

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-643

低アスペクト比後退角付の全可動水平尾翼  
の遷音速フラッタ特性に関する実験的研究

中井 暎一・森田 甫之・菊池 孝男

1981 年 2 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. まえがき .....	1
2. フラッタ模型 .....	2
2.1 翼模型 .....	2
2.2 模型の支持 .....	4
2.3 模型の静的特性 .....	4
2.4 模型の静動特性 .....	4
3. フラッタ試験 .....	9
3.1 フラッタ試験方法 .....	9
3.2 計測方法 .....	9
4. フラッタ試験結果 .....	9
5. 考 察 .....	13
6. 結 論 .....	14

# 低アスペクト比後退角付の全可動水平尾翼 の遷音速フラッタ特性に関する実験的研究\*

中井 暎一\*\* 森田 甫之\*\*\* 菊池 孝男\*\*\*

## An Experimental Investigation on Transonic Flutter Characteristics of Low Aspect-Ratio Sweptback All-Moving Horizontal Tail Surface Models†

Eiichi NAKAI, Toshiyuki MORITA and Takao KUKUCHI

### ABSTRACT

An experimental investigation has been conducted on the transonic flutter characteristics of low aspect ratio thin sweptback all-moving tail surface models, which were supported by a simulated fuselage beam. These experiments were conducted in the NAL 60cm x 60cm transonic blowdown wind tunnel for flutter testing, at Mach numbers from 0.873 to 1.129. The tail surface has sweptback angles of  $42.5^\circ$  at the leading edge and  $10^\circ$  at the trailing edge, an aspect ratio of 1.394, and a taper ratio of 0.318. The wing models have been supported by the narrow width at the root.

Some effects of an added mass at the leading edge of the wing tip on the flutter characteristics were also studied. Added mass improved the transonic flutter characteristics.

It is concluded that the flutter boundaries for the tail surface models were obtained, and that the flutter boundaries expressed by the experimental flutter speed coefficients are characterized by having a minimum value at around Mach number 1.0 in the range of Mach numbers used.

### 1. ま え が き

低アスペクト比後退角付の全可動水平尾翼の遷音速フラッタ特性に関連して遷音速フラッタ試験設備において実験的研究を行なった。

実機の全可動水平尾翼は、左右の翼面が付根翼弦の中心で貫通軸に支持されて、水平尾翼の迎角は操作機構を介して操縦席より操作される。従って水平尾翼は、胴体とは独立してその付根翼弦の一部で貫通軸に取り付けら

れる。また貫通軸は、操作機構の有限の剛性によって弾性支持されて、回転軸まわりの固有振動数を有している。また、翼端前縁に付加した質量のフラッタ特性におよぼす影響が検討された。

本研究のフラッタ試験を行なった翼模型はすべて同じ構造および寸法で、翼端前縁に質量を付加した“マス付翼”と付加しない“クリーン翼”を用いて、付根で全翼弦を固定した翼模型（以下“片持翼”という）、付根翼弦の一部を固定した翼模型（以下“1点支持翼”という）および後部胴体の縦曲げと水平尾翼貫通軸まわりの回転の自由度を有する1点固定翼（以下“尾翼部支持梁翼”という）のフラッタ試験を行なっている。フラッタ試験を行なった場合を表示すると、表1のとおりとなる。

\* 昭和55年11月5日受付

\*\* 機体第二部

\*\*\* 機体第一部

表1 全可動水平尾翼のフラッタ試験

	片持翼	一点固定翼	尾翼部支持はり翼	
			$\omega_R=347\text{c.p.s.}$	$\omega_R=232\text{c.p.s.}$
クリーン翼	○	○	○	
マス付翼		○	○	○

○：フラッタ試験実施

記号

- AR アスペクト比
  - $b_r$  翼面の75%スパン位置の気流方向の半翼弦長
  - $C_R$  翼付根の気流方向の翼弦長
  - $E_1$  曲げ剛性
  - $f_n$   $n$ 次モードの固有振動数 ( $n=1, 2, 3, 4$ )
  - $g$  構造減衰係数
  - $I\alpha$  振り1次ノード線まわりの翼幅等分截片の慣性モーメント
  - $k$  無次元振動数
  - $l$  模型翼面のスパン
  - $m$  質量
  - $M$  マッハ数
  - $q$  動圧
  - $S$  面積
  - $S\alpha$  振り1次ノード線まわりの翼幅等分截片の静モーメント
  - $V$  速度
  - $\lambda$  テーパー比
  - $A_{1/4}$  1/4翼弦線の後退角
  - $A_{1/2}$  翼弦中心線の後退角
  - $A_{L,E}$  前縁の後退角
  - $A_{T,E}$  後縁の後退角
  - $\mu$  質量比
  - $\rho$  空気密度
  - $\omega$  回転角速度
  - $\omega\alpha$  一点固定翼の場合は2次固有振動数, 片持翼および尾翼支持はり翼の場合は3次固有振動数。
  - $\omega_R$  貫通軸の回転の固有振動数
- 下付記号
- $e$  フラッタ実験値

