m)
1	0	m ₁	x-0
2	x	m ₂	y-x
3	y	M ₃	z-y
...
j	z	m _j	0

Posisi *node* adalah 0 meter, x meter, y meter,...dan z meter. Posisi *node* tersebut kemudian dipetakan pada tabel distribusi kekakuan yang memiliki posisi *node* 0 meter, k meter, l meter,...,n meter, dimana $0 < x < a$, $a < y < b$, dan seterusnya, seperti terlihat pada Tabel 2-2.

Tabel 2-2 Posisi elemen, luas penampang dan Inersia Polar.

Node	Posisi elemen, x (m)	Luas Penampang, A	Inersia Polar, J
1.	0	A ₁	J ₁
2.	a	A ₂	J ₂
3.	b	A ₃	J ₃
...	...		
j	z	A _n	J _n

Node yang memiliki posisi di sepanjang sumbu x dan memiliki massa sebesar m₂ dengan kekakuan, k₂. Besar k₂ ditentukan dengan perhitungan berikut, yaitu $k_2 = G J(x)/L(x)$.

Nilai G besarnya konstan (tidak tergantung posisi), nilai $L(x) = L_{i+1} - L_i$, sudah dapat ditentukan berdasarkan posisi, sedangkan nilai J(x) harus ditentukan dengan langkah interpolasi berikut:

$$A_x = \frac{A_a - 0}{a - 0} \times (x - 0) + A_a \quad (2-1)$$

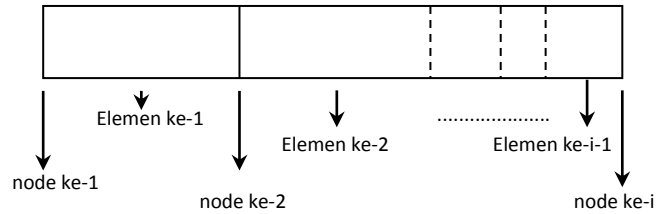
$$J_x = \frac{J_a - 0}{A_x - 0} \times (A_x - 0) + J_a \quad (2-2)$$

Begitu seterusnya dan setelah diperoleh data kekakuan setiap *node* maka matriks k dapat terbentuk.

Jika sayap dibagi n elemen maka akan terbentuk matriks M dan K berordo (n+1) x (n+1) dan pada perhitungan selanjutnya, dikarenakan penerapan *boundary condition*, pada *node* ke-1 tidak mengalami puntiran, $\theta = 0$, maka baris dan kolom ke -1 dari matriks M dan K dihilangkan sehingga kedua matriks tersebut akan berordo n x n. Persamaan yang dipecahkan adalah persamaan (8) menghasilkan nilai $\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n$. Nilai frekuensi, f (Hertz) dihitung dengan persamaan:

$$f_i = \frac{\omega_i}{2\pi} \quad (2-3)$$

Distribusi massa dan kekakuan sayap dapat dimodelkan dengan matriks massa, M, dan matriks kekakuan, K. Matriks M dan K memiliki dimensi atau ordo sama. Besar dimensi tergantung pembagian elemen struktur. Setiap elemen memiliki parameter panjang (L), momen inersia pada sumbu y (I_y), luas penampang (A), modulus geser (G), dan inersia polar (J). Perhatikan Gambar 2-2.



Gambar 2-2 Pembagian elemen struktur.

Setiap node diwakili oleh matriks :

$$M_i = \frac{I_i L_i}{6} \begin{bmatrix} 2 & 1 \\ 1 & 2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_i L_i / 3 & I_i L_i / 6 \\ I_i L_i / 6 & I_i L_i / 3 \end{bmatrix} \quad (2-4)$$

$$K_i = \frac{GJ_i}{L_i} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} = \frac{GJ_i}{L_i} \begin{bmatrix} GJ_i / L_1 & -GJ_i / L_1 \\ -GJ_i / L_1 & GJ_i / L_1 \end{bmatrix} \quad (2-5)$$

