

有翼宇宙往還機打上げ形態における ロール弾性のフラッタ特性への影響 *

神田 淳^{*1}, 上田 哲彦^{*1}

Effects of Rolling Elasticity on Flutter Characteristics at Launching Configuration of Re-entry Space Vehicle*

Atsushi KANDA^{*1} and Tetsuhiko UEDA^{*1}

ABSTRACT

The experimental winged space vehicle “HOPE-X” project is progressing. An elastic-rolling mode may be involved in the dynamic characteristics at the launching configuration of this vehicle which is attached to the H-II rocket. Flutter experiments of a HOPE-like configuration model were made in a transonic wind tunnel. As a result, a wing bending-torsional mode flutter occurred in anti-symmetric mode. It was observed that the flutter occurred at lower dynamic pressure in the case of elastic support for roll than in the roll-free case. This type of flutter was confirmed by numerical analyses with the unsteady aerodynamic forces by DPM (Doublet-Point Method).

Keywords: Flutter, HOPE-X, Rolling Mode, Doublet-Point Method

概 要

有翼宇宙往還機 HOPE-X の計画が進んでいる。HOPE-X の打上げ形態の一つに H-II ロケットの先端に搭載される方式が考えられている。このとき HOPE-X の動特性にロケットまたはロケット結合部によるロール弾性モードが含まれる。航技研運音速風洞にて風洞実験を行った結果、ロール弾性を有する全機模型で翼の逆対称の曲げと捻りモードが連成する逆対称モードフラッタが発生し、ロールフリーのときよりも低い動圧で発生することがわかった。さらに非定常空気力に DPM (Doublet-Point Method)を用いたフラッタ解析でもこのことが示された。

記 号

a : 振幅	M : マッハ数
A : 一般化非定常空気力マトリクス	Δp : 空気力
b : 翼根での $1/2$ 翼弦長 ($= c/2$)	P : 静圧
c : 翼弦長	P_0 : 総圧
f : 振動数	Q : 動圧
f_α : 捻り固有振動数	R : 気体定数
g : 構造減衰率	Re : レイノルズ数
h : モード面法線方向変位	S : 翼面積
k : 無次元化振動数 ($= \omega b/U$)	t : 最大翼厚
m : 質量	T : 静温度
	T_0 : 凝点温度
	U : 流速

* 平成 10 年 月 日受付 (received 1998)

^{*1} 構造研究部 (Structures Division)

U_F : フラッタ速度
 U_F : 無次元化フラッタ速度
 π : 円周率
 γ : 比熱比
 μ : 質量比
 ρ : 密度
 ω : 円振動数
 ω_α : 捩り円固有振動数

1. 序 論

現在、我が国で研究開発が進められている HOPE-X は、打上げの候補の一つにブースタロケットの先端に搭載されて打ち上げられる形態が考えられている。従来、HOPE-X 単体では釣合飛行状態におけるロール方向の自由度により、主翼の逆対称曲げと逆対称捩りモードが連成する逆対称モードフラッタがクリティカルになる可能性があることは、HOPE 形態全機模型の風洞実験・解析¹⁾により確かめられていた。しかし、ロケット本体の捩りによる弾性モードや、ロケットとの結合部が関与した弾性モードがフラッタ特性に影響し、逆対称モードフラッタ限界速度を低下させる可能性がある。

このフラッタ特性を調べるため、スティング式模型支持装置に弾性モードをロール弾性モードとして模擬する機能を実装した。さらにこの支持装置は、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したフラッタ停止装置機構も有している。チップフィンを持つ全機模型をこの支持装置に搭載して航技研遷音速風洞においてフラッタ実験を行った。また、非定常空気に DPM(Doublet-Point Method)を用い、フラッタ解析を行ったのでその結果を併せて報告する。

2. 装 置

2.1 模型

全機模型の胴体より右側の形状を図 2 - 1 に示す。模型は胴体・主翼・チップフィン翼から構成され、胴体は GFRP により成形し、内部は支持装置の可動部が入るため中空である。翼は主翼部とチップフィン翼部とから構成され、芯材にはアルミ(7075-T651)が、表面成形には発泡材料(セキスイ社製 フォーマック)が用いられている。主翼スパン長 200mm 翼根部コード長 400mm、翼端部コード長 120mm であり、スパン 80mm 位置において前縁および後縁クランクを有する。チップフィン部はキャント角 14° であり翼端部コード長 60mm となっている。翼型は主翼・チップフィン翼ともに NACA0010 である。主翼構造は、中心桁とリブ・ウェブから成り、中心桁(幅 10mm、高さ 12mm)で剛性を受け持つようにウェブ(板厚 1mm)は中心桁から切り離され、リブと一体である。主翼リブ(板厚は中心桁付近で 4 ~ 6mm、前後縁部で 2mm、

リブ高さは翼型に同じ)は全部で 6 枚である。翼構造を図 2 - 2 に、クランク部周辺の主翼構造を図 2 - 3 に示す。チップフィン翼構造は主翼構造と同様に中心桁とリブ・ウェブから成っているが、スリットはない。チップフィン翼リブ(板厚は 1mm ~ 2mm)は 3 枚である。主翼部とチップフィン部とは剛結である。遷音速風洞の気流条件でフラッタが発生するように主翼後縁付近にはフラッタ誘発のためのダミーウェイト(全 180g)を付加している。中心桁にはフラッタ振動計測用の曲げ歪ゲージ(主翼根部よりスパン方向 7mm 位置)・捩り歪ゲージ(主翼根部よりスパン方向 25mm 位置)を貼付してある。質量特性を表 2 - 1 に示す。ただし、座標系は機軸方向を x(後流側を正)とし主翼前縁付根部で $x=0$ 、スパン方向を y(右舷側を正)とし機軸上で $y=0$ の右手座標系である。

2.2 支持装置

支持装置の概要を図 2 - 4 に示す。ロール自由度を有するスティング支持装置²⁾に改修を施し弾性ばねを取り付けたものである。模型は可動部に直接取り付けられる。可動部はベアリングにより固定部に対しロール回転できる構造となっている。ロール運動に対する支持剛性は左右に取り付けた弾性ばねのディファレンシャルベンディングにより与え、弾性ばねを交換することでその支持剛性を変えることができる。これは実機の打上形態ではロケットと一体になった捩りや結合

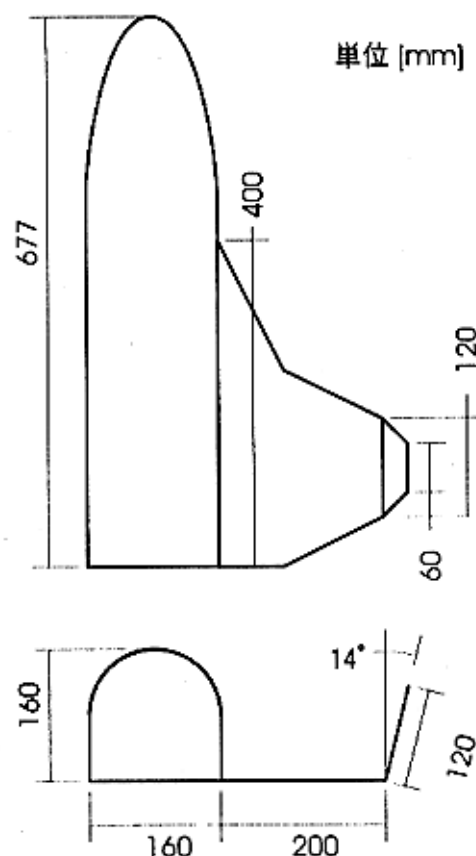


図 2-1 全機模型形状

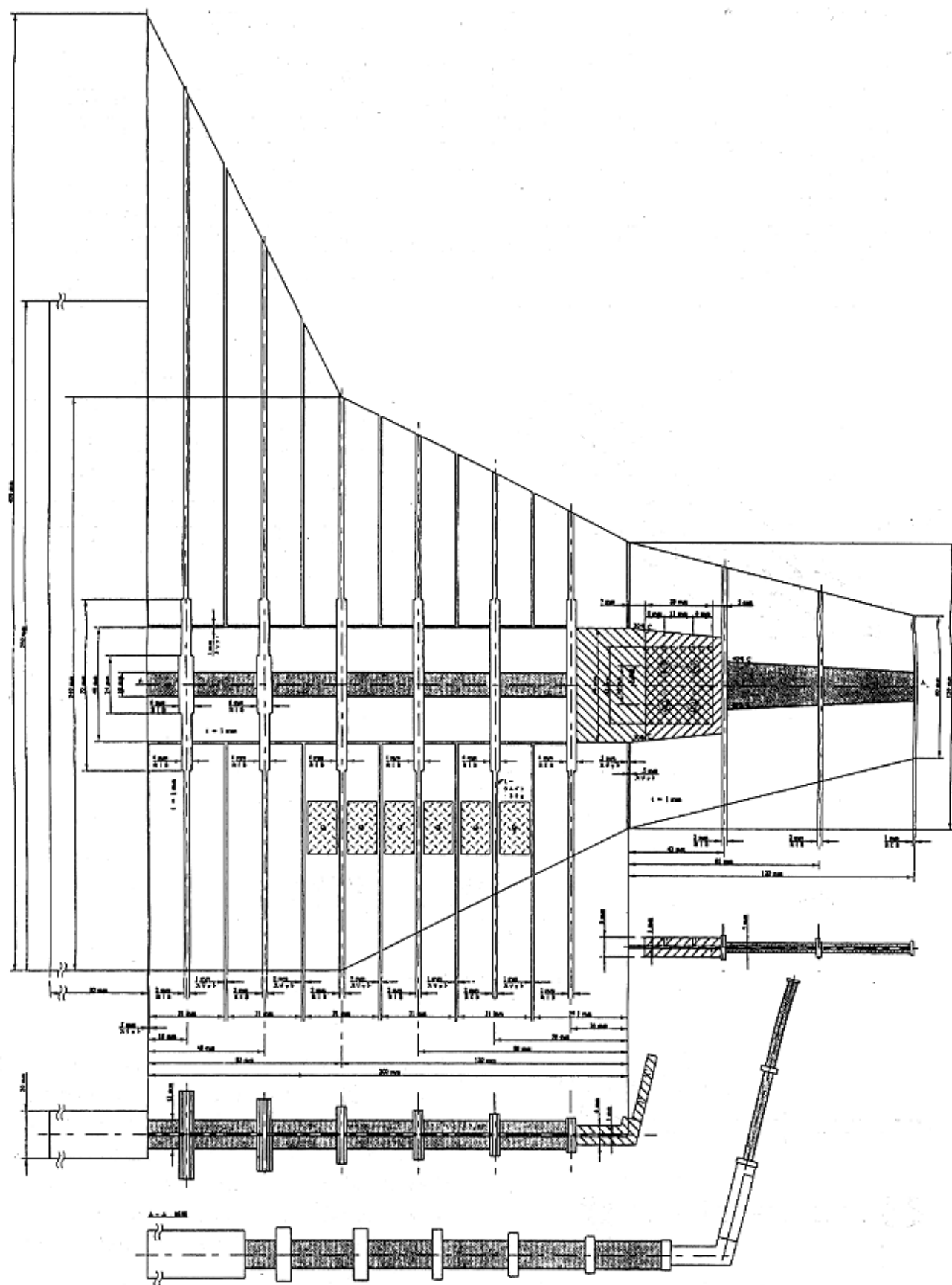


図 2-2 翼構造

表 2-1 質量特性

		質量 [g]	重心位置 [mm]		重心点まわり慣性モーメント [gmm ²]		
			x	y	Ixx	Iyy	Izz
左 舷	主翼	1249.9	263.0	108.0	7831670	7370188	14991158
	チップフィン翼	65.1	280.0	292.8	67914	31654	101234
	取付金具等	14.3	—	—	—	—	—
	小計	1329.3	—	—	—	—	—
右 舷	主翼	1251.7	263.0	107.0	7705250	7349216	14930104
	チップフィン翼	65.3	279.6	292.6	68698	32046	100058
	取付金具等	12.3	—	—	—	—	—
	小計	1329.3	—	—	—	—	—

