

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1228

チップフィン形状翼フラッタ低速基礎風洞実験

上田 哲彦 ・ 外崎 得雄 ・ 岩崎 和夫

1994年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. はじめに	1
2. 使用模型	2
2.1 模型形状	2
2.2 模型構造	2
2.3 剛性および質量分布と解析モデル	3
3. 振動試験	6
3.1 試験方法	6
3.2 振動試験結果	8
4. フラッタ実験	12
4.1 使用風洞および実験装置	12
4.2 実験方法	14
4.3 実験結果	15
4.4 結果考察	15
5. おわりに	20
謝 辞	20
参考文献	20

チップフィン形状翼フラッタ低速基礎風洞実験*

上田 哲彦*¹ 外崎 得雄*¹ 岩崎 和夫*¹

Fundamental Wind Tunnel Experiments on Low-Speed Flutter of a Tip-Fin Configuration wing*

Tetsuhiko UEDA*¹, Tokuo SOTOZAKI*¹, Kazuo IWASAKI*¹

ABSTRACT

Wind tunnel tests were conducted to investigate the fundamental flutter characteristics of a tip-fin configuration wing. Two types of models were tested to provide experimental data for the flutter analysis of non-coplanar wings. One is a normally plain wing and the other has a cant angle of 15° at the tip-fin. They were tested in the 2m × 2m low-speed wind tunnel. On the tip-fin wing, mild flutter with limited amplitudes was observed in a certain range of speeds well below the typical violent flutter speed. It was caused by the coupling between wing torsion and the deflection of the rotationally free rudder with mass balance. The effects of mass balance of the rudder located at the tip-fin were also studied to confirm its role in flutter prevention. Modal tests on the models were performed automatically using the Dynamic Displacement Measurement System.

Key words : flutter, wind tunnel tests, tip-fin.

概 要

チップフィン形状翼のフラッタ特性を把握するために基礎的な風洞実験を行った。模型を2体作り非平面翼のフラッタ解析のための実験データを得た。1体は通常の平面翼であり、もう1体は15°のキャントをもってチップフィン形状翼を構成している。チップフィン形状翼において、典型的な曲げと捩りのフラッタを起こす速度より低いある速度領域でマイルドなフラッタが観測された。それは、主翼の捩り変形モードとチップフィン上にあるマスマランスのついたラダールの回転自由度が連成したものであった。動翼のマスマランスのフラッタに対する効果の検討も行った。模型の振動試験は動的変位計測装置を使って自動的に行われた。

1. はじめに

現在、わが国では有翼の宇宙往還システムの検討がなされておられ、その実現に向けての研究が進んでいる。その要素技術について基礎実験がなされ、計画の具体化のための技術課題の解決を目指すところであるが、機体構造についても、これまで経験のある航空機とは異なった苛酷な飛行環境や運動に耐えるような設計課題がある。

有翼回収機の構造設計にかかわる機体の動的問題について文献1に言及がある。その問題のひとつとして打ち上げ時および帰還時に動圧の高くなる領域でのフラッタ現象が挙げられる。フラッタは激しい自励振動であり、航空機と同様にこの現象を引き起こさないよう機体を設計しなければならない。フラッタ限界速度の影響因子として基本的なものは、空力形状と構造弾性特性である。

現在検討されている往還システムでは、極超音速速度域

* 平成6年1月18日受付 (received 18 January, 1994)

*1 機体部 (Airframe Division)

における空力安定制御の要求から、強い後退角を持つ主翼の翼端に横方向制御のためのラダーのついたチップフィンを持つ形態をベースラインとしている。このような形態は航空機としてもあまり例がなく、チップフィンがフラッタ特性に対してどのような影響を与えるか解っていない。チップフィンは、主翼に対して同一平面にない揚力面（非平面翼形状）を構成し、更に、部分的に位置する動翼（ラダー）が連成に関与する可能性がある。これらの基本的なフラッタ特性に与える影響を明らかにすること、および、この形態が起こすフラッタに対してこれまでの解析方法がどの程度まで有効であるかを検証するためのデータを得ることを目的として、形状を単純化したチップフィン形状翼を製作しフラッタの風洞実験を行った²⁾。

本報告はその実験結果について述べる。

2. 使用模型

2.1 模型形状

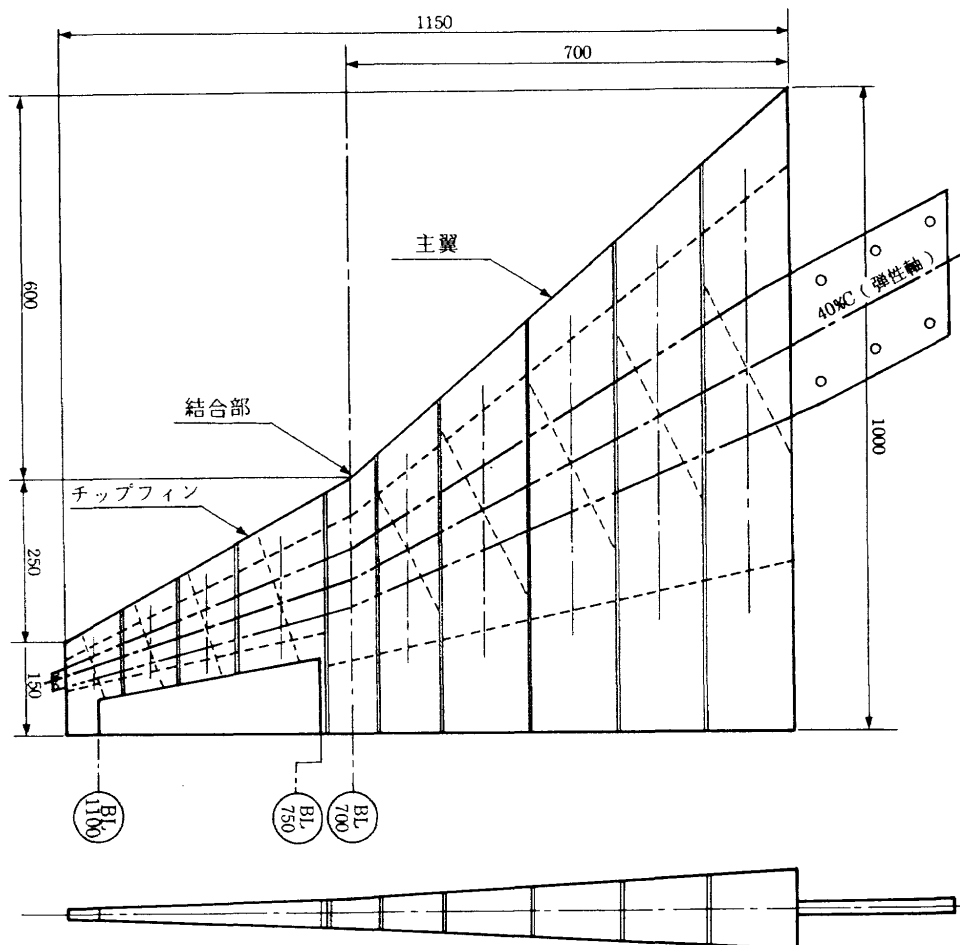
異なる形状の模型を2体製作した。それぞれA模型、B模型と呼ぶ。その片持ち翼形状を第1図および第2図に示す。用いる風洞のサイズを考慮して、翼付け根の翼弦長を1,000mmとした。翼型はNACA0012の対称翼である。平

面形状は、曲げと振りの振動特性が明確になることを狙い、ベースラインより大きなアスペクト比を採った。2体の模型はスパン方向位置700mmにおいてチップフィンの取付け角を変え、そのまま平面翼とするものがA模型、15°のキャント角を与えてチップフィンを構成するものがB模型である。両者の違いは、結合部が異なっているだけで、その他の部分は同一仕様である。それぞれの翼の平面形スパン方向位置750mm～1,100mm後縁に35%翼弦の動翼を設けた。

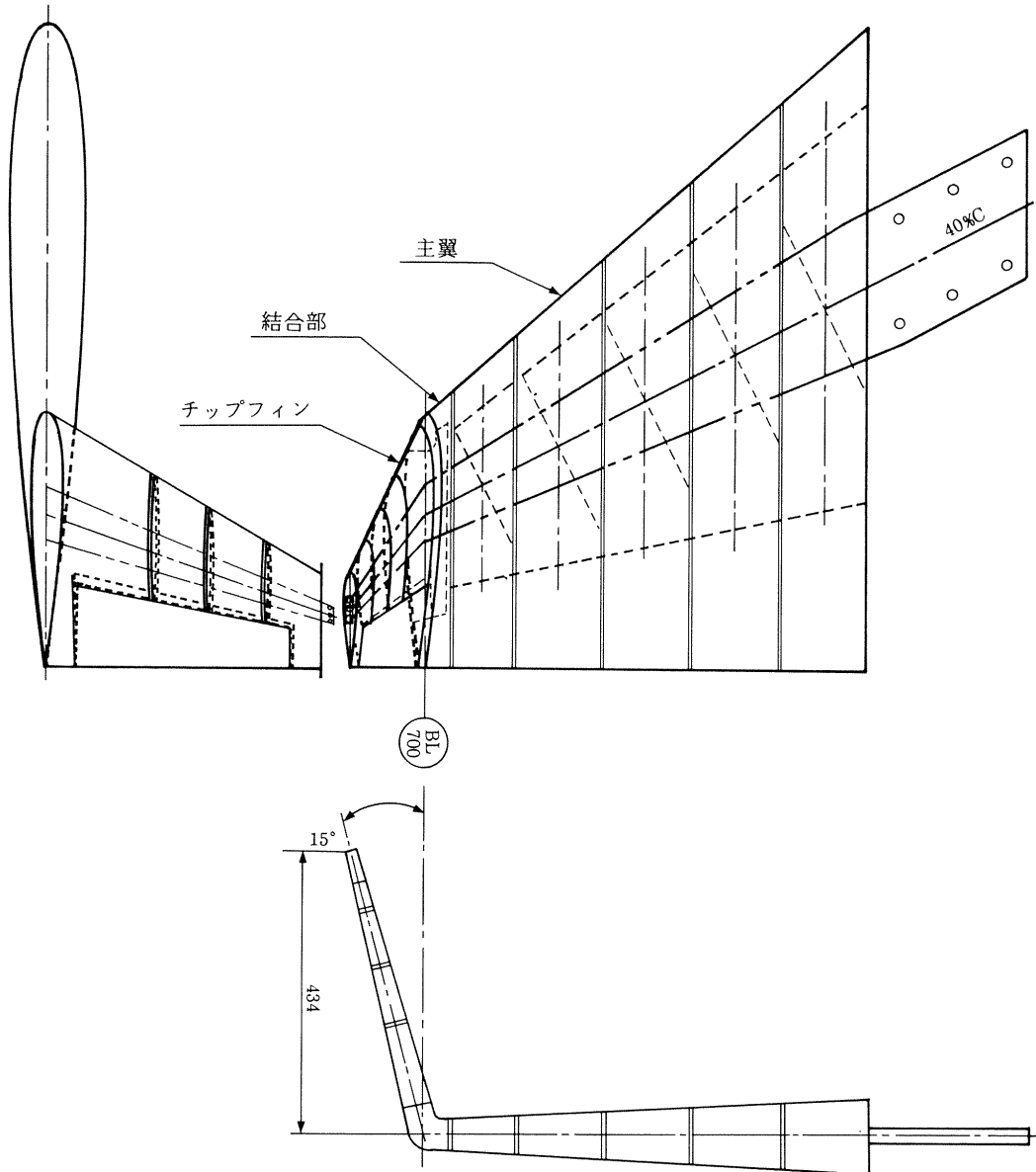
動翼の支持法として、完全固定、トーションバーによる弾性復元力を持つ可動支持、及びヒンジ回りに回転自由とした3種の異なる支持法を準備した。A模型はキックを持つ截端デルタ翼であり、補助翼を持つ平面翼に対するこれまでのフラッタ解析法が適用できると考えられる。動翼には補助翼フラッタを考慮してマスバランスを取付けた。このマスバランスは取りはずすことが可能で、チップフィン形態でのマスバランスの効果を検証できるようにした。

2.2 模型構造

模型の構造は、剛性分布を与える金属桁のまわりにバルサ製の翼素を取付けたフラッタ模型として通常よく用いら



第1図 A模型形状



第2図 B模型形状

れる構造である。桁の位置は40%翼弦とした。材料はアルミ合金 (7075-T6) である。翼素は剛性を分担しないように隣接する翼素との間に5mmの間隙を設け、空力的な影響を少なくするためゴムシールを施した。桁はBL700で分割し、ここでの結合金具の違いによりA模型とB模型の違いを与えた。結合金具は鋼製である。B模型の結合部分を写真1に示す。

2.3 剛性および質量分布と解析モデル

剛性分布を与える主翼弾性桁およびチップフィン弾性桁をそれぞれ第3図および第4図に示す。これらの桁に組み上げる弾性翼模型の特性を解析するため、有限要素法を使って数学モデルをつくり、特性試験値を用いてモデルの調整を行った³⁾。