Sayap dibagi menjadi $j-1$ buah elemen berarti terdapat j buah node, maka matriks M dan K yang merupakan kombinasi dari node ke-1 sampai dengan ke- j ditulis sebagai berikut:

$$M = \begin{bmatrix} \frac{I_1 L_1}{3} & \frac{I_1 L_1}{6} & 0 & 0 \\ \frac{I_1 L_1}{6} & \frac{I_2 L_1 + I_2 L_2}{3} & \dots & 0 \\ 0 & \dots & \dots & \frac{I_{j-1} L_{j-1}}{6} \\ 0 & 0 & \frac{I_j - 1 L_{j-1}}{6} & \frac{I_j L_{j-1}}{3} \end{bmatrix} \quad (2-6)$$

$$K = \begin{bmatrix} \frac{GJ_1}{L_1} & -\frac{GJ_1}{L_1} & 0 & 0 \\ -\frac{GJ_1}{L_1} & \frac{GJ_2}{L_1} + \frac{GJ_2}{L_2} & \dots & 0 \\ 0 & \dots & \dots & -\frac{GJ_{j-1}}{L_{j-1}} \\ 0 & 0 & -\frac{GJ_{j-1}}{L_{j-1}} & \frac{GJ_j}{L_{j-1}} \end{bmatrix} \quad (2-7)$$

Penerapan *boundary condition* dengan memodelkan struktur sayap sebagai *cantilever*, maka pada ujung paling kiri sayap tidak akan timbul sudut puntiran, maka baris ke-1 dan kolom ke-1 pada

matriks M dan K dihilangkan. Persamaan dinamik yang diperoleh sebagai berikut (matriks M dan K yang ditulis merupakan matriks M dan K yang disesuaikan dengan *boundary condition*):

$$[M](\ddot{U}) + [K](U) = 0 \quad (2-8)$$

Solusi persamaan di atas, diasumsikan adalah

$$U = e^{i\omega t} \{A\} \quad (2-9)$$

Sehingga, persamaan tersebut dapat direduksi menjadi,

$$-\omega^2 [M] \{A\} + [K] \{A\} = 0$$

$$[K] \{A\} = \omega^2 [M] \{A\}$$

$$\frac{1}{\omega^2} \{A\} = [K]^{-1} [M] \{A\} \quad (2-10)$$

Solusi persamaan ini, adalah

$$\left[[K]^{-1} [M] - \frac{1}{\omega^2} [I] \right] = 0 \quad (2-11)$$

dimana, nilai ω merupakan frekuensi natural dalam satuan *rad/second*.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil perhitungan frekuensi natural sayap dengan pembagian elemen sayap menjadi 2 elemen, 4 elemen, 10 elemen, dan 21 elemen dipaparkan berikut ini. *Half Right Wing* (separuh sayap sebelah kanan) dibagi menjadi sepuluh elemen, seperti tabel-tabel berikut:

Tabel 3-1 Distribusi Massa pembagian 10 (sepuluh) elemen

Node	Posisi, y	Luas	Inersia Polar, J	Panjang, L
	m	Penampang, A	M ⁴	(m)
		m ²		
1	0	0.008235	0.0007069	0.826
2	0.826	0.008187	0.0007176	0.942
3	1.75	0.007833	0.0006227	1.022
4	2.75	0.006548	0.0004862	0.934
5	3.5	0.005241	0.0003758	0.964
6	4.5	0.003964	0.0002643	0.964
7	5.5	0.003722	0.0002177	0.964
8	6.5	0.002822	0.0001455	0.964
9	7.5	0.001987	0.00008639	0.975
10	8.5	0.001685	0.0000618	1.2
11	9.75	0.001512	0.00004516	0

Tabel 3-2 Distribusi Kekakuan pembagian 10 (sepuluh) elemen

Node	Posisi,y	Luas	Inersia Polar,J	Panjang, L
	m	Penampang, A	M ⁴	(m)
		m ²		
1	0	0.008235	0.0007069	0.826
2	0.826	0.008187	0.0007176	0.942
3	1.75	0.007833	0.0006227	1.022
4	2.75	0.006548	0.0004862	0.934
5	3.5	0.005241	0.0003758	0.964
6	4.5	0.003964	0.0002643	0.964
7	5.5	0.003722	0.0002177	0.964
8	6.5	0.002822	0.0001455	0.964
9	7.5	0.001987	0.00008639	0.975
10	8.5	0.001685	0.0000618	1.2
11	9.75	0.001512	0.00004516	0

