

# ロール自由度制御機構を有するスティング支持装置\*

神田 淳\*<sup>1</sup> 上田 哲彦\*<sup>1</sup>

Sting Supporting System with Controllable Roll Mode

Atsushi KANDA and Tetsuhiko UEDA

## ABSTRACT

To address the wing flutter problem, it is important to take into consideration the anti-symmetric mode since it sometimes becomes the most critical mode. For wind tunnel experiments, we made a peculiar supporting system that allows motion of the model about its roll axis. This system also has a the function that can constrain rolling motion to stop anti-symmetric mode flutter. Flutter experiments were conducted in TWT (Transonic Wind Tunnel) at NAL. It was confirmed that anti-symmetric mode flutter occurred at the flutter boundary and that the supporting system worked successfully. Moreover, flutter characteristics were analytically examined by DPM (Doublet Point Method).

Keywords: Anti-symmetric mode flutter, Wind tunnel test, DPM

## 概 要

逆対称モードフラッタの特性を把握するために特殊な支持装置を開発した。この支持装置はロール方向に自由度を有しており、その自由度をサーボモータによりコントロールできる機構を持ち、対称モードフラッタとの限界動圧の差を利用したフラッタ停止装置の機能も併せ持つ。航技研の遷音速風洞でダミーの全機模型を用いて風洞実験を行った結果、逆対称モードフラッタをクリティカルなモードとして捕らえることができ、さらにフラッタの停止を図ることができ機構の有効性が確認された。また、DPM(Doublet Point Method)を用いて胴体面をも含めて非定常空気を解析し、逆対称モードフラッタ特性を求めた。

記 号			
A	: 一般化非定常空気力マトリクス	m	: 質量
b	: 翼根での1/2 翼弦長 (= C/2)	M	: マッハ数
c	: 翼根での翼弦長	p	: フラッタ固有値
E	: 単位マトリクス	$\rho$	: 空気力
f	: 振動数	P	: 静圧
$f_{\alpha}$	: 捩り固有振動数	$P_0$	: 総圧
G	: 重力加速度	q	: 一般化座標
g	: モード構造減衰	Q	: 動圧
h	: モード面法線方向変位	R	: 気体定数
i	: 虚数単位	$R_0$	: レイノルズ数
k	: 無次元振動数 (= $\omega b/U$ )	S	: 翼面積
		T	: 静温度
		$T_0$	: 淀点温度
		U	: 流速
		$U_f$	: フラッタ速度

\* 平成9年6月24日受付 (received 24 June 1997)

\* 1 機体部 (Airframe Division)

$\bar{U}_F$	: 無次元フラッタ速度
$\pi$	: 円周率
$\gamma$	: 比熱比
$\eta$	: スパン方向位置
$\mu$	: 質量比
$\rho$	: 密度
$\omega$	: 円振動数
$\omega_\alpha$	: 捻り円固有振動数
$\Omega$	: 円固有振動数マトリクス

## 1. 序論

航空機の構造設計において考慮しなければならない問題の一つにフラッタ問題が挙げられる。特に翼のフラッタは発生すると大事故につながる可能性が高い。通常問題となる翼フラッタはその曲げ1次と捻り1次が連成する自励振動である。

翼の曲げと捻りが連成するフラッタを扱う上で特徴的なことは、航空機は機軸を中心として構造的にはほぼ左右対称であり、ロール方向に拘束がないために、微小変形の範囲で翼に関して曲げ・捻りの両モードとも対称モードと逆対称モードに分離できることである。従ってフラッタもその線形解析において対称モードの曲げ・捻りが連成する対称モードフラッタと、逆対称モードが連成する逆対称モードフラッタとに分離して扱うことができる。一般にフラッタが発生する動圧(限界動圧)に関しては逆対称モードの方がより低い動圧で発生する可能性があることは良く知られている。この理由の一つとして、捻りについては対称・逆対称とも固有振動数はそれほど大きく異なることはないが、しかし曲げについては機軸回りの極慣性モーメントがパラメータとして影響するため固有振動数が対称と逆対称とで異なり、逆対称曲げがより高い振動数となりそれだけ捻り・曲げが連成し易

くなる傾向にあることが挙げられる。よって、このフラッタの特性を知ることが重要な問題となるが、逆対称モードフラッタはロール方向に自由度がある場合に発生するため、風洞実験で模擬するためには特殊な支持装置が必要となる。従来、片翼の翼根を等価バネで支持する工夫が行われてきたが、胴体も含めた全機模型を用いて実験を行う一つの方法として、スティング型でロール方向に拘束がない支持装置を用いる方法が考えられる。

近年、模型はより複雑かつ高価になっている。よってフラッタの発生による模型の損傷・破壊を防ぐことはもちろんのこと、破壊された模型が風洞設備に損傷を与えないように、フラッタを停止させる手段を用意することが必要である。通常は気流中にフラッタ停止板を繰り出し動圧を下げたり、模型に索を付ける等の工夫を行うが、外部装置を使用することなく支持装置自体がフラッタ停止機構を有することは確実性の観点から望ましい。そこで対称モードフラッタと逆対称モードフラッタの限界動圧の差を利用することでフラッタの停止を図るべく、ロール方向に自由度を持ちその自由度を外部から制御できる機構を有するスティング形態の支持装置を製作した。

支持装置の機能の有効性を確認するためにダミーの全機模型を製作し、航技研の遷音速風洞で実験を行った。

## 2. 装置概要

### 2.1. 模型支持装置

模型支持機構の概略を図2-1に、形状を図2-2に示す。模型支持部分(可動部)は外径140mm、長さ337mm、質量7.94kgでベアリングを用いてロール方向に最大で $\pm 15^\circ$ の回転を許すように設計されている。また、この支持装置はコンピュータ(NEC製PC9801NS/R)からの指令によりサーボモータを用いてくさびを軸方向に移動させることによって、ロール方向の許容回転範囲を $0^\circ$ (ロール方向拘束状態)から $\pm 15^\circ$ まで細かく制御できる

$$A_{mn} = \int_S h_m \Delta p_n dS \quad (1)$$

図2-1 模型支持機構模式図

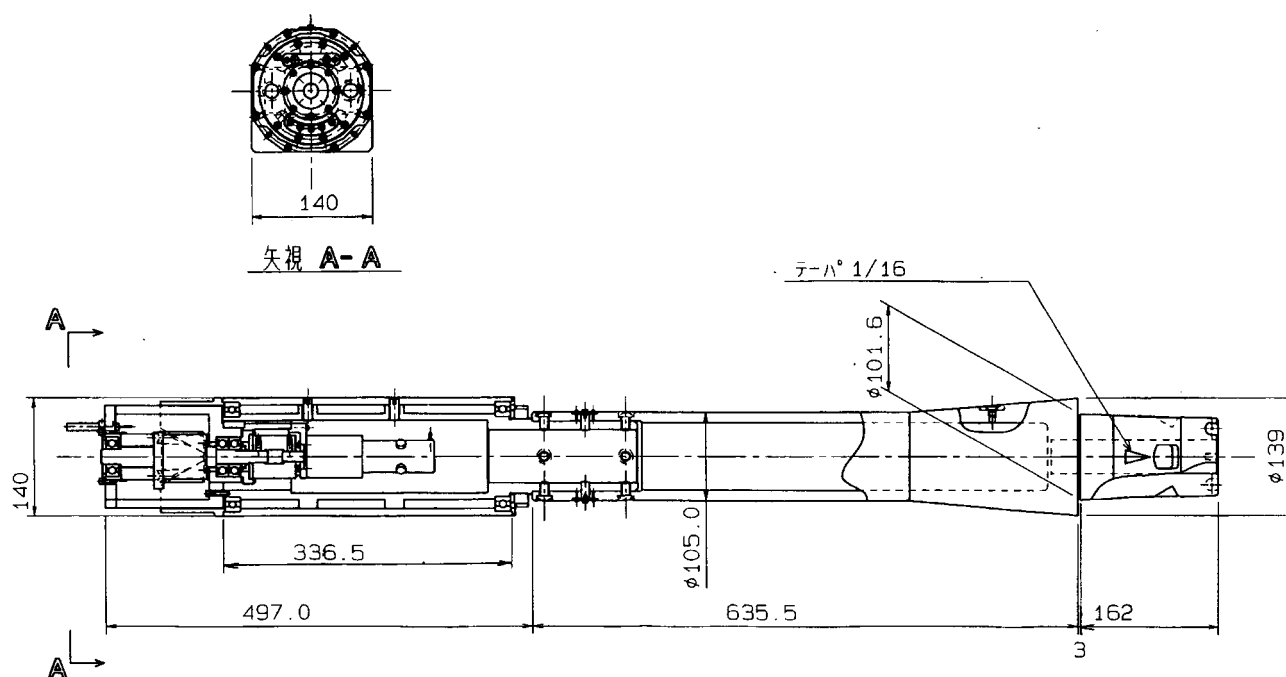


図 2 - 2 スティング支持装置形状

ようになっており、逆対称モードフラッタと対称モードフラッタの限界動圧の差（対称よりも逆対称モードフラッタの限界動圧の方が低い場合。）を利用してフラッタを停止させる機構を兼ね備えている。つまり逆対称モードフラッタが発生した場合、ロールモードを拘束することによってフラッタが抑えられる仕組みである。フラッタの停止に際しては、制御に時間がかかるとロールが拘束状態になる前に模型に損傷を与えてしまう可能性があるため、できるだけ高速に制御できることが必要である。この装置では $30 (\pm 15^\circ)$ のロール振幅を14.3秒で抑えられる設計（サーボモータの出力軸定格速度30rpm、ボールネジのリード5mm ピッチ、ボールネジ6mmの移動で振幅が $5^\circ$ 変化する。）となっている。この所要時間はサーボモータの制約によるものであるため、これ以上の高速化はこのシステムでは困難である。そのため実際にはロール拘束にかかる時間を短くするために、 $1 \sim 2^\circ$ のロール振幅にて実験を行っている。くさびの移動量によって許容回転範囲が決まるが、この支持装置では反射型ファイバユニットというレーザー光の反射を用いた光電式リミットセンサがロール拘束側と自由側の2か所に固着されており、最大移動量を決定づけている。また、支持装置の嵌合部は航技研の遷音速風洞のスティングポッドへの取り付けのためにテーパ比1/16となっている。

フラッタ抑制時にサーボモータに負荷がかかるが、設計荷重として上下力2940N以上の強度を有しており実用上問題は無い。質量は29.3kgである。また、模型の振動

数帯を50 ~ 300Hzと想定し、この範囲内で有害な連成をあたえないように設計されている。

支持・制御装置の構成を図2-3に示す。リミットステータスライン・コントロールライン・エンコーダラインについては長さが50mあるが、これは計測室において制御を行うため、支持装置を設置するカート室からコードを延長するためである。

サーボアクチュエータの動作原理<sup>1)</sup>について説明する。システム構成を図2-4に示す。ホストコンピュータよりRS-232C(またはGP-IB)を介してアクチュエータ駆動に必要な、移動速度、加減速時間、移動量などをコントロールユニットに送信することによりコントロール内部レジスタにデータをセットする。CPUはセットされたデータを内部演算した後、パルスジェネレータにデータを渡す。パルスジェネレータは指定されたデータに基づきパルスを発生させる。このパルスが偏差カウンタに積算され、その量がD/A変換回路を通じて電圧に変換される。この電圧が速度指令信号としてサーボアンプ回路に伝えられ、これらによりモータに電圧が印可され回転をはじめる。モータの回転に伴ってエンコーダから発生するパルスは偏差カウンタに帰還され、そこで減算を行う。その結果、パルスが入力され続けているときには、カウンタ内にある一定の偏差量（溜まりパルス）をもったまま、入力パルス速度と帰還パルス速度とが平衡状態（モータが指令パルスに同期した速度）で回転を続ける。パルスジェネレータからのパルス出力が停止すると、偏