2. フラッタ模型

2.1 翼模型

翼模型の形状は図1に示されるとおりで、前縁および後縁の後退角はそれぞれ42.5°および10°、翼面のア

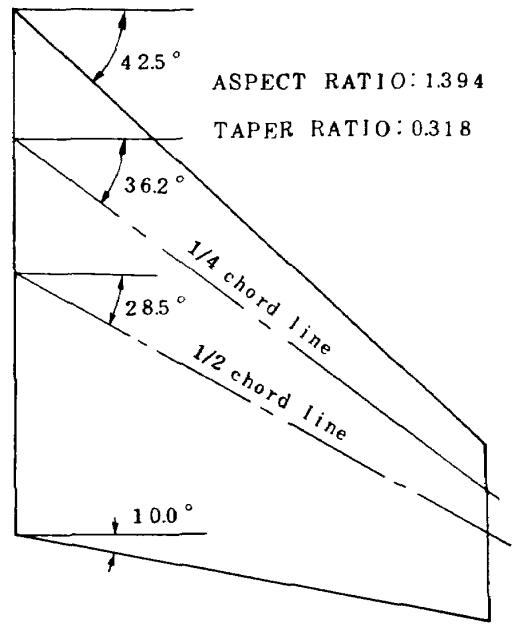


図1 翼模型の平面形

スペクト比およびテーパ比はそれぞれ1.394および0.318である。翼模型の形状の諸数値を表2に示している。

片持翼と一点固定翼の翼模型の形状および寸法は、それぞれ図2および図3に示されている。

翼模型の構造は、図2の翼断面に示されているように、厚さ2mmのマグネシウム板を芯材として、その両面に硬質軽量フォーム・プラスチックを接着して翼断面に成形して、その外面の全翼面に薄い絹を張り、さらにクリヤ・ラッカーを塗布して仕上げています。気流方向の翼型はNACA 65A 0004.8である。

マス付翼は、図3に示される翼先端前縁に芯材のマグネシウム板を切り抜いて、鉛の重錘を埋込んでいる。

表2 翼模型の形状の諸数値

項目	記号	数値	
スパン	1	$0.9194 C_R$	
翼弦(付根部)	$C_R$		
テーパ比	$\lambda$	0.318	
面積	S	$0.6062 C_R^2$	
アスペクト比	AR	1.394	
後退角	前縁	$A_{L,E}$	42.5°
	1/4翼弦線	$A_{1/4}$	36.2°
	1/2翼弦線	$A_{1/2}$	28.5°
	後縁	$A_{T,E}$	10.0°