有限要素法による解析モデルは第5図に示すように梁要

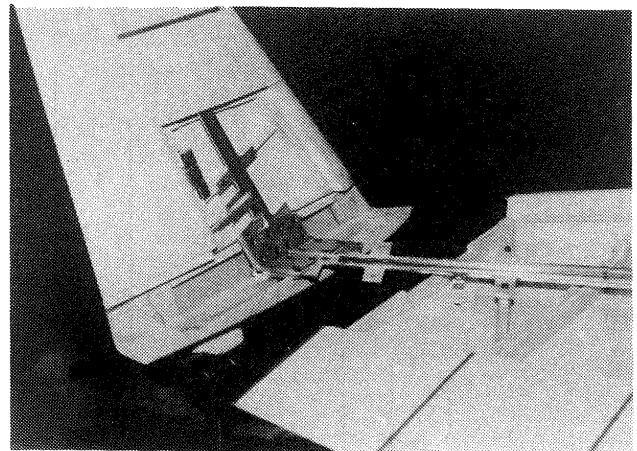
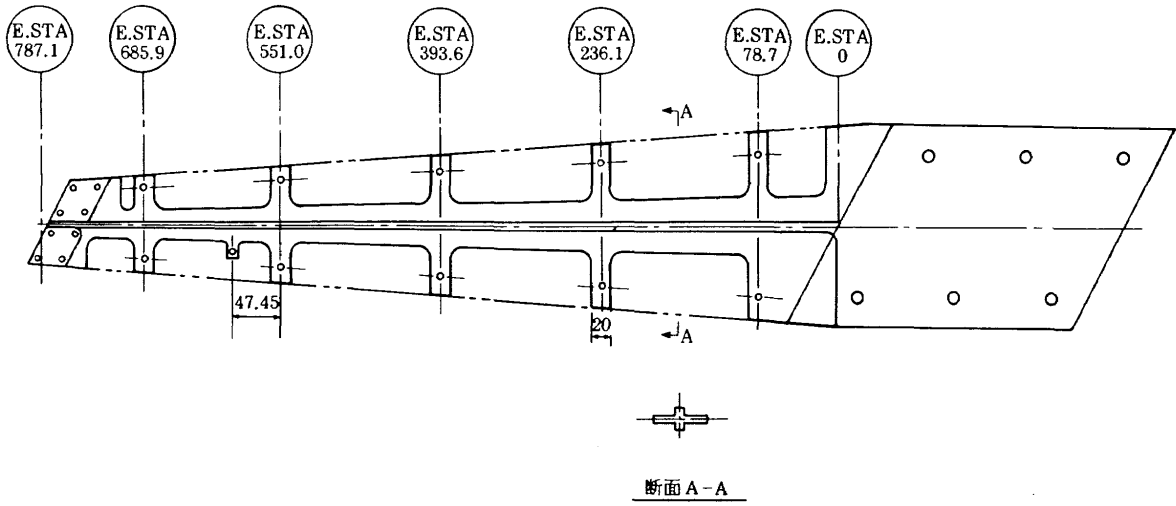
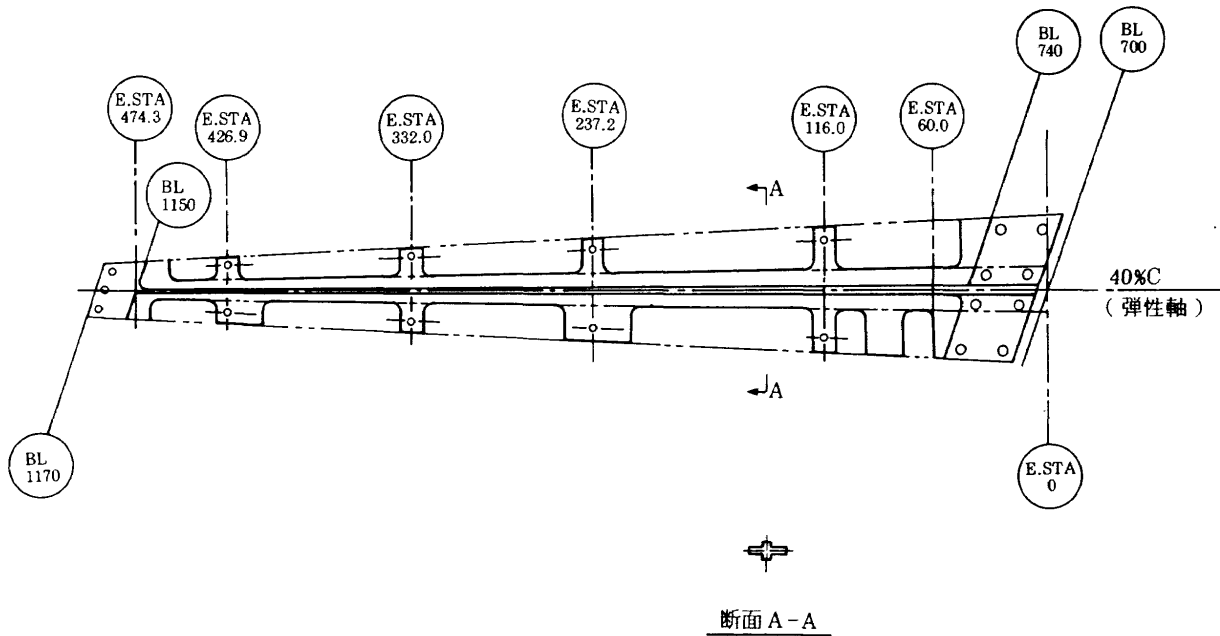


写真1 チップフィン接合部 (B模型)

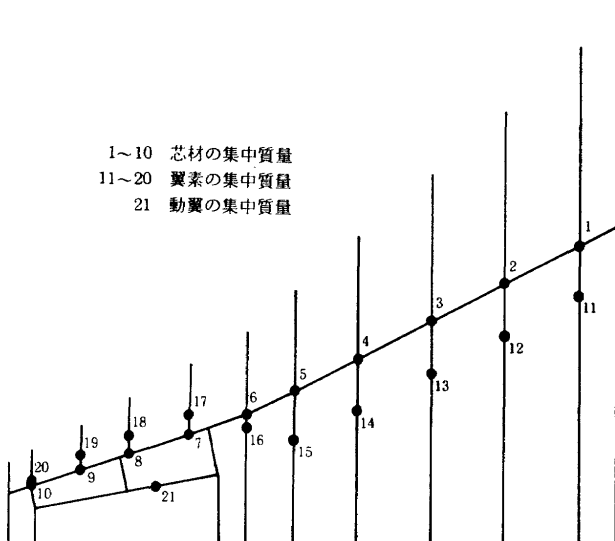
素とそれに付加される集中質量からなる。第6図に芯材の剛性分布設計値を示す。図中、実線は曲げ剛性、点線は振



第3図 主翼弾性桁



第4図 チップフィン弾性桁

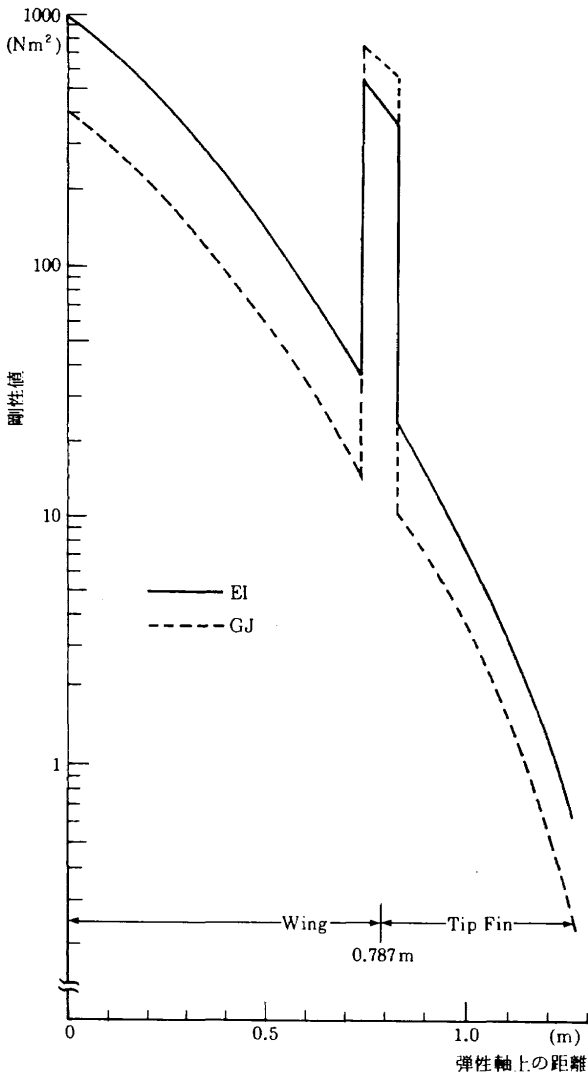


第5図 弾性模型解析モデル

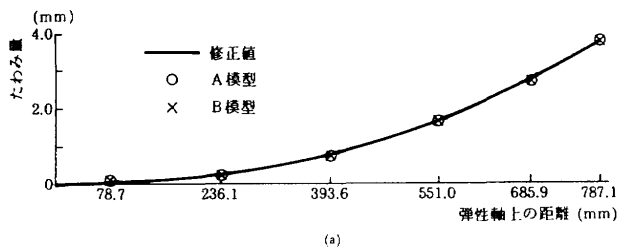
り剛性を示している。弾性軸座標0.787 m 位置のピークは、結合金具によるものである。この剛性分布を一様梁要素で近似して解析モデルを構成した。剛性分布に対応する弾性桁単体の先端集中荷重負荷によるたわみ特性値を、主翼弾性桁およびチップフィン弾性桁についてそれぞれ表1および表2に示す。

これらのたわみ特性にできるだけ近づけるように有限要素モデルの剛性設計値を修正した。この修正により計算された主翼弾性桁およびチップフィン弾性桁のたわみ曲線を第7図および第8図に示す。

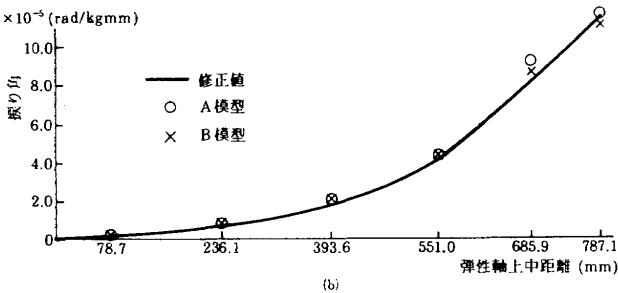
修正は全体を一様に変化させる方法を採用したため、部分的な若干のずれを取り除ききれていないが、たわみ特性値自体に誤差もあることを考えると、全体として良好な一致が得られたといえよう。



第6図 芯材の剛性分布設計値



(a)



(b)

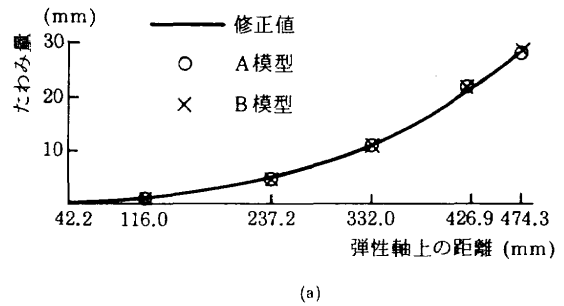
第7図 主翼弾性桁のたわみ特性

表1 主翼弾性桁のたわみ特性

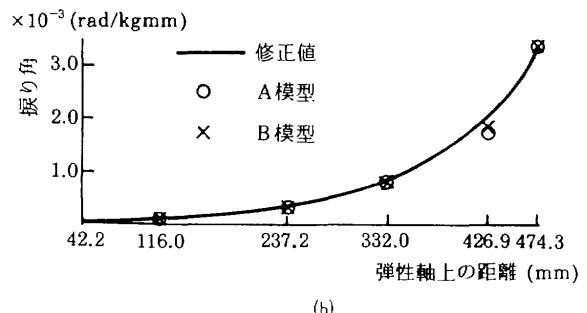
弾性軸上の距離 (mm)	曲げたわみ (mm/kg)		ねじり角 ($\times 10^{-5}$) (rad/kg·mm)		備考
	TYPE A	TYPE B	TYPE A	TYPE B	
0	0	0	0	0	拘束点
78.7	0.029	0.023	0.144	0.121	
236.1	0.228	0.231	0.839	0.887	
393.6	0.731	0.735	2.052	2.240	
551.0	1.574	1.577	4.465	4.534	
685.9	2.609	2.667	9.207	8.625	
787.1	3.753	3.736	11.590	11.080	負荷点