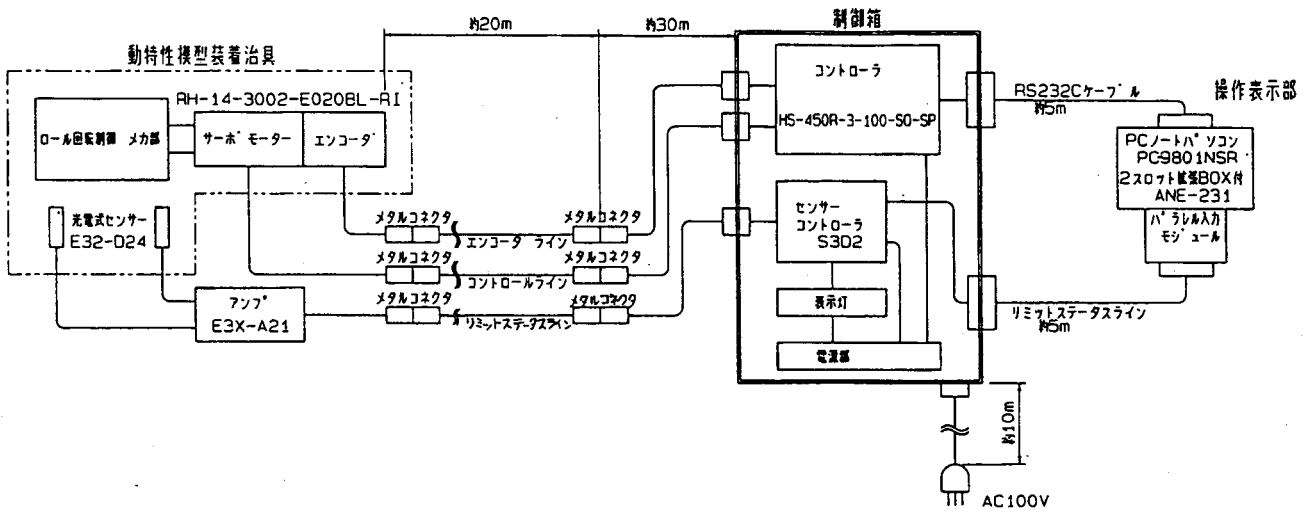


図 2 - 3 支持・制御装置構成

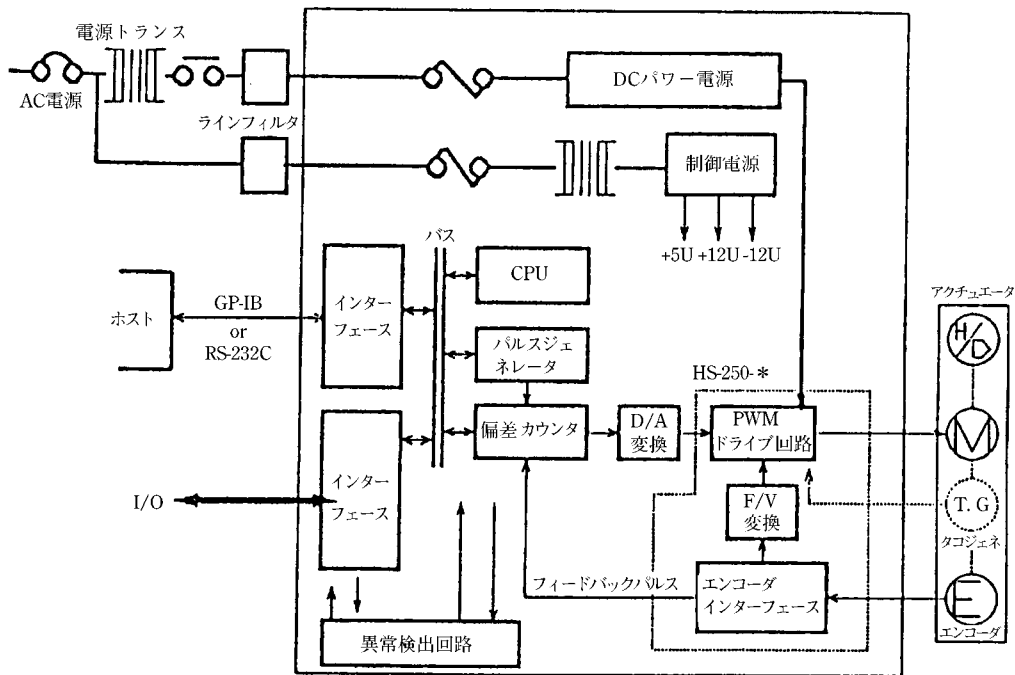


図 2 - 4 サーボアクチュエータシステム

差カウンタでは帰還パルスによる減算のみが行われ、偏差量とそれに対応してサーボアンプへ供給される速度指令信号が急激に減少し、モータを減速させ偏差が0の状態となるようにモータを制御させる。このときモータは指令移動量に等しい角度だけ回転したことになる。移動量の指令がなくモータが停止しているとき、無負荷状態であれば偏差は0の状態になるが、モータに負荷トルクが作用している場合には負荷トルクによって回転変位させられ、偏差カウンタ内にはそれに相当した偏差量が生

ずる。その結果、モータには負荷反抗トルクが発生し停止状態を維持する仕組みとなっている。

1.2. 全機模型

全機模型は製作した스팅グ支持装置の機能確認を行うためのダミー模型である。胴体部と主翼部の分割構造となっており翼は片翼づつ8ヶ所のボルトで支持装置可動部の底面にボルトで固定され、胴体部は24ヶ所のボルトで支持装置可動部の上面および側面に固定される。主

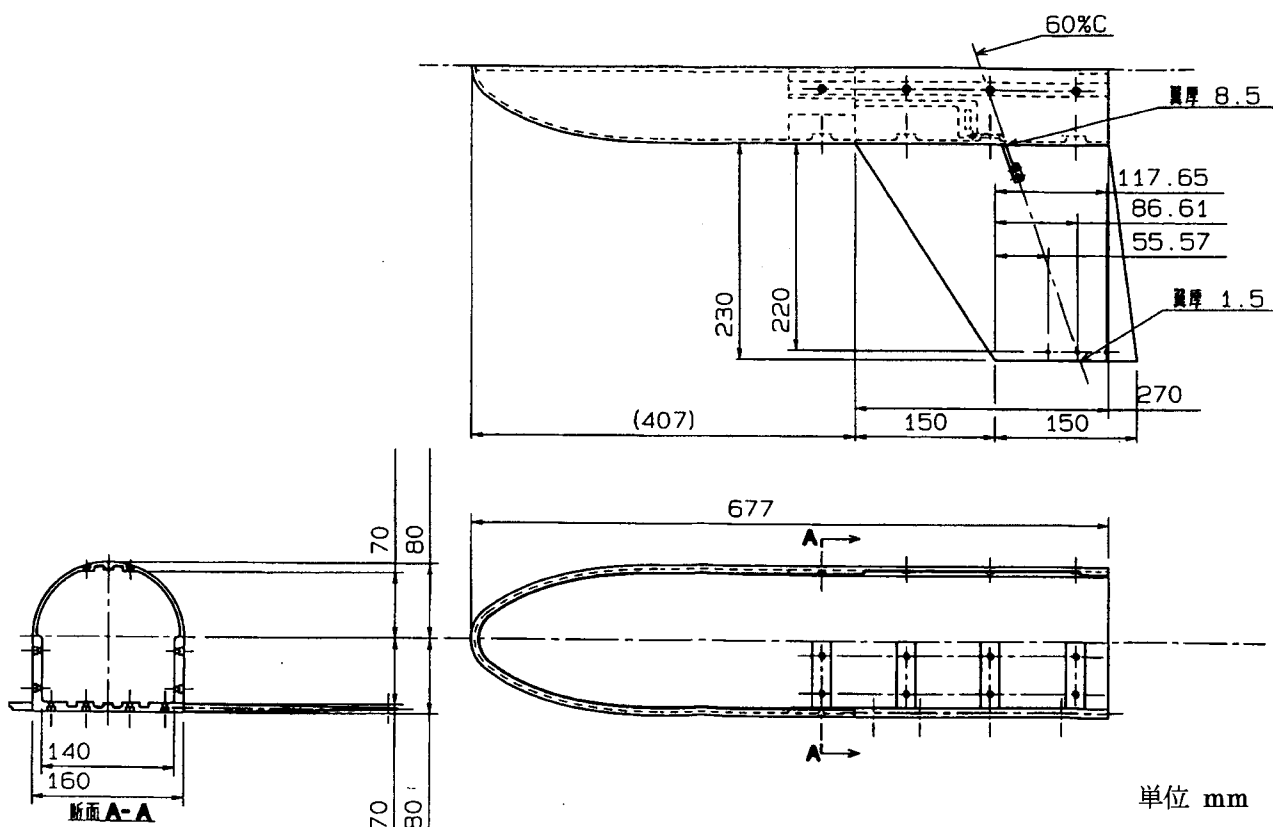


図 2 - 5 模型形状

翼はアルミ板(7075-T651)より削り出しが行われ、多段構造であり基準面に対して上下対称となっている。図2-5に模型形状を、図2-6に翼部の形状を示す。平面形状はアスペクト比2.75、25%翼弦位置において後退角27.6°、テーパー比は0.56である。表面の成形には発泡材料(セキスイ社製フォーマック#2500:見掛密度0.043g/cm<sup>3</sup>、独立気泡率70%)が用いられ、さらに厚さ0.03mmのガラスクロス羽布を翼全面に貼付してある。胴体はGFRPで製作、内側に支持装置の可動部が入る構造となっており中空である。質量は主翼1.86kg、胴体2.57kg(取り付けネジ含む。)胴体部(支持装置の可動部含む。)の慣性モーメントは0.043kgm<sup>2</sup>である。振動特性計測用に曲げと捩り用の歪ゲージをそれぞれ両翼のスパン方向に翼根より10%位置、コード方向に前縁より60%位置に貼付してある。

### 3. 振動特性

#### 3.1. 振動実験

模型の振動特性を把握するために振動実験を行った。この実験に用いる計測システムは風洞内に搬入することは困難なため、支持装置の嵌合部を固定するための治具(図3-1、写真3-1)を製作し風洞内での支持形態を模擬した。ロール方向拘束条件を自由とし、モードの節

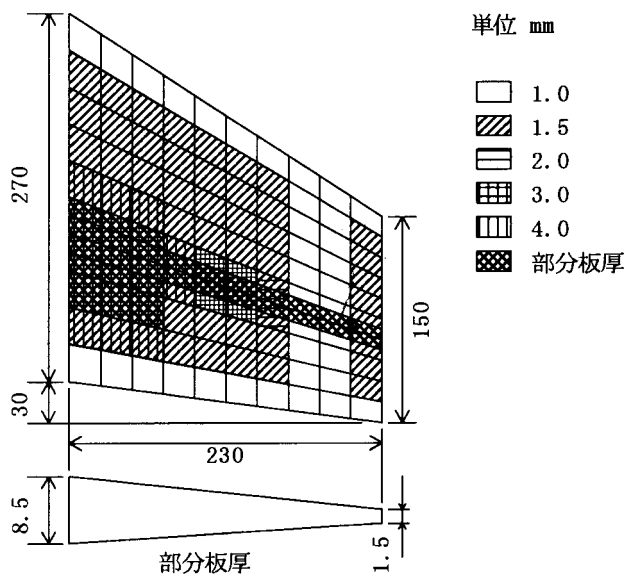


図 2 - 6 翼形状

を避けて翼のスパン方向96%位置、コード方向80%位置にシェーカを取り付け(翼へのジョイント部には振動特性への悪影響をできるだけ回避するため、フレキシブルなシールド線を噛ませた。)0~400Hz帯域で50%パーストランダム加振(信号タイプはWhite Noiseである。)を