表 2-2 ばね振動数特性

ばね種類	A 寸法 [mm]	振動数 [Hz]
A	9.6	21
B	14	36
C	16	39
D	17.4	40
E	20.8	45

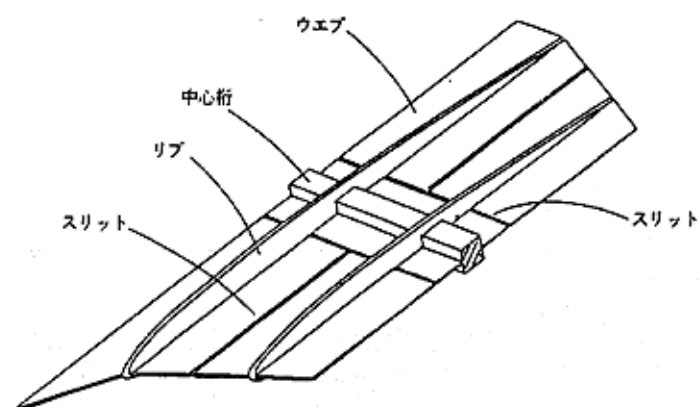


図 2-3 主翼構造

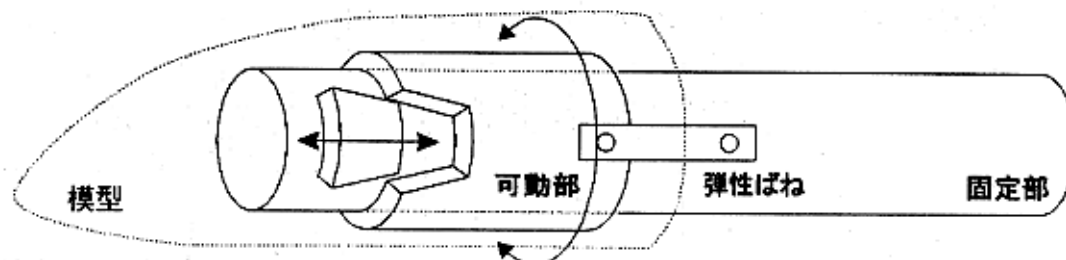


図 2-4 支持装置概要

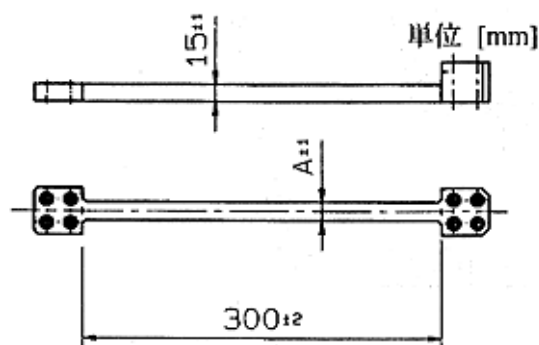


図 2-5 ばね形状

部による振り振動モードが考えられるため、この影響を模擬することを意図したものである。また、くさびを軸に沿ってサーボモータにより移動させる事でロール運動を拘束し、逆対称モードフラッタの抑制を図ることができるフラッタ停止装置の役目も果たす。ばねは剛性の違いにより A ~ E の 5 種類(ロール振動数が 21 ~ 45Hz)あり、形状を図 2 - 5 に、ばねを支持装置に取り付けたときのロール方向の振動数特性を表 2 - 2 に示す。

3. 振動特性

3.1 振動試験

動的変位計測装置³⁾を用いて振動試験を行った。試験はロボットによる自動計測で主翼片側 25 点(加振点位置も計測)、チップフィン片側 16 点の全 82 点を計測し、LMS(LMS INTERNATIONAL 社製)を用いて伝達関数法により固有モードを求めた。試験方法は動電型シェーカーによる 1 点加振で、0 ~ 400Hz 帯域の 50% パーストラングム加振、アベレーシングは 20 回である。動的変位計測装置概要を図 3 - 1 に、加振・計測点位置を左翼について図 3 - 2 に示す。また、振動試験状況を図 3 - 3 に示す。振動試験ケースはばね 5 種類(A ~ E)とばね無し(O)の計 6 ケースについて試験を行った。固有振動モードおよび固有振動数を表 3 - 1 に示す。ノードラインの位置はばねの種類によって殆ど変化していないため、表中のモード形状は代表してばね A のときの試験モード形状を示した。

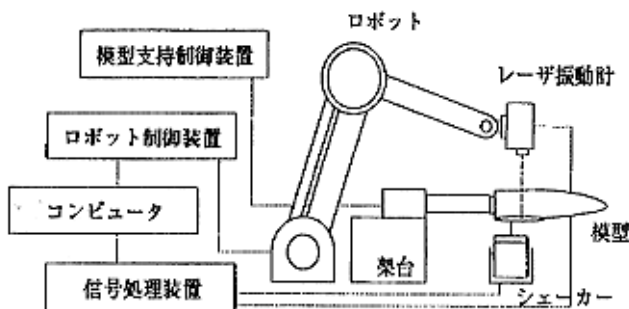


図 3-1 動的変位計測装置概要

3.2 振動解析

非定常空気力計算に用いる数学モデルを求めるために、PATRAN/FEA(PDA Engineering 社製)により FEM 振動解析を行った。モデルは中心桁およびリブ(ビーム要素と集中質量要素)、ロールばね(スプリング要素)から構成され、弾性変形をスプリングと中心桁に相当するビーム要素で受け持つ。リブに相当するビーム要素は質量が非常に小さく剛である。中心桁部のビーム要素の剛性値は別途行われた剛性試験値に一致するよう調整した。主翼曲げ剛性試験は $y=279\text{mm}$ 位置の中心桁部に 3kg の荷重を負荷、主翼振り剛性試験は同じ位置に 3528Nmm のトルクを負荷して行った。チップフィン翼の剛性試験は行わなかったため、構造モデル(SOLID モデル)を構築して剛性試験値の代わりとした。主翼曲げ剛性値

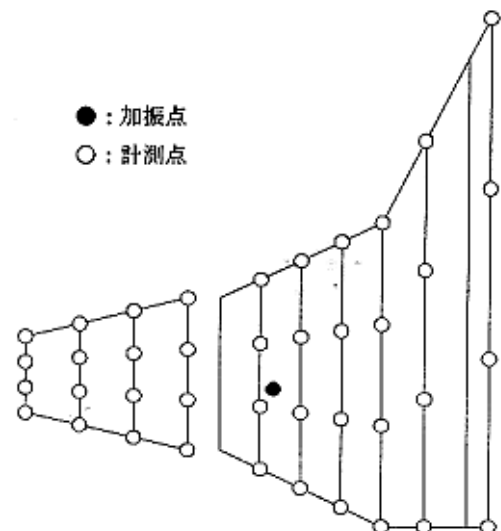


図 3-2 加振・計測点位置

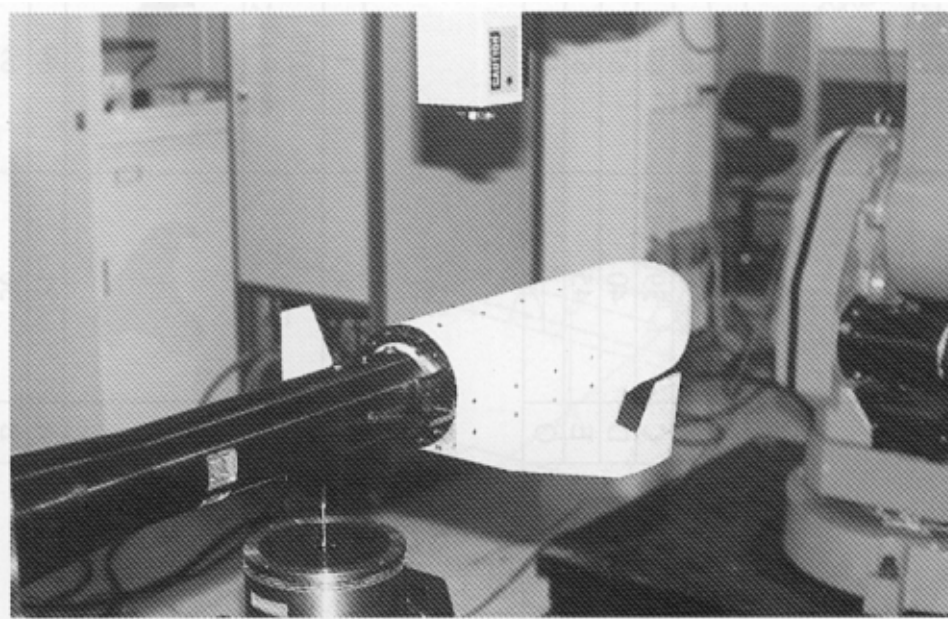


図 3-3 振動試験状況

表 3-1 振動試験固有モード



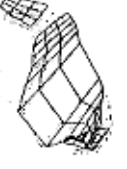


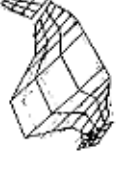








次数	0	1	2	3	4	5	6
モード形状 固有振動数 [Hz]	ロール 	対称 曲げ1次 	逆対称 曲げ1次 	対称 振り1次 	逆対称 振り1次 	対称 振り2次 	逆対称 振り2次 
	A 21	67	81	97	98	205	208
	B 36	67	85	97	98	206	208
	C 39	67	84	97	98	205	208
	D 40	67	86	97	98	205	208
	E 45	67	88	97	98	205	208
O	—	67	80	97	98	206	208

表 3-3 振動解析固有モード

次数	0	1	2	3	4	5	6
モード形状 固有振動数 [Hz]	ロール 	対称 曲げ1次 	逆対称 曲げ1次 	対称 振り1次 	逆対称 振り1次 	対称 振り2次 	逆対称 振り2次 
	A 21	69	82	107	108	246	247
	B 36	69	85	107	108	246	247
	C 39	69	86	107	108	246	247
	D 40	69	87	107	108	246	247
	E 45	69	89	107	108	246	247
O	0.5	69	81	107	108	246	247