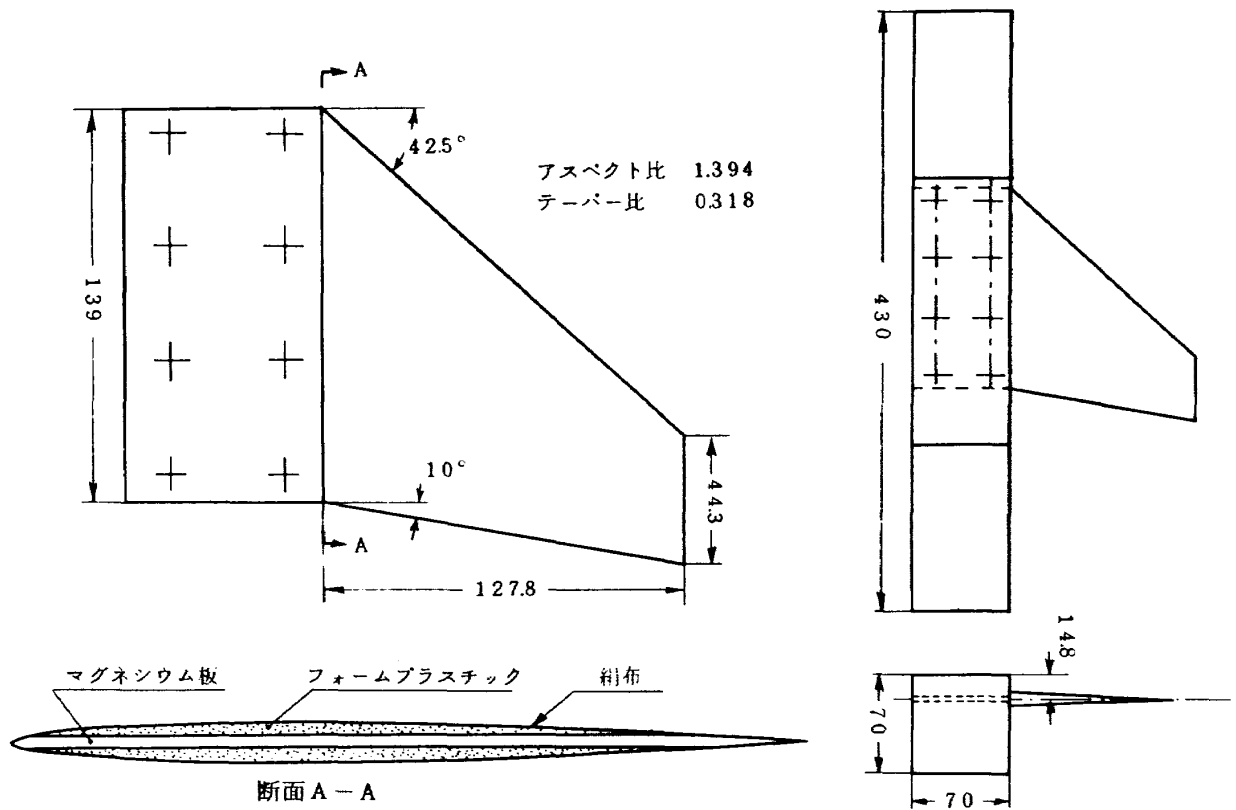


図2 片持翼模型

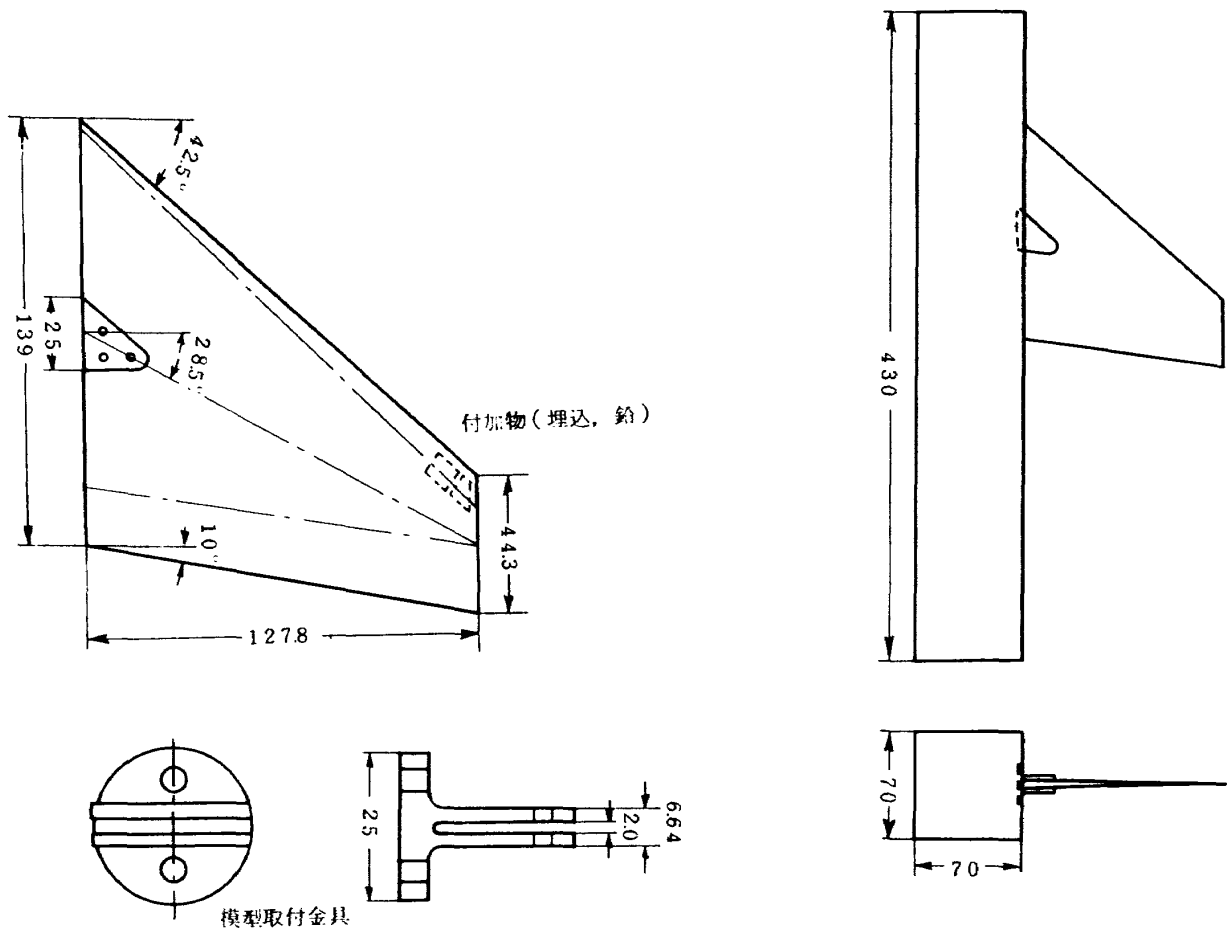


図3 一点固定翼模型

## 2.2 模型の支持

翼模型は、水平に迎角 $0^\circ$ で支持される。

(1) 片持翼：図2に示されるように、芯材のマグネシウム板を延長して模型取付ブロックに、金属板でこの延長部を押えてボルトで固定する。風洞の測定部側壁で、模型出入装置に支持される。

(2) 1点固定翼：図3に示されるように模型取付金具のかんざし状の部分に翼模型付根部の芯材の部分を押し込んで、3本のボルトで固定し、模型取付ブロックの側面の凹部に嵌め込んで2本のビスで取り付ける。模型取付金具は付根翼弦の中心で、 $\frac{1}{2}$ 翼弦線の後退角 $28.5^\circ$ に合せて翼模型を固定する。付根翼弦長の $139\text{mm}$ に対して、模型取付金具の翼弦方向の幅は $25\text{mm}$ である。

(3) 尾翼部支持梁翼：模型の全体組立は、図4のとおりで、模型取付部、尾翼支持梁、貫通軸部および翼模型よりなる。

模型取付部は外径 $7.3\text{mm}$ の鋼製丸棒を上下に2分割して内部をくり抜いて、下部の前端で尾翼部支持梁を4本のボルトで片持式に固定し、模型支持梁の縦方向に曲げ振動できる。上部の外側には剛性の充分に高いダミー垂直尾翼を取り付けている。模型取付部の前後は各2本のボルトでステーングに取り付けて、それ自体もステーングの一部となっている。ステーングの前方は先端よりの衝撃波の発生を防止するために、図5に示されるように集合胴の垂音速の部分にまで延長して、集合胴壁よりの4本のケーブルでステーングの先端部が保持される。このステーング系の1次の固有振動数は、約 $10\text{ c.p.s}$ である。

