

# 有翼宇宙往還機型全機模型の逆対称モードフラッタ\*

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

## Anti-Symmetric Mode Flutter of Winged Reentry Space Vehicle \*

Atsushi Kanda \*<sup>1</sup> and Tetsuhiko Ueda \*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

The reentry winged space vehicle "HOPE" projects is proceeding. HOPE has a tip-fin wing which forms a non-planar wing. Anti-symmetric mode flutter experiments were conducted on a similar configuration model to HOPE by using the sting supporting system in which the rolling mode can be controlled in a transonic wind tunnel (NAL). Several flutter points have been obtained for a single model. The results of the experiments and those of the analysis by DPM (Doublet-Point Method) are compared. The comparison shows good agreement in the subsonic region. In the supersonic region, however, the experimental flutter speed rises considerably, making the analytical results conservative. It has a tendency to agree again as the Mach number increases.

**Keywords:** flutter, non-planar wing, doublet-point method

### 概 要

我が国で開発が進められている有翼宇宙往還機HOPEはチップフィン形態の非平面翼を有している。この全機模型を製作しロール自由度制御機構を有する特殊支持装置を組み合わせ、航技研の遷音速風洞で逆対称モードフラッタ実験を行った。実験からいくつかのフラッタポイントが得られ、DPM(Doublet-Point Method)による非定常空気力を用いてフラッタ解析の結果と比較したところ、亜音速において良く一致し、超音速領域については音速を超えた領域でフラッタ速度が急に増加する結果が得られ、解析値は大きく安全側となった。マッハ数がさらに大きくなると両者はまた一致する傾向を示した。

### 記 号

$a$	振幅	$g$	構造減衰
$A$	一般化非定常空気力マトリクス	$h$	モード面法線方向変位
$b$	翼根での1/2翼弦長(=c/2)	$i$	虚数単位
$c$	翼根での翼弦長	$k$	無次元化振動数(= b/U)
$E$	単位マトリクス	$m$	質量
$f$	振動数	$M$	マッハ数
$f$	振り固有振動数	$p$	フラッタ固有値
$F$	フラッタ式	$p$	空気力
$F$	フラッタ方程式の行列式	$P$	静圧
		$P_0$	総圧
		$q$	一般化座標
		$Q$	動圧
		$R$	気体定数
		$R_e$	レイノルズ数
		$S$	翼面積
		$T$	静温度

\* 平成9年8月13日受付 (received 13 August 1997)

\*<sup>1</sup> 機体部(Airframe Division)

$T_0$	淀点温度
$U$	流速
$U_F$	フラッタ速度
$U_F$	無次元化フラッタ速度
	円周率
	係数
	係数
	比熱比
	スパン方向基準化位置
$\mu$	質量比
	フラッタ方程式の解の実数部
	密度
	円振動数
	振り円固有振動数
	振動数マトリクス
	減衰率

## 第1章 序 論

一般に航空機の翼フラッタにおいては、逆対称モードフラッタが対称モードフラッタよりも限界動圧が低くクリティカルになる可能性があるため、この特性を把握することが大変に重要な問題となってくる。逆対称モードはロール方向の回転が自由でなければ発生しないことから、これを考慮するためには、片持ちの翼として風洞側壁面の固定部を工夫することによって模擬する方法がある。しかし、この場合空気力は、風洞の壁面があることで全機における逆対称モードの空気力とは異なるものとなる。逆対称モードが許容される特殊なスタンディング形式の支持装置があれば全機模型を直接用いることができる。先に、支持装置としてロール自由度を有し回転可能な角度範囲を調整できる支持装置を開発し、これに平面翼を有するダミー全機模型を取り付けて風洞実験を行い、逆対称モードフラッタが発生し装置の有効性を確認したことを報告<sup>1)</sup>した。

現在、我が国では有翼往還機の計画が進められている。特徴的な事の一つに空力的な要求から翼がチップフィンを有する非平面形態であることが挙げられる。そこで今回、チップフィン形態翼の全機模型について、航技研の遷音速風洞にて逆対称モードフラッタの風洞実験を行うと共に、非平面翼の非常空力計算にDPM(Doublet Point Method)を用いてフラッタ解析を行ったのでその結果を示す。

## 第2章 装 置

### 2.1 全機模型

#### 2.1.1 模型概要

模型の全体形状は、主翼部とチップフィン翼部が結合した形状であり、主翼SPAN長が200mm、翼根部CHORD長が400mm、翼端部CHORD長が120mmでSPAN80mm位置にて前縁CRANK及び後縁CRANKを有している。また翼端部にてCANT角 $14^\circ$ のチップフィンを有している。翼型はNACA0010対称翼である。模型形状を図2-1に、左翼形状を図2-2に、全体写真を写真2-1に示す。

実機との全体的な相似性はないが、全機形態におけるチップフィン翼のフラッタ特性への影響を調べることと非常空力解析検証のための模型構造となっている。

模型芯材はAl(7075-T601)の板材から主翼およびチップフィンについて各々削り出し、主翼とチップフィンは取付金具を介して剛結となる構造である。

主翼芯材は、中心桁で剛性を受け持つように各セグメント結合部のRIBに0.5mmのスリットを設け、RIB及び主翼セグメントWEBの板厚は1.0mmとし、WEB板には質量分布調整を目的として穴を有する。又、主翼各セグメントの中心桁から後方70mm位置付近にフラッタを誘発させるための鉛のダミーウェイトを芯材剛性に影響しない様に分散して負荷している。

チップフィン芯材は、実機と同様に主翼に対して剛となるようにRIBにはスリットを設けず、RIB板厚を1.0mm、WEB板厚を2.0mmとし、WEB板には主翼同様質量分布調整を目的とした穴を有している。

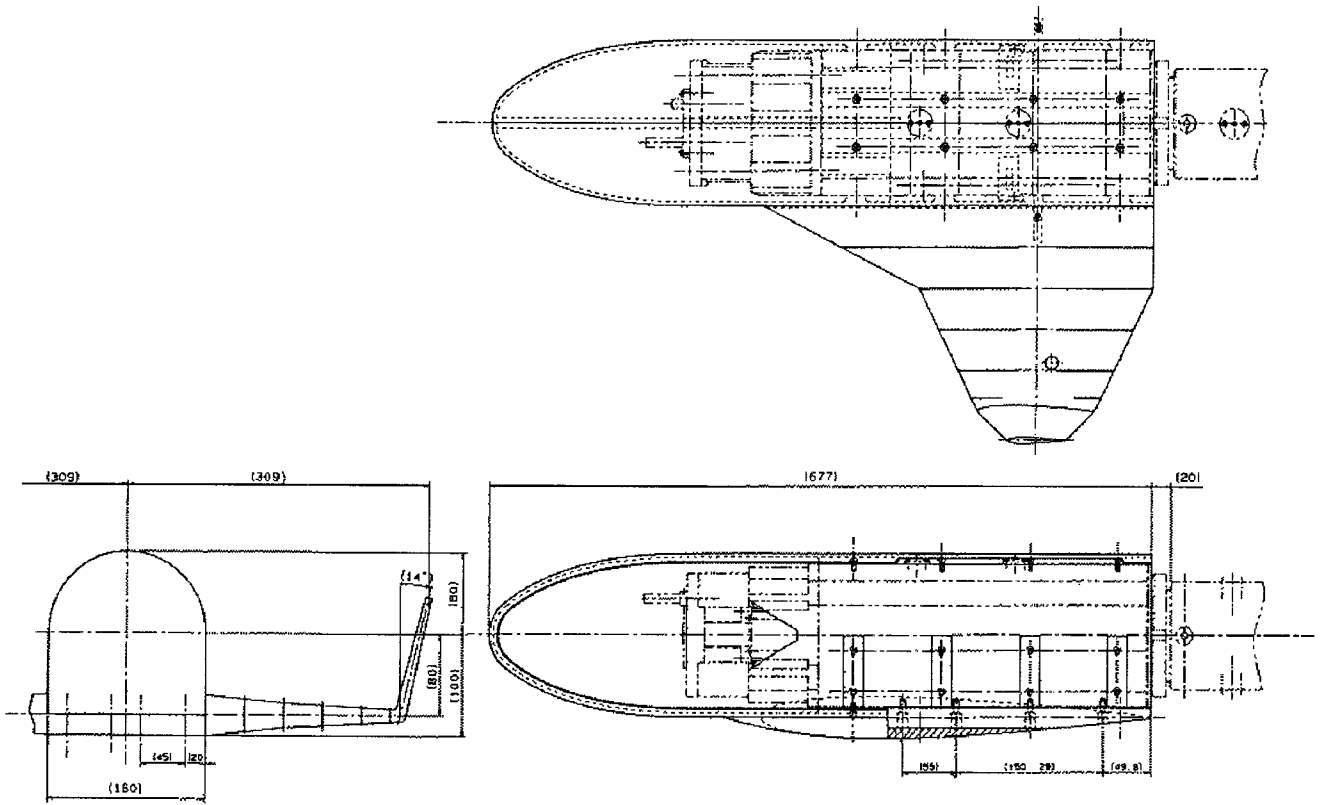
翼型は、発泡材にて成形し芯材に接着後、翼表面を羽布処理した。主翼各セグメントの翼型成形発泡材は、成形による主翼振り剛性の増加率を低下させるためにRIBと発泡材の接着面を切り離し、WEB板のみを接着面としている。

模型の質量特性を表2に示す。表中、重心位置は主翼については主翼根の前縁位置を $x=y=0$ 、主翼基準面を $z=0$ 、チップフィン翼についてはチップフィン翼根の前縁位置を $x=y=0$ 、チップフィン基準面を $z=0$ としている。また慣性モーメントは重心位置回りである。チップフィン取付金具は主翼に含まれている。

#### 2.1.2 模型設計

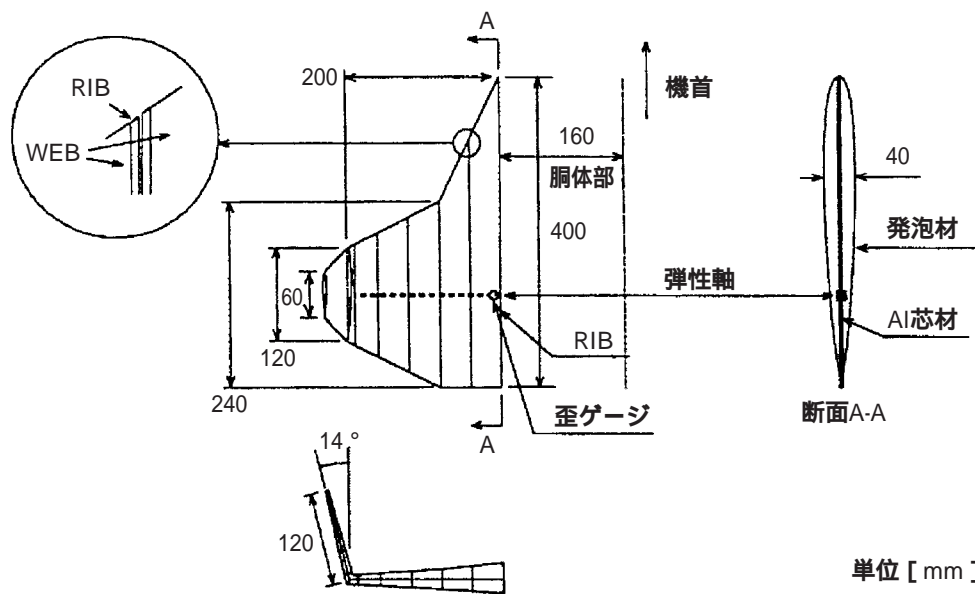
航技研の遷音速風洞の通風範囲内でフラッタ現象を捉えるために、以下に示す手順で設計・製作を行った。

まず芯材の設計を行いフラッタ検討を行った。このとき翼型成形により主翼振り剛性が高くなるため、剛性分布の検討として芯材の設計・製作を行い、発泡材によって剛性がどの程度高くなるかの試験を行った。この剛性増加率を考慮した検討の結果、フラッタは風洞通風範囲内であることを確認し、模型の製作を行った。製作した模型の質量特性、剛性特性を測定した結果を用いて再度解析を行った結果、フラッタ速度が通風範囲を超えてい



単位[mm]

図2-1 模型形状



単位 [ mm ]

図2-2 翼形状

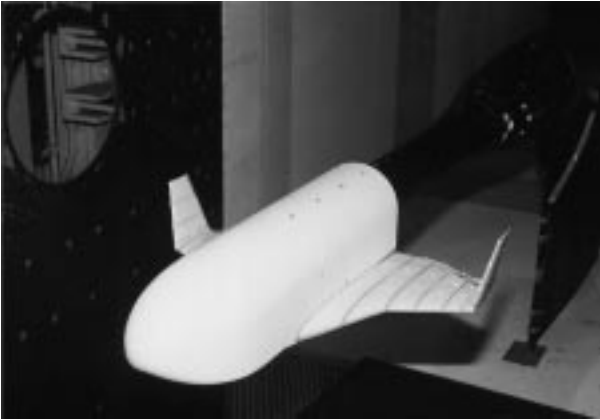


写真 2-1 全機模型

たため、芯材幅の切削、RIB-発泡材間に切り込みを入れる改修を行い、最終的な解析でフラッタが通風範囲内で発生することを確認した。

## 2.2 支持装置

模型支持機構の概略を図 2-3 に、形状を図 2-4 に示す。模型支持部分（可動部）は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ようになっており、逆対称モードフラッタと