表2 チップフィン弾性桁のたわみ特性

弾性軸上の距離 (mm)	曲げたわみ (mm/kg)		ねじり角 ($\times 10^{-3}$) (rad/kg·mm)		備考
	TYPE A	TYPE B	TYPE A	TYPE B	
0	0	0	0	0	BL 700 拘束点
42.2	0	0	0	0	
116.0	0.571	0.654	0.065	0.092	負荷点
237.2	4.253	4.607	0.338	0.368	
332.0	10.673	11.192	0.802	0.810	
426.9	21.499	21.972	1.673	1.791	
474.3	27.967	28.691	3.300	3.307	



(a)



(b)

第8図 チップフィン弾性桁のたわみ特性

設計値からの修正量は、主翼桁については、曲げ剛性+12%、振り剛性+3%、チップフィン桁については、曲げ剛性は修正なく、振り剛性を10%減少させた。質量分布について、芯材は形状からの計算値を用いた。質量と回転慣性モーメントの値を表3に示す。芯材に取付ける各翼素の質量と回転慣性モーメントは実測した。それらの値を表4に示す。

なお、有限要素法の節点は、実際の翼素の取り付け位置に対応するように設定した。動翼部は芯材からでた3本の支持部でベアリングを介して回転を許す格好で取付けられる。動翼には、回転軸上に置かれたトーションバーによって回転変位に対する復元力が与えられる。

また、このトーションバーを結合部材に交換することにより、動翼を固定する。この部分の数学モデルを第9図に示す。モデルは部材e、fに振り剛性として0を入れて回転自由とし、部材fのところにバネ要素を入れてトーションバーとした。動翼部は剛体として扱い、支持部材a、b、cの曲げおよび振り剛性は 98Nm^2 とした。動翼を固定する場合は、部材bを剛体とする。バネ要素の振り剛性値は、動翼単体の振動モードの固有振動数4.4Hzになるように $2.1 \times 10^{-4}\text{Nm}^2$ に定めた。

3. 振動試験

3.1 試験方法

これらの剛性および質量分布特性の確認を行うため振動試験を行った。振動試験では、模型を架台に片持ち固定した。翼模型全体の振動試験の前に、翼素をはずした状態で桁のみについて固有振動数の測定を行った。この測定では、加振法として初期変位を与えて開放する方法を用い、その自由振動応答を桁に取付けた加速度計信号として取り出し、これを周波数分析器を使ってオートスペクトルのピークの振動数を読み取った。この時のオートスペクトルを第10図に示す。

また2.3節で得た有限要素モデル(芯材のみの部分)を用いて計算した結果を、オートスペクトルから読んだ値と比較して表5に示す。

この結果を見ると、振りモードと思われる振動数の対応が良くない。この理由として、振りモードの励起が不十分であったのと加速度計位置が振り成分の検出に不相当であったことが考えられる。また芯材のみの回転モーメント値の計算に若干誤差のあることも考えられるが、この成分は、翼素を組みあげた時に無視できる程度の値であることを確認した。

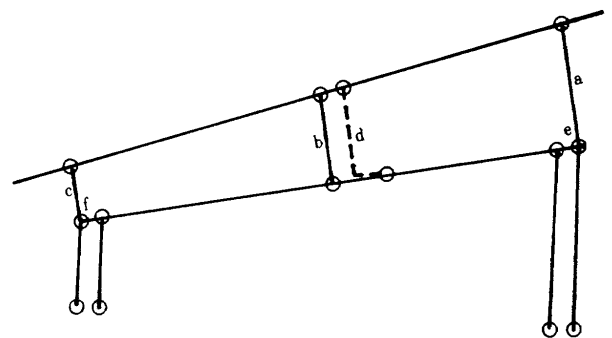
模型全体についての振動試験は、1点バーストラングダム加振で各点間の伝達関数を求める方法を用いた⁴⁾。加振点では、桁に直接力が伝わるようにし、模型に余分な拘束力を与えるのを避けるため、加振棒の先端に容易に塑性変形

表3 芯材の質量と回転慣性モーメント

mass no.	w (g)	Iy (g·mm·s ²)
1	343.9	129.2
2	261.8	78.1
3	190.8	43.8
4	131.5	22.6
5	63.6	6.9
6	148.2	10.6
7	57.5	9.7
8	25.3	1.4
9	13.7	0.3
10	10.0	0.6

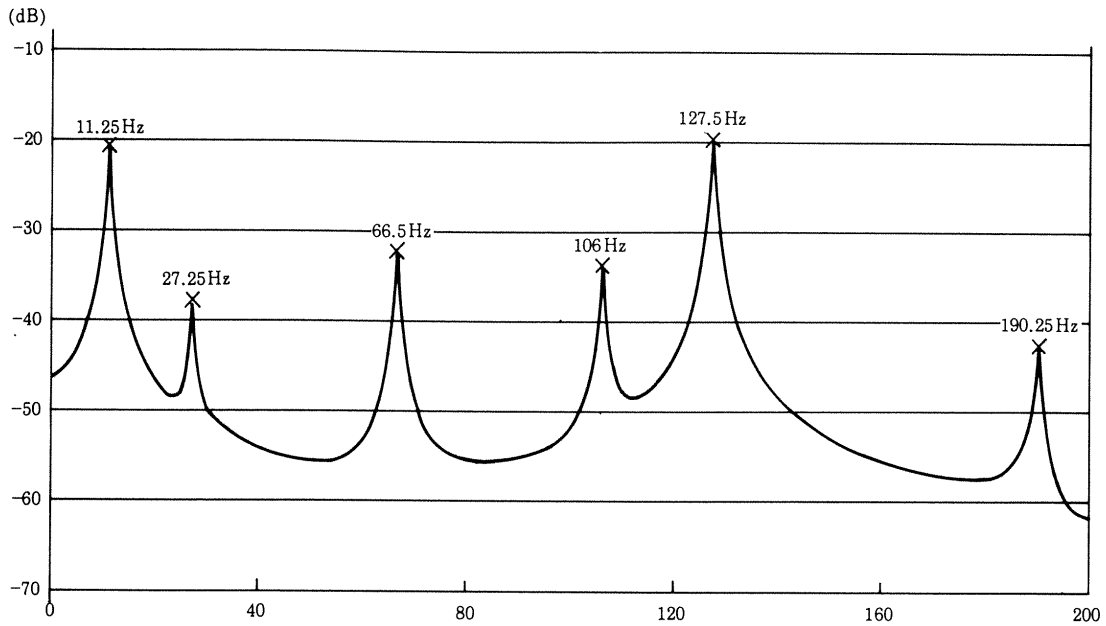
表4 翼素および動翼の質量と回転慣性モーメント

mass no.	w (g)	Iy (g·mm·s ²)
11	733.0	5241.5
12	640.4	3353.6
13	560.2	2027.6
14	484.0	1038.7
15	389.1	420.6
16	215.4	343.1
17	87.7	56.1
18	49.7	17.6
19	36.9	8.9
20	29.9	6.8
21	166.3	28.8



第9図 動翼取付け部解析モデル

を起こす可撓部を設けた。加振点の直前には加振力を検出するロードセルを取付けた。2点間の伝達関数を求めるための振動変位計測器として、レーザドップラ型振動計を用いた。この検出器は測定レンジが100mm~1,000mmの無焦点非接触方式であるため、模型の振動特性に影響を与えずに振動変位(速度)を検出することができる。検出器の位置決め及びデータの取り込みはロボットを用いた動的変位計測装置⁵⁾を使って自動的に行った。振動試験状況を写真2に示す。



第10図 芯材のみの自由振動オートスペクトル

表 5 芯材の振動試験結果と解析結果

実験結果 (Hz)	解析結果 (Hz)	備考
11.25	11.4	曲げ 1 次
27.25	31.9	曲げ 2 次
66.25	66.9	曲げ 3 次
	81.6	ねじり 1 次
106.3		
127.5	123.0	曲げ 4 次
	139.0	ねじり 2 次
	166.0	ねじり 3 次
190.3	185.0	曲げ 5 次

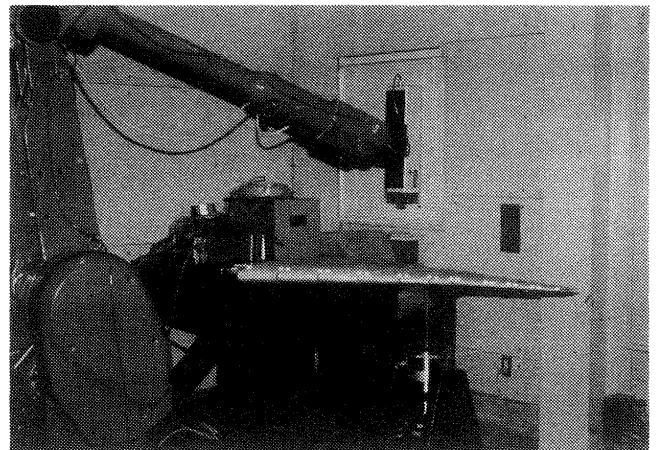


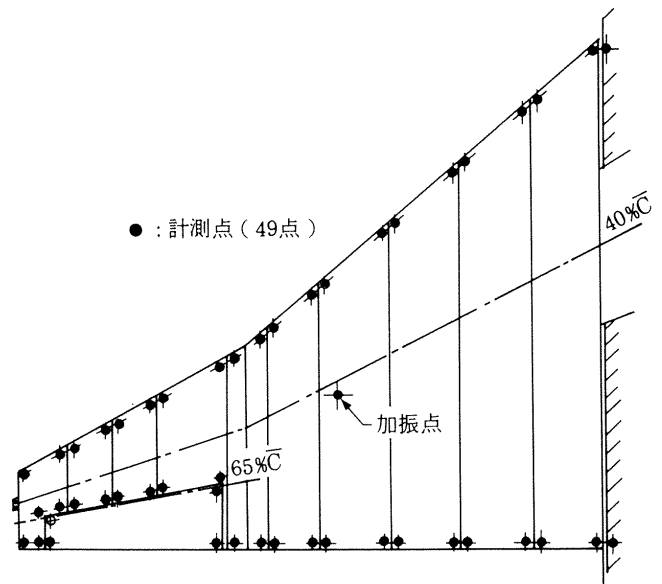
写真 2 振動試験状況 (A 模型)

レーザ振動計のレーザ反射率をよくするために、模型の計測点には直径14mmの円形反射シールを貼った。測定した49点の位置を第11図に示す。

基本的にバルサの翼素は剛体であるとみなし、その変位が明確に表せるような点を選んだ。この試験システムでは予めロボットに測定点をティーチングしてデータの取得は自動的に行える。解析する振動数のレンジを200 Hzとし、30回のアベレージングで伝達関数の取得を行った。このときの設定値を表 6 に示す。

チップフィン部では、面内剛性が曲げやねじりの剛性に比べて十分に高いとみなし、振動モードの取得目的が面外変位成分を求めることにあることから、面に垂直方向振動成分のみを測定した。この修正については次節で言及する。

振動試験はA、B 模型それぞれについて動翼部の支持を、固定、トーションバーにより復元力を持たせた場合、回転拘束をなくした自由支持、及びそのマスバランスを取り除いた場合について、固有振動数、固有振動モード、減衰比



第11図 振動実験測定点

表6 振動試験設定値

ソース信号	ホワイトノイズ
ソースチャンネル数	1
サンプル振動数	400 Hz
カットオフ振動数	160 Hz
ブロックサイズ	1024
バンド幅	200 Hz
オーバーラップ	50%
アベレージ回数	30
測定関数	FRF
ウィンドウ	一様

を求めた。

3.2 振動試験結果

B模型の固有振動モードの表示において、チップフィン部の計測データが面に対して法線方向成分のみであるため、チップフィン付根の主翼Z方向変位が引き起こすチップフィンの面内方向成分の情報が欠落し、そのままモード表示させると見た目に奇妙なものとなる。フラッタ計算では、この変位成分は空気力の発生に寄与せず解析に影響を与えないが、有限要素法の解析結果との対応を考慮して、チップフィン部では面内変位についての修正を行った。