を表3-2-1に、主翼振り剛性値を表3-2-2に示す。チップフィン翼曲げ剛性値を表3-2-3に、チップフィン翼振り剛性値を表3-2-4に示す。表中、y-STAは主翼・チップフィン翼それぞれの付け根部からのy方向位置を示す。

翼の集中質量は、翼の質量・質量中心・慣性モーメント分布に従って配置した。質量分布値の計算は次の方法で行った。まず主翼を7セグメント、チップフィン翼を6セグメントに分割し、それぞれのセグメントの質量 M_{seg} 、重心位置 G_{seg} 、慣性2次モーメント I_{seg} を翼構造に基づいて計算する。ただしリブ形状については翼型がNACA4字系より次式⁴⁾により計算を行った。ただしここで、 z は翼弦長で無次元化された半翼厚である。

$$z = 5 \frac{t}{c} \left\{ a_0 \frac{x}{c} + a_1 \left(\frac{x}{c} \right) + a_2 \left(\frac{x}{c} \right)^2 + a_3 \left(\frac{x}{c} \right)^3 + a_4 \left(\frac{x}{c} \right)^4 \right\} \quad (1)$$

ここで、 $a_0 = 0.2969$, $a_1 = -0.126$, $a_2 = -0.3516$, $a_3 = 0.2843$, $a_4 = -0.1015$, t/c はNACA0010より0.1である。

求めた M_{seg} , G_{seg} , I_{seg} に一致するように集中質量を各セグメントに2個ずつ配置した(各セグメントに1個の集中質量では M_{seg} , G_{seg} , I_{seg} 全てを一致させることはできない)。FEMモデルを図3-4に示す。

以上により構築したモデルを用いて解析を行った。固有モードおよび固有振動数を0～6次モードについて表3-3に示す。表中のモード形状においてメッシュフレームは基準

表 3-2-1 主翼曲げ剛性値

y-STA [mm]	変位量[mm/kg]	
	試験値	解析値
16	0.0067	0.0024
48	0.0235	0.0205
80	0.0527	0.0520
112	0.0935	0.0927
144	0.1413	0.1406
176	0.1932	0.1933

表 3-2-2 主翼振り剛性値

y-STA [mm]	変位量[Rad/180kgmm]	
	試験値	解析値
16	0.00040	0.00041
48	0.00125	0.00124
80	0.00214	0.00214
112	0.00305	0.00304
144	0.00392	0.00394
176	0.00492	0.00484

表 3-2-3 チップフィン翼曲げ剛性値

y-STA [mm]	変位量[mm/kg]	
	SOLID 解析値	解析値
40	0.0061	0.0058
60	0.0302	0.0310
80	0.0850	0.0886
100	0.1633	0.1679
120	0.2553	0.2580

表 3-2-4 チップフィン翼振り剛性値

y-STA [mm]	変位量[mm/100kgmm]	
	SOLID 解析値	解析値
40	0.00023	0.00014
60	0.00156	0.00174
80	0.00342	0.00334
100	0.00560	0.00574
120	0.00888	0.00813

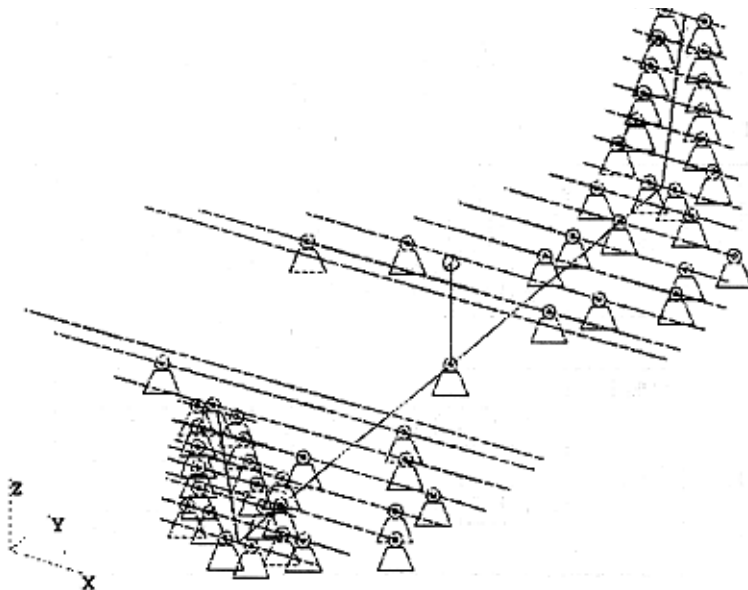


図 3-4 FEM モデル

面を、ソリッドフレームはモード面を示す。ノードラインの位置はばねの種類によって殆ど変化していないため、モード形状については代表してばね A のときの解析モード形状を示した。

ばね剛性の違いは 0 次(ロール)モードと 2 次(逆対称曲げ 1 次)モードに影響し、剛性が上がると 0 次, 2 次モードの振動数も上がることが試験値・解析値からわかる。試験値においてはばね B と C の 2 次モードの振動数が剛性値に対し逆転しているが、これは計測誤差の範囲内とみなされる。0 次, 2 次モード全体では定量的に試験値と解析値は良く一致している。それ以外のモードはばね剛性によるノードラインの違いは試験値にも解析値にも見られない。このことは 4.2 節のフラッタ解析結果において補足する。

固有振動数は高次になるに従い試験値と解析値の差が大きくなっているが、これは解析に用いたモデルにおいて集中質量を分布させたためである。しかしノードラインについては一致していることや、クリティカルになるフラッタの連成モードは 2 次(曲げ 1 次)及び 4 次(捻り 1 次)モードであり、5 次以上の高次モードは本質的にフラッタに影響しないことがわかっている¹⁾ことから、ここで作成した数学モデルを非定常空気力計算に用いることに問題はないと考えた。

4. フラッタ特性

4.1 フラッタ実験

航技研の遷音速風洞(測定部 2m × 2m)においてフラッタ実験を行った。計測項目は左右の翼の曲げ捻り歪、ばねの曲げ歪、淀み点温度 T_0 、総圧 P_0 、静圧 P 、レイノルズ数 Re で

ある。実験はマッハ数を一定にし総圧 P_0 を低い値から高い値へスweepさせる方法で行った。図 4 - 1 に風洞実験装置概要を、図 4 - 2 に風洞実験状況を示す。ばねは、ばね無し(O)・弱ばね(A)・強ばね(D)の 3 種類を対象とした。予め設定したマッハ数は $M=0.6, 0.7, 0.8, 1.2, 1.4$ であったが、超音速領域では限界動圧がかなり高くなり、直前に損傷していた翼部がさらに損傷したため $M=1.4$ の途中でフラッタ実験を終了した。よって超音速でのデータは $M=1.2$ での 1 点に留まった。遷音速領域($M=0.92, 0.96$)では風洞オペレーションパスがフラッタ速度領域を通過した際にフラッタポイントを取得することができた。両翼根に取り付けられた歪ゲージからの翼歪信号をペンレコーダによりオンラインで観測し、フラッタの発生を確認したときに支持装置のロール運動を拘束することでフラッタを抑制した。このフラッタ停止機構は有効に機能し、亜音速・遷音速領域において多数のフラッタポイントを得ることができた。得られたフラッタポイントを表 4 - 1 に示す。

実験結果から、逆対称モードフラッタは対称モードフラッタよりもフラッタ限界動圧が低い(フラッタ速度が低い)ことがわかった。また、ばねの弾性が変化するとフラッタ限界動圧に変化が見られる。これは、モード形状がばね弾性によって殆ど変わらないことから、2 次モード(逆対称曲げ 1 次モード)固有振動数の違いの影響であると言える。

4.2 フラッタ解析

非定常空気力を DPM⁽⁵⁾⁻⁷⁾により解析した。非定常空気力を求めるためのデータとして、より正確さを期すためモード形

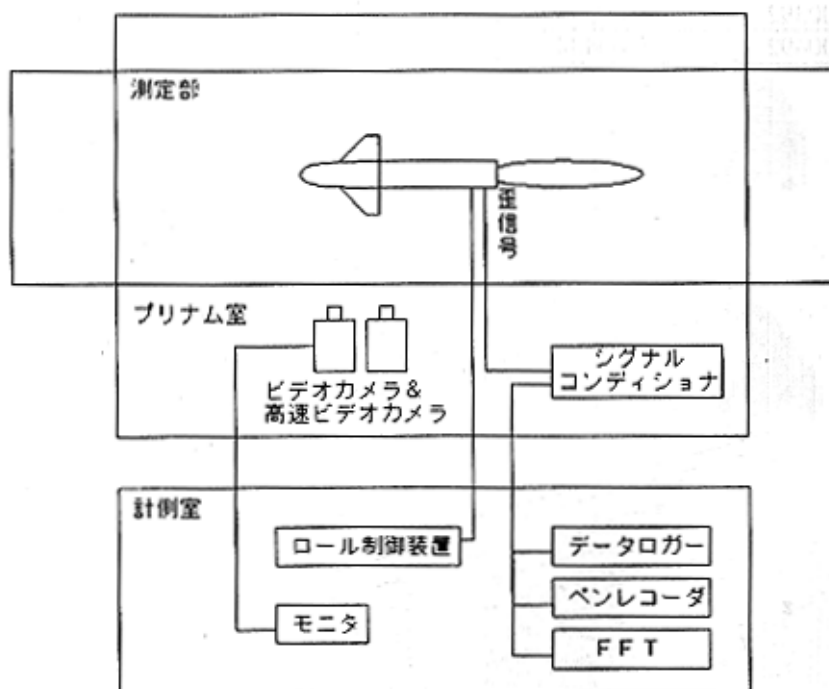


図 4-1 風洞実験装置概要

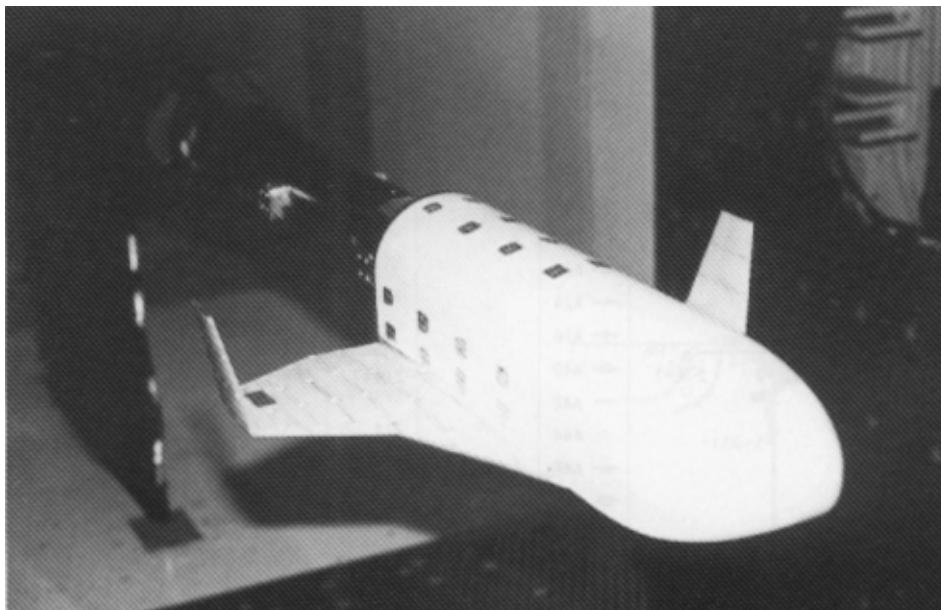


図 4-2 風洞試験状況

状は解析モードを，振動数には試験の振動数を用いた。線形揚力面理論では逆対称モードと対称モードの非定常空気力は分離できるため，解析時間の短縮のために別々に行い，逆対称モードについては 0 次・2 次・4 次・6 次モードを，対称モードは 1 次・3 次・5 次・7 次モードを使用した（ただし，6 次・7 次の高次モードについてはこのモードを省いた解析も行い，その結果フラッタ速度に殆ど影響しないことがわかっている）。解析に用いた空力面モデルを図 4 - 3 に示す。実際には左右の対称性を利用して右半分だけのモデル（主翼部 60 要素・チップフィン部 36 要素・胴体部 100 要素の計 196 要素）を用いた。解析の対象としたマッハ数は $M=0.6, 0.7, 0.8, 1.2, 1.5$ である。無次元化振動数 k は $0.0 \sim 3.0$ の範囲で 0.1 刻みに計算した。このうち $k=0.0 \sim 2.0$ 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 $M=0.6 \sim 1.5$ について，図 4 - 4 - 1 ～ 図 4 - 4 - 5 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。また， $A_{00} \sim A_{77}$ は一般化非定常空気力 $A_{00} \sim A_{77}$ を表し，以下で定義される。