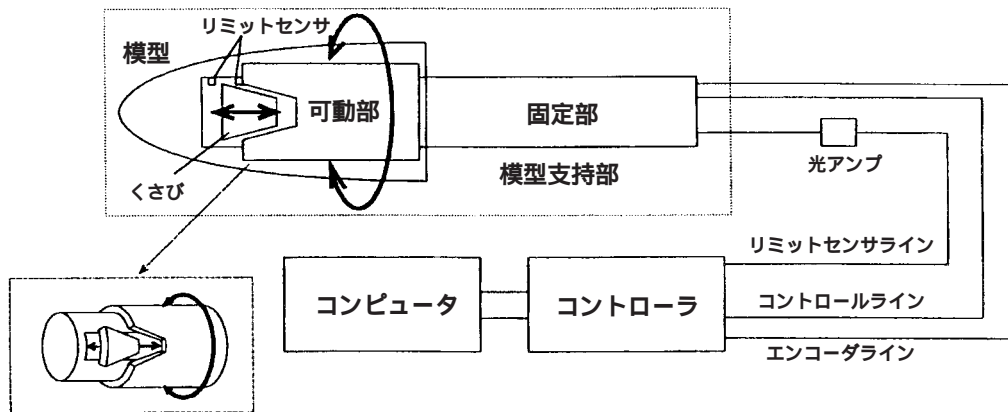


図 2-3 支持装置機構概略

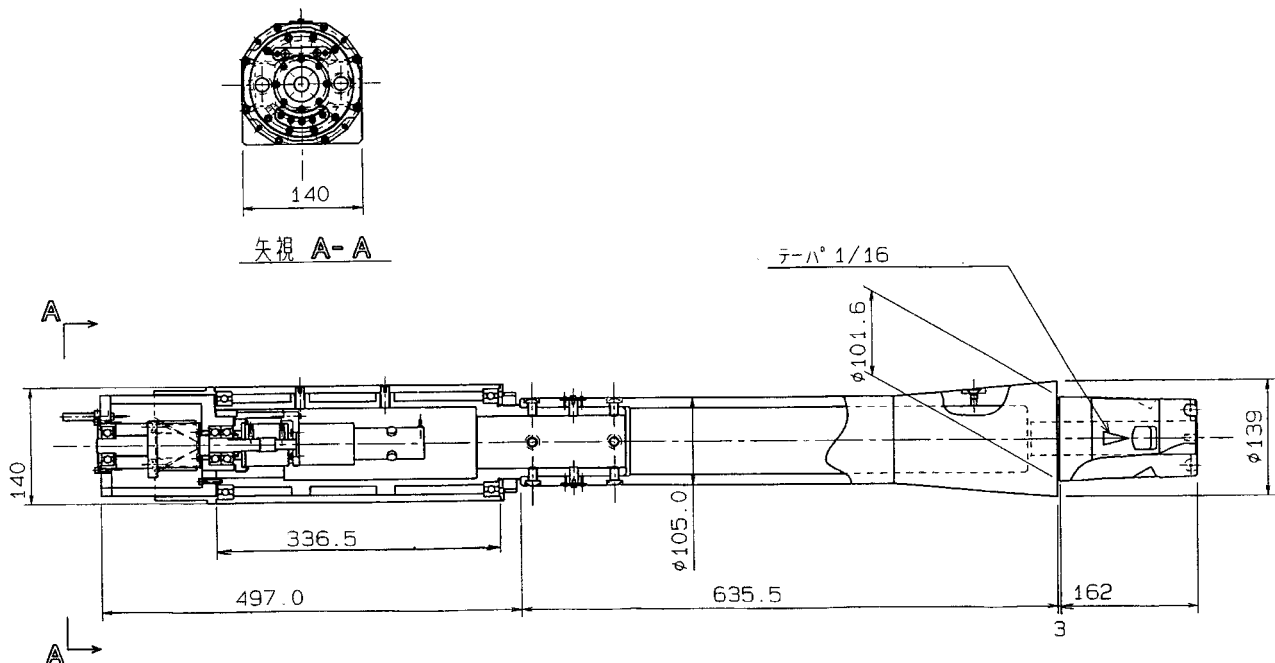


図 2-4 支持装置形状

表2 模型質量特性

質量特性		主翼		チップフィン翼	
		左翼	右翼	左翼	右翼
質量 [kg]		0.527	0.527	0.0728	0.0733
重心 [mm]	x	275.1	273.1	58.0	57.7
	y	82.0	82.6	46.4	47.8
	z	0.0	0.0	0.0	0.0
慣性モーメント [kgmm <sup>2</sup> ]	I <sub>x</sub>	2028	2068	79.0	82.1
	I <sub>y</sub>	3851	3606	46.8	51.0

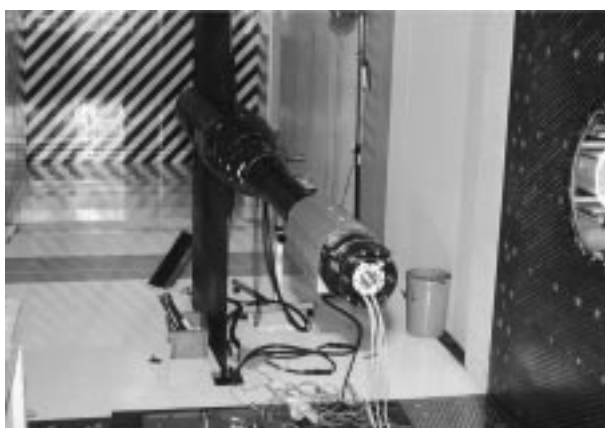


写真2-2 支持装置

対称モードフラッタの限界動圧の差(一般に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。)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。写真2-2に風洞内に取り付け作業中の支持装置を示す。

### 第3章 振動特性

#### 3.1 振動実験

フラッタ解析に必要な空気力の解析において、模型の振動特性の把握が必要不可欠である。そこで特に固有振動数を調べるため、実験を行った。風洞模型の大きさ程度ではシェーカーによる1点加振で充分目的とする振動モードが励起されると思われるが、線形範囲における対称モードと逆対称モードの分離をより明確にするために2点相関加振を併せて行った。さらに2点加振における強制加振力間の相関関係については同相(対称モードの励起)・逆相(逆対称モードの励起)・無相についてそれぞれ行った。加振位置は翼根からスパン方向153mm位置、翼根前縁部よりコード方向295mm位置にシェーカーを取り付け(翼へのジョイント部には振動特性への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

を噴ませた。) 0 ~ 400Hz帯域で50%バーストランダム加振(信号タイプはWhite Noiseである。)を行い、片翼37点(主翼:21点、チップフィン:16点)づつ合計74点の計測点(加振点は計測点も兼ねている。)に対し直径5mmの円形反射マーカを貼付しドップラー型の非接触型レーザ速度振動計(B&K製)と5軸アーム型ロボットの組み合わせによる計測を行った。図3-1に振動実験の模式図を、実験風景を写真3に示す。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計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。計測はデータの高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72分の計測時間を要する。なお、計測点から計測点へ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ジ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、左翼についてのみ加振点・計測点位置を図3-2に示す。

計測したデータよりLMS(LMS INTERNATIONAL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について剛体ローリングモード(1次)を除く2次~11次(対称:5次、逆対称5次)までを求めた。表3-1に実験で得られた固有振動数を示す。2点加振では対称と逆対称の固有モードの明確な分離が図れたものの、2本のシェーカーロード取付による剛性の増加が見られ、1点加振に比べ全体的に振動数が高くなる結果となっている。なお同一加振条件で複数回の実験を行った。

#### 3.2 振動解析

より正確な数学モデルによる固有モード形を得ることを目的として、PATRAN+P/FEA(PDA Engineering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3-3に示す。モデルは基本的に主翼・チップ

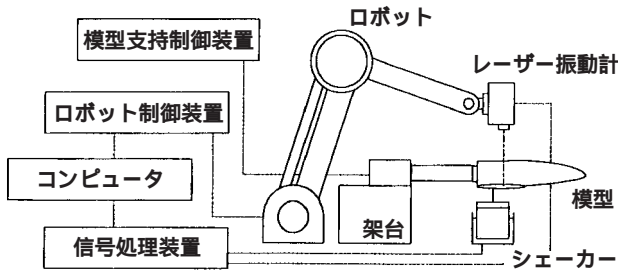


図 3-1 振動試験模式図

フィン共に中心桁のBEAM要素で構成し、翼の実験による剛性値に合わせてBEAMの剛性を調整した。質量は分布質量をいくつかの集中質量に置き換えている。さらに、BEAM要素でRIBを構築しているが、これは質量特性を調整するための集中質量の配置と、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インターフェースが簡便になる利点がある。ただし胴体部分については解析時間の短縮を図るため節点整合用のダミー要素を用いず、空力面の節点へのトランスファー時に回転中心のロール回転角を使ってデータを外挿したため、最小限の要素（3本のBEAM要素のみ）で構築されている。集中質量を含めた要素数は591、節点数は524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3-2に示す。表中、

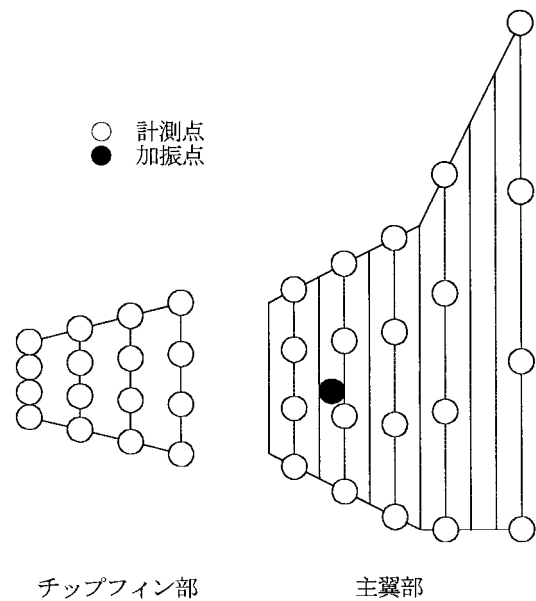


図 3-2 振動加振点・計測点位置

主翼をSPAN方向に20等分、チップフィンをSPAN方向に12等分し、 $x=0.0$ は主翼翼根、 $x=2.0$ は主翼翼端（チップフィン翼根）、 $x=3.2$ はチップフィン翼端である。集中質量の位置は中心桁（主翼翼根において70%翼弦長位置、翼翼端において50%翼弦長位置）からの距離を示す。また剛性値について、左主翼の翼翼端部50%翼弦長位置（SPAN方向 $y=280\text{mm}$ ）に9.8Nの曲げ荷重を与えた場合の中心桁のたわみ量分布を表3-3-1に、同位置に9.8Nmの前縁上げの捩りモーメントを与えた場合の中心桁の捩れ角を表3-3-2に示す。左チップフィン翼の翼翼端部50%翼弦長位置に9.8Nの曲げ荷重を与えた場合の中心桁のたわみ量分布を表3-3-3に、同位置に9.8Nmの前縁上げの捩りモーメントを与えた場合の中心桁の捩れ角を表3-3-4に示す。

固有値解析では1次（剛体ローリングモード）～10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。そのうち1次～8次についてのモード形・振動数を表3-4に示す。表中、実験で得られたノーダグラインを黒線で示す。解析結果は振動数・モード形において全体的に実験結果と良い一致を示している。



写真 3 振動実験

表 3-1 実験固有振動数とモード

加振数	モード										
	2次	3次	4次	5次	6次	7次	8次	9次	10次	11次	
1点加振	63.3	73.7	93.3	91.1	131.3	132.6	—	—	—	—	—
	63.3	73.6	—	92.5	131.5	132.7	196.5	207.9	—	—	—
	63.2	73.4	—	—	131.4	132.6	195.9	207.5	—	—	—
同相	60.4	—	91.4	—	130.7	—	196.6	—	239.4	—	—
	60.5	—	90.7	—	130.3	—	196.7	—	239.0	—	—
2点加振	—	74.0	—	92.9	—	—	—	205.3	—	—	—
	—	73.0	—	90.8	—	—	—	—	—	239.3	—
	—	72.6	—	93.0	—	—	—	206.3	—	239.4	—
	—	73.0	—	91.9	—	—	—	—	—	240.9	—
無相	—	71.5	—	—	—	134.2	—	208.5	—	239.6	—
	—	71.1	—	90.4	—	—	—	—	—	—	—
対称性	対称 1次	逆対称 1次	対称 2次	逆対称 2次	対称 3次	逆対称 3次	対称 4次	逆対称 4次	対称 5次	逆対称 5次	
	主翼	1次曲げ	1次曲げ	1次振り	1次振り	1次振り	2次曲げ	2次曲げ	2次振り	2次振り	
チップフィン翼	1次曲げ	1次曲げ	1次曲げ	1次曲げ	1次振り	1次振り	1次曲げ	1次曲げ	1次曲げ	1次曲げ	