尾翼部支持梁は、実機の主翼後方取付部より後方の胴体に相当する部分で、矩形の変断面を有する長さ $450\text{mm}$ の高力アルミ合金の中実梁で、梁のスパン上に分割された鉛の重錘を取り付けて胴体質量を相似し、梁のスパン方向の所要の剛性および質量分布を得ている。

貫通軸部は、両翼を支持し、且つ翼面のピッチング運動を生ずる部分である。貫通軸は、上下に分割した取付金具の両側の軸受で支持されて、尾翼部支持梁の固定部より後方 $366.7\text{mm}$ の位置に貫通軸の中心が位置するように3本のビスで固定される。貫通軸の中央で、軸に垂直にピアノ線を挿入して、その両端を上下の取付金具で挟んで固定し、ピアノ線の太さを選んで所要の回転剛性を得ている。回転軸に挿入したピアノ線は、本実験では $3.2\text{mm}\phi$ と $2.3\text{mm}\phi$ で、貫通軸に翼模型を取り付けた回転固有振動数はそれぞれ $347\text{ c.p.s}$ と $232\text{ c.p.s}$ である。貫通軸の両端には、1点固定翼模型の模型取付金具と同じ模型の取付部があって、1点固定翼模型が取り

付けられる。

## 2.3 模型の静的特性

フラッタ試験を行なったクリーン模型翼の平均の重量は約 $4.7\text{gr}$ で、マス付翼模型は鉛重錘 $4.3\text{gr}$ が付加されて平均の重量は約 $5.1\text{gr}$ であった。表3にクリーン翼およびマス付翼模型の、スパン方向に5等分した各区分の質量と振り1次ノード線まわりの静モーメントおよび慣性モーメントを示している。

尾翼部支持梁の縦曲げ剛性および質量の分布は、図6に示されているとおりで実機の値にほぼ縮尺して相似させている。

表3 クリーン翼およびマス付翼模型の質量特性

(a) クリーン翼模型

	$m \times 10^{-3}$ ( $\text{g} \cdot \text{cm}^{-1} \cdot \text{s}^2$ )	$S_a \times 10^{-3}$ ( $\text{g} \cdot \text{s}^2$ )	$I_a \times 10^{-3}$ ( $\text{g} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^2$ )
1	3.80	-1.827	5.87
2	6.77	-3.402	19.43
3	8.99	-5.150	43.32
4	12.57	-12.910	101.51
5	15.30	-23.514	192.77

(b) マス付翼模型

	$m \times 10^{-3}$ ( $\text{g} \cdot \text{cm}^{-1} \cdot \text{s}^2$ )	$S_a \times 10^{-3}$ ( $\text{g} \cdot \text{s}^2$ )	$I_a \times 10^{-3}$ ( $\text{g} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^2$ )
1	8.08	-3.634	10.81
2	6.77	-2.064	17.72
3	8.99	-8.954	50.67
4	12.57	-23.304	132.64
5	15.30	-44.985	292.54

## 2.4 模型の振動特性

翼模型の振動試験は、航空宇宙技術研究所のフラッタ模型振動試験装置を用いて行なった。

クリーン翼の片持翼模型、1点固定翼模型および尾翼部支持梁翼模型の振動試験の結果を表4に示している。なお風洞の模型出入装置に取り付けた状態での自由減衰曲線より求めた構造減衰係数 $\beta$ も表4に示されている。

表5に尾翼部支持梁模型としてフラッタ試験を行なった翼番号M-23とM-24の組について、翼模型の支持状態が、1) 1点固定 2) 尾翼取付金具に貫通軸を通してその両端に1点固定で、貫通軸の回転を拘束して固定にした場合と、回転自由の場合、3) 尾翼部支持梁に貫通軸の回転が自由の場合について、支持の剛性の低下に対する固有振動数の変化を比較して示している。