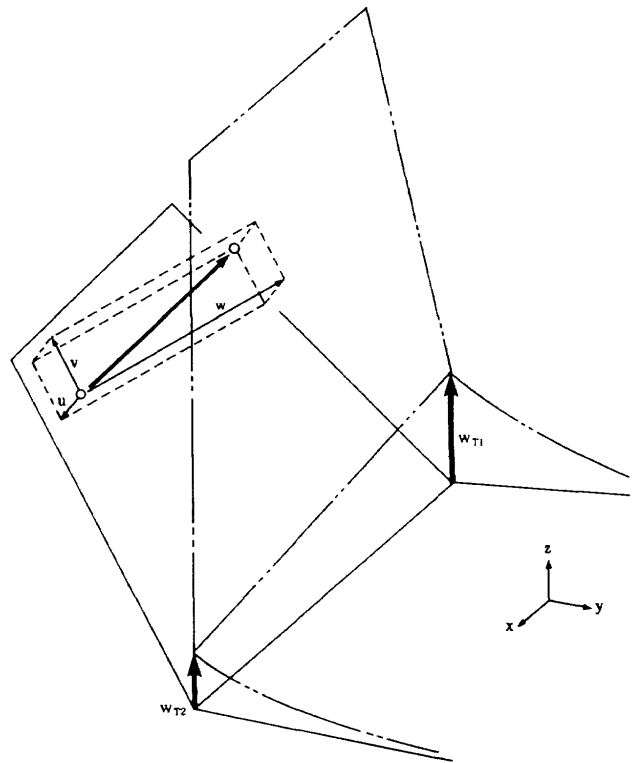
チップフィンの面内剛性は十分に高いものとする、その面内方向成分はチップフィン付根位置での主翼のZ方向成分から第12図に示す幾何学的関係により計算することができる。この計算量を実験で得られた結果に加えて次式により振動モード形の修正を行った。

$$u = z \cdot (w_{T1} - w_{T2}) / 394 \tag{1}$$

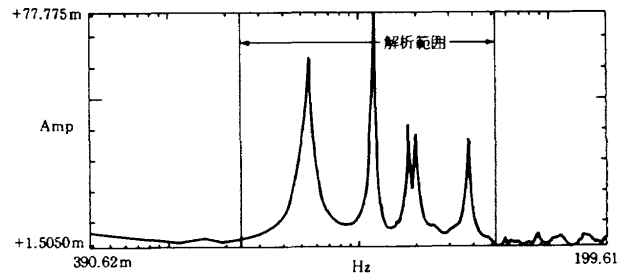
$$v = -[w_{T2} + (990 - x) \cdot (w_{T1} - w_{T2}) / 394] \times \cos 15^\circ \tag{2}$$

第13図と第14図にそれぞれA模型とB模型について得られた200Hzまでの伝達関数を重ね合わせた振動特性を示し、図中振動解析に使った振動数範囲の指定を示した。これらはいずれも動翼を自由にした場合のものである。これらの範囲に限った固有値計算における、取り込んだ自由度に対する安定化ダイアグラムを第15図と第16図に示す。横軸は解析で用いた振動数領域を表わし、縦軸は仮定した自由度の数を示す。図中に書き込まれているアルファベットは解析で求めた固有振動数の位置を示しており、前段階の解析結果と比較した安定度をo→f→sの順で表わしている。伝達関数のピークと安定度の高い記号であるsと対応しているものが良好な解析結果であると判定する。

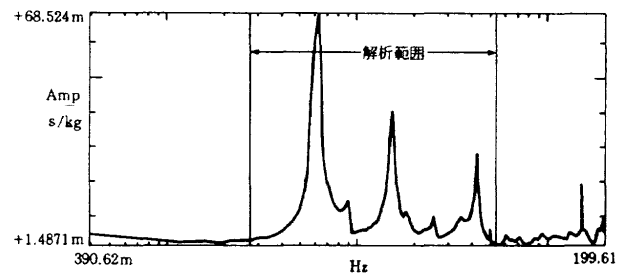
図よりA模型では16自由度、B模型では18自由度程度で安定した結果になっていることがわかる。A模型についての振動試験結果を第17図に、B模型についての振動試験結果を第18図に示す。それぞれの模型について、動翼固定、動



第12図 チップフィン部の面内変位成分



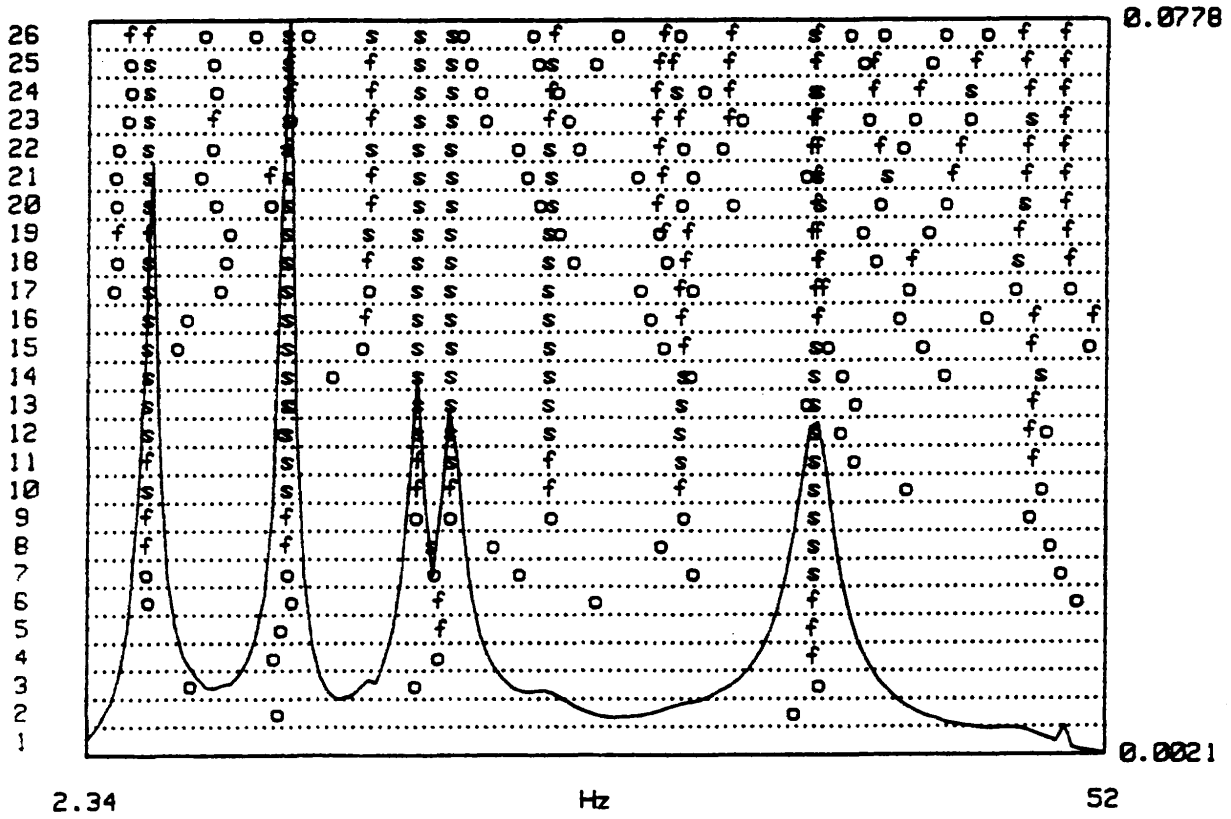
第13図 A模型の解析振動数帯



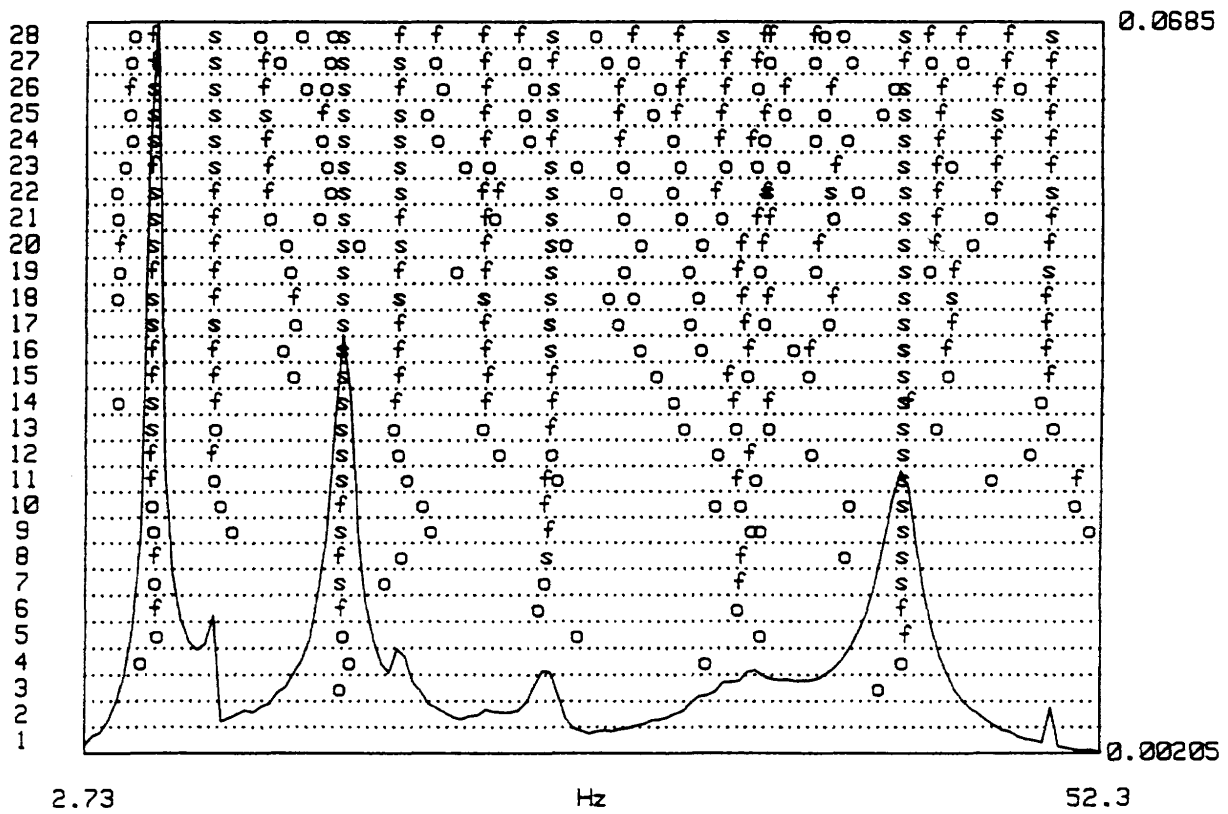
第14図 B模型の解析振動数帯

翼可動、動翼自由の3通りの試験ケースを2.3節で構成した数学モデルを使った解析結果と比較して示す。第17図の結果をみると、各ケースについて舵面の動きを除いて大きな違いはない。4個の基本モードは、それぞれ曲げ1次、振り1次、曲げ2次、振り2次の順に現れている。

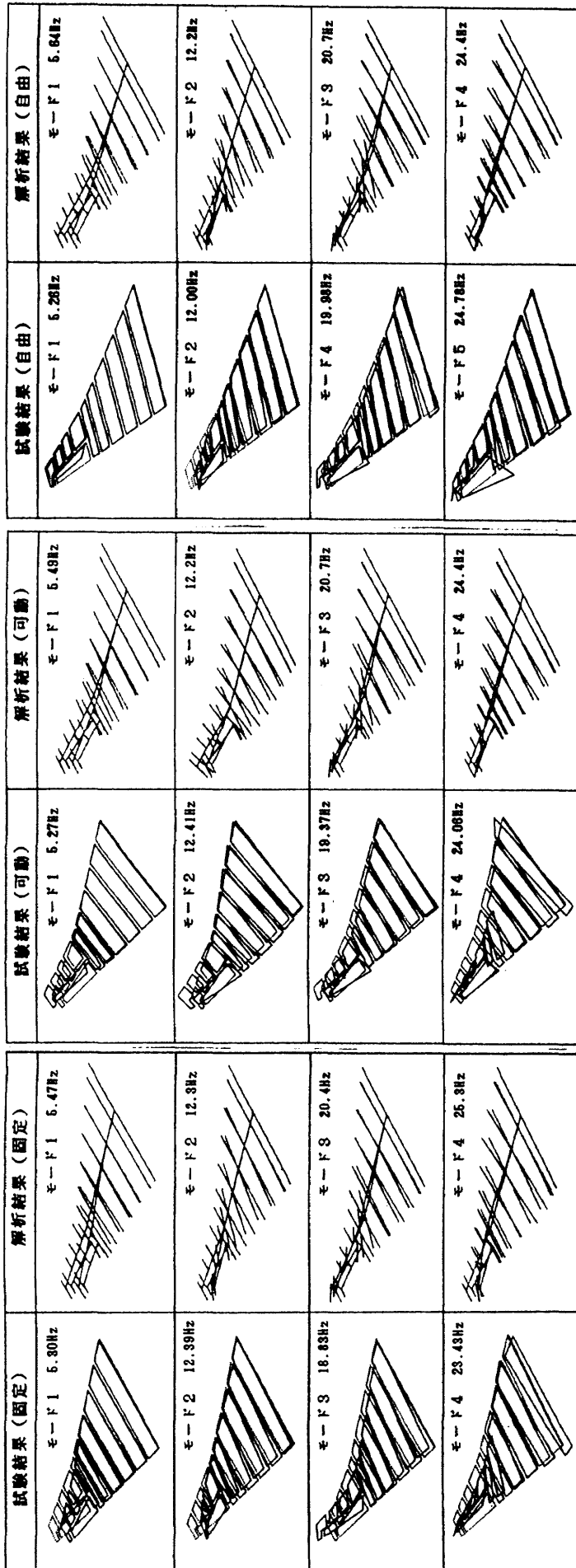
解析結果との比較では、振動数および振動モードの対応は良好である。ただ4次モードの解析結果が曲げ2次と振