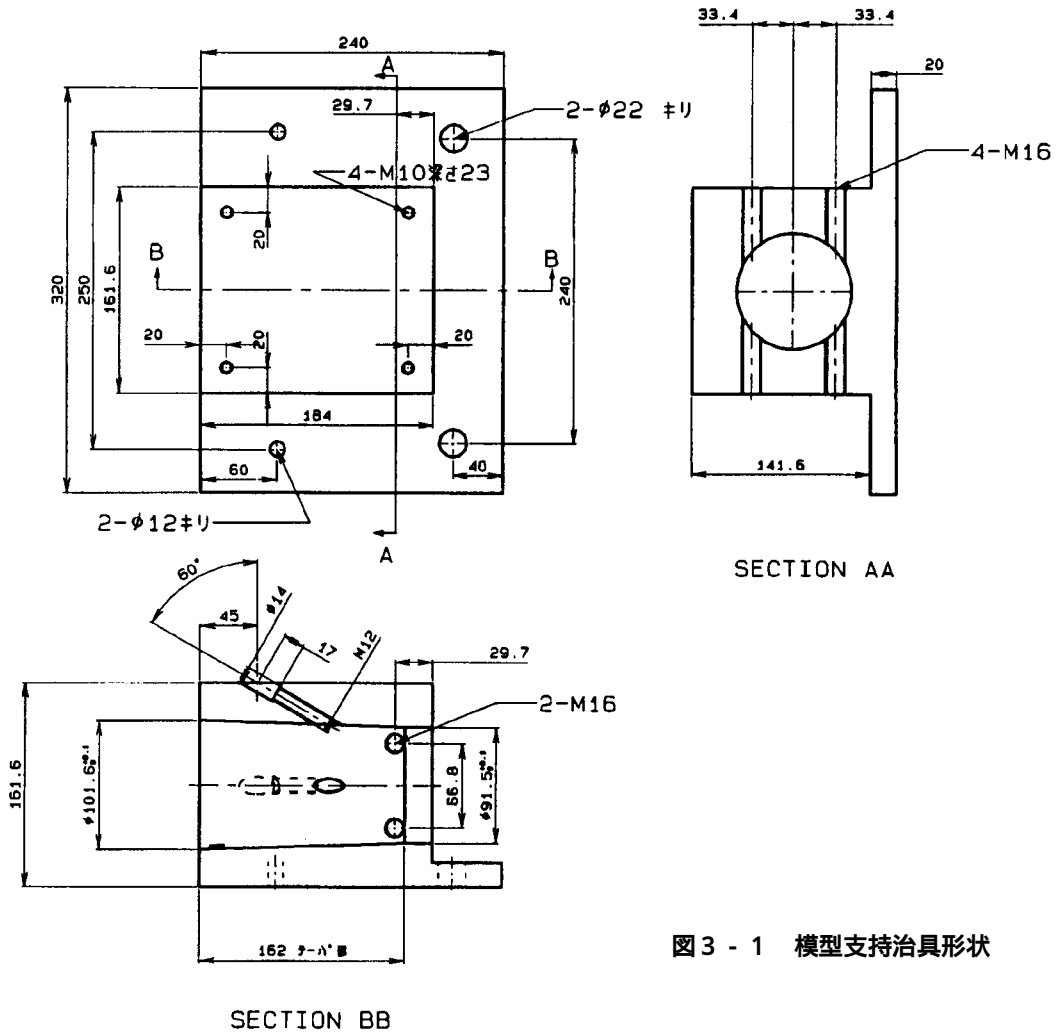


図 3 - 1 模型支持治具形状

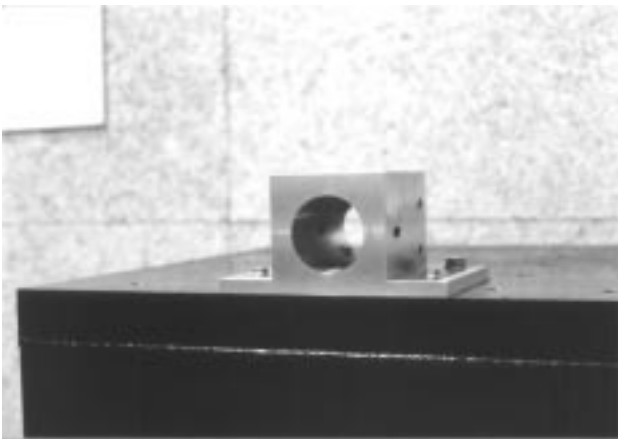


写真 3 - 1



写真 3 - 2

行い、片翼 37 点づつ合計 74 点の計測点に対し直径 5mm の円形反射マーカを貼付し非接触型レーザ速度振動計 (Bruel&Kjaer 製) と 5 軸のロボットの組み合わせによる計測を行った。加振点は計測点も兼ねている。予めロボットに計測点位置のティーチングを行い、加振の条件データとレーザ速度振動形からの出力の条件データをコ

ンピュータに入力しておくことで、後は人の手を介することなく取り込み移動と計測のタイミングを図りながら自動計測を行うことができるシステム<sup>2)</sup>である。計測はデータの品質化を図る目的で 1 点につき 30 回のアベレージングをしているため約 1 分の時間を要し、全翼で約 70 分の計測時間を要する。なお、計測点から計測点へ

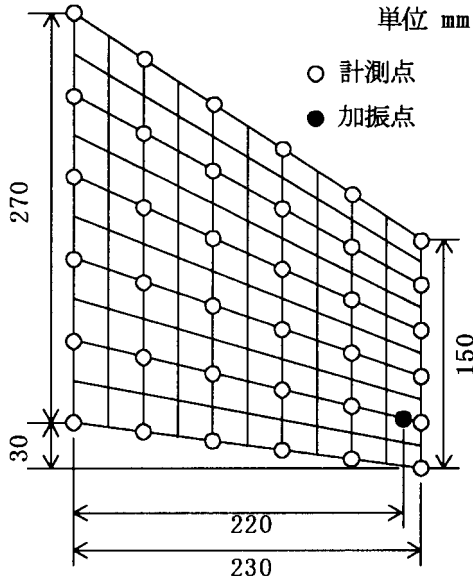


図3-2 加振点・計測点位置

のセンサ移動は平均すると2~3秒程度で殆ど時間は要さないため、計測時間はアベレーシング回数に大きく依存し時間とデータ品質のトレードオフとなる。左右翼で加振点・計測点位置は対称のため、右翼についてのみ加振点・計測点位置を図3-2に示す。また振動実験の模式図を図3-3に、実験風景を写真3-2に示す。

計測したデータより計測用ソフトウェアLMS (LMS INTERNATIONAL社製)を用いて力-速度間の伝達関数法によって固有モード形と振動数とを求めた。最終的な

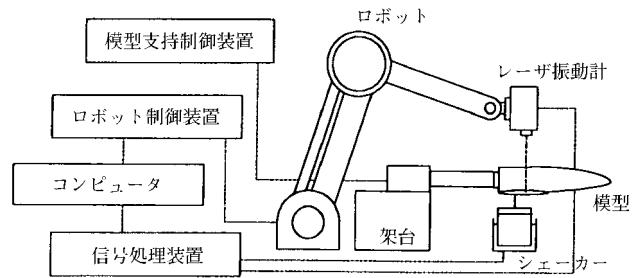


図3-3 振動実験模式図

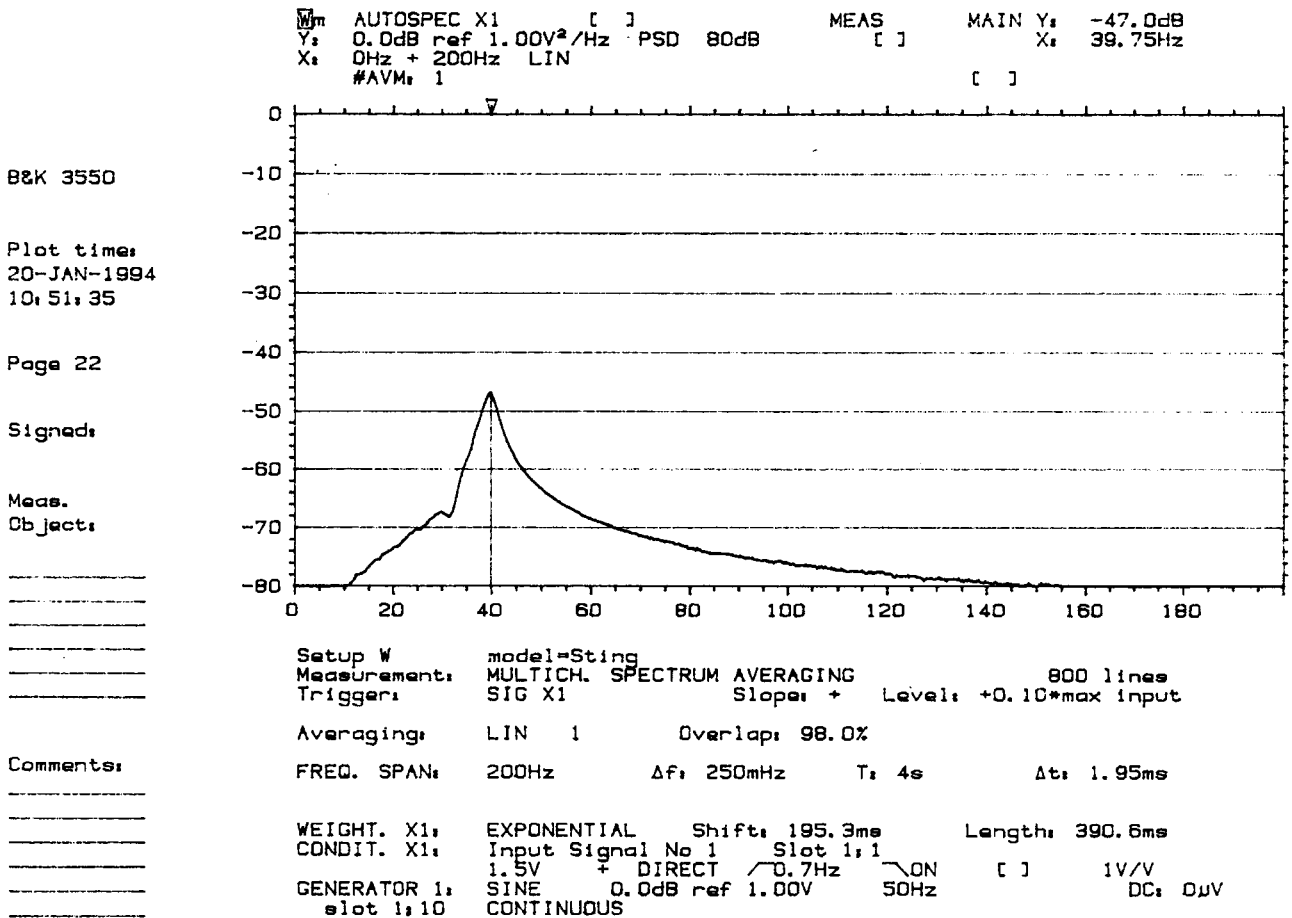


図3-4 スティングの伝達関数

振動実験結果については総合的に判断して妥当であると考えられる結果を採用している。またスティング自体の曲げ1次固有振動数は±20Gの加速度計をスティング先端に取り付け、インパルスハンマーで加振しB & K製FFTアナライザによって伝達関数(図3-4)を求めた結果、40Hzであった。

3.2. 振動解析

フラッタ解析において、フラッタモードを固有振動モードの重ね合わせで近似する場合に非定常空気力は固有モード形に大きく依存する。実験データから正確な固有モード形を得ることは困難であり、数学モデルによるモード形を用いてデータを補うために有限要素解析ソフトウェアPATRAN+P/FEA(PDA Engineering社製)を用いて有限要素法による振動解析を行った。有限要素モデルを図3-5に示す。なお参考までにモデル作成コマンドリスト(PATRANのセッションファイルの一部を手直したものを)を付録に示す。モデルは基本的に中心桁のBEAM要素で構成し、翼の実測の剛性値に合わせてBEAMの剛性を調整した。さらに、BEAM要素でRIBを模擬しているが、これは質量特性を調整するための集中

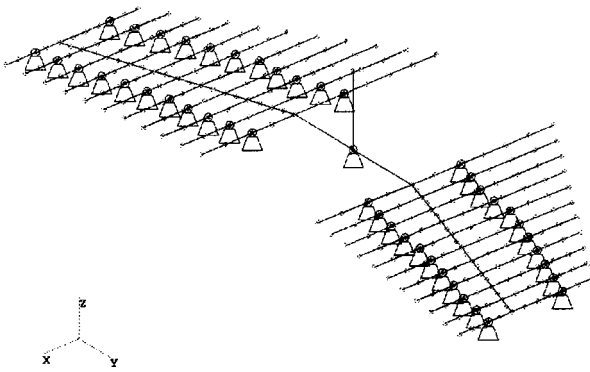


図3-5 有限要素モデル

質量の配置と、後に用いる空力面の節点との整合性をとるためであり、剛性は十分に高く(剛体に近い。)質量は十分に小さいダミーの要素である。なお、振動モデルの節点と空力面の節点とは一致させる必要性は無いが、一致させておくことによりモード変位置のトランスファーが簡便になる利点がある。集中質量を含めた要素数は352、節点数は308、自由度は1843である。集中質量は、質量・重心位置・中心桁周りの慣性モーメントが実模型の質量特性に近くなるように配置してある。集中質量の分布を表3-1に示す。表中、=0は翼根、=1は翼端でありY(スパン)方向に10等分している。集中質量の位置は中心桁(60%翼弦X=0.6c)からの位置を示す。

剛性値については、右翼の40%翼弦長位置(Xをコード方向とするとX=0.4c) Y=300mmに9.8Nの荷重負荷を与えた場合のX=0.4c (=0:翼根、=1:翼端)でのたわみ量分布を表3-2-1に、60%翼弦長位置(X=0.6c) Y=300mm(機軸をY=0mmとし、Y=310mm:翼端、Y=80mm:翼根としている。)に9.8Nの荷重負荷を与えた場合のX=0.6cでのたわみ量分布を表3-2-2に示す。