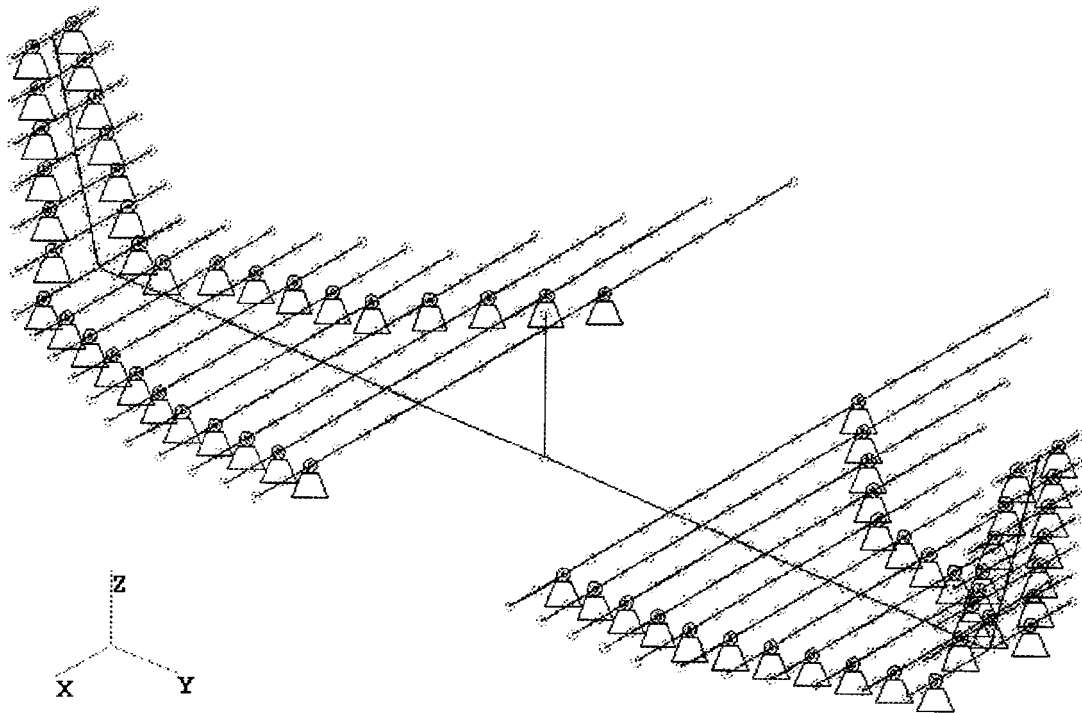


図 3-3 有限要素モデル

表 3-2 集中質量分布

$\eta$	前縁側		後縁側		
	位置 [mm]	集中質量 [kg]	位置 [mm]	集中質量 [kg]	
主翼	0.0	140.0	5.20e-3	80.0	1.79e-3
	0.2	120.0	4.48e-3	80.0	3.06e-3
	0.4	100.0	3.04e-3	80.0	2.46e-3
	0.6	80.0	2.80e-3	80.0	3.07e-3
	0.8	60.0	1.39e-3	80.0	2.31e-3
	1.0	55.0	1.54e-3	73.3	2.44e-3
	1.2	50.0	9.60e-4	66.7	1.76e-3
	1.4	45.0	1.11e-3	60.0	2.11e-3
	1.6	40.0	6.20e-4	53.3	1.41e-3
	1.8	23.3	1.40e-3	46.7	2.16e-3
チップイン	2.0	30.0	9.70e-4	40.0	1.16e-3
	2.2	27.5	8.00e-4	27.5	7.50e-4
	2.4	25.0	7.40e-4	25.0	6.40e-4
	2.6	22.5	4.30e-4	22.5	3.90e-4
	2.8	20.0	4.50e-4	20.0	3.80e-4
	3.0	17.5	3.20e-4	17.5	2.90e-4
	3.2	15.0	2.00e-4	15.0	1.70e-4



表 3-3-1 主翼たわみ量

$\eta$	実験値[mm]	計算値[mm]
0.0	0.0003	0.0000
0.1	0.0022	0.0007
0.3	0.0073	0.0062
0.4	0.1100	0.1080
0.5	0.1620	0.1680
0.7	0.3340	0.3310
0.8	0.4410	0.4310
0.9	0.5720	0.5480
1.1	0.8720	0.8390
1.2	0.1017	0.1010
1.3	0.1215	0.1201
1.5	0.1665	0.1654
1.6	0.1936	0.1908
1.7	0.2186	0.2170

表 3-3-2 主翼抜け量

$\eta$	実験値[rad]	計算値[rad]
0.0	0.00000	0.00000
0.1	0.00048	0.00075
0.3	0.00238	0.00225
0.5	0.00587	0.00566
0.7	0.01110	0.01099
0.9	0.01592	0.01631
1.1	0.02187	0.02164
1.3	0.02971	0.02984
1.5	0.04107	0.04090
1.7	0.04608	0.04644

## 第 4 章 フラッタ特性

### 4.1 フラッタ実験

航技研の超音速風洞（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 500 コマで撮影している。しかしフラッタ振動数が 80Hz 前後であることを考慮すれば問題はないと思

表 3-3-3 チップフィンたわみ量

$\eta$	実験値[mm]	計算値[mm]
2.1	0.0098	0.0037
2.3	0.0381	0.0310
2.5	0.0872	0.0862
2.7	0.1857	0.1910
2.9	0.3371	0.3370
3.1	0.5219	0.5122





表 3-3-4 チップフィン抜け量

$\eta$	実験値[rad]	計算値[rad]
2.1	0.00344	0.00173
2.3	0.00851	0.00518
2.5	0.01929	0.01957
2.7	0.04512	0.04488
2.9	0.08046	0.07903
3.1	0.12783	0.12211





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させる方法をとった。マッハ数は  $M=0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1.1, 1.2$  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、支持装置のロール自由度を  $\pm 2^\circ$  に設定、この状態から  $P_0$  を徐々に上げていった。この際、 $P_0$  の上昇幅は FFT による固有振動数の変化とペンレコーダの歪量の記録をチェックしながらその状況に応じたものとした。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。その結果、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。さらに、風洞内のマッハ数および総圧が設定値になるまでの過渡状態において  $M=0.96$  においてフラッタ限界をかすめたため、ここでもフラッタポイントを得ることができた。ただし、 $M=1.1$  でのフラッタ動圧が 44.4kPa と非常に高かったため、フラッタ停止前に右翼を損傷し、芯材が破断したほか成形材も一部剥がれた。 $M=0.7$  のフラッタ試験は翼破損後に参考として行ったものである。以降、 $M=0.7$  のデータについてはすべて参考値である。写真 4 に破損した模型を示す。写真中、成形材は実験後に芯材の状態確認のために剥がしている。このように超音速領域ではフラッタ動圧が大きくなるため、フラッタが発生すると模型の損傷・破壊の可能性が高くなるため注意を要することがわかった。

表 3-4 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]				
実験		63	73	91
解析	0.9	65	76	89

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]				
実験	91	131	133	196
解析	89	142	144	185

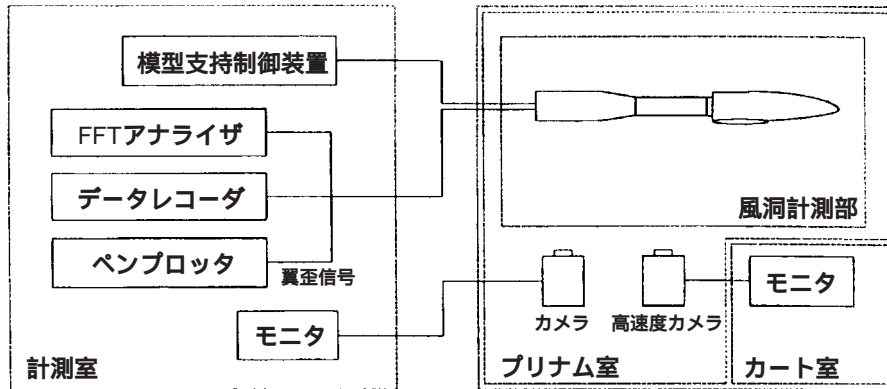


図 4-1 風洞実験模式図

歪ゲージ出力(右翼曲げ、右翼振り、左翼曲げ、左翼振り)をFFTにかけたものを $M=0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1.1, 1.2$ の場合についてそれぞれ図4-2-1から図4-2-6に示す。図中、横軸(X軸)は振動数[Hz]、縦軸(Y軸)は総圧 $P_0$ [hPa]、Z軸は振動レベル[dB]を示している。

$M=0.9$ ではフラッタ現象を捉えることができなかったが、広い振動数帯においていくつかの固有振動が全体的に大きく励起される結果が得られた。この理由の可能性の一つとして胴体による衝撃波が揚力面に直接影響したことが考えられる。

遷音速領域でのフラッタ動圧の上昇はチップフィン翼に特有のものであるかどうかの判断は今回の実験のみからは判断できなかった。

## 4.2 フラッタ解析

### 4.2.1 非定常空気力解析

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



写真4 模型破損部

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。

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

ここに $h_m$ :モードmの面の法線方向変位成分

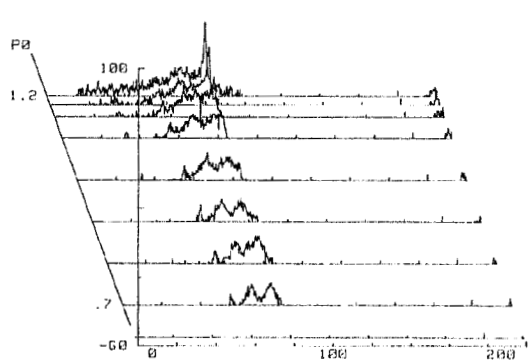
$p_n$ :変形モードnにより発生する空気力

空力面要素分割は主翼面が $10 \times 12$ の120要素、チップフィン面が $6 \times 6$ の36要素、胴体面が $8 \times 12$ の96要素の計252要素である。全機空力面(実際の解析では右半分を使用)を図4-3に示す。解析条件は、マッハ数 $M=0.6, 0.7, 0.8, 0.96, 1.1, 1.2, 1.3, 1.5$ の8種類で無次元振動数 $k=0.0 \sim 3.0$ 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。 $k=0.0 \sim 2.0$ を0.4刻みで変化させたときの一般化非定常空気力の値を $M=0.6, 0.8, 1.2, 1.5$ について、図4-4-1~図4-4-4に示す。図中、虚軸上にあるデータが $k=0.0$ のときのものである。

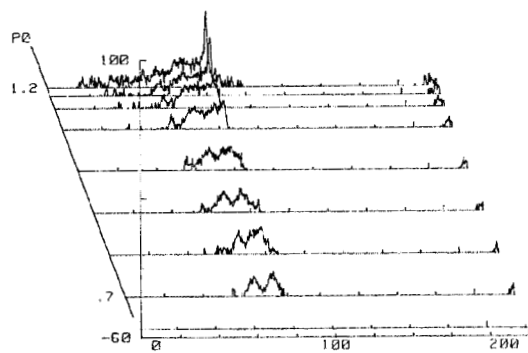
### 4.2.2 フラッタ解析

一般化質量マトリクスで正規化すると、複素数として計算される一般化非定常空気力Aを基にn自由度の釣り合い式はp-k法<sup>6)</sup>を用いて以下の式で表される。

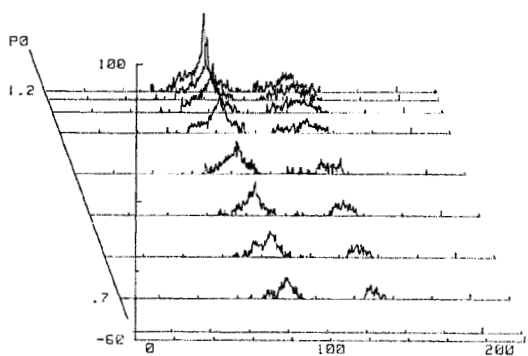
$$-\frac{U^2}{b^2} p^2 E q + {}^2(1+ig)q - \frac{1}{2} U^2 A q = 0 \quad (2)$$