$$A_{mn} = \int_S h_m \Delta p_n dS \quad (2)$$

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

上記で求めた非定常空気力を用いて p - k 法⁸⁾によりフラッタポイントを求めた。構造減衰率 $g=0.03$ とした。表 4 - 2 - 1 に逆対称モードフラッタの解析値を，表 4 - 2 - 2 に対称モードフラッタの解析値を示す。無次元フラッタ速度は以下の式⁹⁾により算出した。

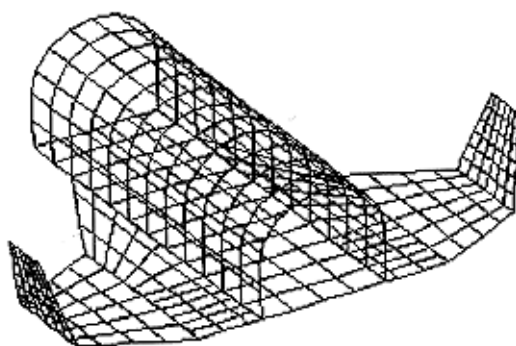


図 4-3 空力面モデル

$$\begin{aligned} U_F &= \frac{U_F}{b \omega_\alpha \sqrt{u}} = \frac{U_F}{b \omega_\alpha} \cdot \frac{\pi \rho b S}{2m} = \frac{U_F}{2\pi f_{ab}} \cdot \frac{\pi b S}{2m} \cdot \frac{P_0}{RT_0} \\ &= \frac{\gamma}{2\pi f_\alpha} \cdot \frac{\pi S}{2mb} P_0 \end{aligned} \quad (3)$$

ここで， $f_\alpha=98\text{Hz}$ ， $b=0.2\text{m}$ ， $m=1.33\text{kg}$ ， $S=0.058\text{m}^2$ ， $\gamma=1.4$ とした。

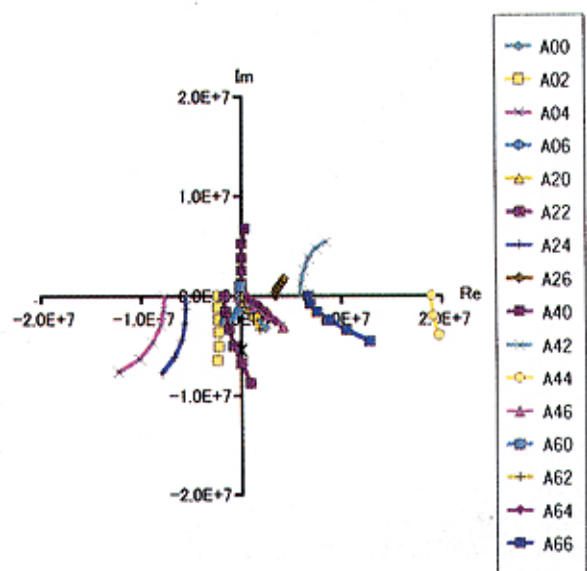
表中，動圧 Q および流速 U については計測を行っていないため，理想気体，定常非粘性・等エントロピーを仮定して以下の式で補正¹⁰⁾した。

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

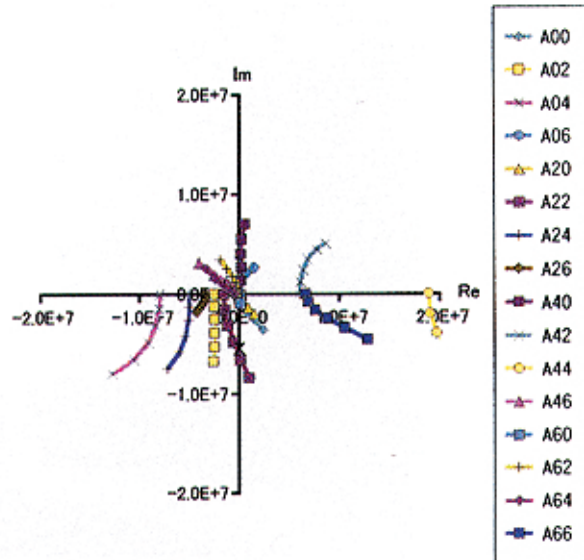
$$U = M \sqrt{\gamma R T}$$

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

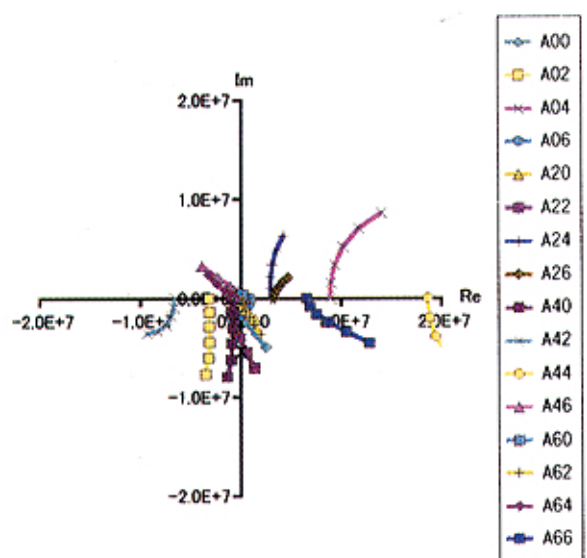
$$T_0 = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) T \quad (5)$$



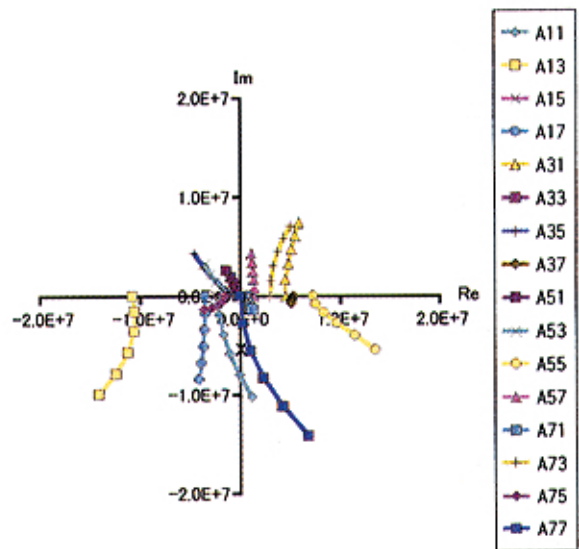
(a) 逆対称(ばね無し)



(b) 逆対称(ばねA)

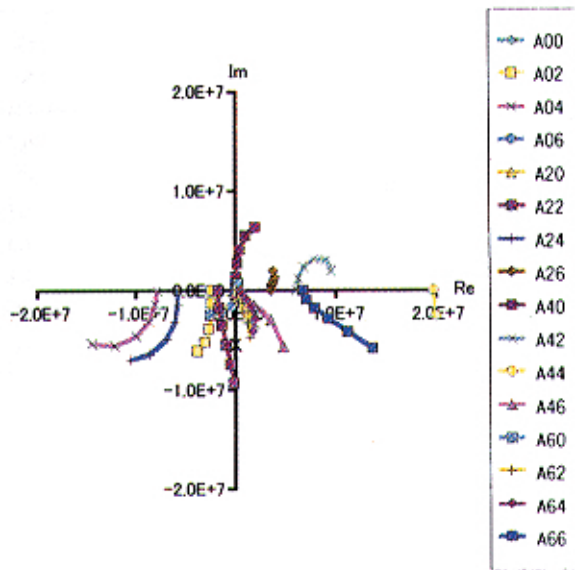


(c) 逆対称(ばねD)

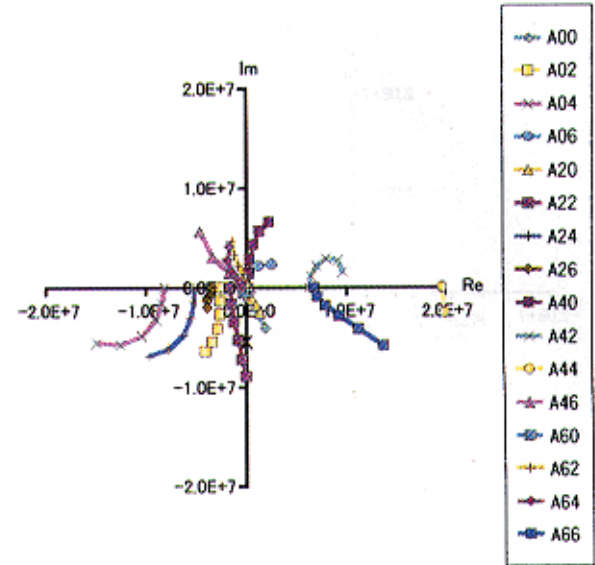


(d) 対称

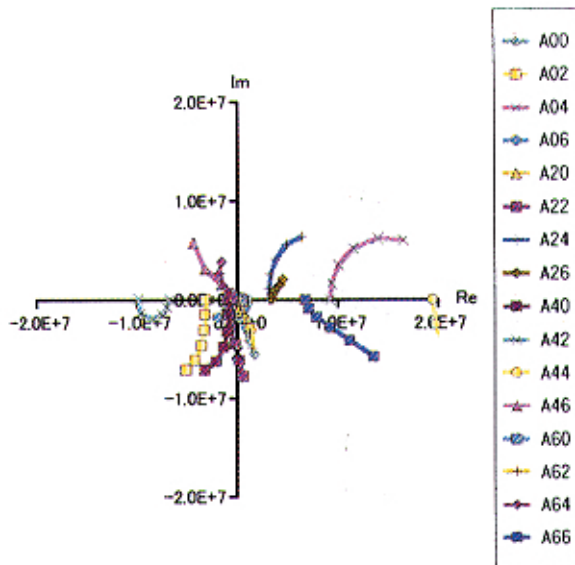
図 4-4-1 一般化非定常空気力 ($M=0.6$)