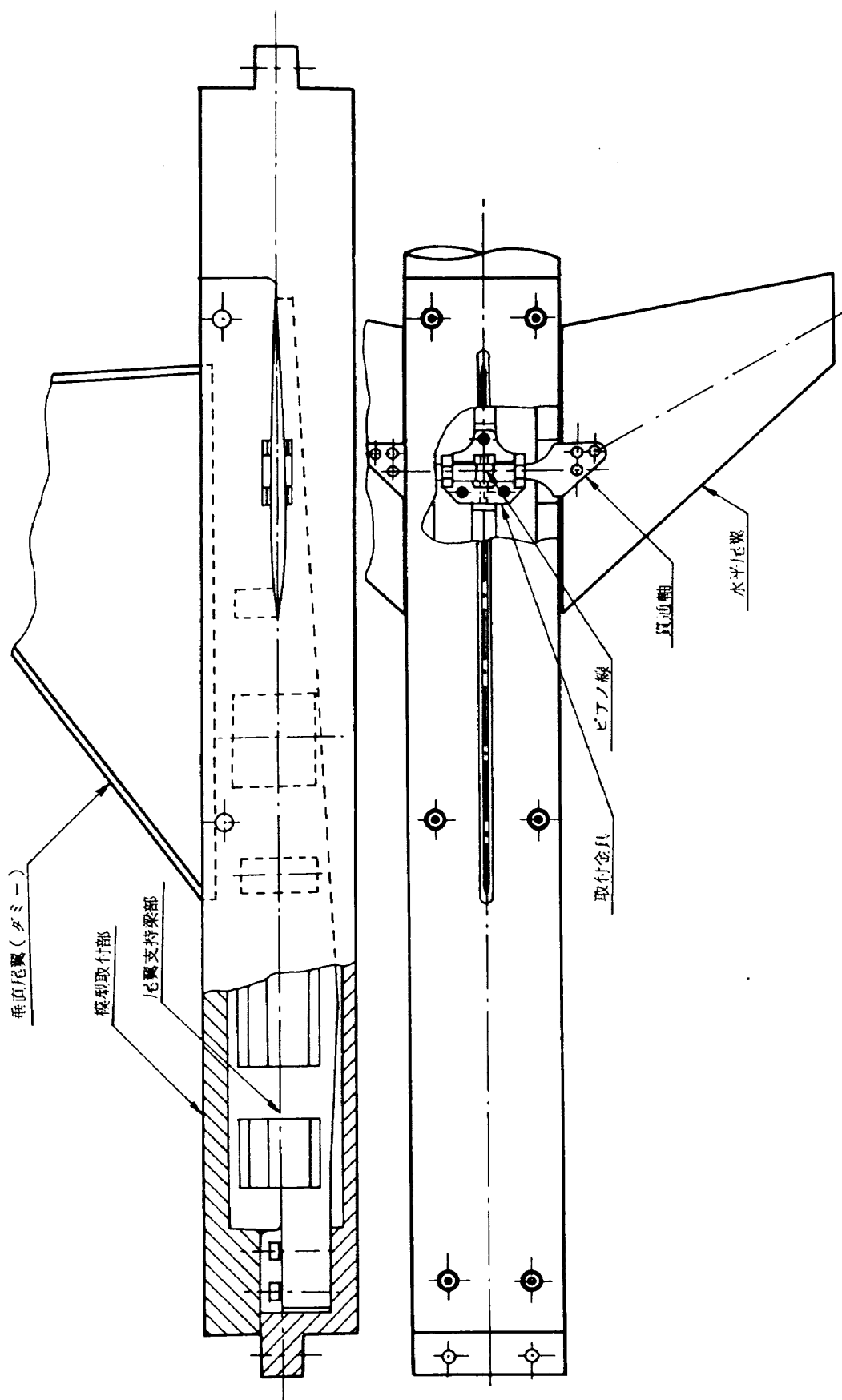


図4 尾翼部支持はり翼模型組立

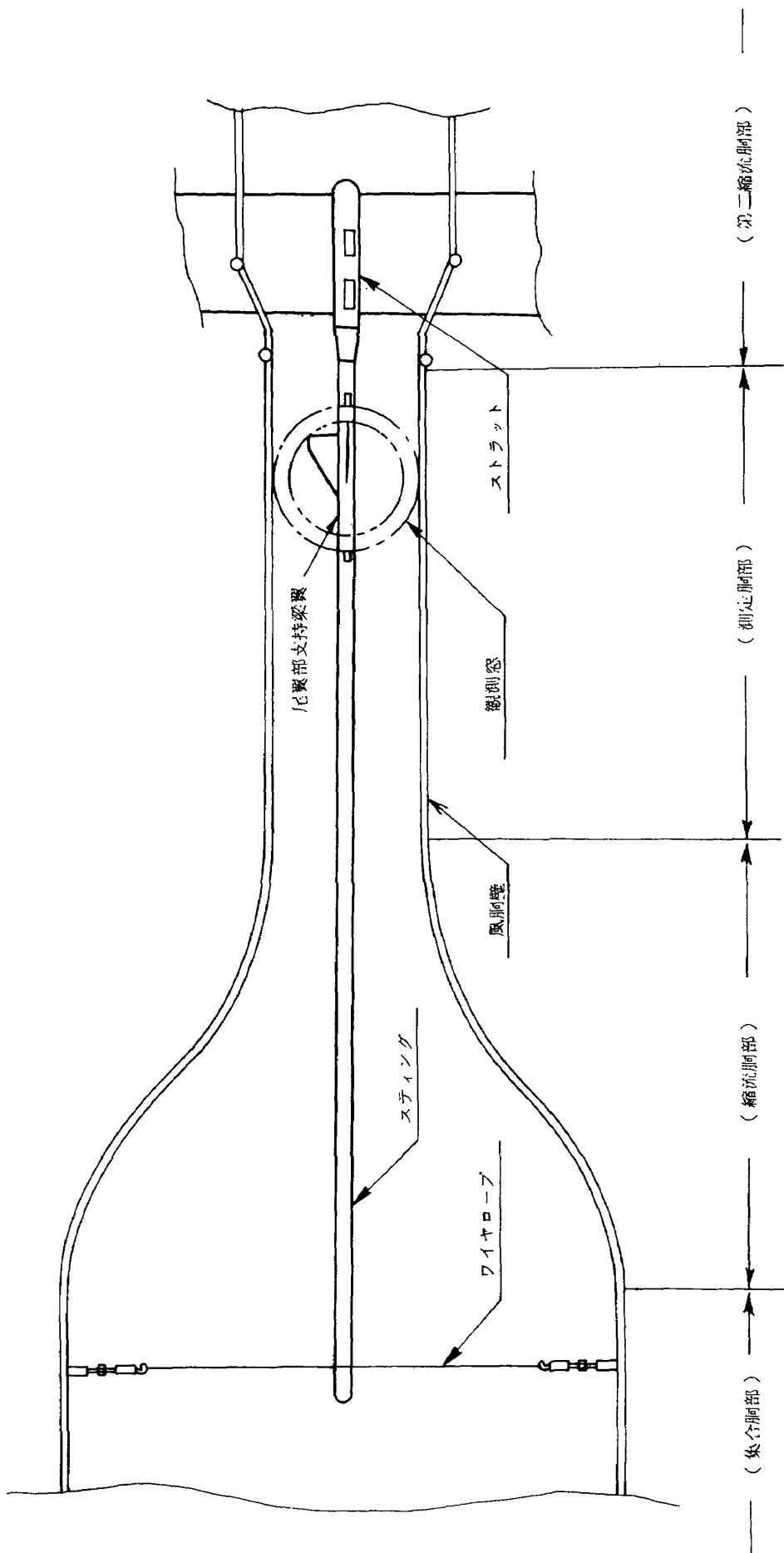


図5 尾翼部支持梁翼模形の風胴스팅グへの取付方法



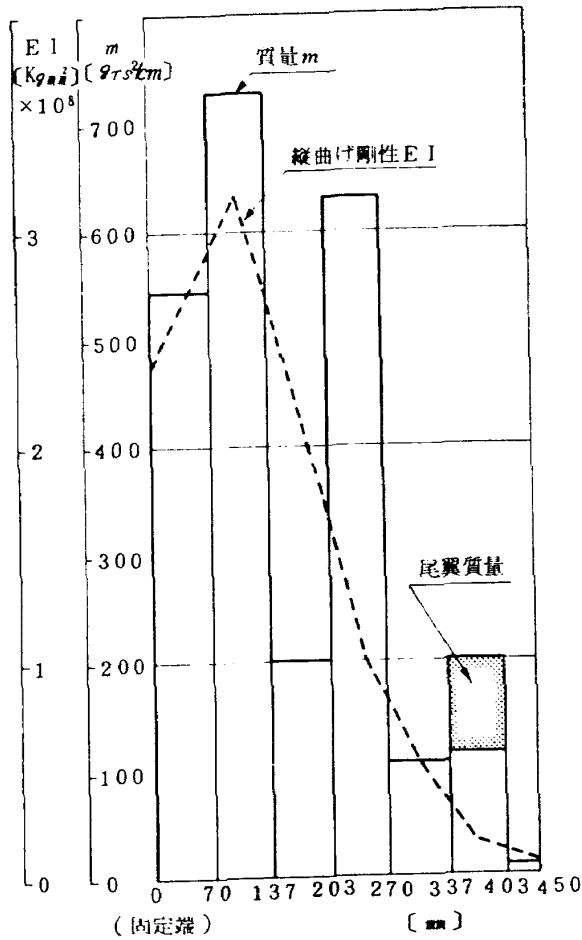


図6 模型組立の質量および縦曲げ剛性分布

マス付翼の1点固定翼模型および尾翼部支持梁模型の振動試験の結果を表6に示している。尾翼部支持梁模型では、回転固有振動数 $\omega_R$ は347 c.p.sと、232 c.p.sの2つの場合がある。

各固有振動モードにおいて、翼面に砂粒を撒いてノード線が得られた。図7には片持翼模型、1点固定翼模型のクリーン翼およびマス付翼の代表例のノード線を比較して示している。

図8には尾翼部支持梁翼模型のクリーン翼で $\omega_R = 347$  c.p.sの、図9には尾翼部支持梁翼模型のマス付翼で $\omega_R = 347$  c.p.sと $\omega_R = 232$  c.p.sの場合の1例が示されている。