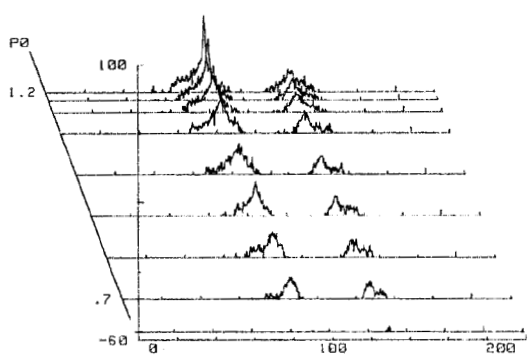
左翼曲げ



右翼曲げ

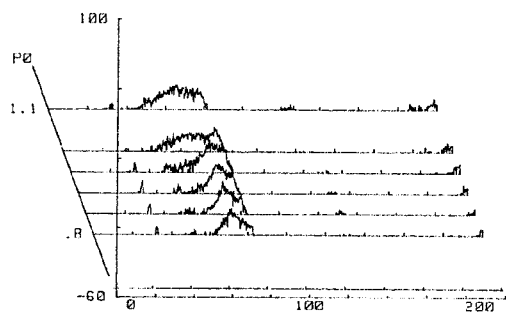


左翼振り

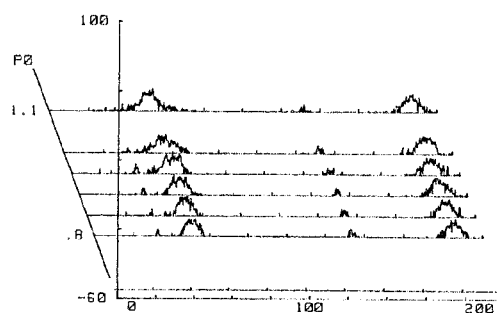


右翼振り

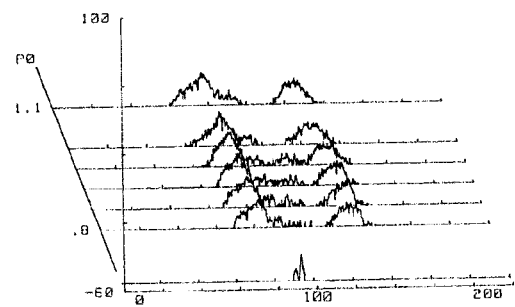
図 4-2-1 歪みの FFT(M=0.6)



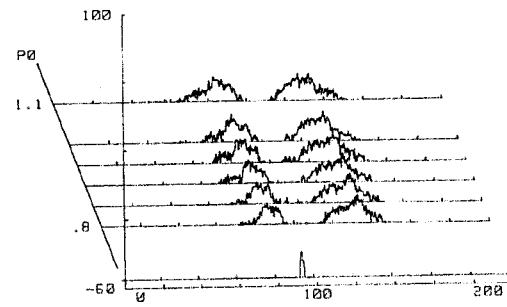
左翼曲げ



右翼曲げ

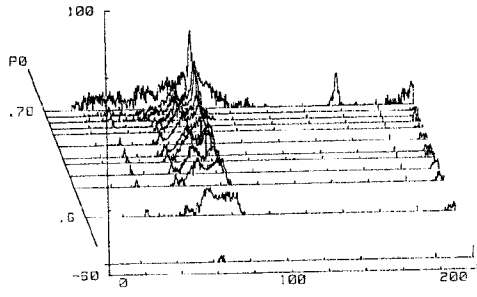


左翼振り

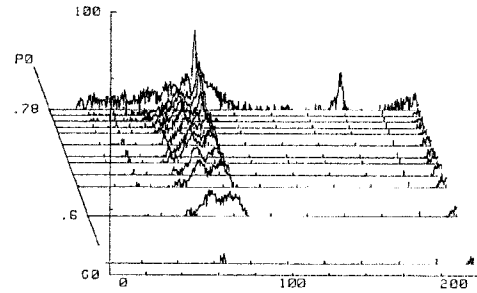


右翼振り

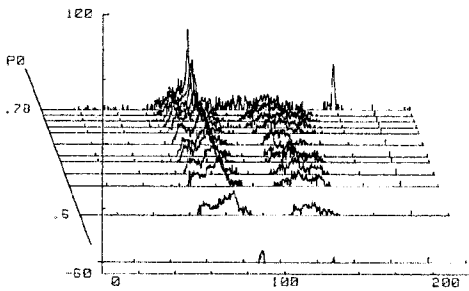
図 4-2-2 歪みの FFT(M=0.7)



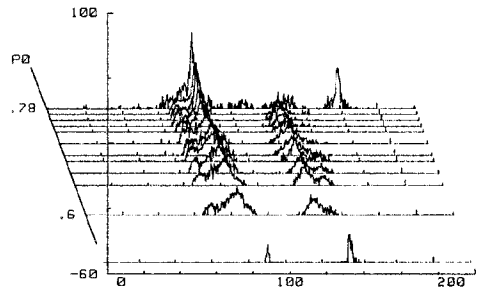
左翼曲げ



右翼曲げ

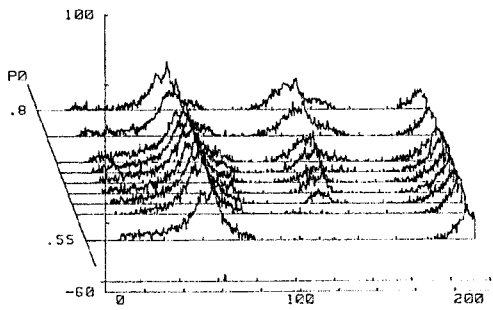


左翼振り

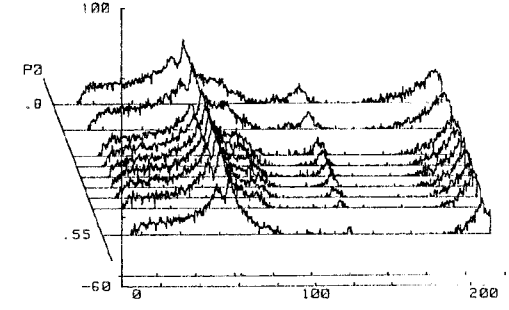


右翼振り

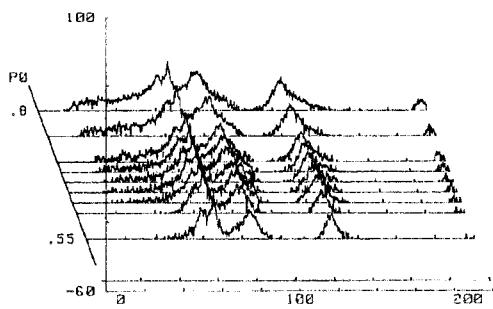
図 4-2-3 歪みの FFT(M=0.8)



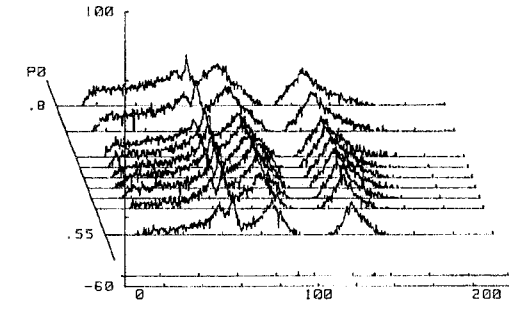
左翼曲げ



右翼曲げ

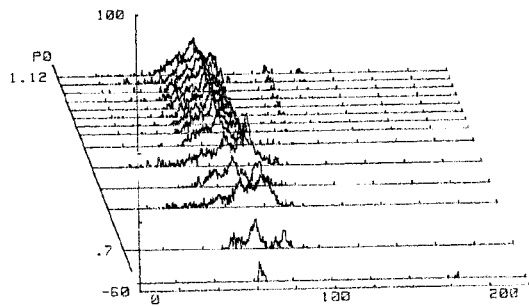


左翼振り

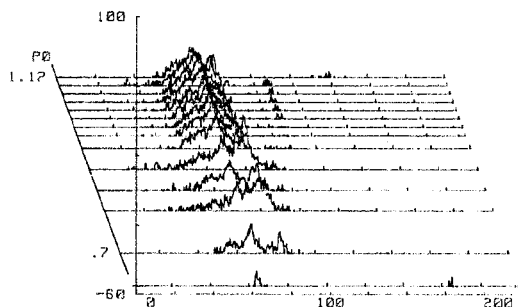


右翼振り

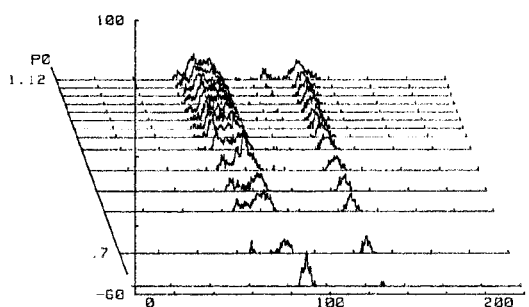
図 4-2-4 歪みの FFT(M=0.9)



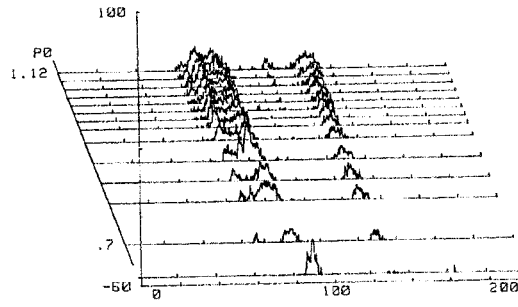
左翼曲げ



右翼曲げ

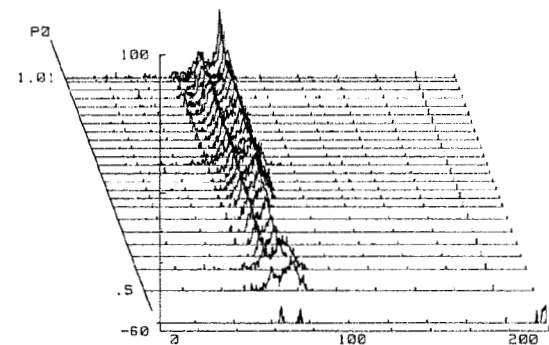


左翼振り

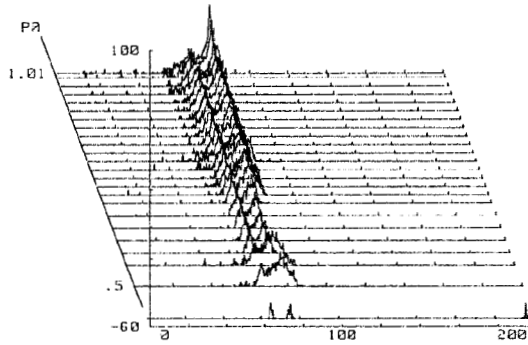


右翼振り

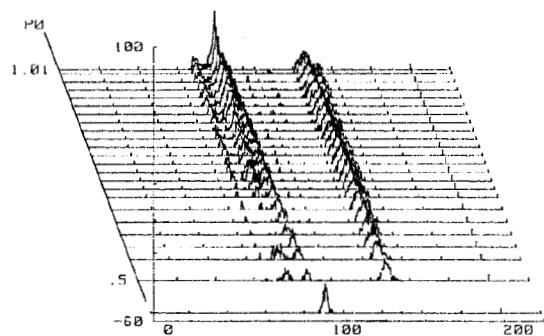
図 4-2-5 歪みの FFT(M=1.1)



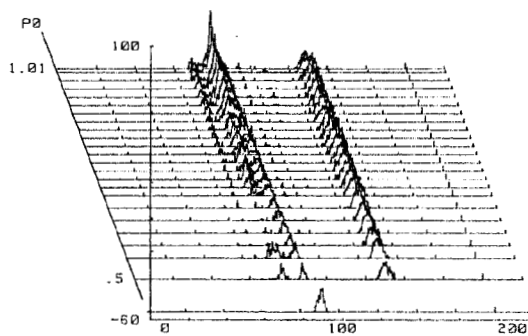
左翼曲げ



右翼曲げ



左翼振り



右翼振り

図 4-2-6 歪みの FFT(M=1.2)

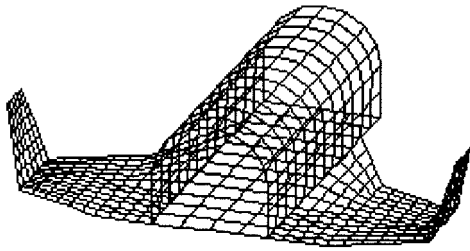


図 4-3 空力面

$$E = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 2^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & n^2 \end{pmatrix} \quad A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1n} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{n1} & a_{n2} & \dots & a_{nn} \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{q} = \{q_1 \quad q_2 \quad \dots \quad q_n\}^T$$

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。

$$\begin{pmatrix} U^2 & 0 \\ b^2 P^2 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} E & 0 \\ 0 & E \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_s \\ q_a \end{pmatrix} = (1+ig) \begin{pmatrix} q_s \\ q_a \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ 2 \end{pmatrix} U^2 \begin{pmatrix} A_s & 0 \\ 0 & A_a \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_s \\ q_a \end{pmatrix} = 0 \quad (3)$$