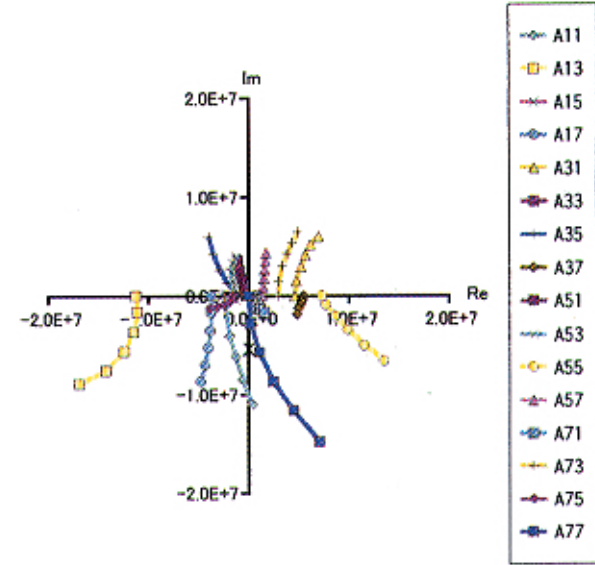
(a) 逆対称(ばね無し)



(b) 逆対称(ばねA)

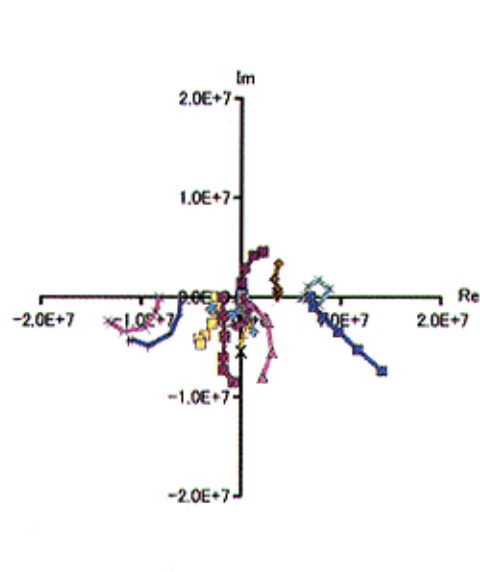


(c) 逆対称(ばねD)

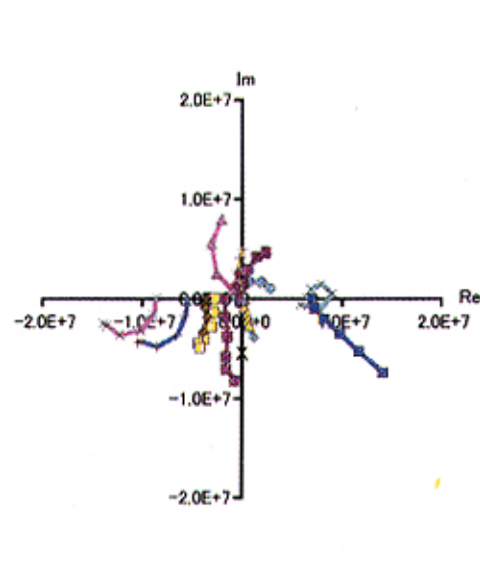


(d) 対称

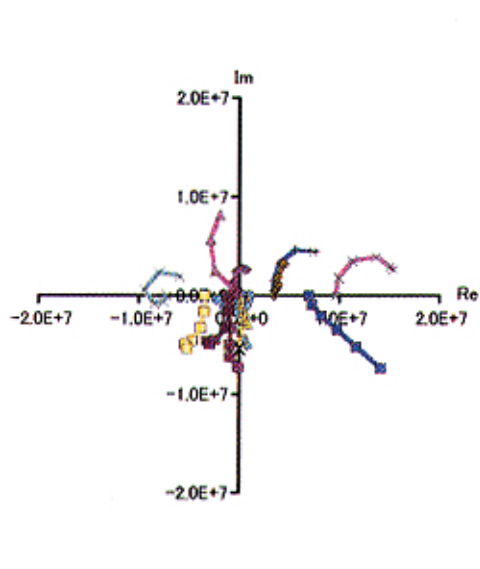
図 4-4-2 一般化非定常空気力 ($M=0.7$)



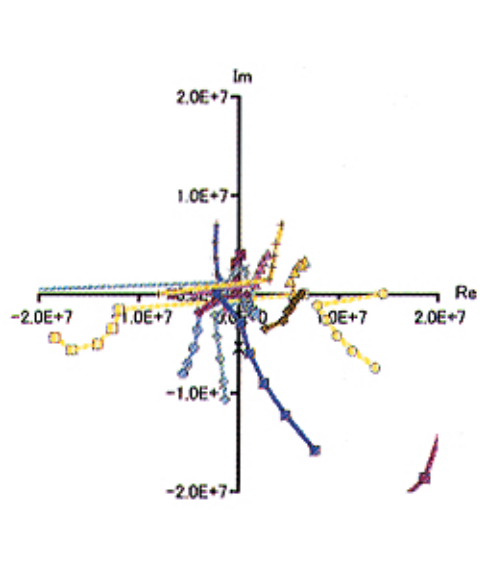
(a) 逆対称(ばね無し)



(b) 逆対称(ばねA)

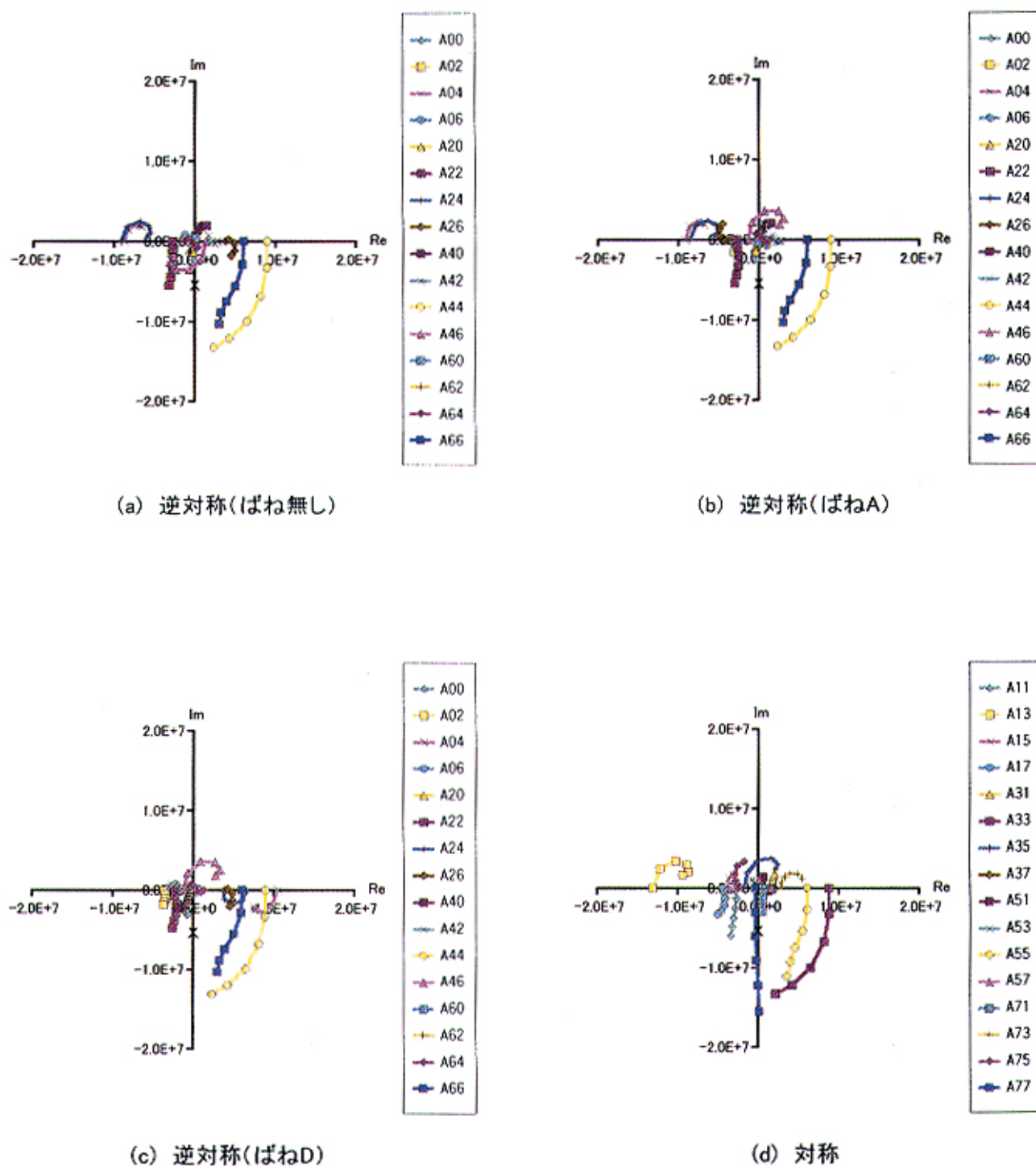


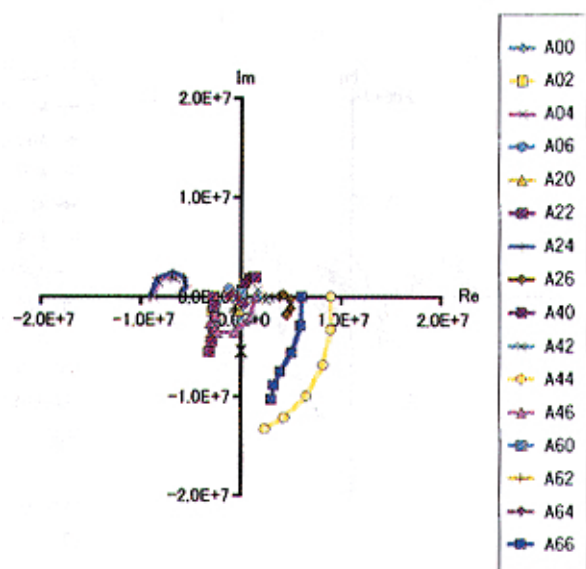
(c) 逆対称(ばねD)



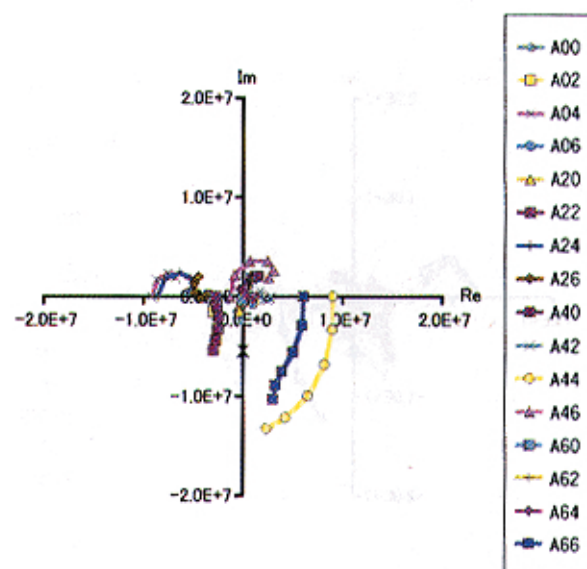
(d) 対称

図 4-4-3 一般化非定常空気力 ($M=0.8$)