Tabel 3-3 Frekuensi Natural pembagian 10 (sepuluh) elemen

Mode Shape	Frekuensi Natural (Hz)
1 st Torsion	14.5
2 nd Torsion	76.2
3 rd Torsion	78.5
4 th Torsion	114.1
5 th Torsion	155.2
6 th Torsion	266.9
7 th Torsion	412.1
8 th Torsion	426.7
9 th Torsion	995.7
10 th Torsion	1182.2

Half Right Wing dibagi menjadi 21 (dua puluh satu) elemen:

Tabel 3-4 Distribusi Massa pembagian 21 (dua puluh satu) elemen

Node	Posisi, y	Momen Inersia, I _y (kg.m ²)	Panjang, L
	m		(m)
1	0	11.023	0.413
2	0.413	10.858	0.413
3	0.826	11.414	0.471
4	1.297	48.081	0.471
5	1.768	87.274	0.442
6	2.21	188.783	0.58
7	2.79	183.113	0.452
8	3.242	73.937	0.482
9	3.724	43.289	0.482

10	4.206	6.172	0.482
11	4.688	5.474	0.482
12	5.17	4.856	0.482
13	5.652	4.136	0.482
14	6.134	4.663	0.482
15	6.616	4.48	0.482
16	7.098	3.899	0.482
17	7.58	3.487	0.482
18	8.062	2.915	0.488
19	8.55	2.409	0.5
20	9.05	1.939	0.5
21	9.55	1.104	0.2
22	9.75	0.269	0

Tabel 3-5 Distribusi Kekakuan pembagian 21 (dua puluh satu) elemen

Node	Posisi,y	Luas	Inersia Polar,J	Panjang, L
	m	Penampang, A m ²	M ⁴	(m)
1	0	0.008235	0.0007069	0.413
2	0.25	0.008239	0.000701	0.413
3	0.5	0.008239	0.000701	0.471
4	0.926	0.008119	0.0007054	0.471
5	1.5	0.007951	0.0006488	0.442
6	2	0.007717	0.0005974	0.58
7	2.25	0.006703	0.0005229	0.452
8	3	0.006465	0.000466	0.482
9	3.25	0.005301	0.0003926	0.482
10	3.75	0.005165	0.0003611	0.482
11	4.25	0.004014	0.0002761	0.482
12	4.75	0.003921	0.000253	0.482
13	5.25	0.0038	0.0002297	0.482
14	5.75	0.002956	0.0001704	0.482
15	6.25	0.002864	0.0001539	0.482
16	6.75	0.002776	0.0001377	0.482
17	7.25	0.002016	0.00009173	0.482
18	7.75	0.001944	0.00008093	0.488
19	8.25	0.001705	0.00006514	0.5
20	8.75	0.00166	0.00005848	0.5
21	9.25	0.001602	0.00005142	0.2
22	9.75	0.001512	0.00004516	0

Tabel 3-6 Frekuensi Natural pembagian 21 (dua puluh satu) elemen

<i>Mode Shape</i>	Frekuensi Natural (Hz)
1 st Torsion	12.9
2 nd Torsion	68.4
3 rd Torsion	79.2
4 th Torsion	118.3
5 th Torsion	129.8
6 th Torsion	176.3
7 th Torsion	209.8
8 th Torsion	271.8
9 th Torsion	334
10 th Torsion	370.2
11 th Torsion	401.5
12 th Torsion	496.6
13 th Torsion	588.1
14 th Torsion	611.3
15 th Torsion	722
16 th Torsion	857.6
7 th Torsion	943.6
18 th Torsion	1,075.9
19 th Torsion	1,191.1
20 th Torsion	1,474.1
21 th Torsion	4,370.8

Berdasarkan perhitungan di atas, maka diperoleh hasil bahwa semakin banyak pembagian elemen sayap, maka nilai frekuensi natural semakin kecil dan semakin mendekati hasil perhitungan menggunakan piranti lunak *NASTRAN*, seperti ditampilkan di bawah ini.