フラッタ限界値の解は以下の方法で求める。  
(3)式を改めて以下の式で表す。

$$[\mathbf{F}(p,k)]\{\mathbf{q}\} = \{0\} \quad (4)$$

一つのモードおよび速度について、解の初期値を以下のようにおく

$$p_1 = -1 + ik_1, \quad p_2 = -2 + ik_2$$

$$F_1 = \mathbf{F}(p_1, k_1), \quad F_2 = \mathbf{F}(p_2, k_2) \quad (5)$$

Reglua-Falsi 法により

$$p_3 = \frac{p_2 F_1 - p_1 F_2}{F_1 - F_2} \quad (6)$$

以降、

$$p_{i+2} = \frac{p_{i+1} F_i - p_i F_{i+1}}{F_i - F_{i+1}} \quad (7)$$

解が収束するまで計算を繰り返す。収束した解を

$$p_c = -1 + ik_c \quad (8)$$

とすると振動数および減衰率は以下で与えられる。

$$f_c = \frac{U k_c}{2 b}$$

$$= 2^{-1} \ln \frac{a_{n+1}}{a_n} = 2^{-1} \frac{c}{k_c} \quad (9)$$

実際に初期値は以下で与える。

$$p_2 = 0 + i \frac{2 b f}{U} = ik_2 \quad (10)$$

$$p_1 = -1 - k_2 + i k_2$$

通常、 $\gamma = 0.01$ ,  $\beta = 1.00$ とする。または対象となるモードの固有振動数である。

ある速度Uでの解をすべてのモードについて求めた後、次の速度Uについて求める場合は、

$$p_1 = \frac{U}{U} p_2, \quad p_2 = \frac{U}{U} p_c \quad (11)$$

さらに次の速度Uについて

$$p_1 = \frac{U}{U} p_2, \quad p_2 = \frac{U}{U} p_c \quad (12)$$

以降、上記を順次繰り返すことによって解を求める。

フラッタ解析において固有振動数は1点加振による実験の値を使用し、総圧 $P_0 = 0 \sim 170 \text{ kPa}$ について求めた。この際、構造減衰 $g$ は0としている。逆対称モードフラッタポイントの実験値を表4-1に、解析値を表4-2に、対称モードフラッタポイントの解析値についてを表4-3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。

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

$$U = M \sqrt{RT} \quad (13)$$

ここに  $\gamma = 1.4$ ,  $R = 287 \text{ J}/(\text{K} \cdot \text{kg})$ としている。  
なお  $T_0$  と  $T$  の間には以下の関係がある。

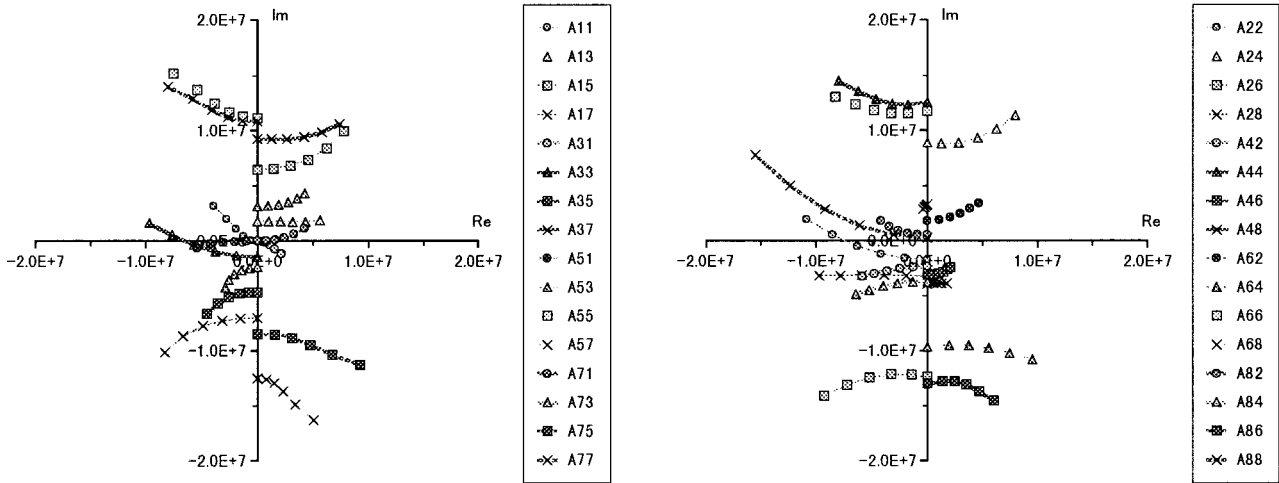


图 4-4-1 一般化非定常空気力(M=0.6)

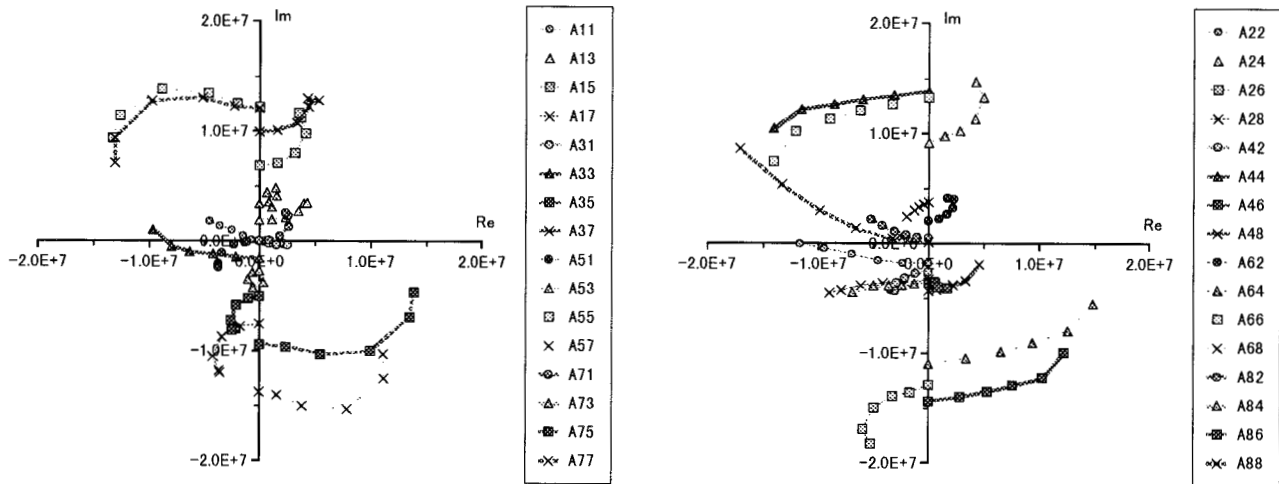


图 4-4-2 一般化非定常空気力(M=0.8)

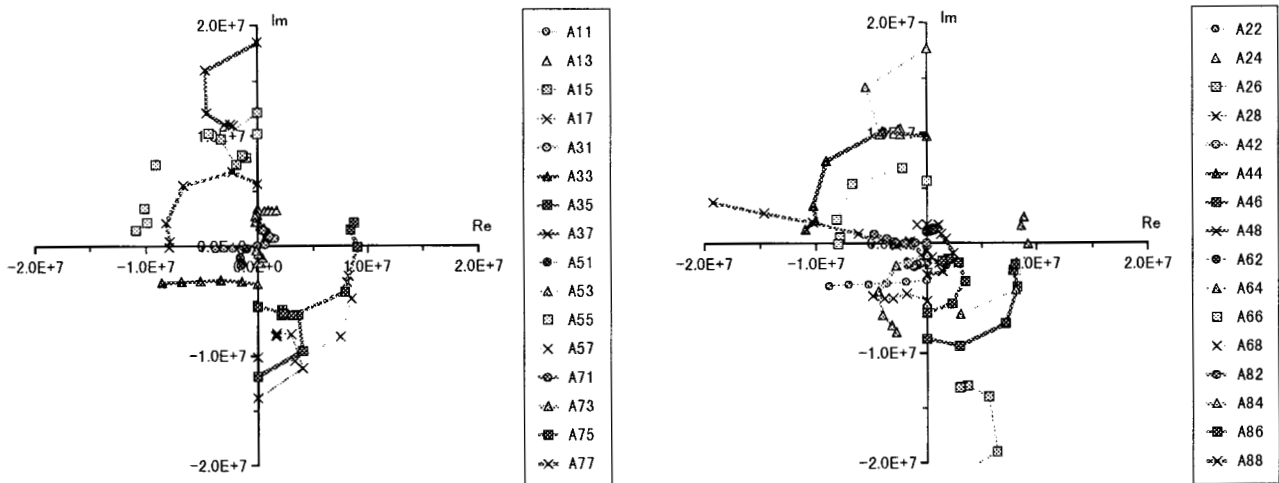


图 4-4-3 一般化非定常空気力(M=1.2)



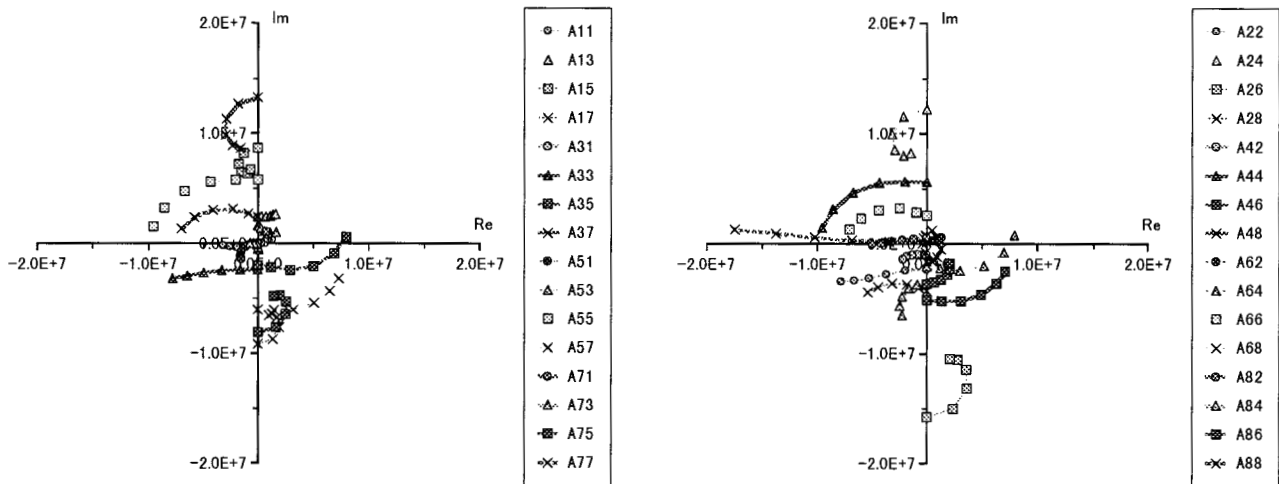


図 4-4-4 一般化非定常空気力(M=1.5)

$$T_0 = (1 + \frac{-1}{2} M^2) T \tag{14}$$

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  $T_0$  は実験値を採用しているため値が同じとなっている。M=1.3 および 1.5 では  $T_0$  の実験値が無いため、 $T_0=320$ [K] と仮定している。

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

$$U_F = \frac{U_F}{b \sqrt{\mu}} = \frac{U_F}{b} \sqrt{\frac{bS}{2m}} = \frac{U_F}{2fb} \sqrt{\frac{bS}{2m}} \sqrt{\frac{P_0}{RT_0}} \tag{15}$$

総圧を変化させた場合の逆対称モード、対称モードの各モードの減衰率と振動数の変化を M=0.6, 0.7, 0.8, 0.96, 1.1, 1.2, 1.3, 1.5 について図 4-5-1 から図 4-5-8 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 4-6 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  $U_F$  の変化を図 4-7 に示す。

逆対称モードフラッタの限界動圧に関して、M=0.6 ~ 0.8 の亜音速領域においては定量的に解析値と実験値が一致しているが、遷音速領域では解析値が実験値よりもかなり低い結果となっている。特に M=1.1 においては動圧にして 5 倍程度の違いがみられる。ただし動圧は速度の 2 乗に比例するため、フラッタ速度で比較すると違いは 2 倍程度である。これは全機模型の翼厚が比較的厚く、翼面上での衝撃波による非線形効果の影響が線形揚力面理

論に基づいた解析結果との相違につながったと考えられる。また、胴体面とチップフィン面に挟まれた空間では流速が上がるため、局所的にマッハ数上がる可能性がある。亜音速領域の解析ではマッハ数の変化によるフラッタ動圧の変化は小さいが、超音速領域でのフラッタ動圧の変化は大きいことがわかる。つまり、揚力面でのマッハ数の上昇は遷音速から超音速領域では、フラッタ動圧に対する影響が大きいことが考えられ、非平面形態のチップフィン翼のように面に囲まれた空間を有する場合には、局所的なマッハ数の変化を考慮する必要があると考えられる。