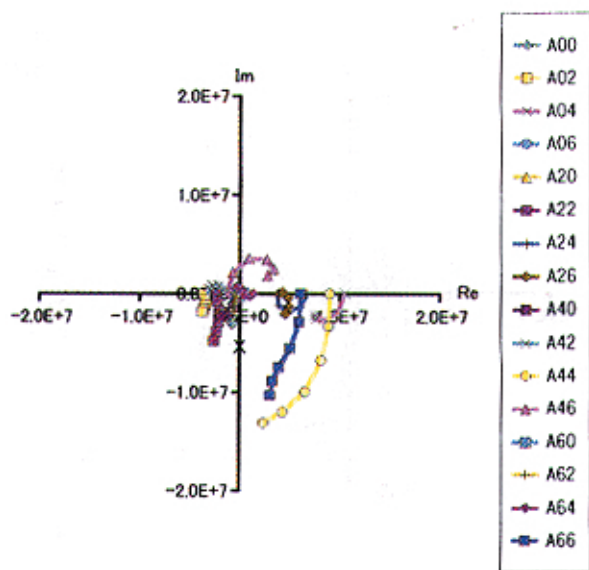
図 4-4-4 一般化非定常空気力 ($M=1.2$)



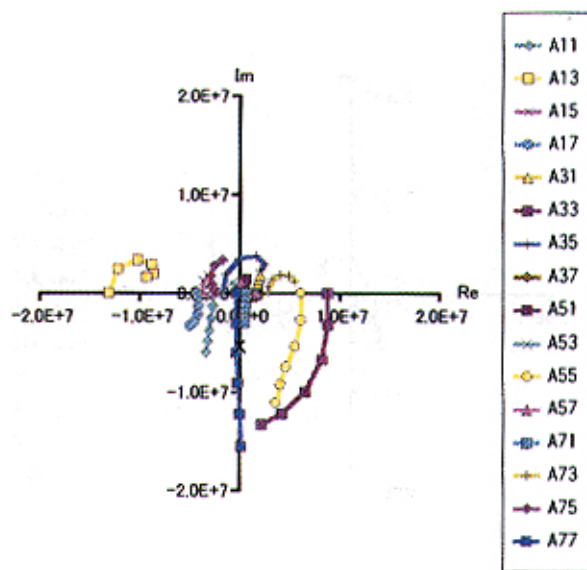
(a) 逆対称(ばね無し)



(b) 逆対称(ばねA)



(c) 逆対称(ばねD)



(d) 対称

図 4-4-5 一般化非定常空気力 ($M=1.5$)

表 4-1 フラッタポイント実験値

マッハ数 M	ばね	総圧 P_0 kPa	静圧 P_s 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 η [Hz]	無次元フラッタ 速度 \overline{U}_F
0.6	D	131	103	26	206	313	13.8	86	0.407
	A	121	95	24	205	313	12.8	85	0.391
0.7	D	88	64	22	236	312	10.3	86	0.334
	A	92	66	23	237	313	10.8	85	0.341
	O	135	98	33	236	312	15.9	67	0.413
0.8	D	62	41	18	267	312	7.84	87	0.280
	A	67	44	20	266	311	8.53	85	0.291
	O	97	63	28	266	312	12.2	66	0.350
0.92	D	50	29	17	302	312	6.72	87	0.251
0.96	A	49	27	18	313	313	6.70	84	0.249
1.2	A	89	37	37	375	313	12.6	78	0.336

表 4-2-1 逆対称モードフラッタの解析値

M	ばね D				ばね A				ばね無し			
	総圧 [kPa]	動圧 [kPa]	振動数 [Hz]	無次元フラ ッタ速度	総圧 [kPa]	動圧 [kPa]	振動数 [Hz]	無次元フラ ッタ速度	総圧 [kPa]	動圧 [kPa]	振動数 [Hz]	無次元フラ ッタ速度
0.6	99	19.6	88	0.354	107	21.1	86	0.368	109	21.5	85	0.371
0.7	74	18.3	88	0.306	81	20.0	85	0.320	83	20.5	85	0.324
0.8	59	17.3	88	0.273	65	19.1	85	0.287	66	19.4	85	0.289
1.2	34	14.1	88	0.207	40	16.6	84	0.225	44	18.3	83	0.236
1.5	54	23.2	89	0.261	66	28.3	86	0.289	72	30.9	85	0.302

表 4-2-2 対称モードフラッタの解析値

M	総圧 [kPa]	動圧 [kPa]	振動数 [Hz]	無次元 フラッタ 速度
0.6	139	27.5	77	0.419
0.7	107	26.5	76	0.368
0.8	86	25.3	75	0.330
1.2	62	25.8	74	0.280
1.5	106	45.5	77	0.366

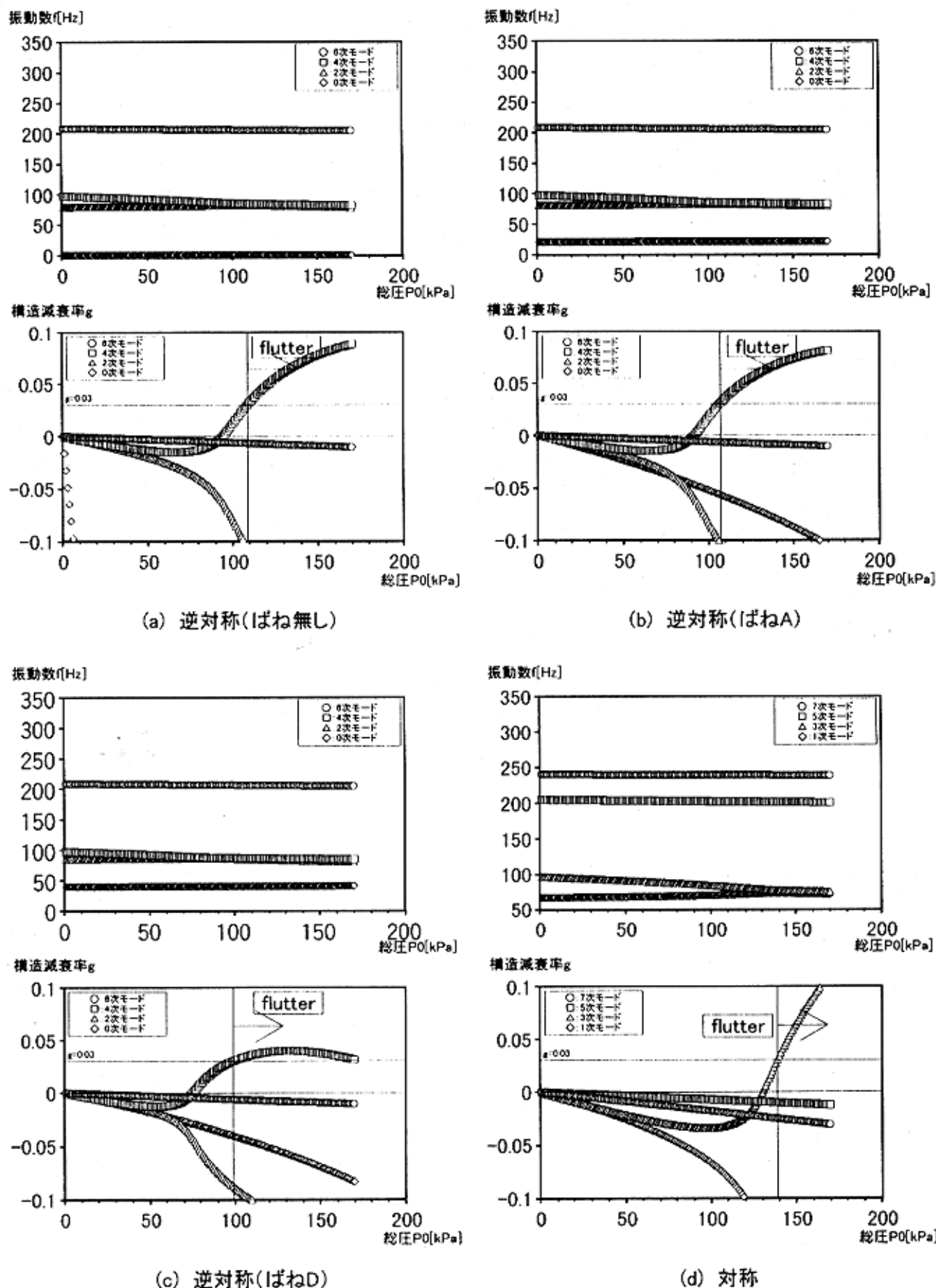
構造減衰・固有振動数の総圧に対する変化を $M=0.6 \sim 1.5$ について図 4-5-1～図 4-5-5 に示す。図 4-6-1 に無次元フラッタ速度のマッハ数による変化を、図 4-6-2 にフラッタ限界動圧のマッハ数による変化をそれぞれ解析・実験値について示す。