表4 実験固有振動数(クリーン翼)

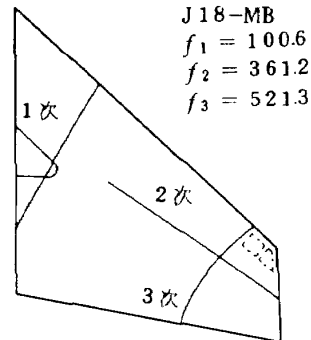
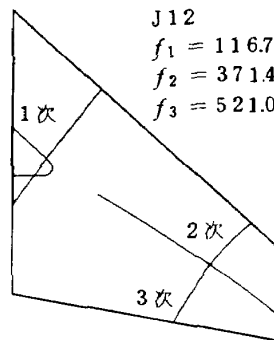
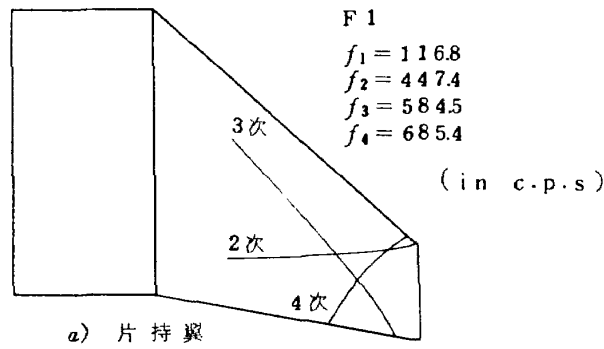
翼模型 番号	振動数 (c.p.s)				$\eta$
	1次	2次	3次	4次	
片持翼					
F 1	116.8	447.4	584.5	685.4	0.02
一点固定翼					
J 3	118.7	375.1	494.1		0.027
J 7	114.5	367.6	511.2		0.017
J 9	114.2	358.1	515.6		0.026
J 10	116.0	368.3	520.4		0.022
J 12	116.7	371.4	521.0		0.032
J 36	114.9	356.9	517.8		0.028
M 8	122.3	388.5	531.3		0.036
M 59	119.1	387.5	526.2		0.025
M 80	125.2	394.6	547.2		0.023