Tabel 3-7 Frekuensi Natural berdasarkan perhitungan *NASTRAN*

<i>Mode Shape</i>	Frekuensi Natural (Hz)
1 st Torsion	9.84
2 nd Torsion	32.51
3 rd Torsion	34.18
4 th Torsion	43.04
5 th Torsion	48.23

Hasil apabila perhitungan pembagian elemen sayap menjadi 21 elemen, maka nilai 1st torsion hampir mendekati perhitungan yang dilakukan oleh *NASTRAN*, dan untuk frekuensi natural yang semakin besar, maka deviasi terhadap perhitungan *NASTRAN*, semakin besar juga. Perhitungan *error* ditampilkan pada tabel berikut.

Tabel 3-8 Prosentase *Error* perhitungan Frekuensi Natural

<i>Mode Shape</i>	2	4	10	21
	Elemen	Elemen	Elemen	Elemen
1 st Torsion	3931.50%	715.04%	47.36%	31.10%
2 nd Torsion	4147.92%	1081.18%	134.39%	110.40%
3 rd Torsion		1652.78%	129.67%	131.71%
4 th Torsion		2670.45%	165.10%	174.86%
5 th Torsion			221.79%	169.13%

4. KESIMPULAN

- Semakin banyak pembagian elemen sayap maka perhitungan frekuensi natural untuk *mode shape* torsi semakin akurat.
- Akurasi hasil perhitungan piranti lunak yang telah dibuat menggunakan *MATLAB*, perlu ditingkatkan untuk menghitung frekuensi natural pada *mode shape* lainnya, seperti *bending* dan penentuan *flutter speed*.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih disampaikan kepada Tim *flutter* dari PT.Dirgantara Indonesia, Bandung yang terdiri dari Ir. Budi Sampurno, MT, Ir. Burhanudin, Ir. Sudarminto, Ir. Sjamsoel, dan Bayu, ST yang telah memberikan bantuan analisis data menggunakan program *NASTRAN* dan saran serta pelengkapan data sayap pesawat udara N219. Hasil perhitungan frekuensi natural menggunakan program *NASTRAN* telah dibahas bersama dengan tim *flutter* BPPT, LAPAN dan PT. Dirgantara Indonesia dalam program Insentif SINAS (2013-2014) RISTEK dan program DIPA BPPT 2014. Pengembangan metoda analisis frekuensi natural versi BPPT menggunakan piranti lunak *MATLAB*.

DAFTAR PUSTAKA

- 1) Beards C F, *Structural Vibration Analysis: Modelling analysis and damping of vibrating structures*, Halsted Press, New York. 1983.
- 2) Berg G V, *Elements of Structural Dynamics*, Prentice Hall, Englewood Cliffs, NJ. 1989.
- 3) Biggs J M, *Introduction to Structural Dynamics*, McGraw-Hill, New York. 1964.
- 4) Chopra A K, *Dynamics of Structures – Theory and applications to earthquake engineering*, Eastern Economy Edition, Prentice Hall of India, New Delhi. 2002.
- 5) Clough R W and Penzien J, *Dynamics of Structures*, McGraw-Hill, New York. 1974.
- 6) Craig R R Jr. *Structural Dynamics*, Wiley, New York. 1981.
- 7) Davis R, Henshell R D and Warburton G B, A Timoshenko beam element, *Journal of Sound and Vibration*, vol. 22, 1972. pp 475–487.
- 8) DenHartog J P, *Mechanical Vibrations*, 4th ed., McGraw-Hill, New York. 1956.
- 9) Gupta R S and Rao S S, *Finite element eigenvalue analysis of tapered and twisted Timoshenko beams*, *Journal of Sound and vibration*, vol. 41, 1978. pp 291–299.
- 10) Haberman C M, *Vibration Analysis*, Charles E. Merrill, Columbus, OH. 1960.