実験・解析結果ともに、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。さらに解析では M=0.6 ~ M=1.5 の範囲において、逆対称モードフラッタの無次元化フラッタ速度は対称モードに比べて、10% ~ 20% 低くなることがわかった。

表 4-1 逆対称モードフラッタポイント (実験)

マッハ数 M	項目	総圧 $P_0$ kPa	静圧 $P_p$ kPa	動圧 $Q$ kPa	流速 $U$ m/s	沸点温度 $T_0$ [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	121.1	94.9	23.9	204.7	310.5	12.94	80.5	0.363
0.7	実験値	110.0	79.4	27.2	237.3	314.0	12.86	74.0	0.400
0.8	実験値	78.0	51.2	22.9	265.9	310.2	9.99	79.3	0.379
0.96	実験値	72.2	37.3	25.8	311.6	310.5	—	77.4	0.427
1.1	実験値	112.0	52.4	44.4	353.3	318.9	15.37	76.5	0.596
1.2	実験値	101.0	41.7	42.0	378.8	319.4	13.96	78.8	0.606

表 4-2 逆対称モードフラッタポイント (解析)

マッハ数 M	項目	総圧 $P_0$ kPa	静圧 $P_p$ kPa	動圧 $Q$ kPa	流速 $U$ m/s	沸点温度 $T_0$ [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	119.0	93.3	23.5	204.7	310.5	—	80.9	0.360
0.7	解析値	93.0	67.0	23.0	237.7	314.0	—	80.3	0.368
0.8	解析値	76.0	49.9	22.3	266.0	310.2	—	79.6	0.375
0.96	解析値	54.0	29.9	19.3	311.6	310.5	—	77.5	0.370
1.1	解析値	22.0	10.3	8.7	353.3	318.9	—	74.3	0.264
1.2	解析値	39.0	16.1	16.2	378.8	319.4	—	76.0	0.377
1.3	解析値	53.0	19.1	22.6	403.0	320.0	—	77.3	0.467
1.5	解析値	83.0	22.6	35.6	446.7	320.0	—	79.5	0.647

表 4-3 対称モードフラッタポイント (解析)

マッハ数 M	項目	総圧 $P_0$ kPa	静圧 $P_p$ kPa	動圧 $Q$ kPa	流速 $U$ m/s	沸点温度 $T_0$ [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	149.0	116.8	29.4	204.7	310.5	—	76.1	0.403
0.7	解析値	119.0	85.8	29.4	237.7	314.0	—	74.5	0.416
0.8	解析値	98.0	64.3	28.8	266.0	310.2	—	72.8	0.425
0.96	解析値	71.0	39.3	25.3	311.6	310.5	—	68.8	0.424
1.1	解析値	39.0	18.3	15.5	353.3	318.9	—	66.2	0.351
1.2	解析値	71.0	29.3	29.5	378.8	319.4	—	71.0	0.508
1.3	解析値	88.0	31.8	37.6	403.0	320.0	—	72.9	0.601
1.5	解析値	123.0	33.5	52.8	446.7	320.0	—	75.6	0.788

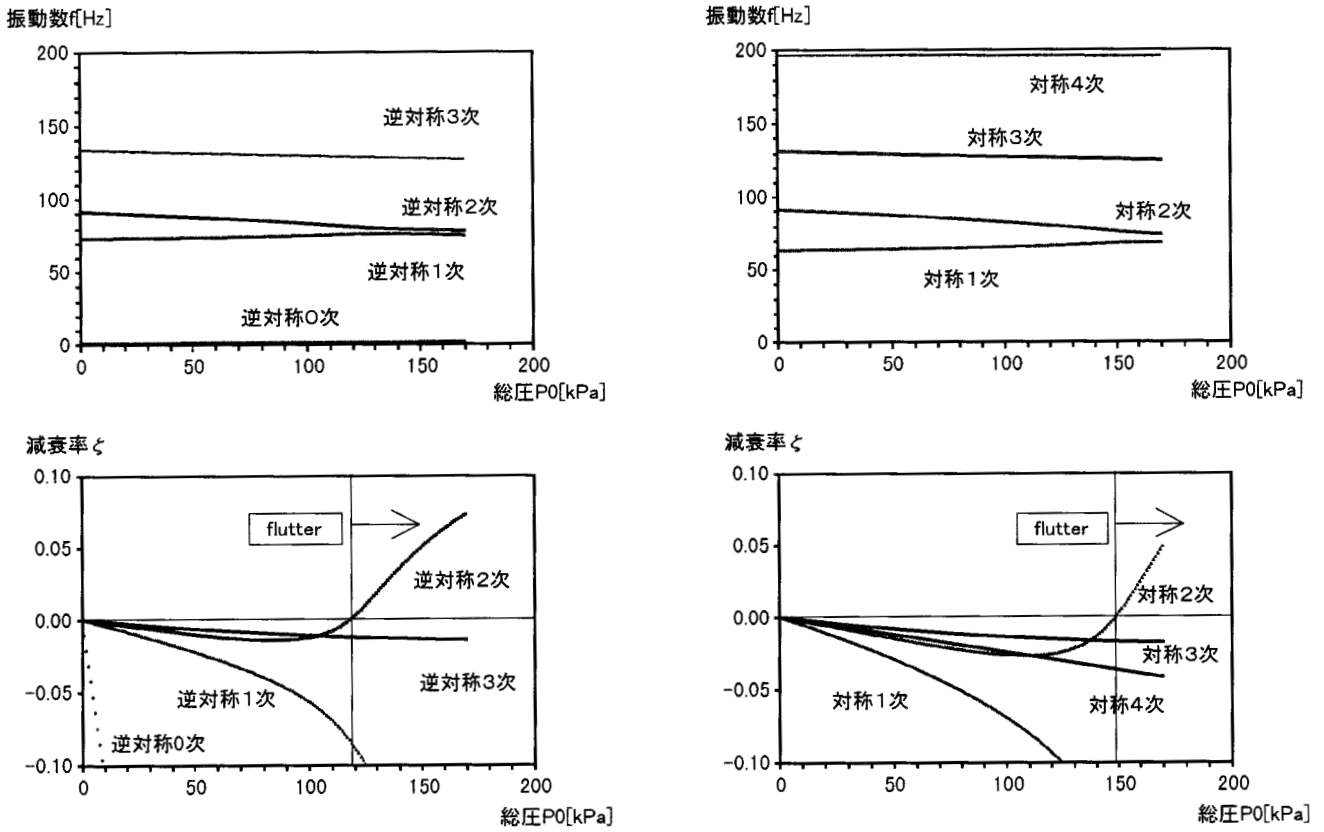


図 4-5-1 モード振動数と減衰率(M=0.6)

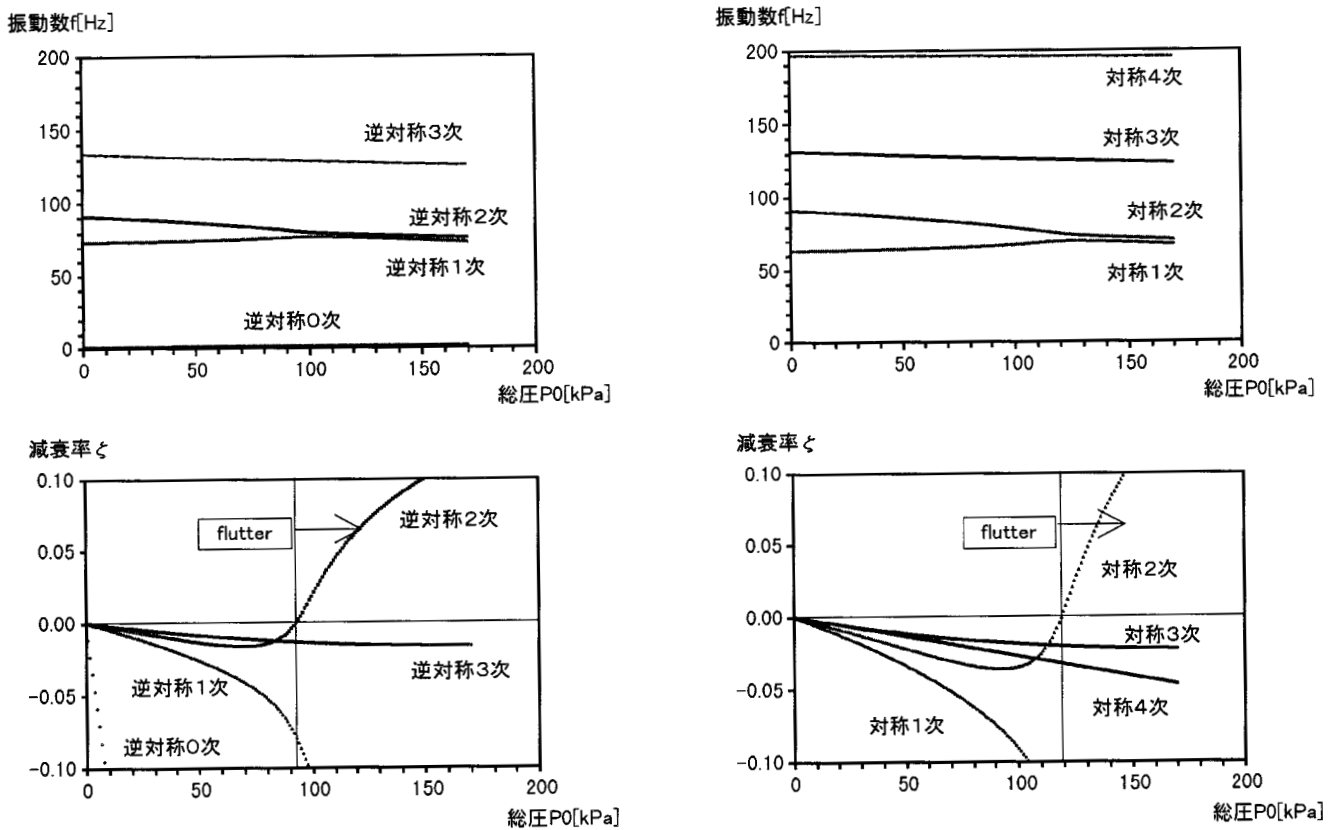


図 4-5-2 モード振動数と減衰率(M=0.7)

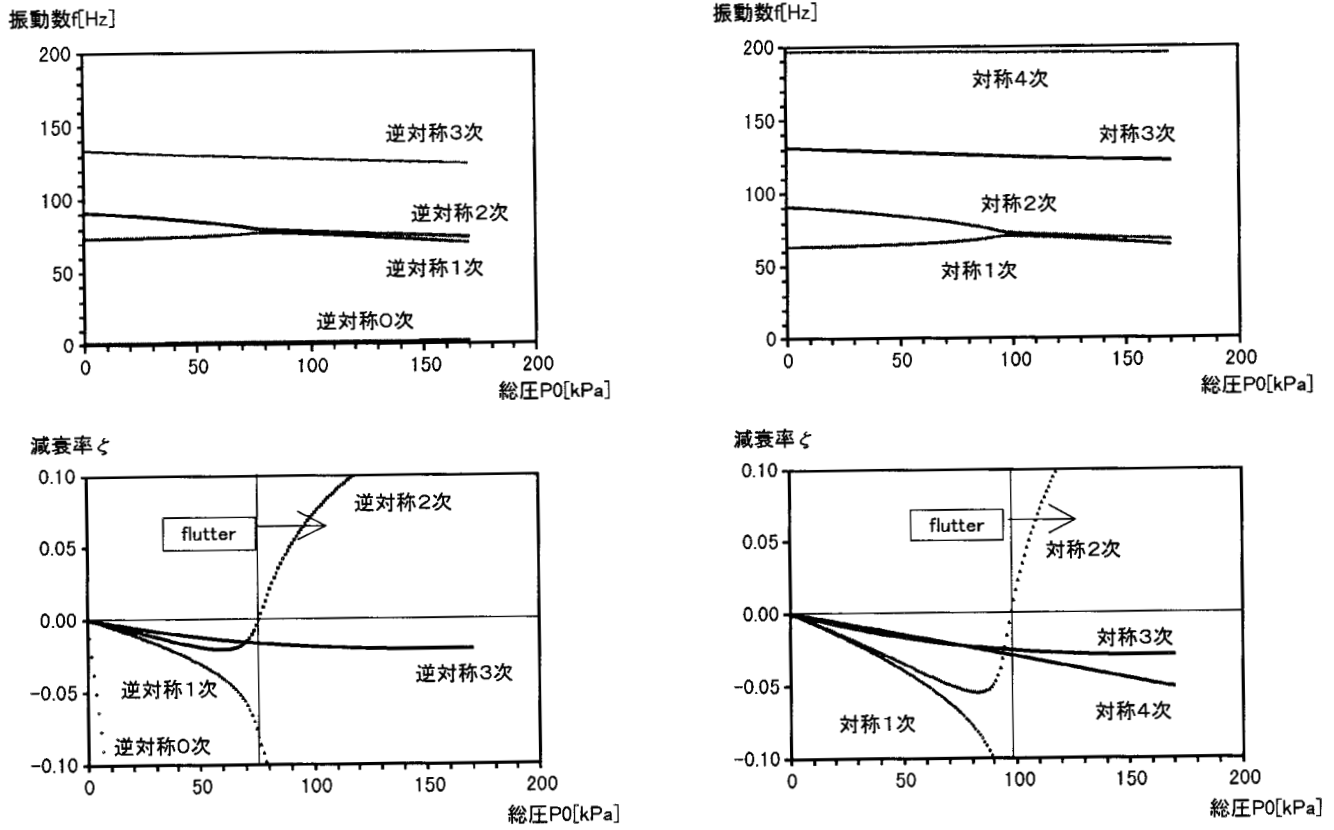


図 4-5-3 モード振動数と減衰率(M=0.8)