表3-1 集中質量分布

$\eta$	位置[mm] (前縁側)	位置[mm] (後縁側)	集中質量 [kg]
0.0	-56.6	49.7	1.63E-2
0.1	-56.4	48.6	3.10E-2
0.2	-55.8	46.3	2.79E-2
0.3	-60.1	42.5	2.08E-2
0.4	-67.3	36.6	1.42E-2
0.5	-65.9	35.0	1.26E-2
0.6	-64.5	33.4	1.12E-2
0.7	-63.4	32.6	8.60E-3
0.8	-61.2	32.0	6.60E-3
0.9	-58.7	28.9	6.60E-3
1.0	-57.4	27.0	3.50E-3

表3-2-1 たわみ量(X=0.4C)

$\eta$	実験値[mm]	計算値[mm]
0.1	9.96E-4	2.23E-5
0.2	6.22E-3	6.07E-3
0.3	1.62E-2	1.72E-2
0.4	3.89E-2	3.92E-2
0.5	8.37E-2	8.11E-2
0.6	1.58E-1	1.58E-1
0.7	2.64E-1	2.70E-1
0.8	4.47E-1	4.26E-1
0.9	6.95E-1	6.81E-1

表3-2-2 たわみ量(X=0.6C)

$\eta$	実験値[mm]	計算値[mm]
0.1	3.70E-3	3.06E-3
0.2	1.21E-2	1.18E-2
0.3	2.68E-2	2.87E-2
0.4	5.51E-2	5.56E-2
0.5	1.07E-1	1.06E-1
0.6	1.92E-1	1.91E-1
0.7	3.16E-1	3.16E-1
0.8	4.92E-1	4.84E-1
0.9	7.28E-1	7.29E-1



表 3 - 3 固有モード形と振動数

モード	1次 (逆対称0次)	2次 (対称1次)	3次 (逆対称1次)	4次 (対称2次)
モード形 (解析モード)				
振動数 [Hz]	0.2	100 103	108 110	155 169
実験				
解析				

モード	5次 (逆対称2次)	6次 (対称3次)	7次 (逆対称3次)	8次 (対称4次)
モード形 (解析モード)				
振動数 [Hz]	155 170	239 304	245 306	330
実験				
解析				

表中の解析値は、図3-5の中心桁のたわみ・回転量から補完したものである。

解析では1次(剛体ローリングモード)~8次についてを一般化質量マトリクスを正規化して求めた。

解析および実験結果についてモード形・振動数を表3-3に示す。表中、3次~5次モードについて実験で得られたノーダルラインを黒線で示す。解析結果は低次モードについては実験結果と良い一致を示しているが高次になるに従い振動数が高めに現れていることがわかる。モード形はそのノーダルラインにおいて全般に良い一致を示している。

#### 4. フラッタ特性

##### 4.1. フラッタ実験

支持装置機構の有効性を検証するために、ダミーの全機模型を用いて航技研の遷音速風洞(計測部:2m×2m)でフラッタ実験を行った。実験模式図を図4-1に、風洞カートに設置された支持装置および模型を写真4に示す。計測装置にはデータレコーダ(SONY製:DAT方式)およびペンレコーダ(グラフィック製)、FFTアナライザ(B&K製)、高速度カメラ(KODAK製SP-2000)を用意した。計測項目は左右の翼の曲げ・捩り歪、淀点温度 $T_0$ [K]、総圧 $P_0$ [kPa]、静圧 $P$ [kPa]、レイノルズ数 $Re$ である。歪みからの出力はデータレコーダに全て記録され、同時にFFTでリアルタイムに振動特性を計測、ペンレコーダにより歪量を記録した。カート上面からハロゲンランプ(650W×3台)で翼を照射し、高速度カメラでフラッタを撮影した。カメラは毎秒2000コマの撮影能力があるが、実際には照度が低いため毎秒1000コマで撮影している。しかしフラッタ振動数が110Hz前後であることを考慮すれば問題はないと思われる。

実験はマッハ数 $M$ を固定し総圧 $P_0$ を低い値から高い値へスweepさせる方法である。マッハ数は $M=0.6, 0.8, 0.9, 1.2$ の亜音速から遷音速、超音速にかけて選んでいる。実際には風洞オペレーションのパスがフラッタ限界を越えないように、まず $P_0$ を50kPa程度まで下げてからマッハ数を設定し、この状態から $P_0$ を徐々に上げていった。フラッタの発生をペンレコーダの記録から確認しだい、支持装置のロール自由度を拘束し逆対称モードフラッタの停止を図った。結果、支持装置は有効に機能し、逆対称モードフラッタの発生と共にフラッタ停止を確認できた。 $M=0.6\sim 1.2$ のペンレコーダによる歪の時間履歴を図4-2-1から図4-2-4に示す。左図がフラッタ発生中にロールを拘束しフラッタが収束するところを捉えた時間履歴である。右図はフラッタ振動をペンレコーダの紙送り速度を早めて(500mm/s)捉えたものである。それぞれ上から右翼の曲げ、右翼の捩り、左翼の曲げ、左翼の捩りとなっている。

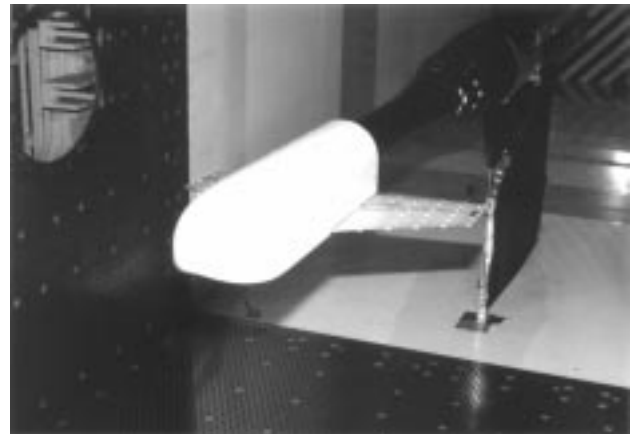


写真4

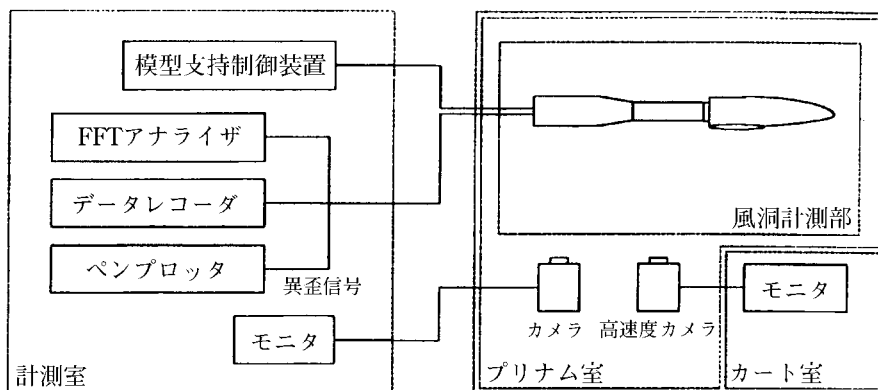


図4-1 風洞実験模式図

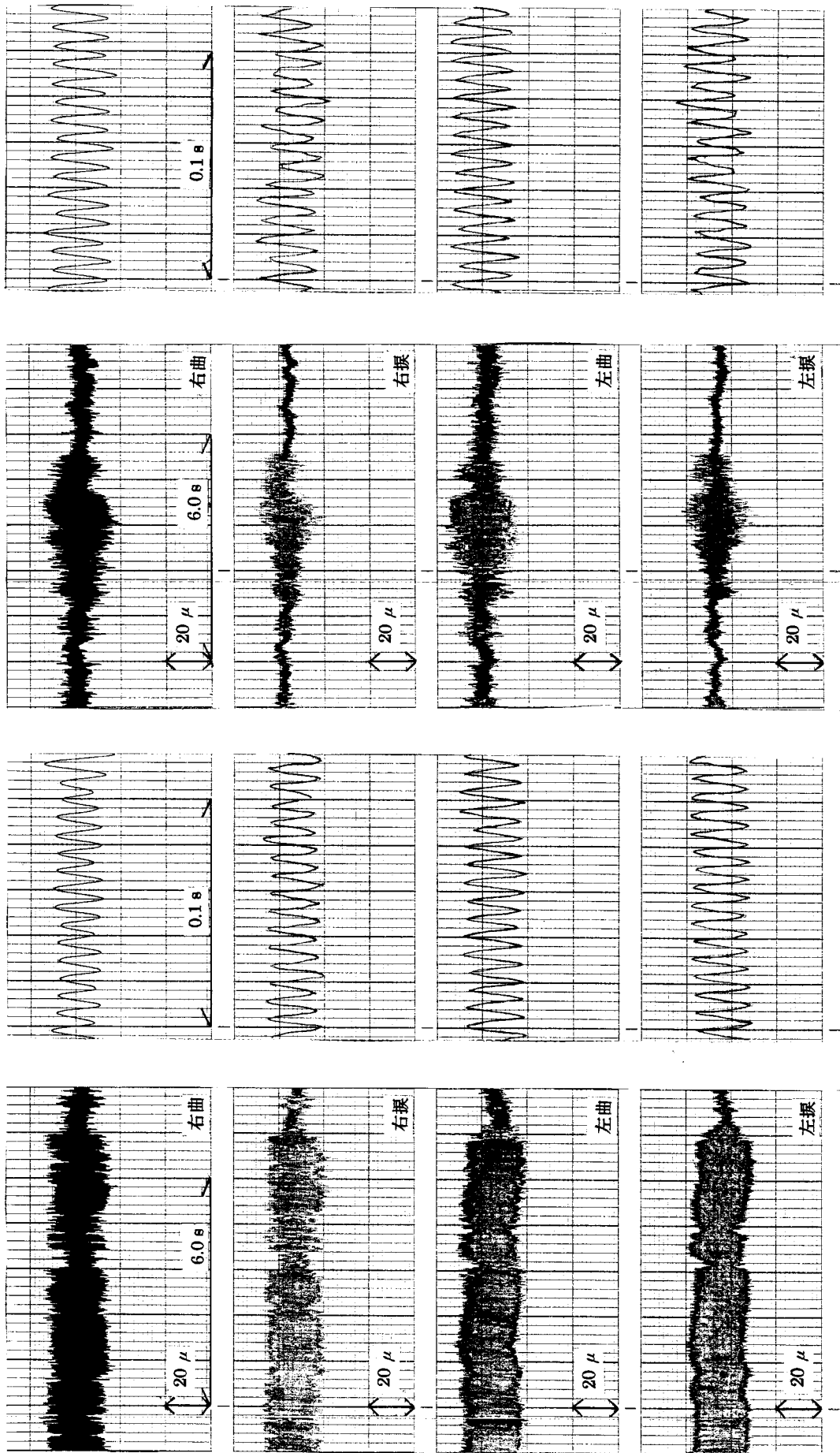


図 4 - 2 - 2 歪の時間履歴 ( $M = 0.8$ )

図 4 - 2 - 1 歪の時間履歴 ( $M = 0.6$ )