翼模型 番号	一点固定			支持梁( $\omega_R=347$ c.p.s)			
	1次	2次	3次	1次	2次	3次	4次
J 5	119.6	371.3	524.0	109.0	278.2	326.9	
J 6	122.8	367.3	528.0	110.0	281.7	331.3	
J 15	114.2	362.9	516.1	117.1	289.4	338.7	515.0
J 16	116.4	361.9	522.0	117.1	289.9	336.4	515.0
M 15	118.3	376.7	518.6	121.3	282.9	332.1	
M 16	119.0	379.4	519.0	121.4	282.4	333.5	
M 23	119.2	364.4	520.7	112.7	273.0	324.5	
M 24	117.3	364.0	518.9	112.6	273.9	326.4	

表5 翼の支持状態別の振動数(c.p.s.)

支持状態		モード	M 24	M 23
一点固定		1次	117.3	119.2
		2次	364.0	364.4
		3次	518.9	520.7
尾翼 取付部	回転 固定	1次	108.2	108.7
		2次	364.8	353.9
		3次	468.5	470.0
	回転 自由	1次	103.6	103.8
		2次	318.4	318.9
		3次	418.3	418.8
		回転	(347.0)*	
尾翼部 支持梁	回転 自由	1次	112.6	112.7
		2次	273.9	273.0
		3次	326.4	324.5
			回転	312.0
		支持梁	68.1	
支持梁のみ			96.1	

\* 翼と等価な慣性モーメントを附加した場合の値



b) 一点固定翼(クリーン翼)      c) 一点固定翼(マス付翼)

図7 固有振動ノード線

表6 実験固有振動数(マス付翼)

翼模型番号	振動数 (c.p.s)			g
	1 次	2 次	3 次	
一点固定翼				
J16-MB	111.3	379.5	547.3	0.027
J17-MB	101.8	358.7	518.4	0.028
J18-MB	100.6	361.2	521.3	0.021
M39-MB	109.6	376.0	528.9	0.024

翼模型番号	一点固定			支持梁			
	1 次	2 次	3 次	1 次	2 次	3 次	4 次
$\omega_R = 347 \text{ c.p.s}$							
J19-MB	98.5	356.8	517.1	105.4	285.6	330.9	507.5
J20-MB	101.3	366.1	517.0	105.6	285.1	331.0	507.0
J21-MB	100.8	360.3	517.0	103.9	285.1	338.0	501.9
J22-MB	99.8	355.5	512.9	103.8	285.2	337.1	501.4
J25-MB	98.9	351.5	509.7	105.6	286.9	340.0	508.9
J26-MB	99.6	352.1	515.4	105.7	286.2	341.9	509.7
$\omega_R = 232 \text{ c.p.s}$							
J 3-MB	101.0	359.0	515.6	85.8	277.0	321.9	517.2
J 6-MB	103.0	365.6	520.9	85.7	276.6	321.8	517.7
M40-MB	104.9	367.6	517.4	89.3	289.3	342.0	522.3
M41-MB	108.3	378.9	508.1	89.6	289.8	342.4	522.0
J55-MB	100.5	348.6	510.7	84.2	285.1	346.6	521.6
J56-MB	98.4	345.9	508.1	84.9	286.5	346.5	520.4

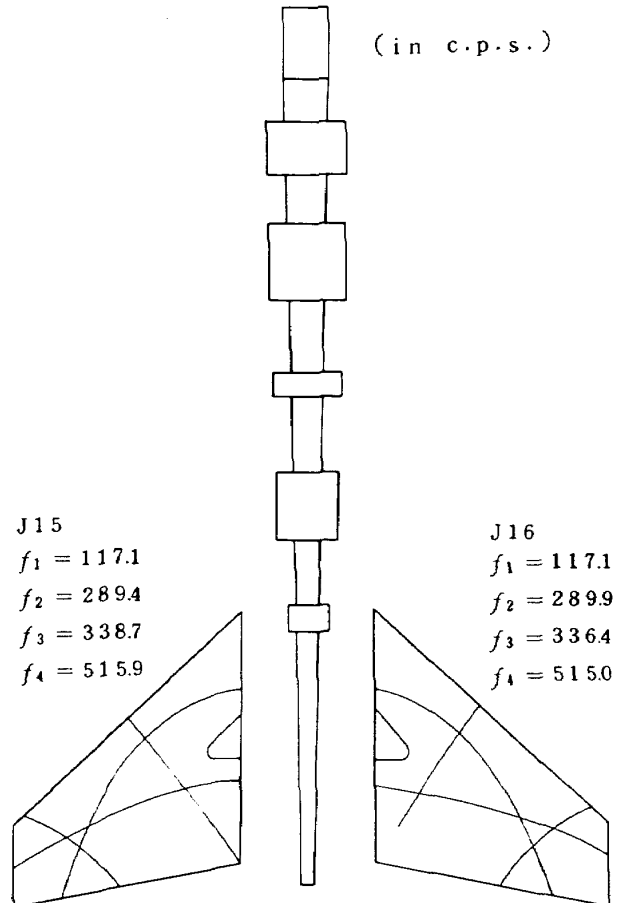


図8 固有振動ノード線 — 尾翼部支持はり模型(クリーン翼)