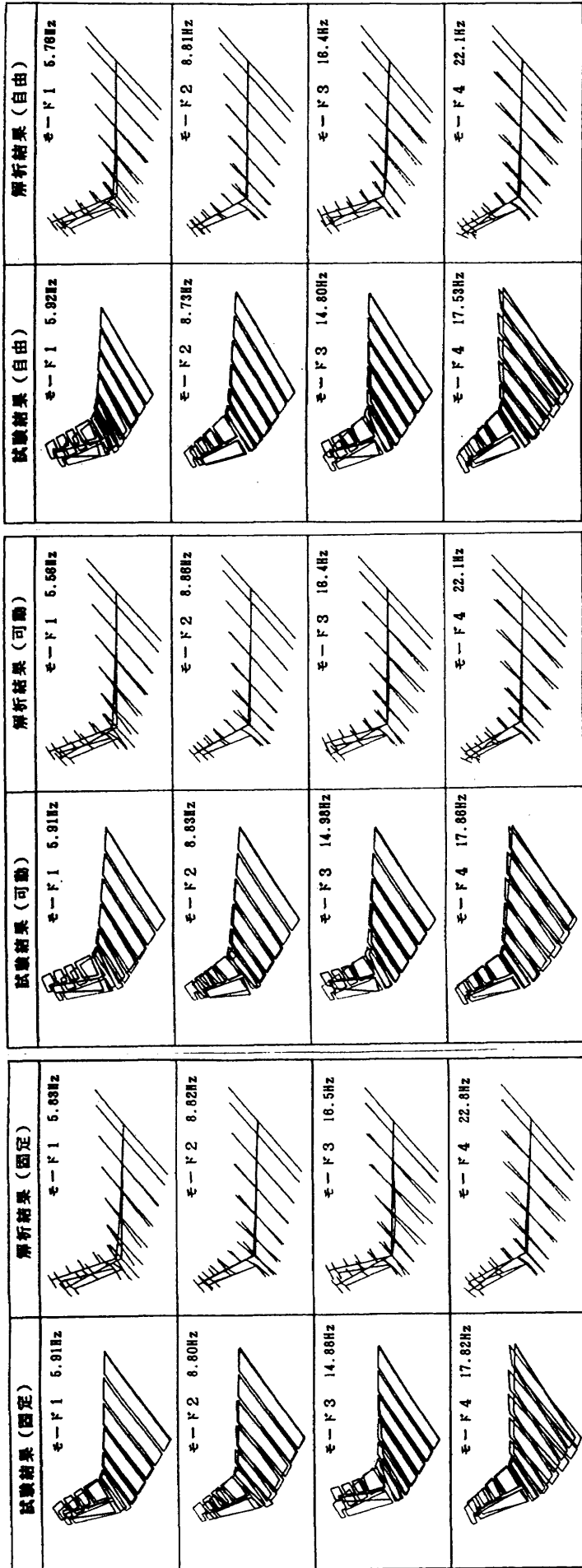
第15図 A模型の固有値計算安定化ダイアグラム(動翼自由)



第16図 B模型の固有値計算安定化ダイアグラム(動翼自由)



第17図 A模型の振動試験結果および解析結果



第18図 B 模型の振動試験結果および解析結果

り 2 次が連成したモード形になっているのに対し、試験結果では振りが強調されたモードになっている。なお、動翼自由の場合の舵面変位は、模型を水平に取付けて試験を行ったため、重力の作用により片付き状態でデータを採っている。したがって、試験結果の舵面変位は参考値と見なければならない。対応する解析結果は、非常に弱いバネ剛性値を使って計算したものである。

第18図の B 模型についてみると、モードの現れ方が A 模型に比べて密になっている。低い振動数から順に、曲げ 1 次モード、振り 1 次モード、振りが入った曲げ 2 次モード、曲げ 2 次の影響した振り 2 次モードである。解析との比較では、4 次モードの固有振動数のずれがやや大きい、モード形の一致は良好である。参考としてマスバランスを外した場合についてもそれぞれの模型で動翼自由の場合について試験を行った。その結果を第19図に示す。A、B 模型とも質量が少なくなった分だけ振動数がわずかに高くなっていることがわかる。

4. フラッタ実験

4.1 使用風洞及び実験装置

フラッタ実験で用いた風洞は、航空宇宙技術研究所調布分室にある 2m x 2m の測定断面をもつ突風風洞である。模型は固定壁に片持ち翼として取付けた。風洞に取付けた状態を写真 3 に示す。模型の付け根で固定条件を与えるために、風洞壁外に 2 本の鉄骨を上下に亘し固定台を備えた。

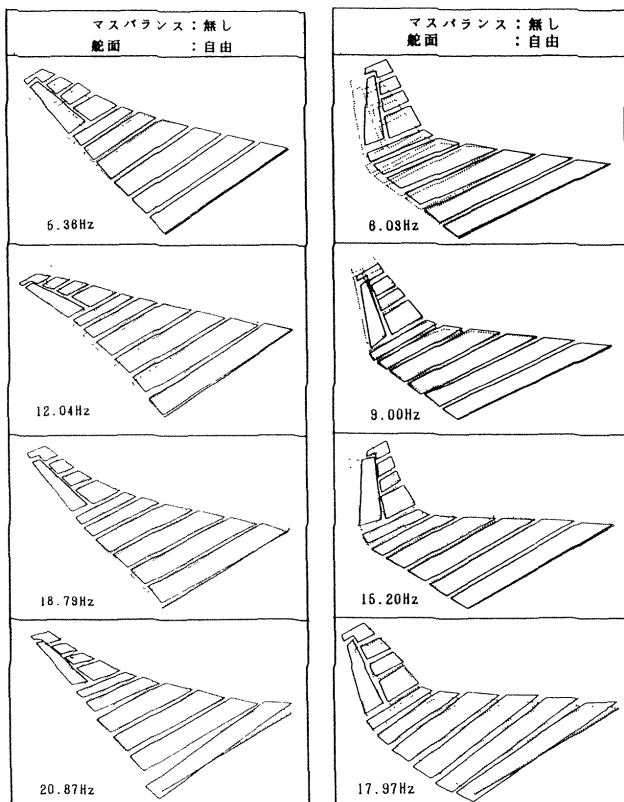
その様子を写真 4 に示す。

風洞床にはフラッタを起こした時の模型破壊を防ぐために、圧搾空気により作動して立ち上がる破壊防止網⁶⁾を取りつけた。この破壊防止網が立った時に模型が流れの後流になる領域は、平面形面積比で A 模型では 32%、B 模型では 40% であった。取付けた模型との位置関係を第20図に示す。

破壊防止網の作動スイッチは風洞窓の外側に配置し、窓を通して行なう模型の状態観察からフラッタを判断し、手動により開閉を行った。さらに、模型の破壊防止と模型にステップ変位を与えるために模型先端に太さ 1mm のナイロ

表 7 フラッタ計測項目

項目番号	測定項目
1	主翼弾性桁曲げ歪み
2	主翼弾性桁振り歪み
3	舵角
4	主翼弾性桁上下振動加速度
5	主翼下面振動変位
6	一様流速
7	振動モードビデオ映像



第19図 マスバランスなしの振動試験結果

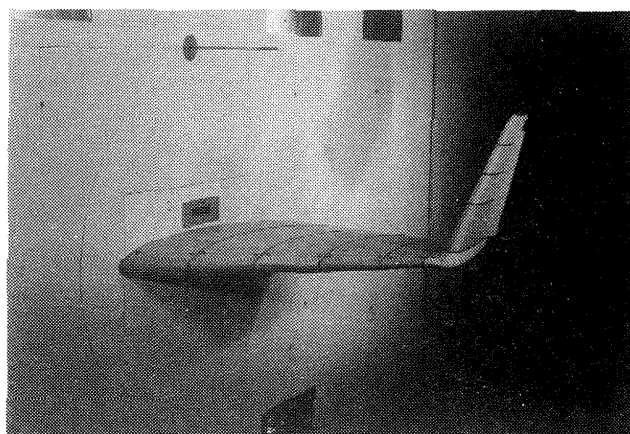


写真 3 模型の風洞取付け状況 (B 模型)

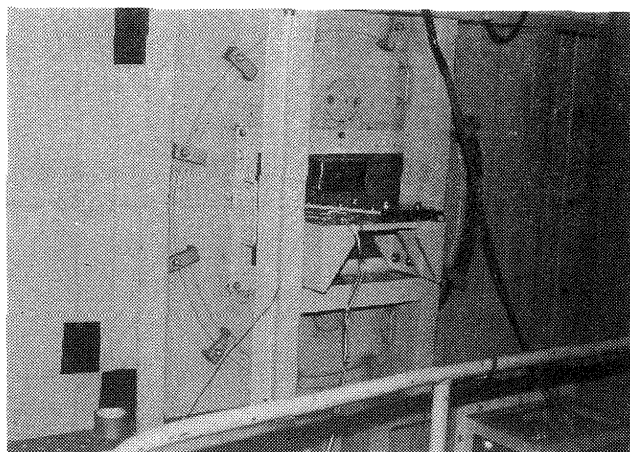


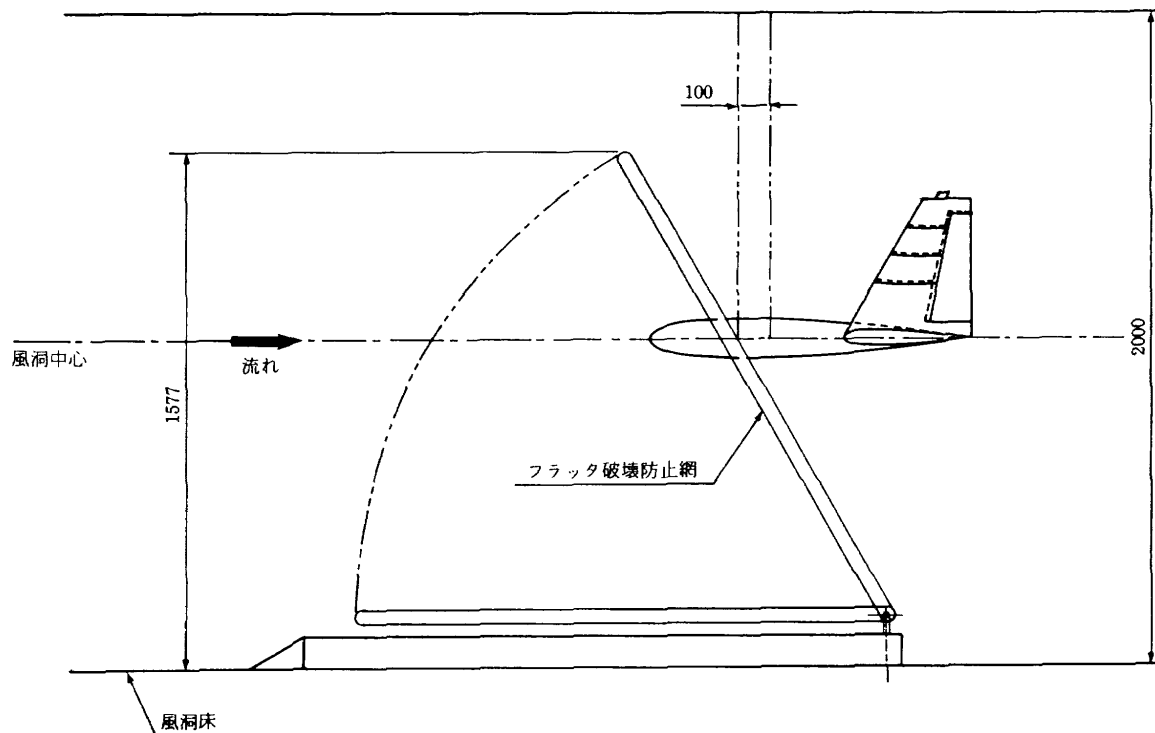
写真 4 模型取付け治具

ン索をつけ上下に分けて風洞外へ引き回した。

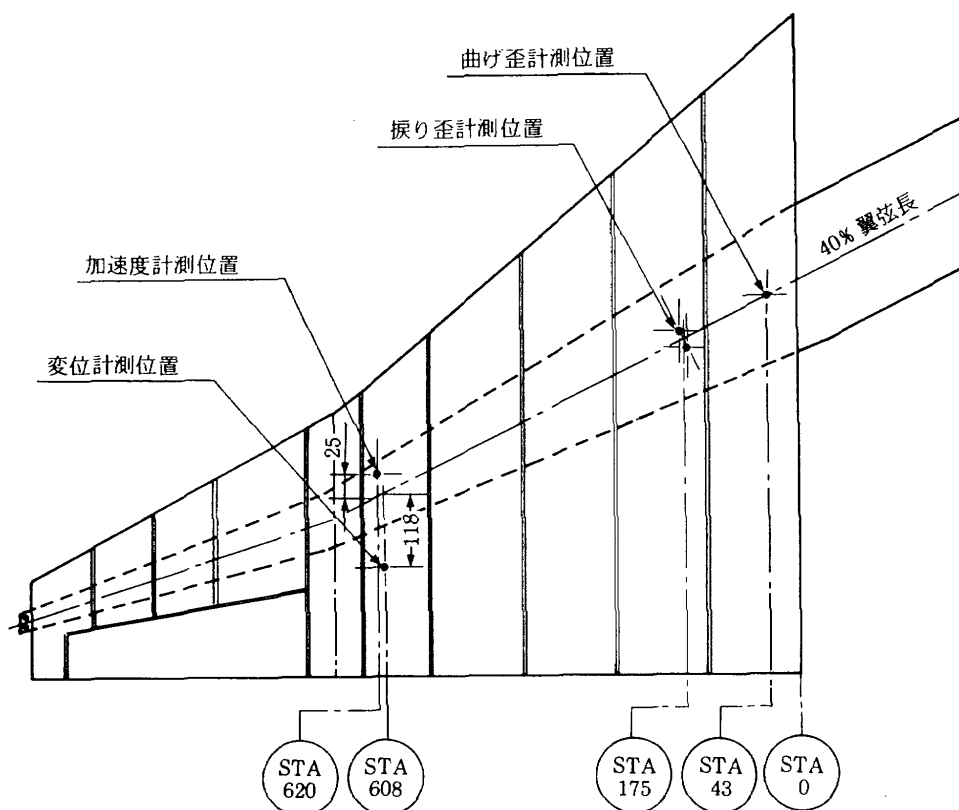
フラッタ実験での計測項目を表7に、また、桁に取りつけたセンサ類の位置を第21図に示す。抵抗線歪みゲージは主翼の曲げ歪みを検出するために STA43 位置に、振り歪みを検出するために STA175位置に貼った。舵面を支持す