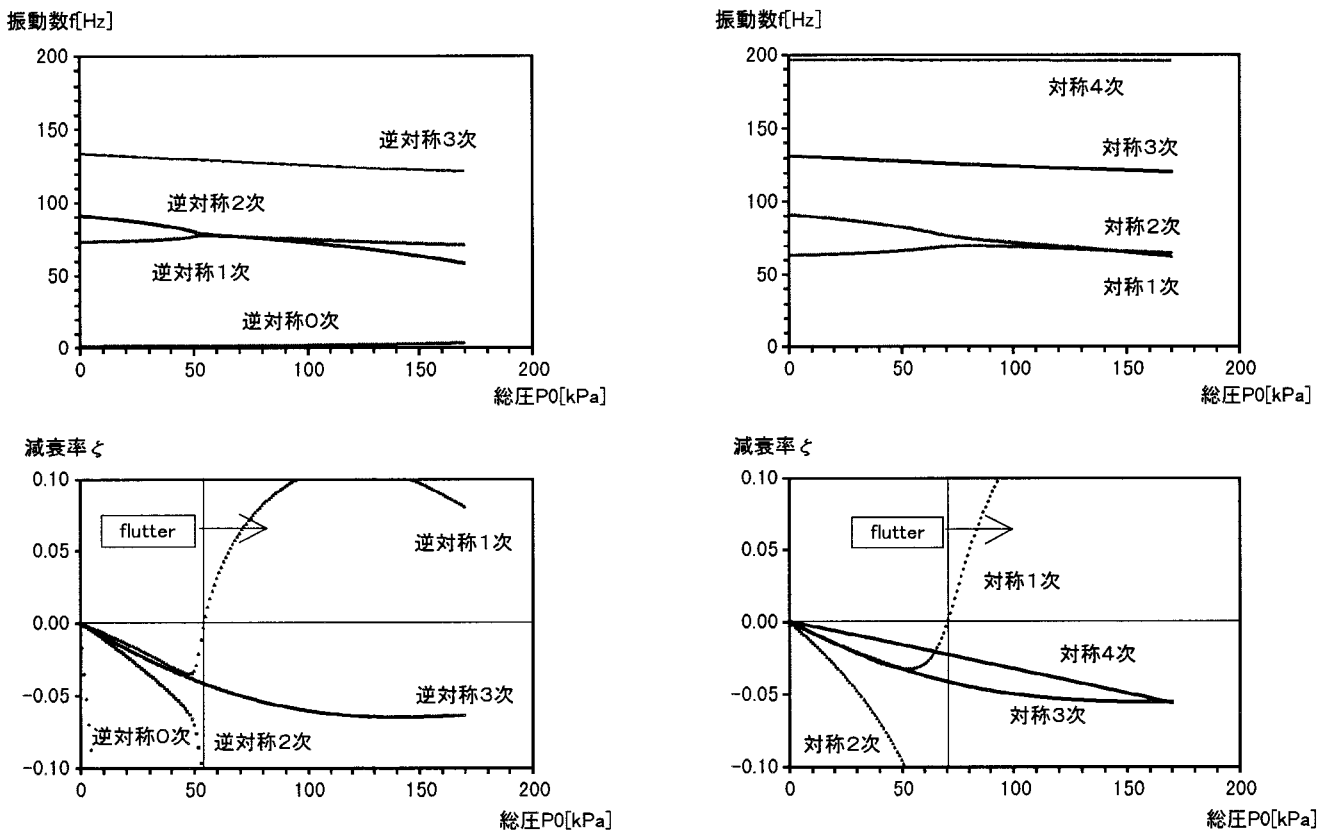


図 4-5-4 モード振動数と減衰率(M=0.96)

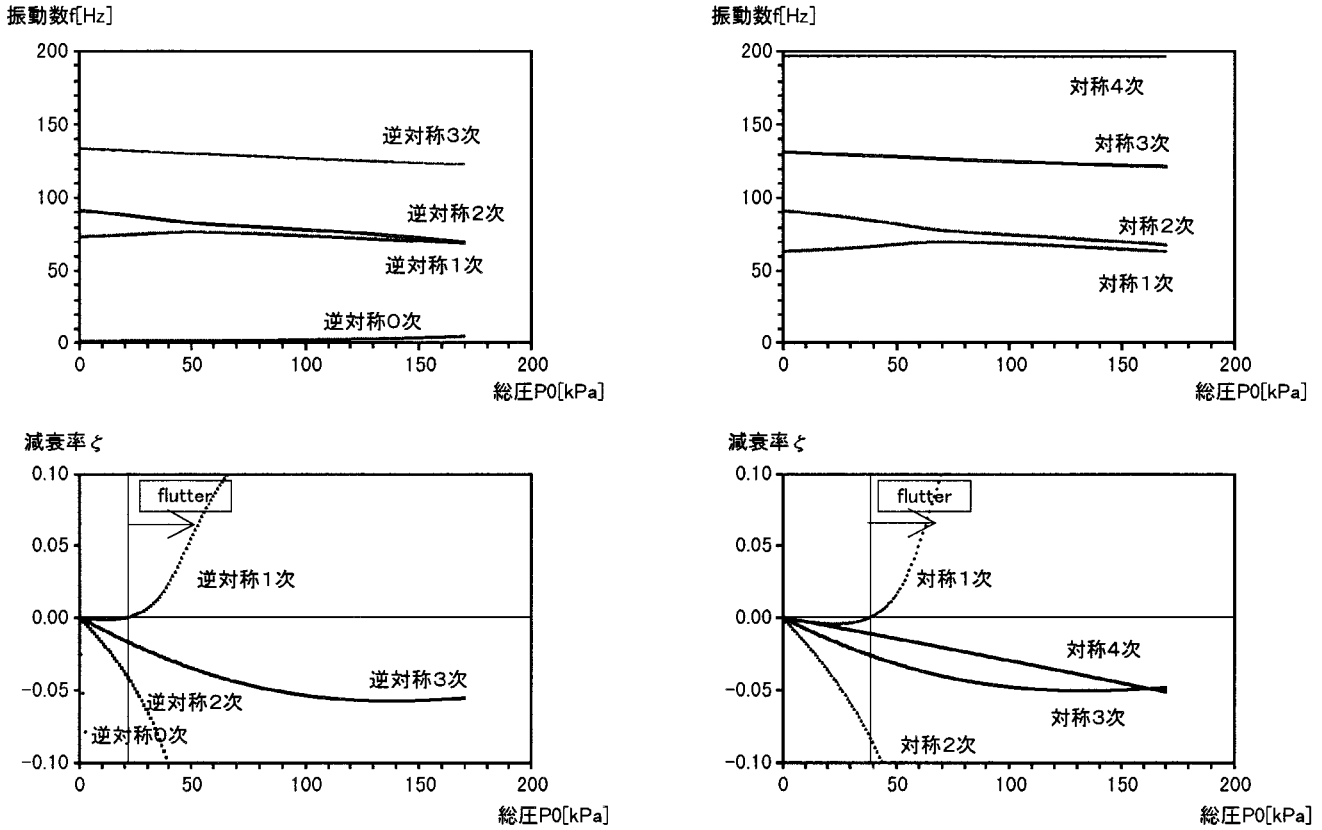


図 4-5-5 モード振動数と減衰率(M=1.1)

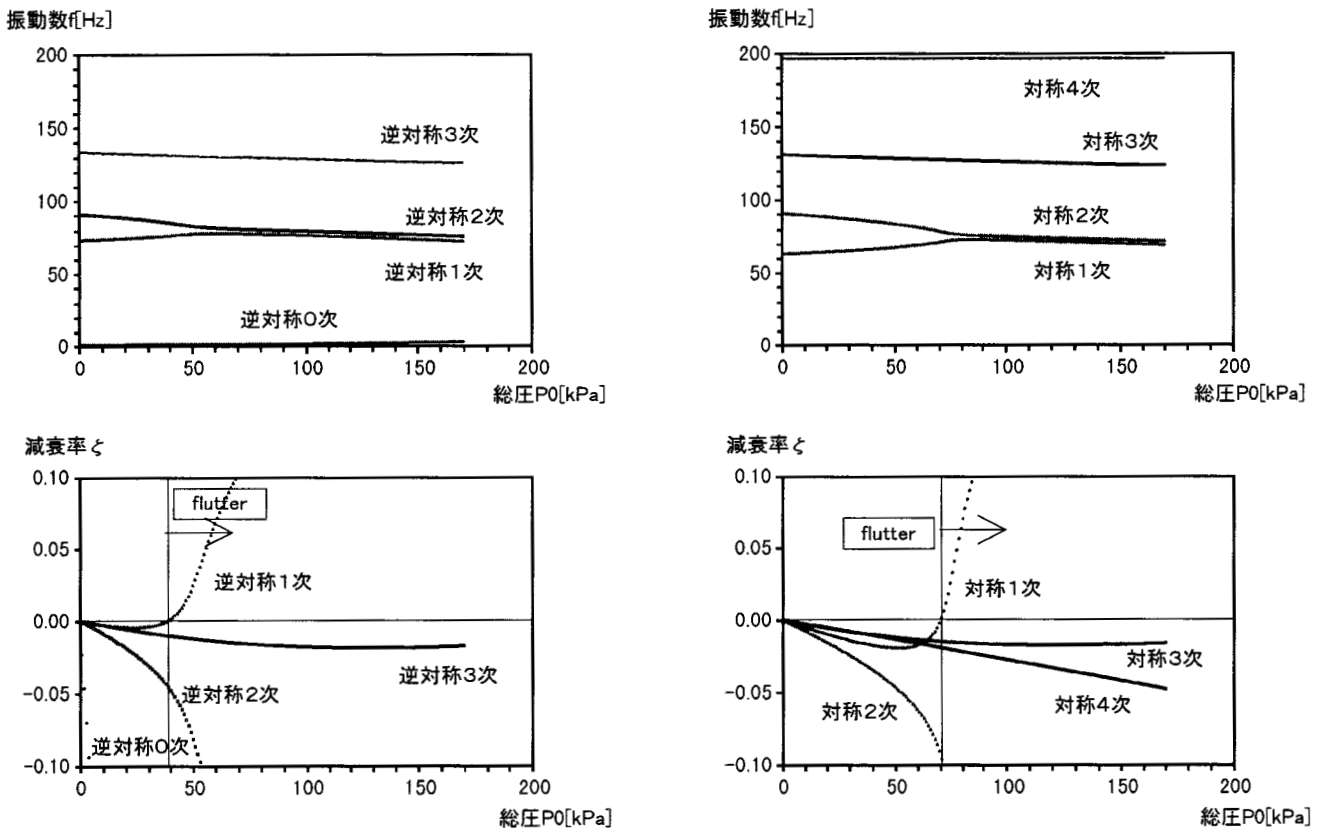


図 4-5-6 モード振動数と減衰率(M=1.2)