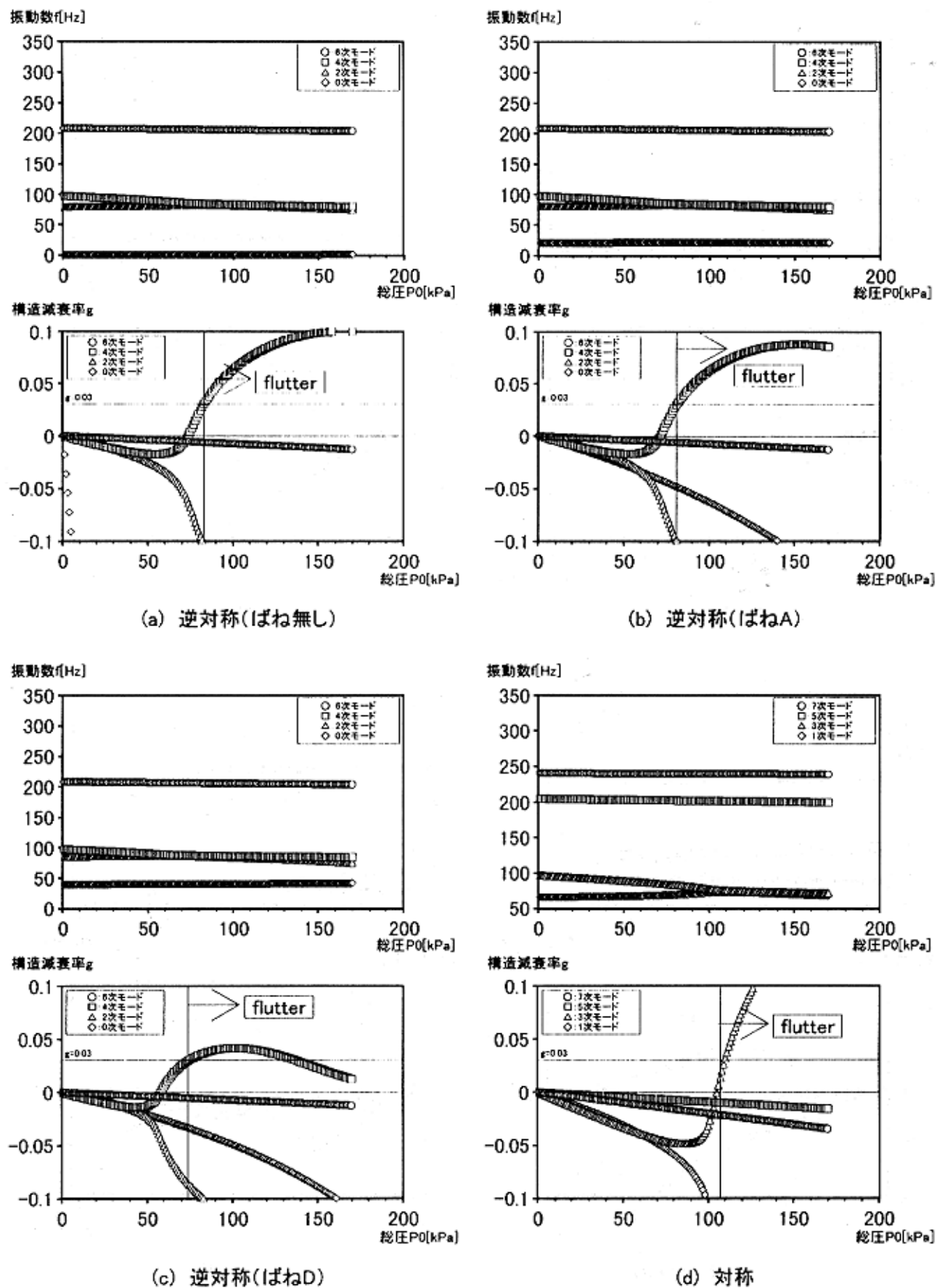
ばね無しの場合の実験値が解析値に比べて高くなっている。これはこの実験の時点で左翼が損傷し、翼歪ゲージを用いて固有振動数を計測したところ 2 次モードの固有振動数が 80Hz

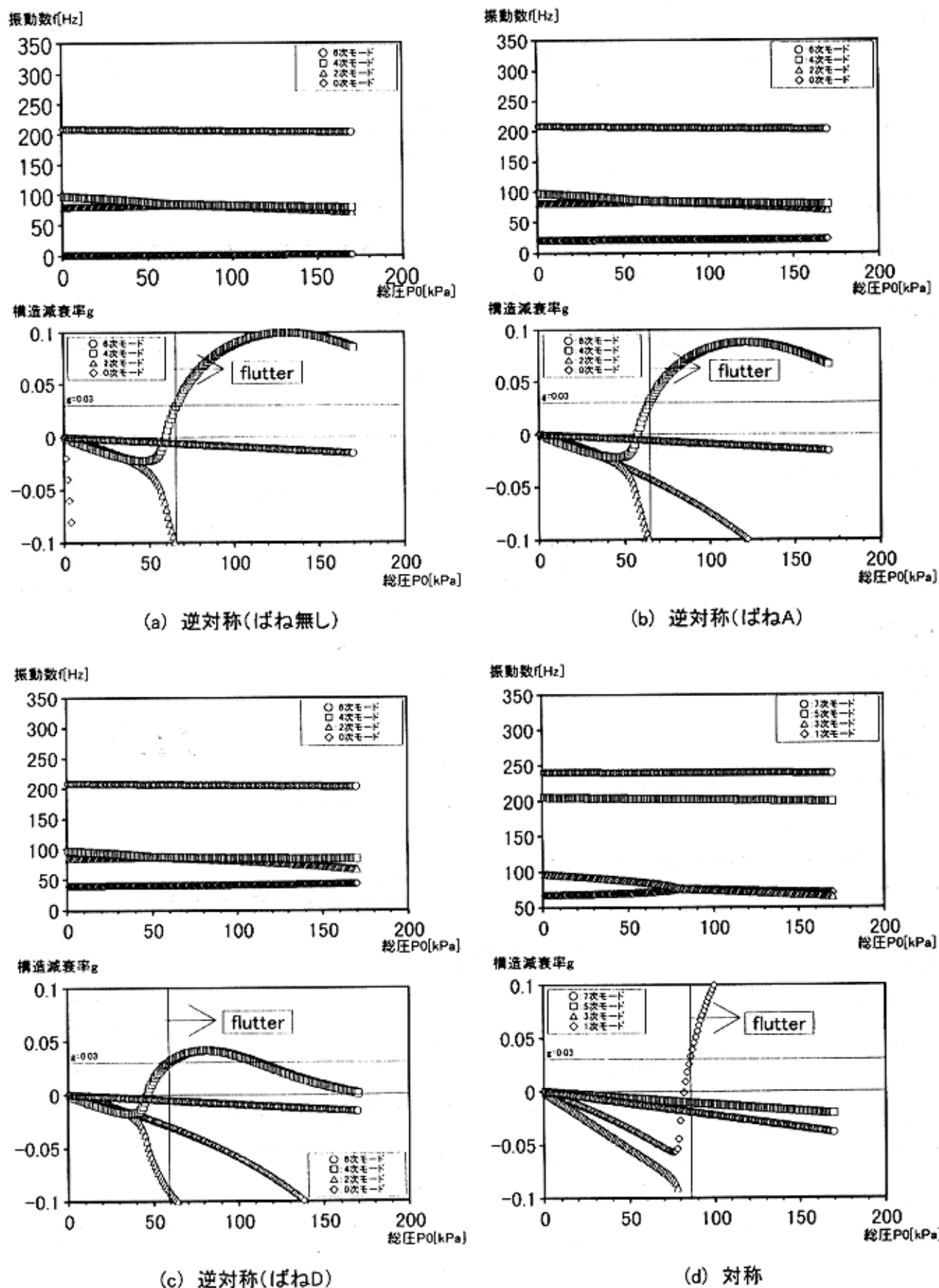
69.5Hz と約 13% の低下が見られ、4 次モードの固有振動数も 98Hz 92.5Hz と約 6% の低下が見られた。低下した振動数を用いてフラッタ解析を行ったところ、 $M=0.7$ において総圧値が 83kPa 93kPa となった。これをもっても実験値 135kPa よりかなり低いので、原因としては、損傷により振動数だけでなくモード形が変化したためと考えられる。 $M=1.2$ におけるばね A での実験値もかなり高くなっているが、これも翼損傷後の実験であることが原因の一つと考えられる。しかし損傷により低下した振動数を用いたフラッタ解

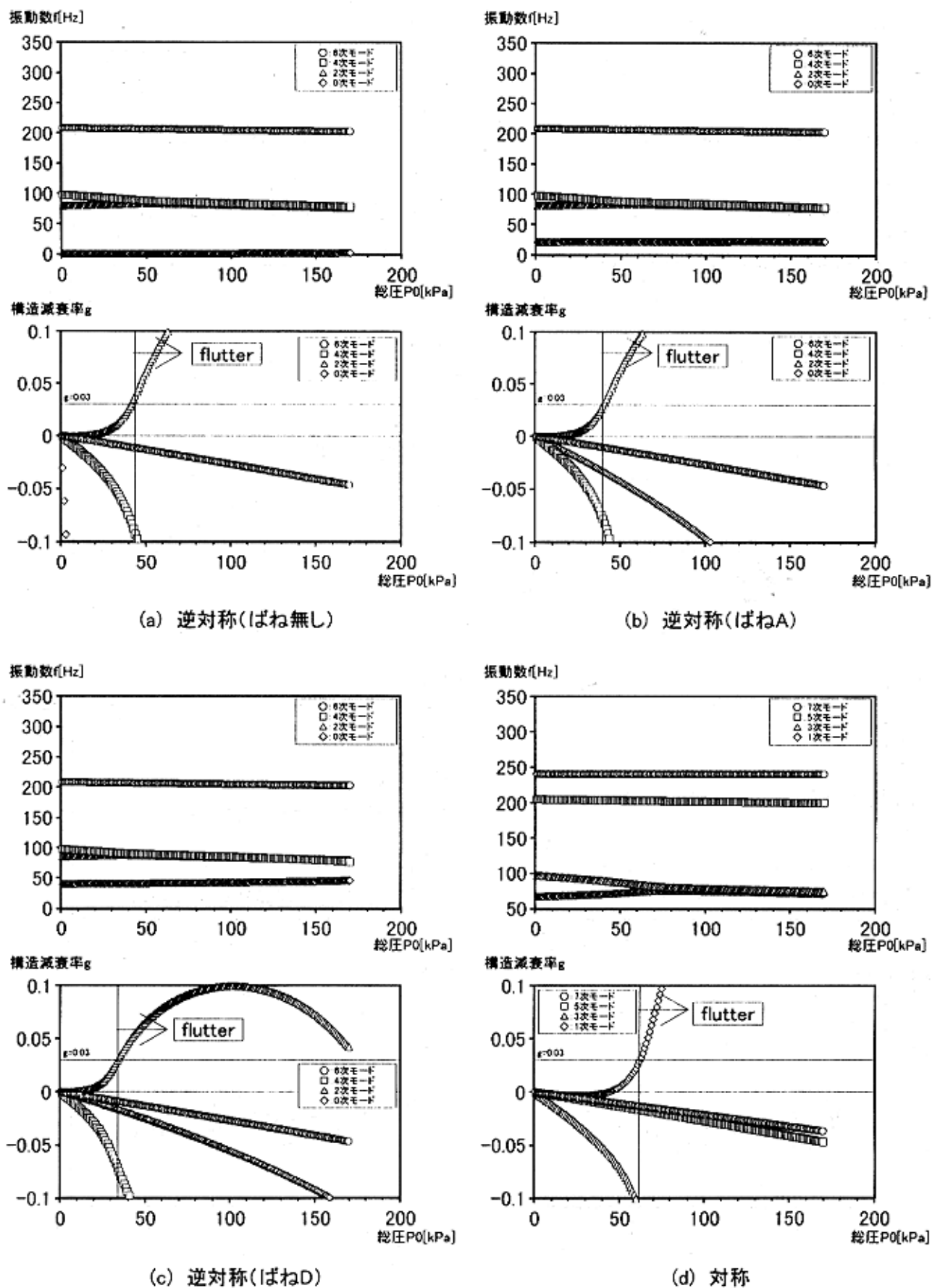
析では、総圧値は 40kPa 45kPa となり、実験値との差はまだ大きい。以前に実施したチップフィン翼の実験¹⁾でも類似の傾向が現れており、説明はできていないものの他の原因も十分に考えられる。ちなみに翼損傷後に得られたフラッタポイントは、 $M=0.7$ (ばね無し)のときおよび $M=1.2$ のときのみである。その他のフラッタポイントでは実験値と解析値は良い一致を示している。