るトーションバーには舵角変位を検出するための抵抗線歪みゲージを付けた。加速度計は STA620位置に上下方向加速度（面外方向）を検出するため桁に取り付けた。

変位センサとして振動試験で用いたレーザ振動計を風洞床の破壊防止網取り付け枠後部に取り付け、STA608位置



第20図 破壊防止網位置



第21図 センサ取付け位置

下面に反射シールを貼り風洞起動状態で変位計測を行った。変位センサと模型までの距離は850mmである。模型に内蔵したひずみと加速度センサからの信号は模型付け根から風洞外へ引き出した。

模型の様子を風洞窓からビデオカメラを用いて記録した。風洞壁に取りつけたピトー管から出力される風速信号をカメラの視野に入る位置にデジタル表示し、速度記録をビデオ映像の中に取込むようにした。

計測量はペンオシロと小型データレコーダでモニタ記録すると同時に、多チャンネルFFTに取り込みリアルタイムで波形解析を行った。これらの計測システム図を第22図に示す。

4.2 実験方法

フラッタ速度を求めるために、模型の様子を観察しながら風速を徐々に上げていく方法をとった。風速は状況に応じて段階的に設定し、一定風速のところまで破壊防止用に風洞外へ引き回した索を使って初期変位を与え、拘束を解くことによるステップ応答を記録した。また一様流の乱れにより模型が加振されるが、これを定常ランダム加振力とみなした一定速度での応答をFFTアナライザにとり込み記録した。

ステップ応答の記録は減衰が大きいことと記録レベルの

設定が難しく必ずしも有益なデータとはならなかったが、定常応答の方からは振動特性が流速によって変化していく情報が得られた。フラッタははっきりした形で観測され、流れの速度情報の入ったVTRの映像記録はフラッタ速度を求める手段として非常に有効であった。フラッタは激しい現象であるから、起こした場合には模型を保護するために直ちに破壊防止装置を作動させると共に風洞の運転を停止した。

破壊防止装置は順調に機能し、A模型で2度バルサ製の翼素を小破した程度で簡単な修理を施し実験を続けることができた。破損した例の状況を写真5に示す。

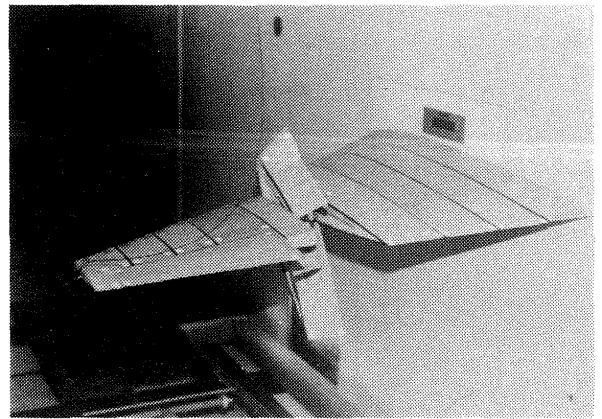
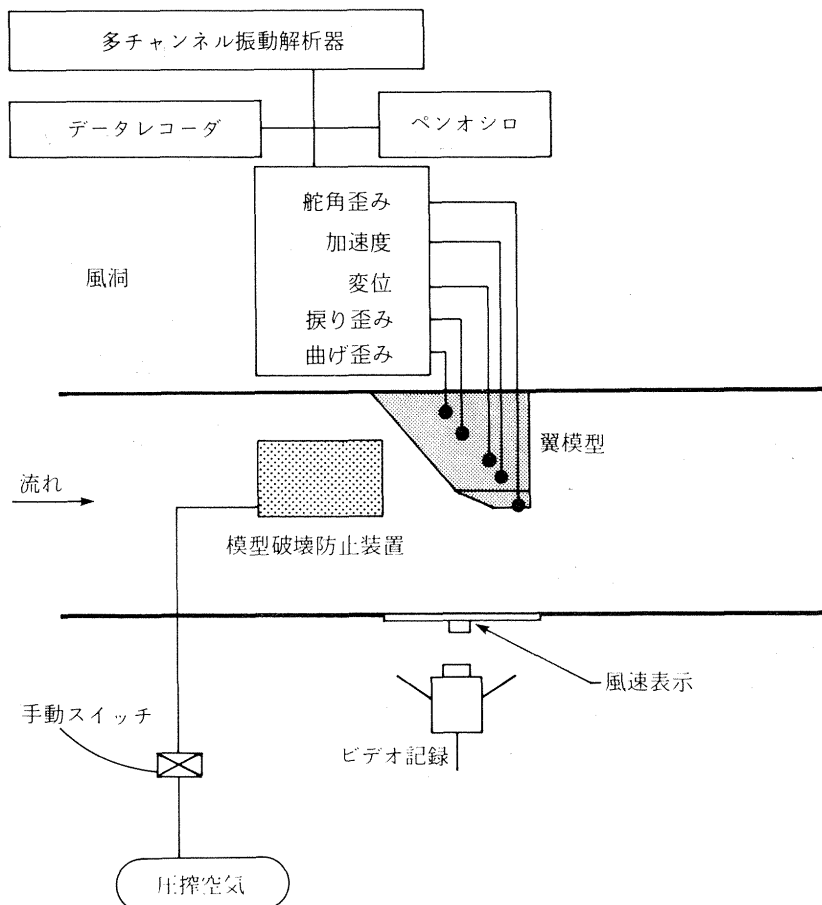


写真5 フラッタによる模型破損例(ケース②)



第22図 フラッタ実験計測システム図

表 8 フラッタ実験結果

ケース	模型タイプ	マスバランス有無	舵面状態*)	フラッタ速度 (m/s)	フラッタ振動数 (Hz)
①	A	有	T	33.1	9.5
②	A	有	O	33.9	8.9
③	A	無	T	8.0	6.0
④	A	無	F	~ 9	7.6
⑤	B	有	T	41.6	6.6
⑥	B	有	O	39.9	6.9
⑦	B	無	F	~9~>22	9.7
⑧	B	有	F	25.1~28.4(マイルド), 42.0	8.0(マイルド), 6.7
⑨	B	無	T	11.0	10.5

*) O : 舵面固定

T : 舵面トーションバー支持

F : 舵面自由

4.3 実験結果

風洞実験の結果を一覧表にして表 8 に掲げる。フラッタの速度の判定は映像及び流速出力アナログ記録により判定し、フラッタ振動数は加速度計出力をデジタルバンドパスフィルタ処理を伴った時系列処理ソフト (VATREM)⁷⁾ により、フラッタが起き始めてから破壊防止網が立ち上がるまでの間に解析区域を指定して求めた。これらの結果を第 23 図に示す。

一定流速の間にとり込んだ定常応答のオートスペクトルを流速ごとに重ねて、ケース①, ②, ⑤, ⑥および⑧についてそれぞれ第 24 図~第 28 図に示す。

各ケースの中の図は、加速度、変位、振り歪み、舵角歪みのオートスペクトルを表し、舵が固定の場合は、舵角歪みの代わりに曲げ歪みのものを示している。

検出センサ位置及びその特性によりオートスペクトルの形が異なっていることがわかる。これらの図を見ると、振り歪みの出力が連成するモードの変化を比較的良く表している。ケース⑧の 25.1~28.4 m/s の区間で振幅が一定のマイルドなフラッタが観測された。この時の記録をペンオシロに再生出力したものを第 29 図に示す。

振幅が一定に収まっていることがわかる。この時の振動数は表 8 にあるように 8.0 Hz であった。

4.4 結果考察

A 模型について 4 点、B 模型について 5 点のフラッタポイントが求まった。ケース③, ④, ⑦, ⑨はマスバランスの無い場合である。表 8 に示されるように、いずれも極端に低いフラッタ速度を示し、チップフィン形態でも動翼が関与するフラッタについては通常のマスバランスの効果に

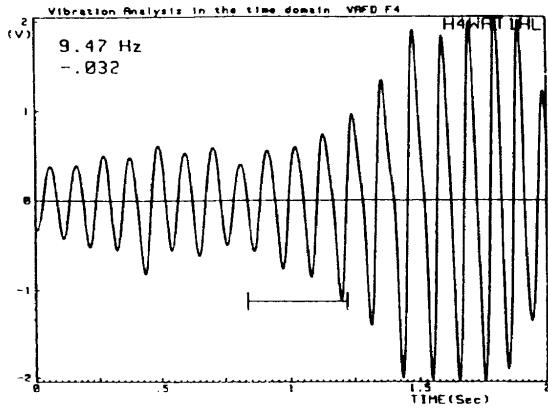
変わらないことが示された。

マスバランスのない動翼の起こすフラッタは、平板翼の場合動翼の回転自由度と主翼の曲げ 1 次モードとの連成であり、大きな動翼の振幅を伴ったものであった。しかし、動圧が低い場合直ちに模型が破壊するような激しいものではなかった。

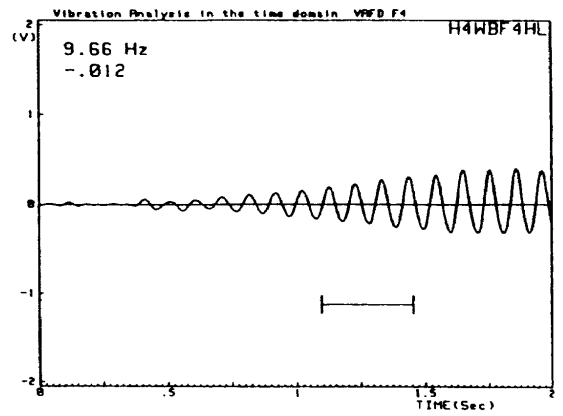
チップフィン形状翼においてもマスバランスのついていないケースは大きなラダーの振幅を持つフラッタモードを示した。ただし、A 模型では曲げ振りフラッタを起こしたケース①, ②より低いフラッタ振動数を示していたのに対し、B 模型ではケース⑦が 9.7 Hz、ケース⑨が 10.5 Hz と⑤, ⑥の場合よりいずれも高いフラッタ振動数を示した。このことは B 模型の場合、主翼の 2 次モードである振り 1 次モードがより連成に関与していることを表しているといえる。

動翼にマスバランスをつけた場合のフラッタ速度については、A 模型において、ケース①と②を比較すると、トーションバーにより動翼を支持した場合は完全固定の場合よりやや低いフラッタ速度を示している。しかし、その速度及びフラッタ振動数には大きな差はない。

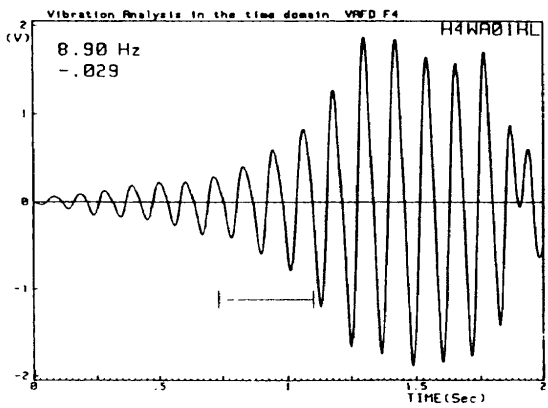
一方 B 模型についてはケース⑤のトーションバーによりラダーを支持した場合よりも、ラダーを固定したケース⑥の方が低い速度でフラッタを起こした。ラダーの支持拘束をなくしたケース⑧では、風速が 25.1~28.4 m/s の間でマイルドフラッタを起こした。このフラッタは、第 28 図のペンレコーダの記録に見られるように、振幅一定のリミットサイクルであり、主翼部分は振りモードが卓越している。回転自由支持のためにラダー変位の記録はないが、目視観察ではラダーの動きと連動している様子がみられた。振動