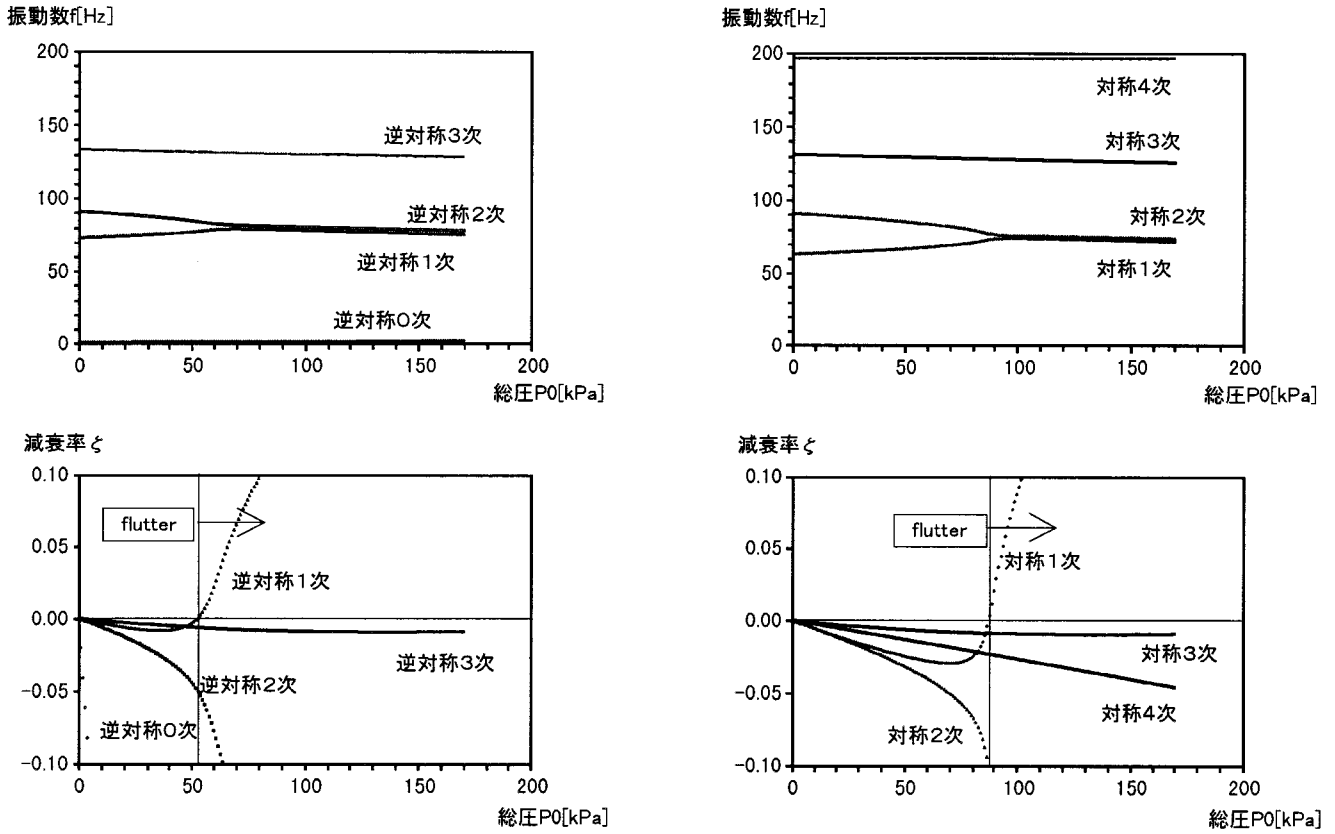


図 4-5-7 モード振動数と減衰率(M=1.3)

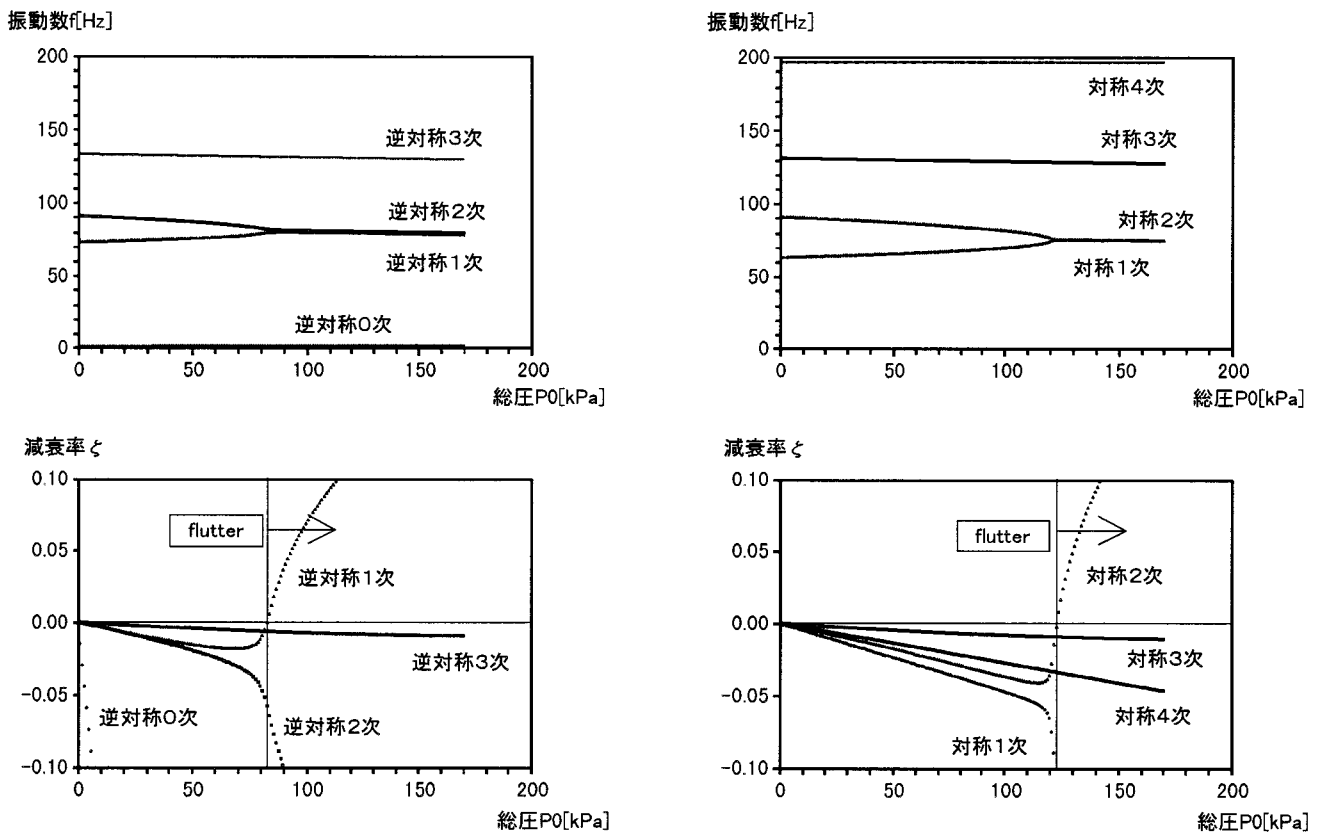


図 4-5-8 モード振動数と減衰率(M=1.5)

動圧Q[kPa]

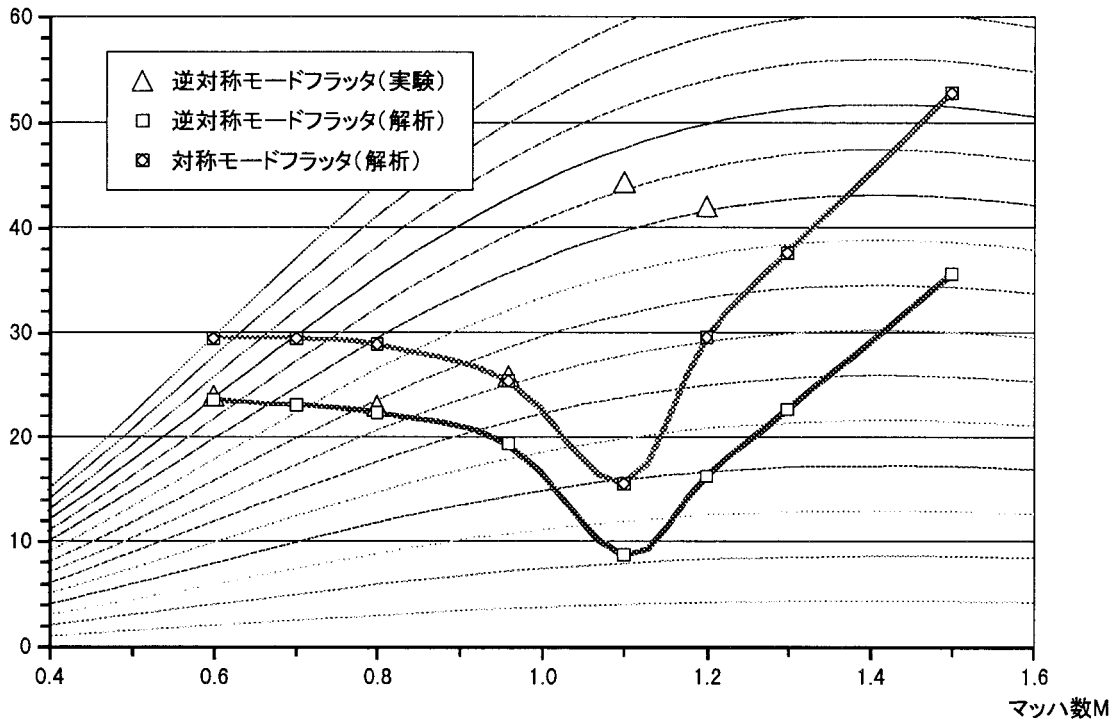


図4-6 マッハ数によるフラッタ動圧の変化

無次元化フラッタ速度

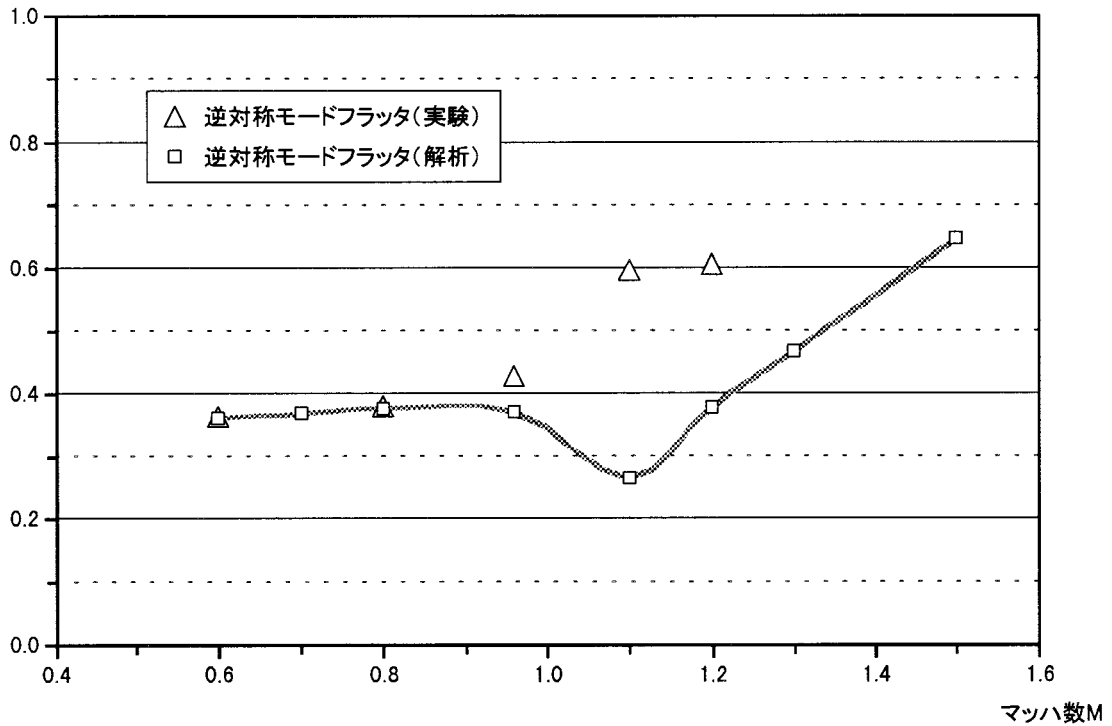


図4-7 マッハ数による無次元化フラッタ速度の変化

## 第5章 結 論

有翼宇宙往還機型の全機模型フラッタ風洞実験およびフラッタ解析を行った結果、以下の結論となった。

フラッタ風洞実験では、逆対称モードフラッタが発生を確認するとともに、ロール自由度を拘束することで逆対称モードフラッタの停止を図ることができた。チップフィン翼の全機模型およびスティング型支持装置が有効に機能したことが確認された。

逆対称モードフラッタ解析結果は亜音速領域において定量的に一致している。しかし遷音速領域については解析が実験よりかなり低い動圧で発生する結果となった。これは翼厚による揚力面上の衝撃波や局所的なマッハ数の増加の影響と考えられる。超音速領域ではマッハ数の上昇につれて、実験と解析の結果が近づく傾向が見られる。

今回製作した有翼往還機の全機模型では、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・解析において共に示された。特に解析では、逆対称モードフラッタの無次元化速度は対称モードフラッタ比べて 10% ~ 20% 低くなった。

実験において  $M=0.9$  で模型の振動レベルが広い振動数帯にわたって全体的に上昇したが、理由の一つとして胴体による衝撃波の影響が考えられる。

実験における遷音速領域でのフラッタ動圧の上昇はチップフィン翼に特有のものであるかどうかの判断は今回の実験のみからは判断できなかった。

超音速領域ではフラッタ動圧が大きくなるため、フラッタが発生すると模型の損傷・破壊の可能性が高くなり注意を要する。

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。

## 参考文献

- 1) 神田・上田; ロール自由度制御機構を有するスティング支持装置, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1335(1997)
- 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レ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レ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.







# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1342

## 有翼宇宙往還機型全機模型の逆対称モードフラッタ

神田 淳 ・ 上田 哲彦

1997年12月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

---

## 航空宇宙技術研究所報告1342号

平成9年12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。