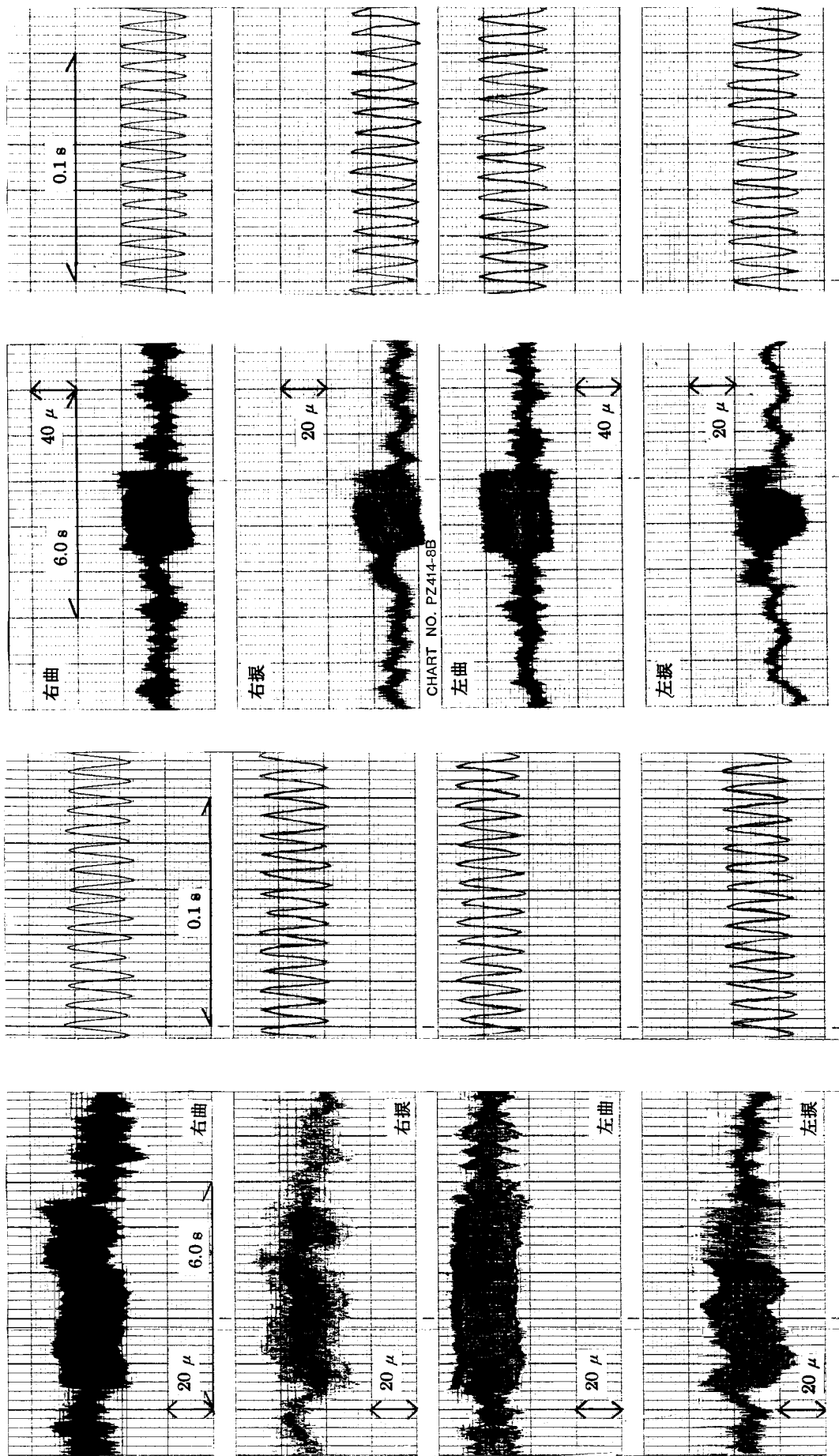


図 4 - 2 - 4 歪の時間履歴 (M = 1.2)

図 4 - 2 - 3 歪の時間履歴 (M = 0.9)

4.2. フラッタ解析

非定常空気力の解析には線形揚力面理論に基づいたDPM<sup>3)~5)</sup>を用いた。解析はモデルが機軸を中心として左右対称であり、次式で与えられる一般化非定常空気力Aは対称と逆対称は連成しないことから、解析時間の短縮を図るために対称モード、逆対称モードについてそれぞれ対称条件および逆対称条件を用いて半機でモデル化を行った。

$$A_{mn} = \int_S h_m \Delta p_n dS \quad (1)$$

ここに  $h_m$  : モード m の面の法線方向変位成分

$\Delta p_n$  : 変形モード n により発生する空気力

空力面要素分割は翼面が  $10 \times 10$  の100要素、胴体面が  $8 \times 12$  の96要素である。空力面を図4-3に示す。解析条件は、マッハ数  $M=0.6, 0.8, 0.9, 1.2$  で無次元振動数  $k=0.0$

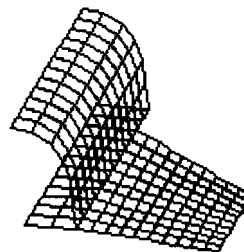


図4-3 空力面モデル

表4-1-1 一般化非定常空気力 (M = 0.6)

k=0.0		空気力 $A_{mn}$		k=1.5		空気力 $A_{mn}$	
	m,n	Re	Im		m,n	Re	Im
逆対称	1,1	5.70E+00	0.00E+00	逆対称	1,1	6.55E+06	-7.16E+06
	1,3	3.74E+06	0.00E+00		1,3	-1.60E+06	1.61E+07
	1,5	1.70E+07	0.00E+00		1,5	2.93E+07	2.65E+07
	1,7	7.20E+06	0.00E+00		1,7	1.63E+07	1.12E+07
	3,1	-1.16E+01	0.00E+00		3,1	-9.12E+06	6.23E+06
	3,3	-4.32E+06	0.00E+00		3,3	1.43E+07	-2.73E+07
	3,5	-2.43E+07	0.00E+00		3,5	-3.55E+07	-7.10E+07
	3,7	-1.04E+06	0.00E+00		3,7	-6.26E+06	-1.07E+07
	5,1	2.92E+01	0.00E+00		5,1	-9.12E+05	-1.56E+07
	5,3	1.16E+07	0.00E+00		5,3	1.78E+07	2.21E+07
	5,5	5.91E+07	0.00E+00		5,5	8.53E+07	-3.91E+07
	5,7	1.37E+07	0.00E+00		5,7	2.35E+07	-9.24E+06
	7,1	-4.19E+00	0.00E+00		7,1	1.04E+06	-9.48E+06
	7,3	5.12E+06	0.00E+00		7,3	9.62E+06	4.42E+06
7,5	1.32E+07	0.00E+00	7,5	2.38E+07	-1.05E+07		
7,7	3.23E+07	0.00E+00	7,7	5.20E+07	-1.54E+07		
対称	2,2	-5.16E+06	0.00E+00	対称	2,2	1.69E+07	-3.01E+07
	2,4	-3.21E+07	0.00E+00		2,4	-4.31E+07	-7.33E+07
	2,6	-4.35E+06	0.00E+00		2,6	-1.06E+07	-8.85E+06
	2,8	7.62E+06	0.00E+00		2,8	5.60E+06	2.25E+07
	4,2	1.06E+07	0.00E+00		4,2	1.47E+07	2.57E+07
	4,4	6.29E+07	0.00E+00		4,4	8.23E+07	-3.91E+07
	4,6	1.44E+07	0.00E+00		4,6	1.86E+07	-9.11E+06
	4,8	-1.88E+07	0.00E+00		4,8	-2.39E+07	-2.85E+06
	6,2	5.19E+06	0.00E+00		6,2	6.96E+06	7.90E+06
	6,4	1.60E+07	0.00E+00		6,4	2.22E+07	-8.29E+06
	6,6	3.24E+07	0.00E+00		6,6	4.88E+07	-1.27E+07
	6,8	-2.31E+07	0.00E+00		6,8	-2.67E+07	-1.77E+07
	8,2	-4.71E+05	0.00E+00		8,2	-6.90E+06	9.35E+06
	8,4	-2.16E+06	0.00E+00		8,4	6.18E+06	2.56E+07
8,6	-2.08E+05	0.00E+00	8,6	6.20E+06	4.38E+07		
8,8	1.58E+06	0.00E+00	8,8	1.44E+07	-3.42E+07		

表 4 - 1 - 2 一般化非定常空気力 (M = 0.8)

k=0.0		空気力 A <sub>mn</sub>		k=1.5		空気力 A <sub>mn</sub>	
	m,n	Re	Im		m,n	Re	Im
逆対称	1,1	5.89E+00	0.00E+00	逆対称	1,1	3.93E+06	-8.31E+06
	1,3	3.90E+06	0.00E+00		1,3	1.83E+06	1.34E+07
	1,5	1.77E+07	0.00E+00		1,5	2.99E+07	1.61E+07
	1,7	7.52E+06	0.00E+00		1,7	1.85E+07	2.60E+06
	3,1	-1.14E+01	0.00E+00		3,1	-7.78E+06	9.08E+06
	3,3	-4.33E+06	0.00E+00		3,3	1.06E+07	-2.92E+07
	3,5	-2.44E+07	0.00E+00		3,5	-4.75E+07	-6.89E+07
	3,7	-9.93E+05	0.00E+00		3,7	-1.33E+07	-5.68E+06
	5,1	3.13E+01	0.00E+00		5,1	-5.73E+06	-1.21E+07
	5,3	1.25E+07	0.00E+00		5,3	1.85E+07	1.31E+07
	5,5	6.34E+07	0.00E+00		5,5	7.11E+07	-6.18E+07
	5,7	1.53E+07	0.00E+00		5,7	1.02E+07	-2.16E+07
	7,1	-4.21E+00	0.00E+00		7,1	-2.35E+06	-6.63E+06
	7,3	5.50E+06	0.00E+00		7,3	8.11E+06	-3.69E+06
	7,5	1.44E+07	0.00E+00		7,5	4.49E+06	-2.06E+07
7,7	3.40E+07	0.00E+00	7,7	4.39E+07	-2.73E+07		
対称	2,2	-5.28E+06	0.00E+00	対称	2,2	1.24E+07	-3.50E+07
	2,4	-3.28E+07	0.00E+00		2,4	-6.15E+07	-7.05E+07
	2,6	-4.56E+06	0.00E+00		2,6	-1.91E+07	-5.30E+06
	2,8	7.86E+06	0.00E+00		2,8	1.63E+07	2.35E+07
	4,2	1.15E+07	0.00E+00		4,2	2.08E+07	1.65E+07
	4,4	6.79E+07	0.00E+00		4,4	7.02E+07	-7.06E+07
	4,6	1.62E+07	0.00E+00		4,6	1.05E+07	-2.25E+07
	4,8	-2.07E+07	0.00E+00		4,8	-2.24E+07	1.53E+07
	6,2	5.58E+06	0.00E+00		6,2	9.43E+06	1.05E+06
	6,4	1.76E+07	0.00E+00		6,4	8.16E+06	-2.29E+07
	6,6	3.41E+07	0.00E+00		6,6	4.56E+07	-2.34E+07
	6,8	-2.45E+07	0.00E+00		6,8	-2.73E+07	-6.15E+06
	8,2	-5.84E+05	0.00E+00		8,2	-1.59E+06	1.55E+07
	8,4	-2.41E+06	0.00E+00		8,4	2.73E+07	2.10E+07
	8,6	-9.16E+05	0.00E+00		8,6	1.77E+07	4.57E+07
8,8	2.17E+06	0.00E+00	8,8	3.61E+06	-4.12E+07		

~ 3.0の31点である。非定常空気力解析に用いる固有モード形はFEMによる数学モデルを用い対称モードフラッタ解析では対称弾性変形モードを4モード、逆対称モードフラッタ解析では剛体（ローリング）モードと逆対称弾性変形モードを3モードの計4モード使用した。求められた一般化非定常空気力マトリクスA<sub>mn</sub>(m, nはモード)についてk=0.0, 1.5のときの値をM=0.6 ~ 1.2についてそれぞれ表4 - 1 - 1から表4 - 1 - 4に示す。

一般化非定常空気力Aを基にn自由度のフラッタ方程式はp-k法<sup>6)</sup>を用いて以下の式で表される。

$$-\frac{U^2}{b^2} p^2 \mathbf{E} \mathbf{q} + \Omega^2 (1 + i g) \mathbf{q} - \frac{1}{2} \rho U^2 \mathbf{A} \mathbf{q} = \mathbf{0} \quad (2)$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 1 \end{bmatrix} \quad \Omega = \begin{bmatrix} \omega_1^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \omega_2^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \omega_n^2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1n} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{n1} & a_{n2} & \dots & a_{nn} \end{bmatrix} \quad \mathbf{q} = \{q_1 \quad q_2 \quad \dots \quad q_n\}^T$$

表 4 - 1 - 3 一般化非定常空気力 (M = 0.9)

k=0.0		空気力 A <sub>mn</sub>		k=1.5		空気力 A <sub>mn</sub>	
	m,n	Re	Im		m,n	Re	Im
逆 対 称	1,1	6.02E+00	0.00E+00	逆 対 称	1,1	3.34E+06	-8.26E+06
	1,3	4.01E+06	0.00E+00		1,3	2.00E+06	1.33E+07
	1,5	1.82E+07	0.00E+00		1,5	3.12E+07	1.50E+07
	1,7	7.72E+06	0.00E+00		1,7	1.74E+07	1.99E+06
	3,1	-1.11E+01	0.00E+00		3,1	-7.08E+06	9.87E+06
	3,3	-4.30E+06	0.00E+00		3,3	9.41E+06	-3.11E+07
	3,5	-2.43E+07	0.00E+00		3,5	-5.71E+07	-6.90E+07
	3,7	-8.66E+05	0.00E+00		3,7	-1.46E+07	-4.83E+06
	5,1	3.31E+01	0.00E+00		5,1	-6.15E+06	-1.06E+07
	5,3	1.33E+07	0.00E+00		5,3	1.94E+07	1.05E+07
	5,5	6.70E+07	0.00E+00		5,5	6.35E+07	-7.46E+07
	5,7	1.67E+07	0.00E+00		5,7	7.14E+06	-2.08E+07
	7,1	-4.17E+00	0.00E+00		7,1	-2.32E+06	-5.77E+06
	7,3	5.80E+06	0.00E+00		7,3	7.09E+06	-4.55E+06
7,5	1.54E+07	0.00E+00	7,5	-1.61E+05	-2.01E+07		
7,7	3.53E+07	0.00E+00	7,7	4.28E+07	-2.73E+07		
対 称	2,2	-5.31E+06	0.00E+00	対 称	2,2	1.10E+07	-3.47E+07
	2,4	-3.30E+07	0.00E+00		2,4	-6.45E+07	-6.82E+07
	2,6	-4.53E+06	0.00E+00		2,6	-1.82E+07	-1.50E+06
	2,8	7.86E+06	0.00E+00		2,8	1.83E+07	1.90E+07
	4,2	1.23E+07	0.00E+00		4,2	1.95E+07	1.47E+07
	4,4	7.21E+07	0.00E+00		4,4	6.33E+07	-7.55E+07
	4,6	1.77E+07	0.00E+00		4,6	5.61E+06	-1.90E+07
	4,8	-2.24E+07	0.00E+00		4,8	-1.45E+07	1.53E+07
	6,2	5.92E+06	0.00E+00		6,2	7.59E+06	-2.16E+05
	6,4	1.90E+07	0.00E+00		6,4	2.26E+06	-1.92E+07
	6,6	3.54E+07	0.00E+00		6,6	4.34E+07	-2.35E+07
	6,8	-2.56E+07	0.00E+00		6,8	-2.42E+07	-5.44E+06
	8,2	-7.77E+05	0.00E+00		8,2	1.41E+06	1.39E+07
	8,4	-3.09E+06	0.00E+00		8,4	2.69E+07	1.22E+07
8,6	-1.79E+06	0.00E+00	8,6	1.88E+07	4.19E+07		
8,8	2.96E+06	0.00E+00	8,8	6.16E+04	-3.78E+07		