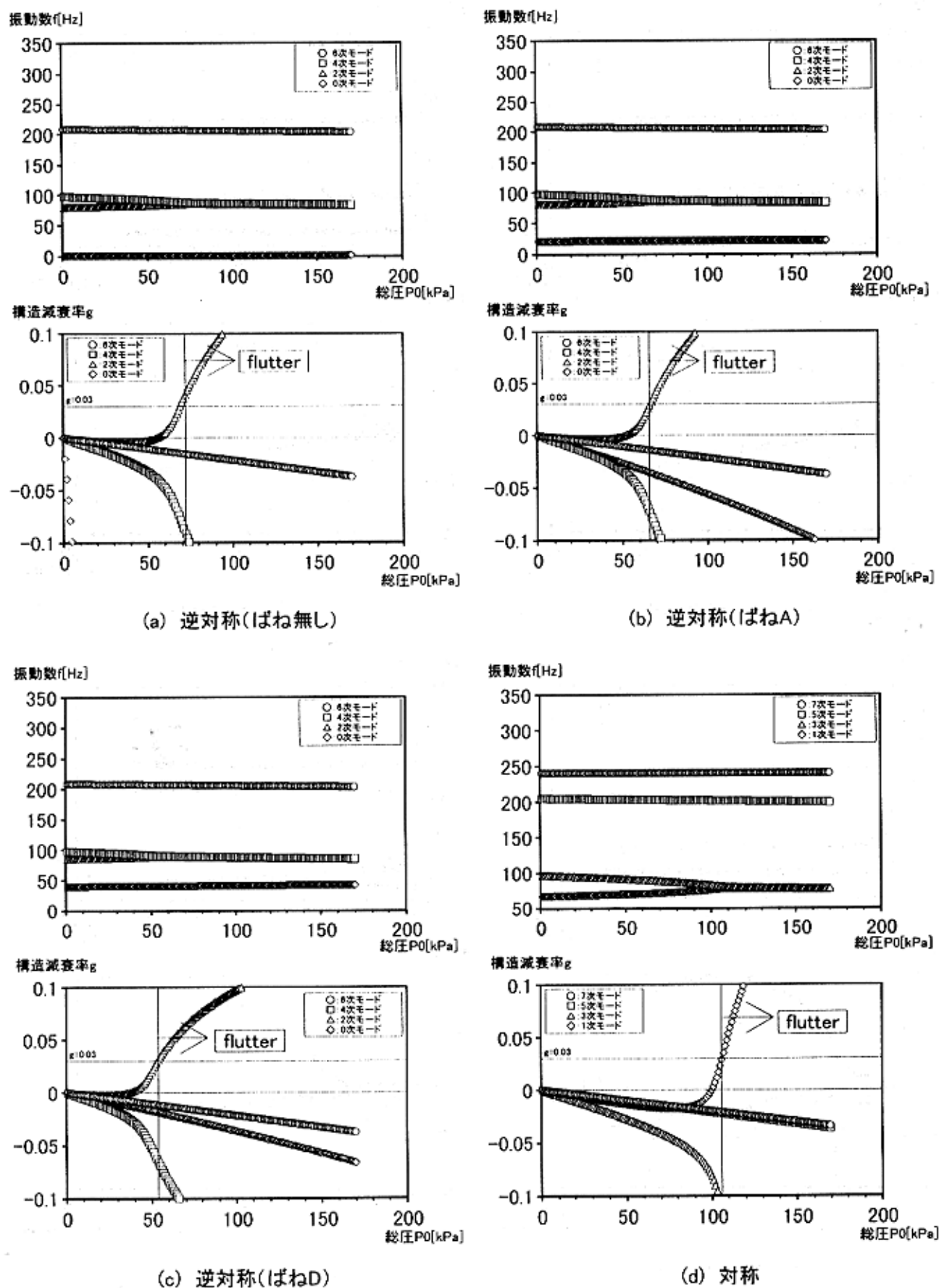
ばね剛性によるフラッタ限界動圧の違いの原因を調べるために、一例としてばね無しの場合の非定常空気力に対しばね A の振動数を用いてフラッタ解析を行った。その結果はばね A の非定常空気力・振動数の解析結果とほぼ同じとなった。さらに解析を進めた結果、0 次モードの振動数に影響を受けないことがわかった。つまり、限界動圧の違いは用いたばねの剛性範囲内では 2 次モードの振動数の違いによるところが大きいと考えられる。また、ばね剛性によってモード形状は殆ど変わっていないと考えられる。

図 4-5-1 モード振動数と構造減衰率 ($M=0.6$)

図 4-5-2 モード振動数と構造減衰率 ($M=0.7$)

図 4-5-3 モード振動数と構造減衰率 ($M=0.8$)

図 4-5-4 モード振動数と構造減衰率 ($M=1.2$)

図 4-5-5 モード振動数と構造減衰率 ($M=1.5$)

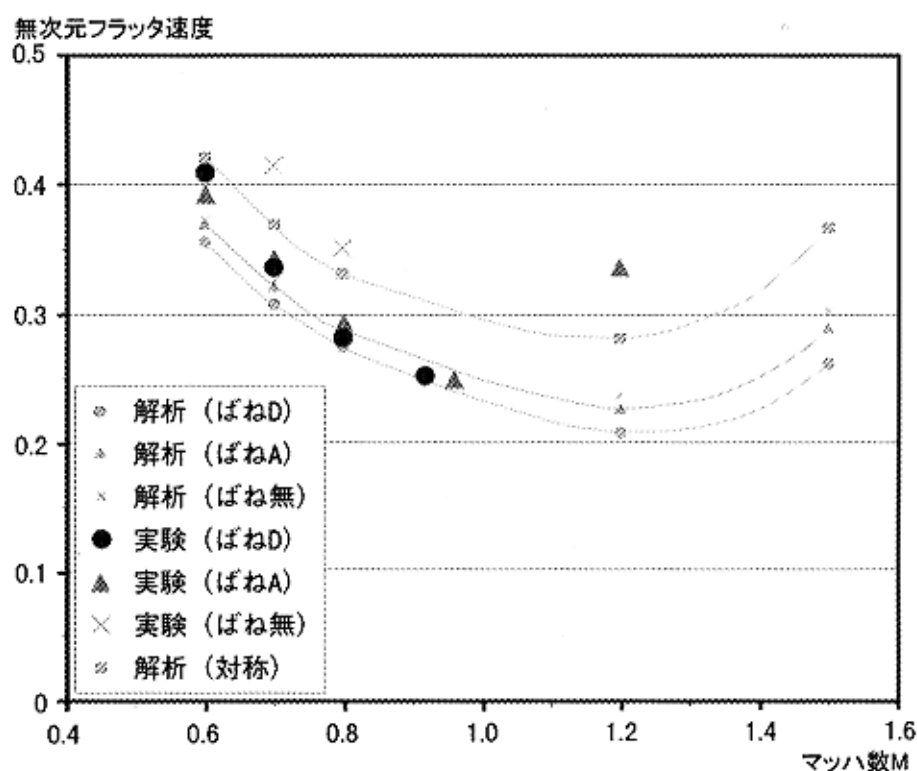


図 4-6-1 無次元フラッタ速度のマッハ数による変化

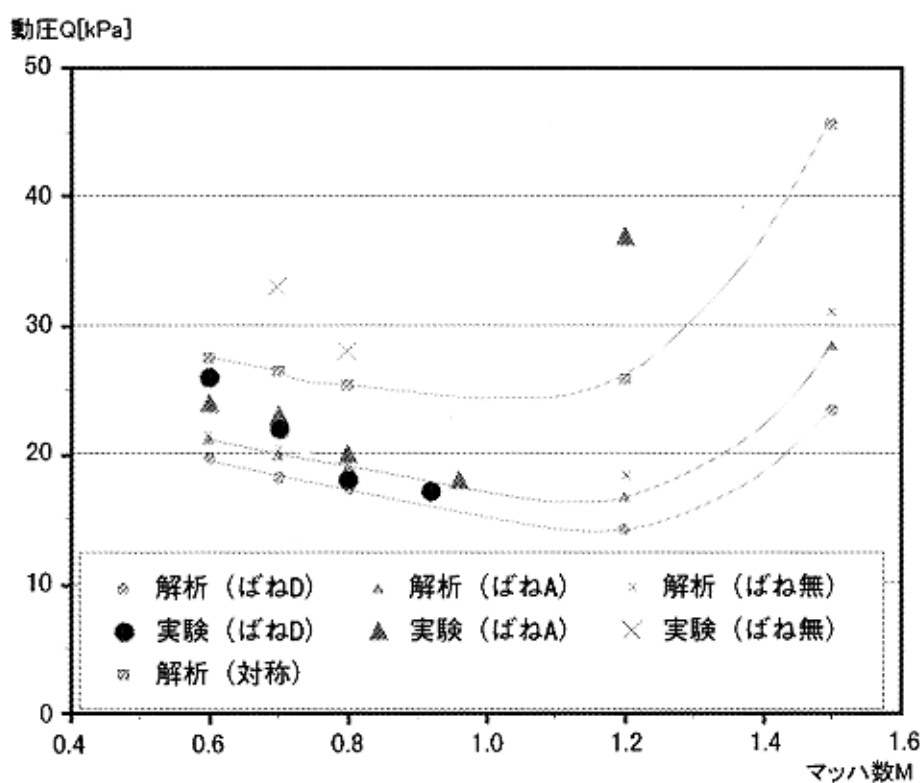


図 4-6-2 フラッタ限界動圧のマッハ数による変化

5. 結論

有翼宇宙往還機打上形態におけるロール弾性のフラッタ特性への影響を調べた。その結果、以下のことがわかった。

- (1) 逆対称モードは対称モードよりもフラッタ速度が全体に低くなった。
- (2) ロール弾性によるフラッタ速度の変動は今回用いたばねの剛性範囲内では2次(逆対称曲げ1次モード)の振動数の変化に依存するところが大きい。ばね剛性の変化により逆対称曲げ1次モードの振動数が変化し、振動数が逆対称捩り1次モードの振動数に近くなるとフラッタ速度が低くなることが示された。
- (3) ばね無しの場合の実験値が解析値に比べ高くなっているが、これは翼が損傷し、モード特性が変化したためと考えられる。このことはばね無しでのフラッタ振動数が極端に低くなっていることからわかる。
- (4) $M=1.2$ において弱ばねの実験値がかなり高くなっているが、原因の一つとしては翼の損傷によるモード特性の変化が考えられる。しかし以前に実施したチップフィン翼の実験でも類似の傾向が現れているため他の原因も考えられるが、現在究明中である。
- (5) その他の実験値と解析値は良い一致を示しており、DPM がロール弾性の影響するフラッタの解析にも有効であることが示された。

なお、振動および風洞実験において構造研究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; 有翼宇宙往還機型全機模型の逆対称モードフラッタ, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1342 (1997)
- 2) 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)
- 3) 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)
- 4) 西山哲男; 翼型学 (1992), 日刊工業新聞社
- 5) 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)
- 6) 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)
- 7) T. Ueda; Unsteady Aerodynamic Calculations for General Configurations by the Doublet-Point Method, Technical Report of National Aerospace Laboratory TR-1101T (1991)
- 8) 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
- 9) 日本航空宇宙学会編; 航空宇宙工学便覧 (1974), 丸善
- 10) R.L. Bisplinghoff, H. Ashley; Principle of Aeroelasticity (1962), pp. 235-258, John Wiley & Sons, INC.