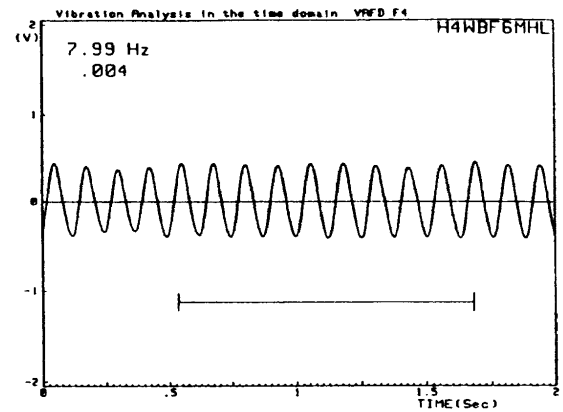
ケース①



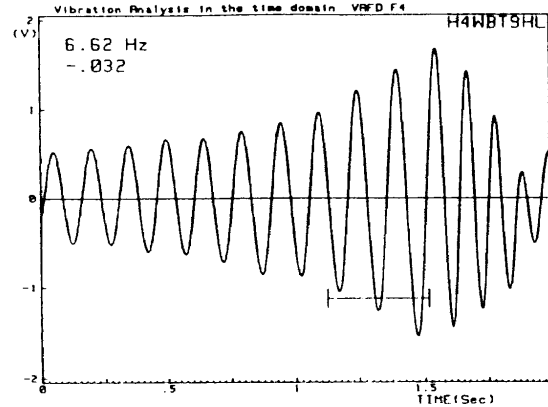
ケース②



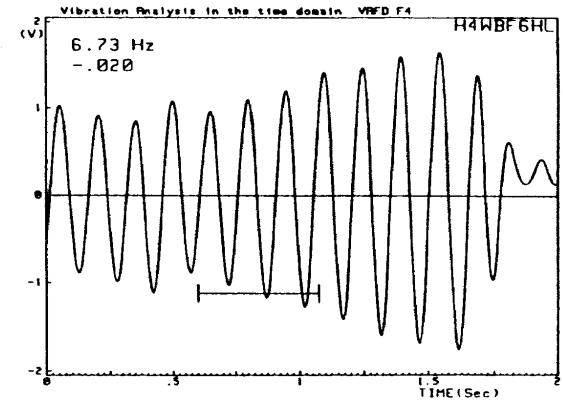
ケース③



(U = 2.6 m/s)

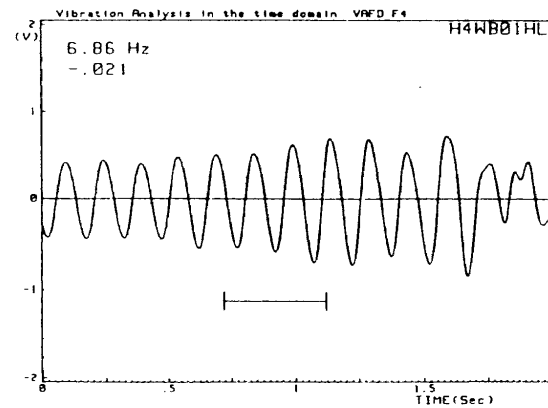


ケース⑤

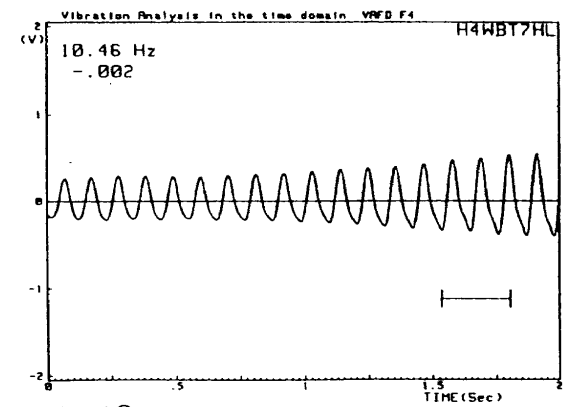


(U = 4.2 m/s)

ケース⑥

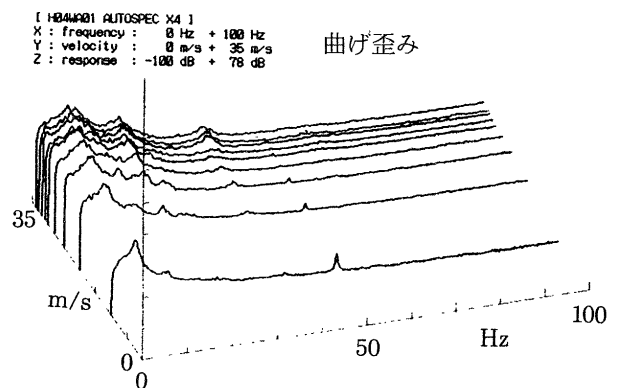
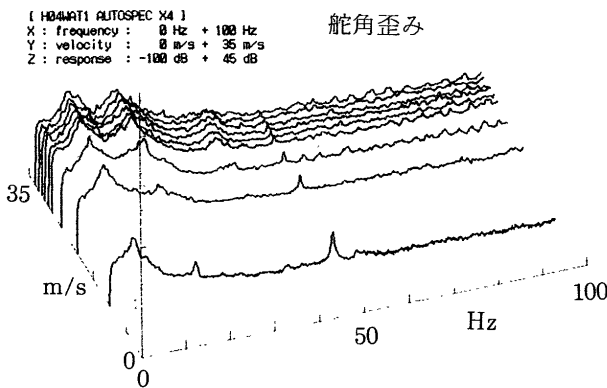
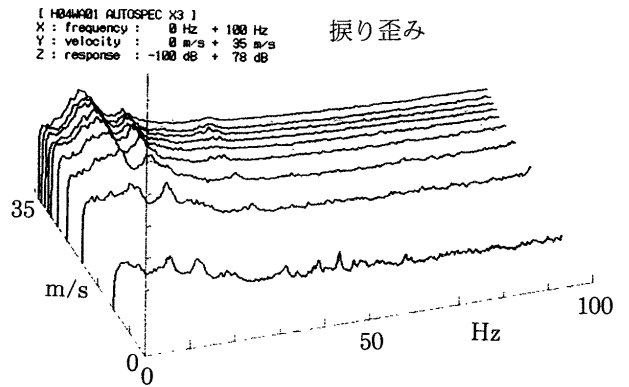
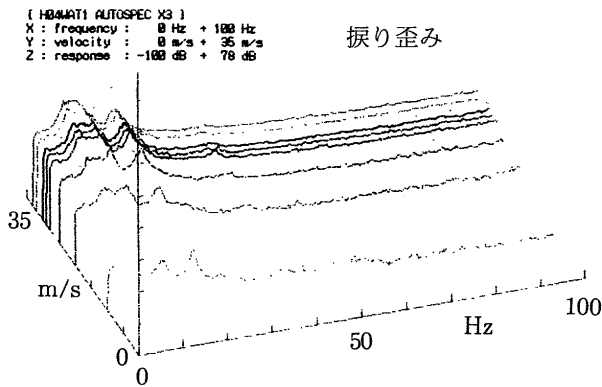
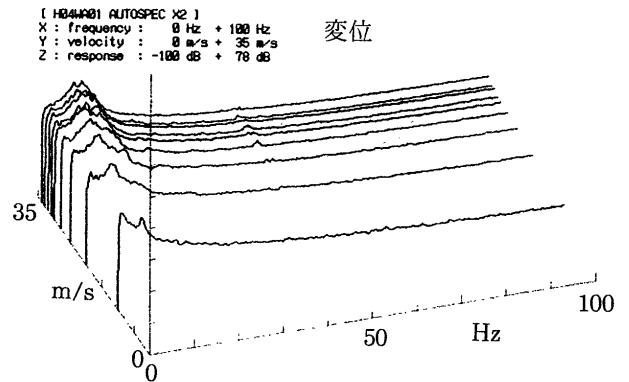
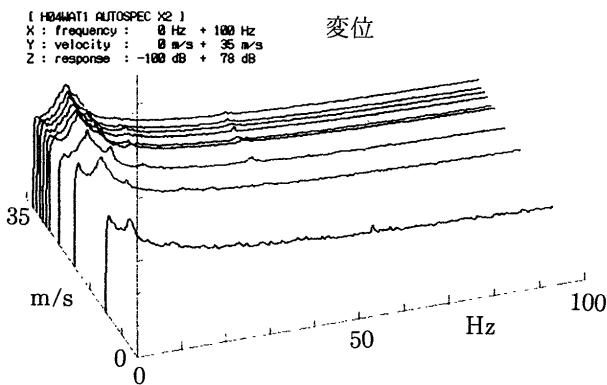
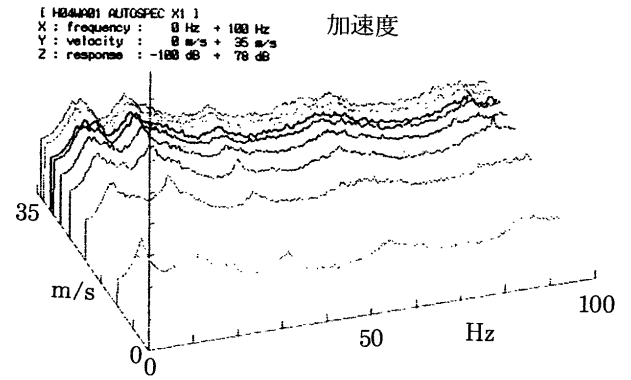
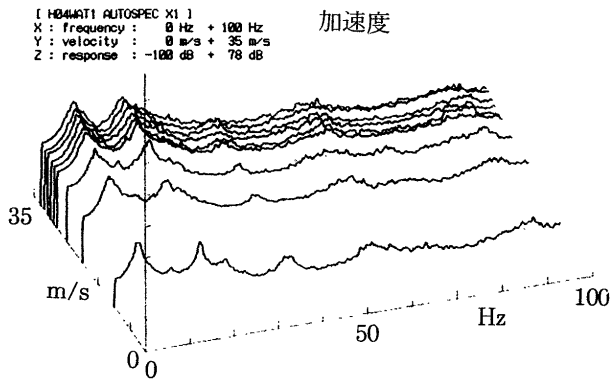