式は対称・逆対称で分離され以下のように表すことができる。式中の添字 s, a はそれぞれ symmetric (対称), anti-symmetric (逆対称) を表す。

$$-\frac{U^2}{b^2} P^2 \begin{bmatrix} \mathbf{E} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{E} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{q}_s \\ \mathbf{q}_a \end{Bmatrix} + \Omega^2 (1 + ig) \begin{Bmatrix} \mathbf{q}_s \\ \mathbf{q}_a \end{Bmatrix} - \frac{1}{2} \rho U^2 \begin{bmatrix} \mathbf{A}_s & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_a \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{q}_s \\ \mathbf{q}_a \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

フラッタ解析において固有振動数は実験の値を使用し、総圧 P<sub>0</sub>=0 ~ 170kPa について求めた。逆対称モードフラッタポイントの実験・解析値についてを表 4 - 2 - 1 に、対称モードフラッタポイントの解析値についてを表 4 -

2 - 2 に示す。表中、動圧 Q および流速 U については計測を行っていないため、理想気体、定常非粘性・等エントロピーを仮定して以下の式で補正<sup>7)</sup>した。

$$Q = \frac{1}{2} \frac{M^2 \cdot P_0}{[1 + (\gamma - 1) M^2 / 2] \gamma^{(\gamma-1)}} \quad (4)$$

$$U = M \sqrt{\gamma R T}$$

ここに  $\gamma=1.4$ ,  $R=287\text{J}/(\text{K} \cdot \text{kg})$  としている。

この仮定は航技研の遷音速風洞の気体条件に対しかなり良い整合性を示す。また解析値において T<sub>0</sub> は実験値を採用しているため値が同じとなっている。

無次元フラッタ速度 U<sub>F</sub> は以下で定義<sup>8)</sup>される。

表 4 - 1 - 4 一般化非定常空気力 (M = 1.2)

k=0.0		空気力 $A_{mn}$	
	m,n	Re	Im
逆対称	1,1	6.25E+00	0.00E+00
	1,3	4.89E+06	0.00E+00
	1,5	2.11E+07	0.00E+00
	1,7	1.09E+07	0.00E+00
	3,1	-1.27E+01	0.00E+00
	3,3	-5.48E+06	0.00E+00
	3,5	-2.88E+07	0.00E+00
	3,7	-4.57E+06	0.00E+00
	5,1	2.45E+01	0.00E+00
	5,3	1.11E+07	0.00E+00
	5,5	5.36E+07	0.00E+00
	5,7	1.70E+07	0.00E+00
	7,1	-7.17E+00	0.00E+00
	7,3	4.25E+06	0.00E+00
	7,5	8.36E+06	0.00E+00
	7,7	2.99E+07	0.00E+00
対称	2,2	-6.11E+06	0.00E+00
	2,4	-3.59E+07	0.00E+00
	2,6	-7.57E+06	0.00E+00
	2,8	1.09E+07	0.00E+00
	4,2	9.35E+06	0.00E+00
	4,4	5.38E+07	0.00E+00
	4,6	1.52E+07	0.00E+00
	4,8	-1.78E+07	0.00E+00
	6,2	4.06E+06	0.00E+00
	6,4	9.90E+06	0.00E+00
	6,6	2.89E+07	0.00E+00
	6,8	-2.06E+07	0.00E+00
	8,2	2.01E+06	0.00E+00
	8,4	1.09E+07	0.00E+00
	8,6	4.85E+06	0.00E+00
	8,8	-4.28E+06	0.00E+00

k=1.5		空気力 $A_{mn}$	
	m,n	Re	Im
逆対称	1,1	-1.88E+04	-6.87E+06
	1,3	3.73E+06	9.73E+06
	1,5	2.68E+07	3.51E+06
	1,7	1.32E+07	-5.45E+06
	3,1	-2.24E+06	9.05E+06
	3,3	-3.47E+05	-2.76E+07
	3,5	-6.49E+07	-3.44E+07
	3,7	-1.66E+07	9.31E+06
	5,1	-5.63E+06	-4.31E+06
	5,3	1.37E+07	1.22E+06
	5,5	1.77E+07	-7.12E+07
	5,7	-1.28E+07	-1.73E+07
	7,1	-2.61E+06	-2.51E+06
	7,3	1.96E+06	-5.27E+06
	7,5	-8.31E+06	-8.77E+06
	7,7	2.62E+07	-3.43E+07
対称	2,2	1.24E+05	-3.08E+07
	2,4	-7.06E+07	-3.23E+07
	2,6	-1.72E+07	1.20E+07
	2,8	2.05E+07	5.83E+06
	4,2	1.48E+07	3.51E+06
	4,4	1.67E+07	-7.24E+07
	4,6	-1.25E+07	-1.48E+07
	4,8	5.85E+05	1.44E+07
	6,2	3.87E+06	-2.70E+06
	6,4	-6.22E+06	-1.01E+07
	6,6	2.81E+07	-3.06E+07
	6,8	-1.79E+07	2.74E+06
	8,2	6.93E+06	9.89E+06
	8,4	2.20E+07	-5.32E+06
	8,6	2.66E+07	2.97E+07
	8,8	-9.33E+06	-2.96E+07

$$\overline{U}_F = \frac{U_F}{b\omega_\alpha\sqrt{\mu}} = \frac{U_F}{b\omega_\alpha} \sqrt{\frac{\pi\rho bS}{2m}} = \frac{U_F}{2\pi f_\alpha b} \sqrt{\frac{\pi bS}{2m}} \sqrt{\frac{P_0}{RT_0}} \quad (5)$$

なお  $T_0$  は次式で表される。

$$T_0 = (1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2) T \quad (6)$$

総圧を変化させた場合の各モードの減衰率と振動数の変化を  $M=0.6, 0.8, 0.9, 1.2$  についてそれぞれ図 4 - 4 - 1 から図 4 - 4 - 4 に示す。マッハ数によるフラッタ限界動圧の変化を実験値・解析値について図 4 - 5 に示す。図中、等総圧線も同時に示してある。さらにマッハ数に

よる無次元化フラッタ速度  $\overline{U}_F$  の変化を図 4 - 6 に示す。

$M=0.6 \sim 0.9$  の亜音速から遷音速領域では解析値が実験値よりも逆対称モードフラッタのフラッタ動圧が 1 割程度低くなっており安全側になっているが、 $M=1.2$  の超音速領域では一致しており、総じてかなりの精度で解析できることがわかった。さらに亜音速ではフラッタモードに抜りのモードが影響しているが、超音速領域では曲げモードが大きく関与していることが、実験・解析ともに認められ定性的な一致も見られる。逆対称モードフラッタは対称モードフラッタよりも低い動圧で発生していることもわかった。



表 4 - 2 - 1 逆対称モードフラッタポイント

マッハ数	項目	総圧 $P_0$ kPa	静圧 $P_P$ kPa	動圧 $Q$ kPa	流速 $U$ m/s	淀点温度 $T_0$ [K]	レイノルズ数 $Re[\times 10^6]$	フラッタ振動数 $f$ Hz	無次元化フラッタ 速度 $\overline{U}_F$
0.6	実験値	137	107	27.1	206	313	14.5	122	0.203
	解析値	109	85.5	21.5	206	313	—	131	0.181
0.8	実験値	91	60	26.8	267	313	11.4	122	0.214
	解析値	75	49.2	22.0	268	313	—	126	0.194
0.9	実験値	78	46	26.1	297	315	10.3	109	0.220
	解析値	66	39.0	22.1	297	315	—	122	0.203
1.2	実験値	65	27	27.0	377	316	9.1	117	0.255
	解析値	64	26.4	26.6	376	316	—	117	0.253

表 4 - 2 - 2 対称モードフラッタポイント

マッハ数	項目	総圧 $P_0$ kPa	静圧 $P_P$ kPa	動圧 $Q$ kPa	流速 $U$ m/s	淀点温度 $T_0$ [K]	レイノルズ数 $Re$	フラッタ振動数 $f$ Hz	無次元化フラッタ 速度 $\overline{U}_F$
0.6	解析値	126	98.8	24.9	206	313	—	125	0.194
0.8	解析値	86	56.4	25.3	268	313	—	119	0.209
0.9	解析値	76	44.9	25.5	297	315	—	115	0.217
1.2	解析値	70	28.9	29.1	376	316	—	111	0.264

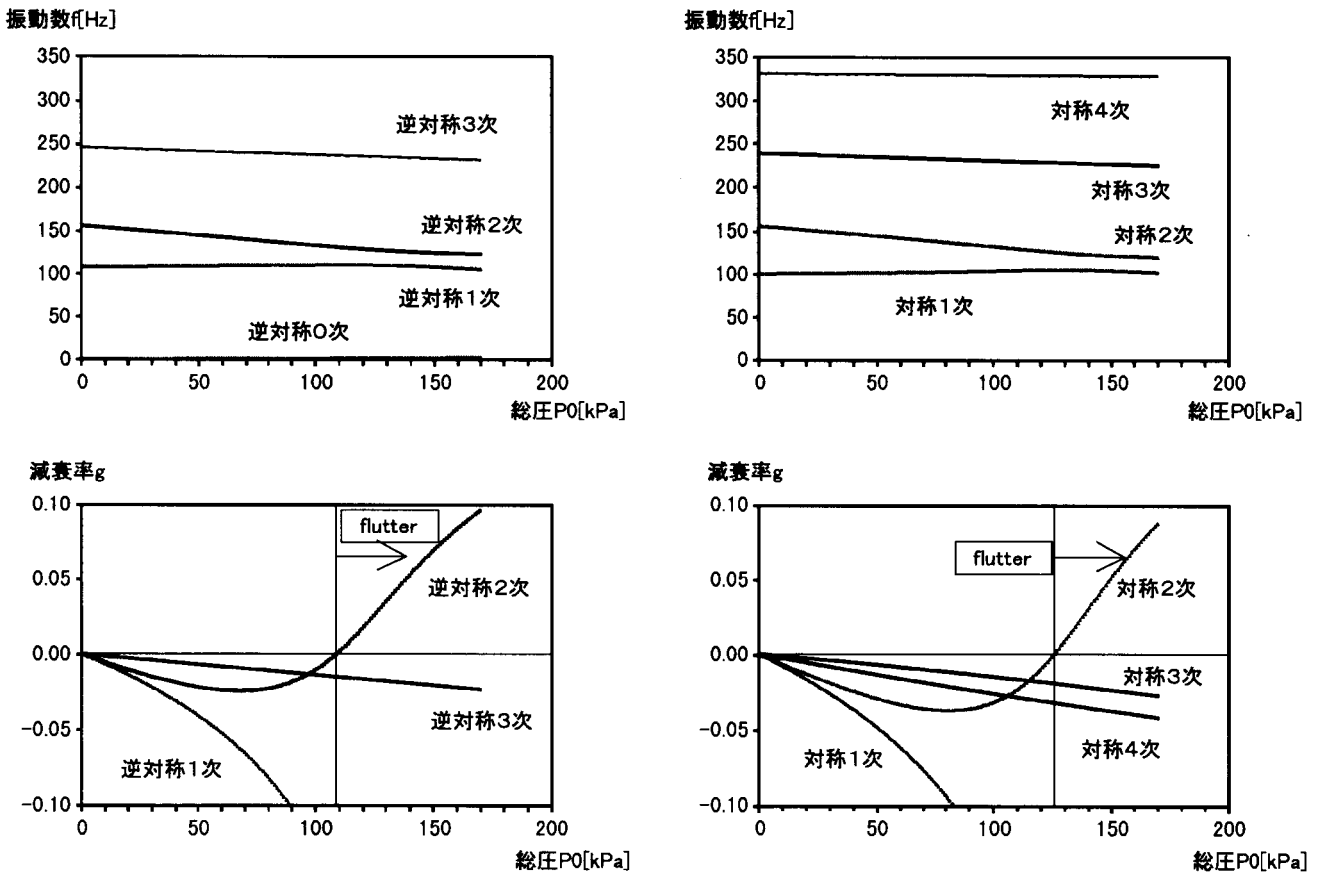


図 4 - 4 - 1 モード振動数と減衰率 (M = 0.6)