ケース⑦



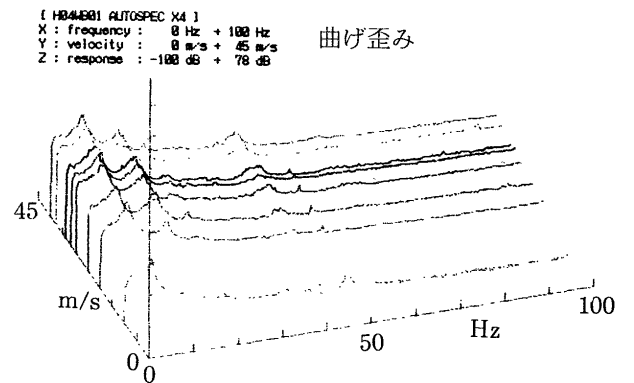
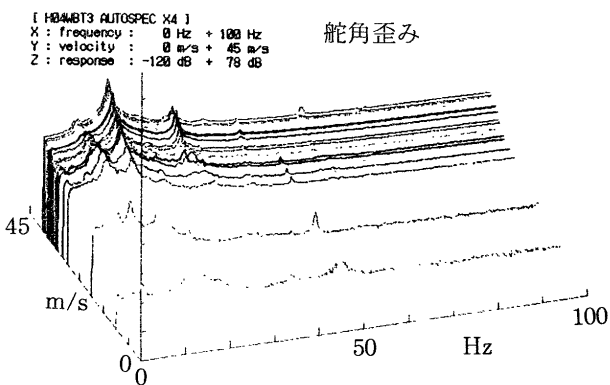
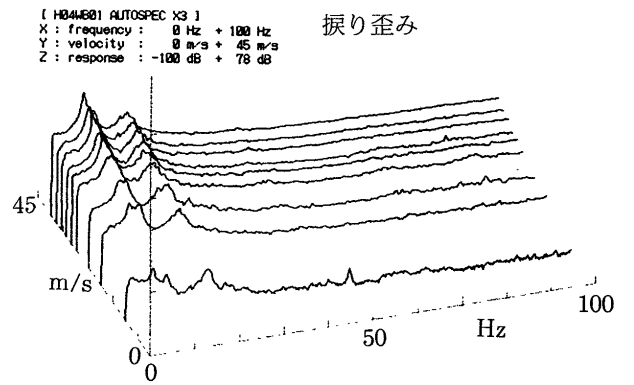
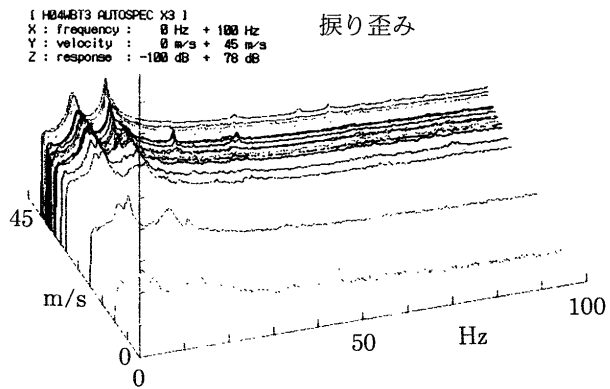
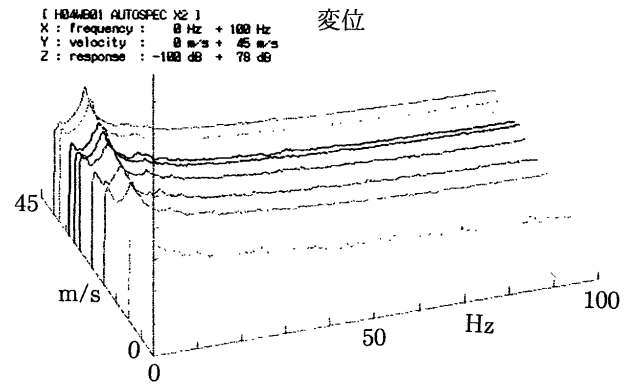
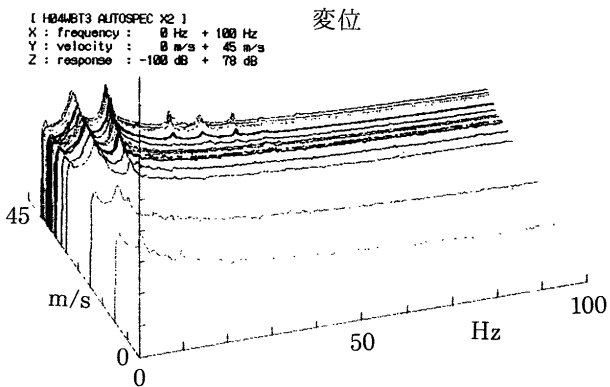
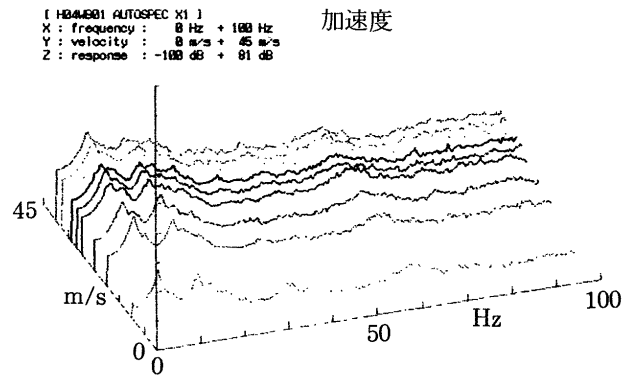
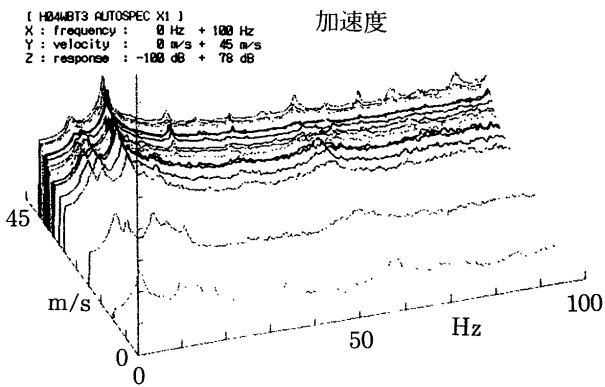
ケース⑧

第23図 フラッタ発生時系列



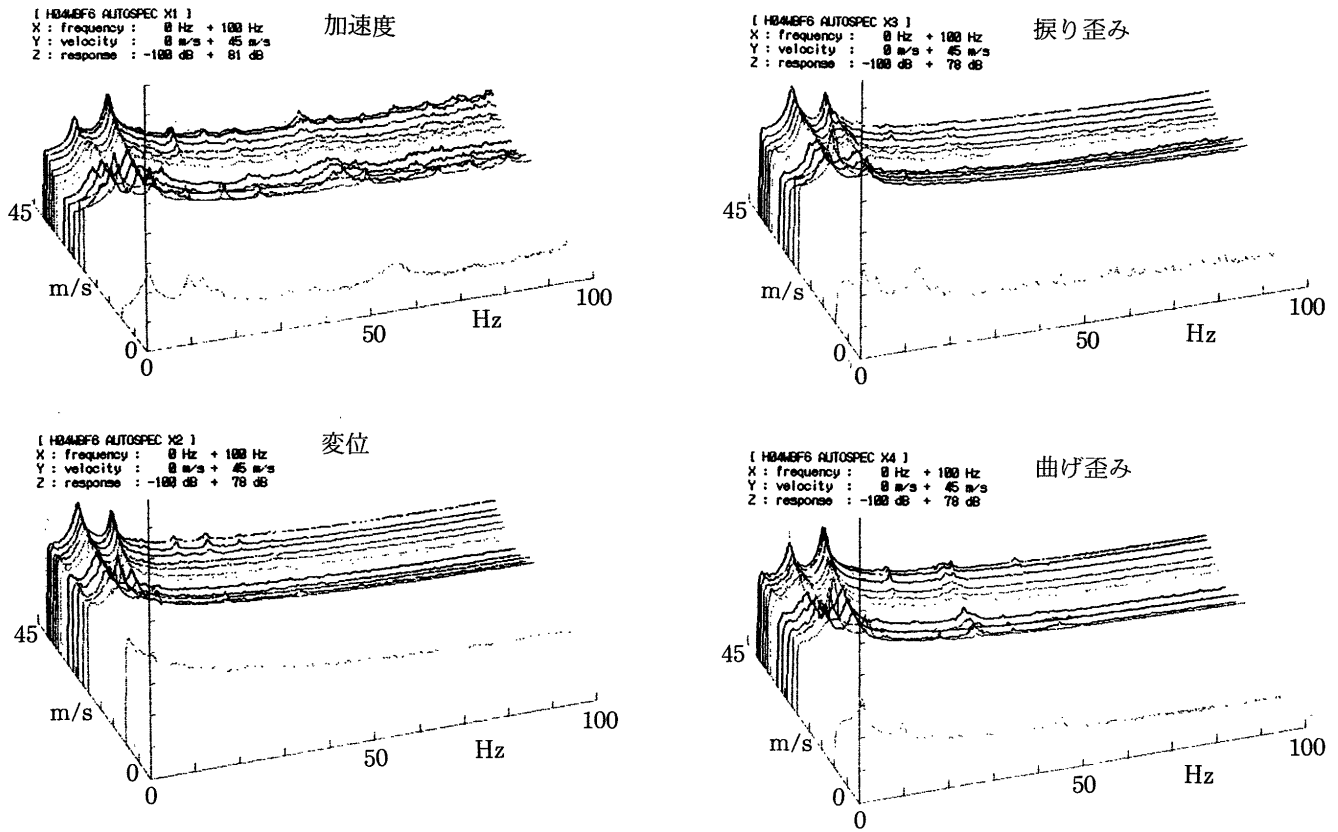
第24図 流れの乱れに因る応答スペクトル(ケース①)

第25図 流れの乱れに因る応答スペクトル(ケース②)

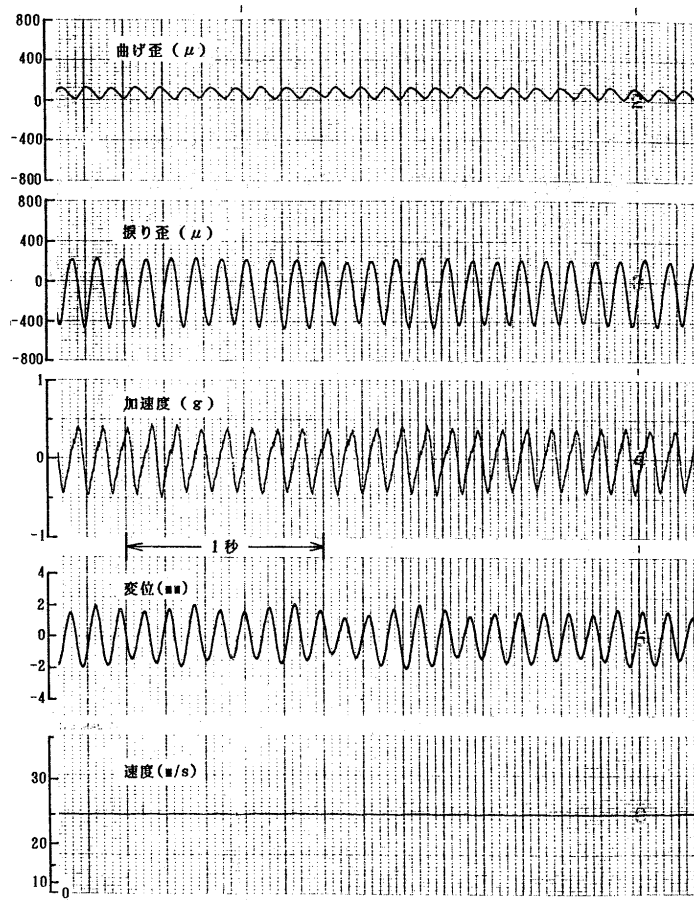


第26図 流れの乱れに因る応答スペクトル(ケース⑤)

第27図 流れの乱れに因る応答スペクトル(ケース⑥)



第28図 流れの乱れに因る応答スペクトル(ケース⑧)



第29図 マイルドフラッタ記録(ケース⑧)

数は他のフラッタよりやや高い値を示している。風速をさらに上げて行くと、フラッタは一旦完全に収まり、42.0m/sでケース⑤、⑥と同じような激しいフラッタに入った。

このフラッタは主翼の曲げと振りが連成したフラッタモードであった。また、このフラッタを起こす前では、ラダーの動きがフラッタに入るのを妨げているような遷移的な振動が観察された。

5. おわりに

単純なチップフィン形状をした片持ち翼模型および同じ平面形をした平面翼模型を用いて低速フラッタについて基礎的な風洞実験を行った。これらの模型の動特性を表すために有限要素法により数学モデルを構成し、梁要素を用いてたわみ特性および翼素の実測した回転慣性モーメント値を反映させ数学モデルを得た。この数学モデルを使った振動試験解析では、振動試験結果と良く一致する結果が得られた。

フラッタ実験では、チップフィン形状翼において、チップフィンにあるラダーの回転支持を自由にした場合、通常の激しい主翼の曲げと振りが連成するフラッタを起こすより6割程度の速度領域において、チップフィン特有と思われる主翼の振りモードとラダーの動きが連成した振幅一定のマイルドフラッタが観測された。このフラッタは風速を上げると一旦完全に収まった。

動翼のマスバランス効果について、チップフィン形態でも通常の平面翼の場合と同じように動翼のフラッタを抑える効果が確認され、マスバランスを外すとフラッタ速度は極端に低下した。各条件におけるフラッタ速度は明確に判定することができた。これらより、非平面翼に対するフラッタ解析精度を検証するための有効なデータが得られたと考える。

[謝辞]

本研究は宇宙開発事業団との共同研究として行われたも

のである。研究を遂行するにあたり、宇宙開発事業団筑波宇宙センターの森野美樹主任開発部員に、また、実験を行うにあたり、東京理科大学工学部機械工学科の小林繁夫教授、鳳康宏君、柿崎真二君、鷺谷正史君に多大な協力を得た。ここに謝意を表したい。

さらに、風洞使用に際し、当所新型航空機研究グループの藤枝郭俊グループリーダーを始めとする第11研究グループの協力を得たことを付記する。

参 考 文 献

- 1) 上田哲彦, 山本昌孝:「有翼回収機構造の動的諸問題」, 第33回構造強度に関する講演会, 平成3年7月, 46-49.
- 2) 上田哲彦, 外崎得雄, 岩崎和夫, 森野美樹:「チップフィン・フラッタ低速基礎試験」, 第35回構造強度に関する講演会, 平成5年7月, 206-211.
- 3) 岩崎和夫:「チップフィン形状翼の振動解析モデル」, 第31回飛行機シンポジウム, 平成5年11月, 186-189.
- 4) 上田哲彦, 外崎得雄:「動的変位計測装置を用いた振動試験の自動化について」, 第34回構造強度に関する講演会, 平成4年7月, 134-137.
- 5) 外崎得雄, 上田哲彦:「動的変位計測装置と振動予備実験」, 航空宇宙技術研究所報告準備中.
- 6) 菊池孝男, 萱場重男, 鈴木誠三, 室田勝一, 安藤泰勝, 外立政隆, 上田哲彦, 松下 洸:「フラッタ緊急停止装置について」, 第24回飛行機シンポジウム, 昭和61年11月, 358-361.
- 7) Ueda, T. and Iwasaki, K.: "Vibration Tests in the Time Domain Using a Personal Computer", Theoretical and Applied Mechanics, Vol.35, pp.47-56, 1985.

航空宇宙技術研究所報告1228号

平成6年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田2-1-18

Printed in Japan