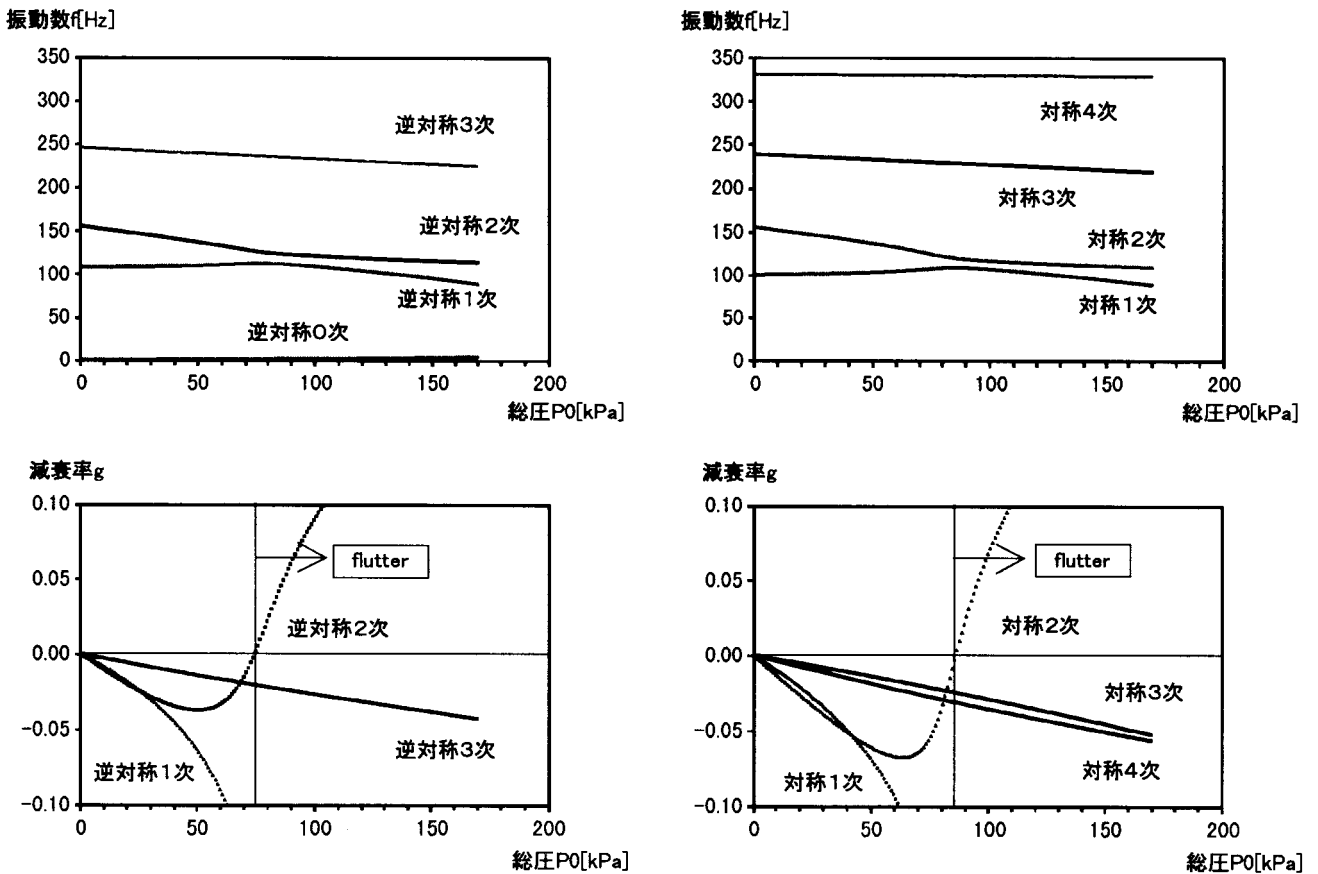


図 4 - 4 - 2 モード振動数と減衰率 (M = 0.8)

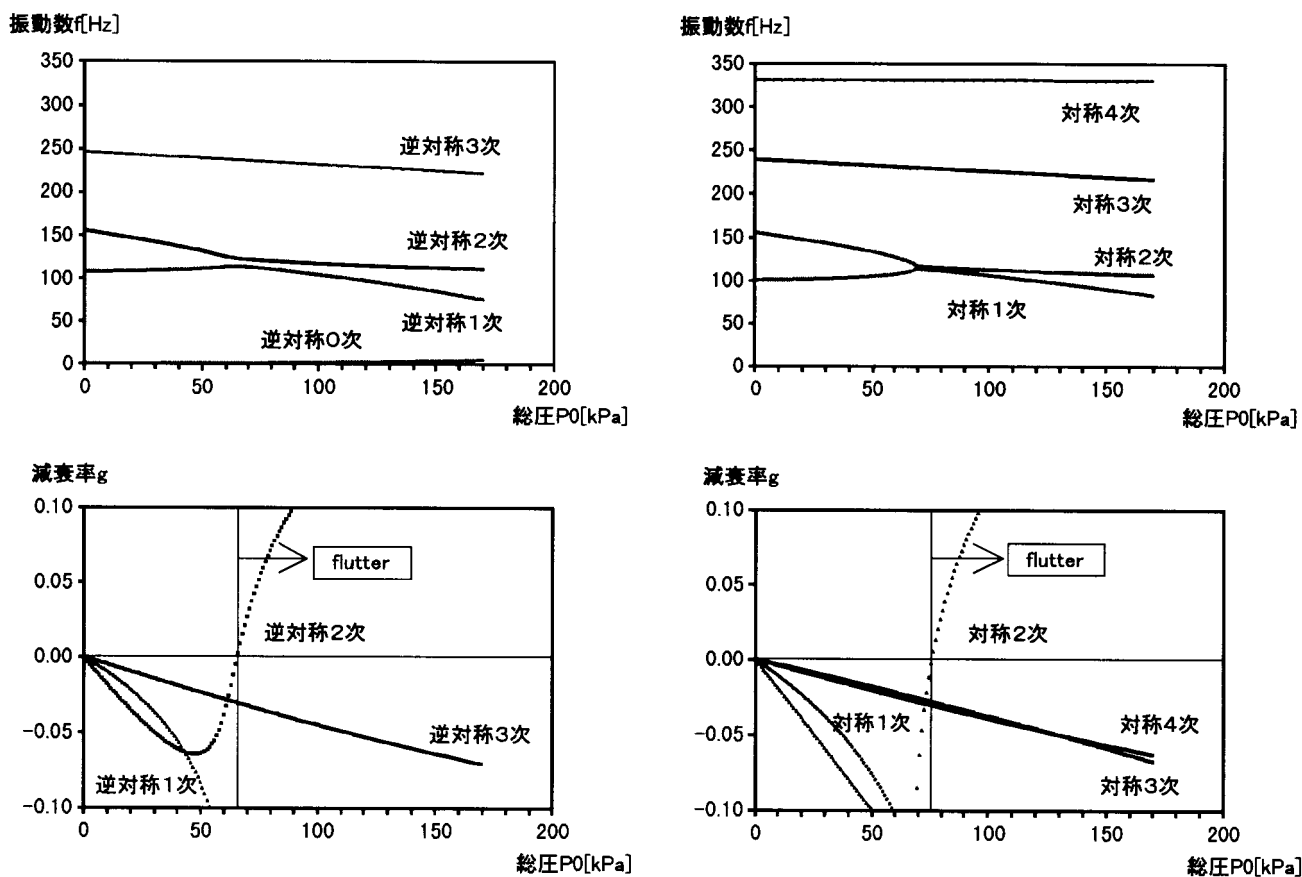


図 4 - 4 - 3 モード振動数と減衰率 (M = 0.9)

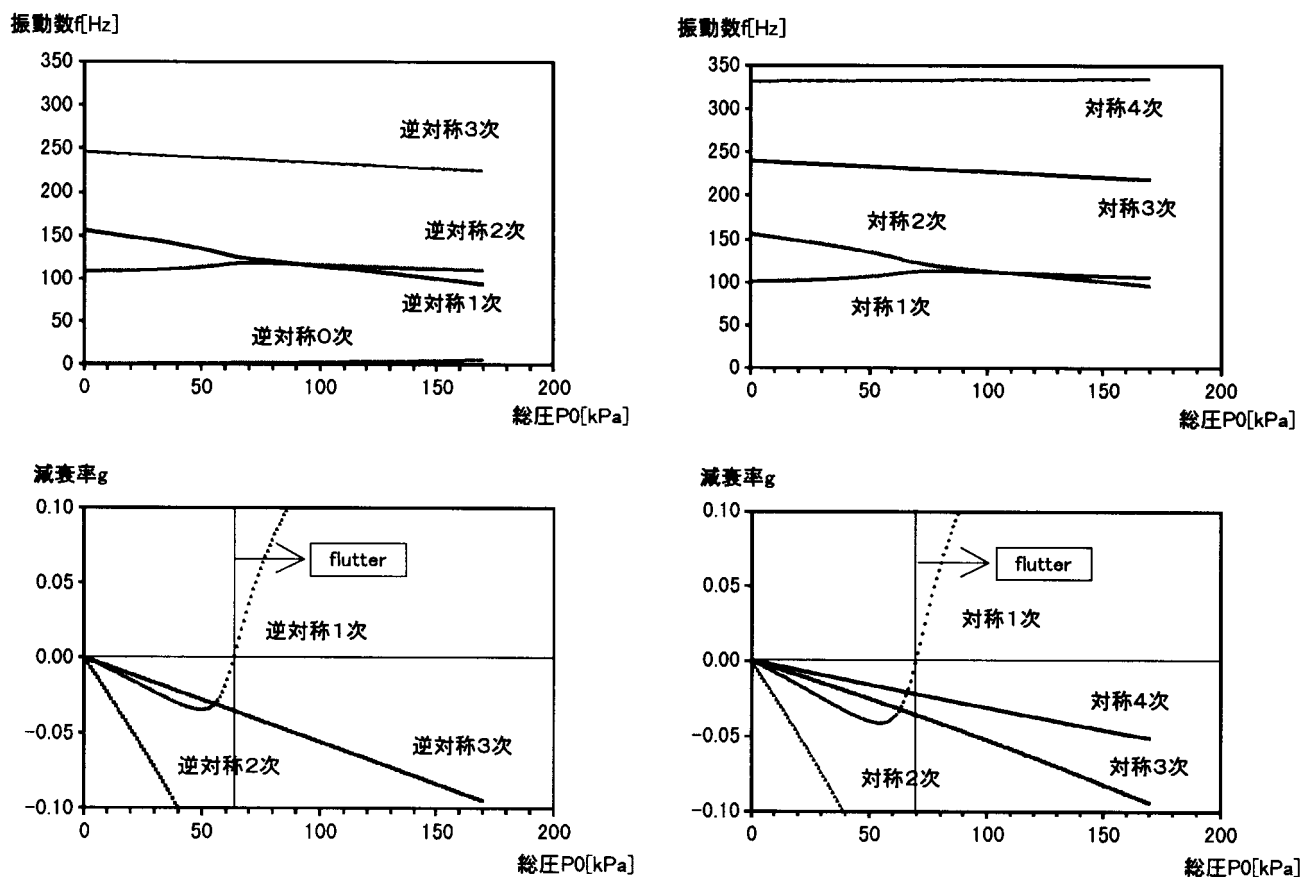


図 4 - 4 - 4 モード振動数と減衰率 (M = 1.2)

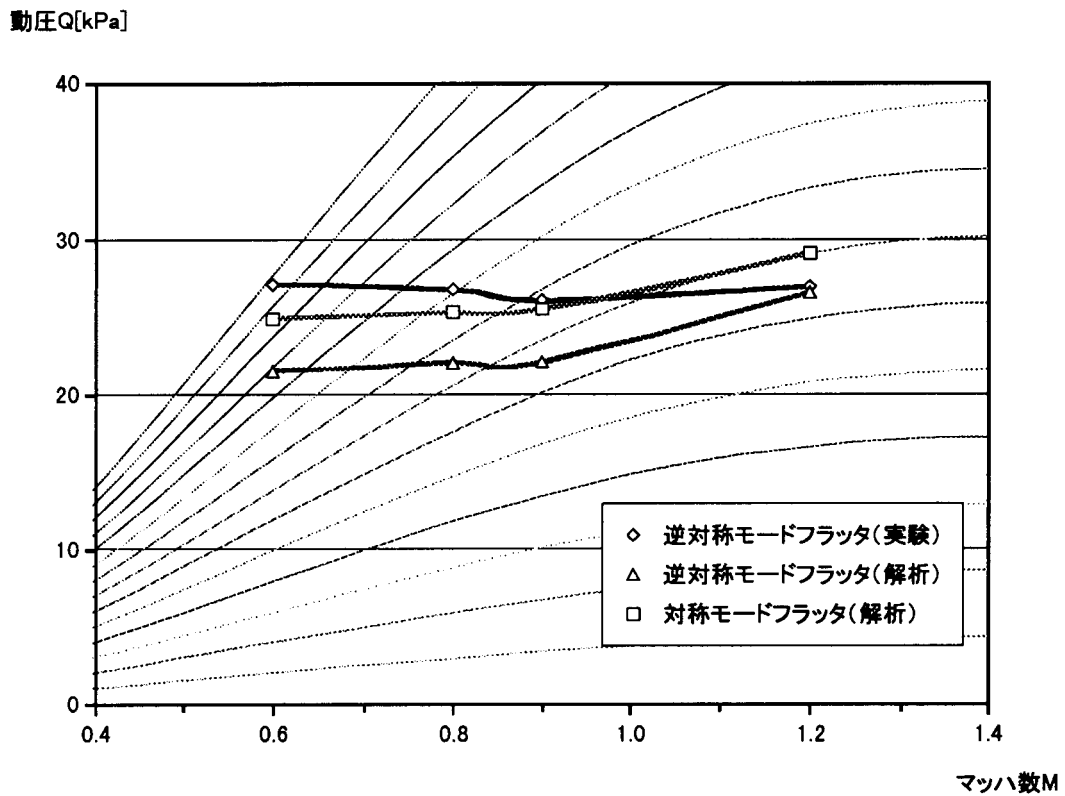


図 4 - 5 フラッタ限界動圧のマッハ数による変化

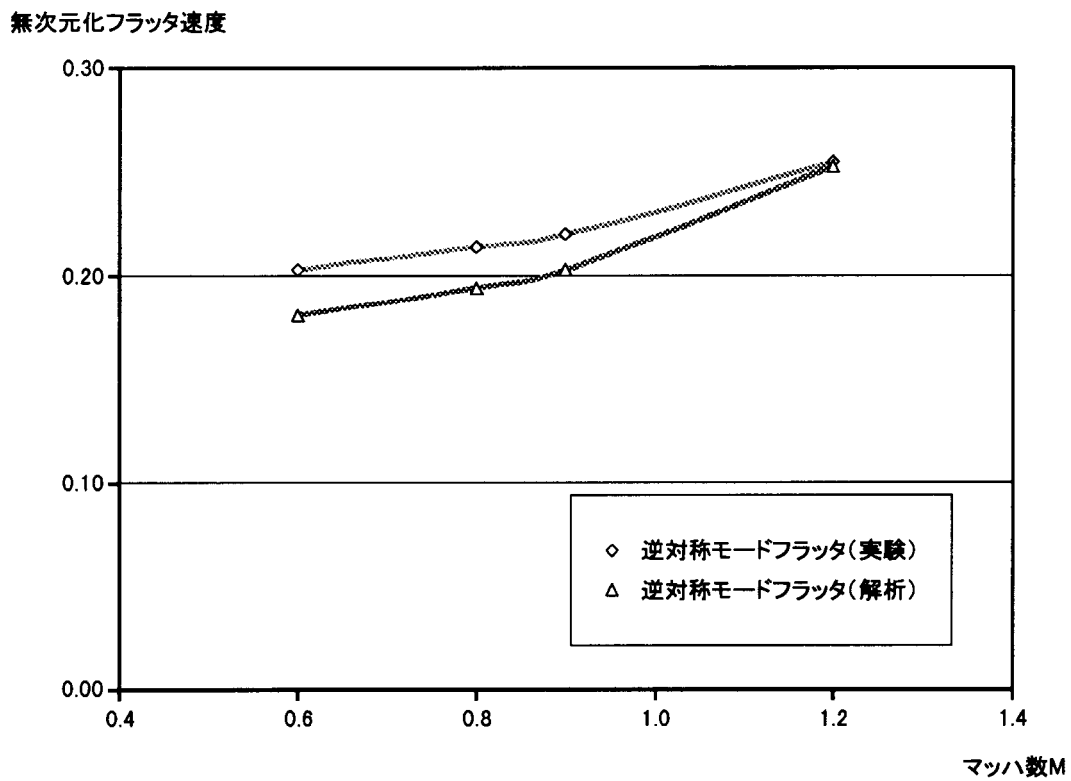


図 4 - 6 無次元化フラッタ速度のマッハ数による変化

5. 結論

製作したスティング支持装置を用いた風洞実験では、フラッタ前は模型が片当たりしながらも逆対称モードフラッタの発生が確認された。ロール方向を拘束することによってフラッタを停止させることができ、提案した支持装置と全機模型の組み合わせの有効性が確認された。

全機の逆対称モードを考慮したフラッタ解析結果は亜音速から超音速領域において実験値と定量的・定性的に良い結果を示している。

今回製作した支持装置とダミー模型の組み合わせでは逆対称モードフラッタが対称モードフラッタよりも低い動圧で発生することが実験・解析ともに示された。

今後は宇宙有翼往還機の非平面翼の逆対称モードフラッタについて研究を行っていく予定である。

謝辞

実験にあたっては、東京理科大学大学院の柿崎真二氏（現三菱重工業）、鷲谷正史氏（現宇宙開発事業団）に協力を頂いたのここに謝意を表する。

なお、振動および風洞実験において機体部外崎得雄主任研究官の協力を得たことを付記する。

参考文献

- 1) (株)ハーモニック・ドライブシステムズ; HS-400シリーズ技術資料
- 2) 外崎・上田; 動的変位計測装置と振動予備試験、航空宇宙技術研究所資料、TM-683(1995)
- 3) 上田哲彦; 振動揚力面計算のダブルットポイント法その1、亜音速流、航空宇宙技術研究所報告 TR-781(1983)
- 4) 上田哲彦; 振動揚力面計算のダブルットポイント法その2、超音速流、航空宇宙技術研究所報告 TR-785(1983)
- 5) T.Ueda; Unsteady Aerodynamic Calculations for General Configurations by the Doublet-Point Method, Technical Report of National Aerospace Laboratory TR-1101T (1991)
- 6) H. J. Hassig; An Approximate True Damping Solution of the Flutter Equation by Determinant Iteration. Journal of Aircraft, Vol.8, No.11(1971) pp.885-889
- 7) 日本航空宇宙学会編; 航空宇宙工学便覧(1974)、丸善
- 8) R.L.Bisplinghoff, H. Ashley; Principle of Aeroelasticity (1962), pp.235-258, John Wiley&Sons, INC.

付録

当研究では非定常空気力算出のために固有モード解析を PATRAN/FEA で行った。作成コマンドリストを以下に示す。

GR, 1, , 162/0/80 / 形状データ作成 /

GR, 2, , 162/0/0

GR, 3, , 162/80/0

GR, 4T13, TR, 7.8/23/0, 3

GR, 14, , 0/80/0

GR, 25, , 270/80/0

GR, 15T24, TR, 15/23/0, 14

GR, 26T35, TR, 3/23/0, 25

LI, 1T12, 2G, , 1T12, 2T13

LI, 13T23, 2G, , 3T13, 14T24

LI, 24T34, 2G, , 3T13, 25T35

LI, 35T67, MI, Y, 2T34

MESH, 1L/2/35, BEAM, NU, 1 / メッシュ /

MESH, 3LT12/36T45, BEAM, NU, 2

MESH, 13LT23/46T56, BEAM, NU, 6

MESH, 24LT34/57T67, BEAM, NU, 4

BEAM, , BR, X 2.6/ 69, 46/ 翼集中質量配置用節点作成 /

BEAM, , BR, X22.7/222, 177

BEAM, , BR, X 2.6/146, 112

BEAM, , BR, X22.7/277, 221

BEAM, , BR, X 4.8/ 76, 52

BEAM, , BR, X22.8/227, 181

BEAM, , BR, X 4.8/153, 118

BEAM, , BR, X22.8/282, 225

BEAM, , BR, X 6.6/ 83, 58

BEAM, , BR, X21.7/232, 185

BEAM, , BR, X 6.6/160, 124

BEAM, , BR, X21.7/287, 229

BEAM, , BR, X13.3/ 90, 64

BEAM, , BR, X19.1/237, 189

BEAM, , BR, X13.3/167, 130

BEAM, , BR, X19.1/292, 233

BEAM, , BR, X 0.7/ 98, 71

BEAM, , BR, X14.4/242, 193

BEAM, , BR, X 0.7/175, 137

BEAM, , BR, X14.4/297, 237

BEAM, , BR, X 2.9/105, 77  
 BEAM, , BR, X14 /247, 197  
 BEAM, , BR, X 2.9/182, 143  
 BEAM, , BR, X14 /302, 241  
 BEAM, , BR, X 5.1/112, 83  
 BEAM, , BR, X13.6/252, 201  
 BEAM, , BR, X 5.1/189, 149  
 BEAM, , BR, X13.6/307, 245  
 BEAM, , BR, X 7.6/119, 89  
 BEAM, , BR, X14 /257, 205  
 BEAM, , BR, X 7.6/196, 155  
 BEAM, , BR, X14 /312, 249  
 BEAM, , BR, X 9 /126, 95  
 BEAM, , BR, X14.6/262, 209  
 BEAM, , BR, X 9 /203, 161  
 BEAM, , BR, X14.6/317, 253  
 BEAM, , BR, X10.1/133, 101  
 BEAM, , BR, X12.7/267, 213  
 BEAM, , BR, X10.1/210, 167  
 BEAM, , BR, X12.7/322, 257  
 BEAM, , BR, X12.4/140, 107  
 BEAM, , BR, X12 /272, 217  
 BEAM, , BR, X12.4/217, 173  
 BEAM, , BR, X12 /327, 261

MASS, 400T403, ADD, 1.63E-2, N331T334 /  
**翼集中質量配置 /**  
 MASS, 404T407, ADD, 3.10E-2, N335T338  
 MASS, 408T411, ADD, 2.79E-2, N339T342  
 MASS, 412T415, ADD, 2.08E-2, N343T346  
 MASS, 416T419, ADD, 1.42E-2, N347T350  
 MASS, 420T423, ADD, 1.26E-2, N351T354  
 MASS, 424T427, ADD, 1.12E-2, N355T358  
 MASS, 428T431, ADD, 8.60E-3, N359T362  
 MASS, 432T435, ADD, 6.60E-3, N363T366  
 MASS, 436T439, ADD, 6.60E-3, N367T370  
 MASS, 440T443, ADD, 3.50E-3, N371T374  
 MASS, 444 , ADD, 9.45 , N2 / **胴体質量配置 /**

DFEG, 1L, DISP, 3(0)//2(0), 100, N1 / **境界条件 /**

PFEG, 1L/2/35, BEAM, 200/10/1E5/ 1E5/// 1E5 /  
**構造データ /**

PFEG, 3L/4/36/37, BEAM, 100/10/1E5/3000///13000  
 PFEG, 5L/6/38/39, BEAM, 100/10/1E5/1300/// 8000  
 PFEG, 7L/8/40/41, BEAM, 100/10/1E5/ 270/// 800  
 PFEG, 9L/10/42/43, BEAM, 100/10/1E5/ 120/// 500  
 PFEG, 11L/12/44/45, BEAM, 100/10/1E5/ 20/// 100  
 PFEG, 13LT34/46LT67, BEAM, 200/10/1E5/ 1E5/// 1E5  
 EQUIV / **重複節点の削除 /**

PMAT, 100, ISO, 7.06E7, , 0.3, 2.86E-6 / **材料データ /**

PMAT, 200, ISO, 1E10, , 0.3, 1E-10

---

## 航空宇宙技術研究所報告1335号

平成9年9月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話(0422)47-5911 〒182  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段北1-7-8

---

© 禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、企画室  
調査普及係にご連絡ください。