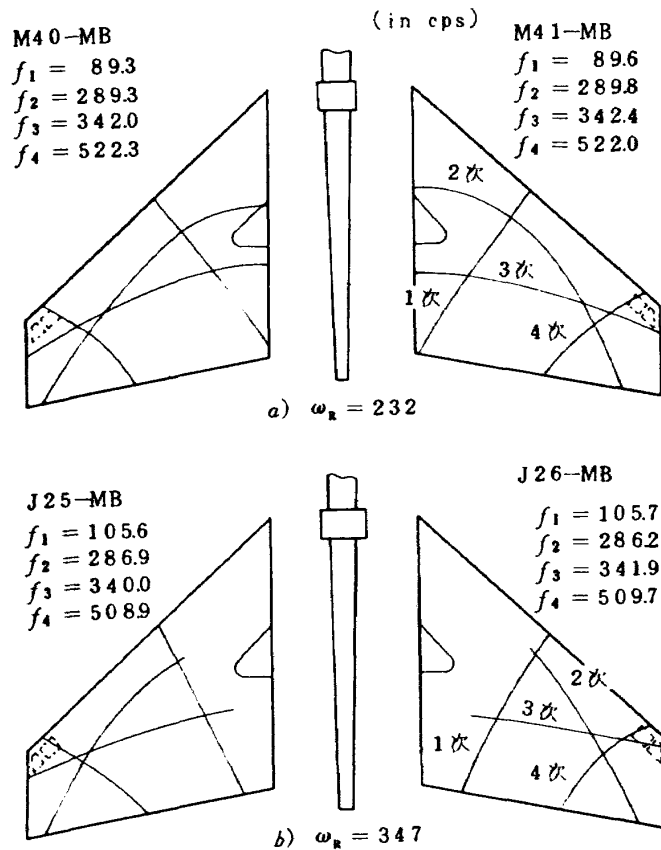


図9 固有振動モード線—尾翼部支持はり模型(マス付翼)

### 3. フラッタ試験

フラッタ試験は、航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備において、上下多孔壁を用いてマッハ数0.873~1.129の遷音速領域で行なわれた。

#### 3.1 フラッタ試験方法

片持翼および1点固定翼の場合は、翼模型を取付けた模型取付ブロックを風洞の模型出入装置に装着して測定部外に保持し、風洞運転開始後、測定部の気流が安定した後、翼模型は測定部に射出された。風洞の運転は予定のマッハ数に設定して、測定部の密度をフラッタが発生すると予想されるより低い値から高い値に掃引変化させてフラッタ点を得る。フラッタ発生後は翼模型の破壊防止のために模型出入装置を作動させて翼模型を測定部外に取出して風洞を停止する。尾翼部支持梁翼模型は、前端が集合胴壁より4本のワイヤで支えられ、後端がストラットに固定されたステーグの中間に固定されて、翼模型は水平に支持される。風洞の運転は片持翼の場合と同じであるが、翼が気流中に終始曝されるので、フラッタ発生ごとに翼模型は破壊した。

#### 3.2 計測方法

いずれの場合も歪ゲージを用いて片持翼の場合は翼の曲げと振りを、尾翼部支持梁翼の場合は両翼の曲げ、振れ、回転軸の回転と支持梁の縦曲げ振動を、動歪計を通してオンログラフに、また風洞の露み点圧力と温度および測定部静圧を自動平衡記録計にそれぞれ同期して記録した。また高速度カメラによる撮影を行なった。

### 4. フラッタ試験結果

試験によって得られたフラッタは、片持翼および1点固定翼の場合は、曲げと振れの連成の古典的な型式であった。尾翼部支持梁翼の場合は、尾翼支持梁(胴体)の縦曲げ、貫通軸の回転および翼模型の1次モードと2次モードの連成型であった。

フラッタ試験によって得られた実験値および関連の計算値が、クリーン翼模型およびマス付翼模型について、それぞれ表7および表8に示されている。表中のフラッタ質量比 $\mu_0$ は、翼模型の密度と、付根翼弦と翼端翼弦を直径とする円を端面とする截頭円錐の体積のフラッタ発生点における空気密度の比である。また実験フラッタ速度係数 $\frac{V_e}{P_r \omega_\alpha} \cdot \frac{1}{\sqrt{\mu_0}}$ の中の $b_r$ は $1/4$ スパン位置の $1/2$ 翼弦長、 $\omega_\alpha$ は1点固定翼の場合は2次固有振動数、片持翼および尾翼支持はり翼の場合は3次固有振動数である。

表7 フラッタ実験結果(クリーン翼)

翼模型 番号	$M$	$\rho_e$ Kg·s <sup>2</sup> /m <sup>4</sup>	$V_e$ m/s	$q_e$ Kg/m <sup>2</sup>	$\mu_e$	$\omega_e$ rad/s	$k_e$	$\frac{V_e}{b \omega_e \mu_e}$
片持翼								
F 1	1.010	0.2522	315.8	12575	2091	1161	0.1250	0.5534
一点固定翼								
M 59	0.873	0.2252	281.4	8920	2315	1256	0.1518	0.707
J 36	0.916	0.1789	285.9	7319	2897	1256	0.1494	0.697
J 10	0.928	0.1713	297.3	7569	3005	1183	0.1353	0.689
J 9	0.949	0.1541	305.7	7201	3337	1152	0.1281	0.692
J 12	0.993	0.1509	315.8	7527	3403	1151	0.1239	0.682
J 3	1.105	0.2087	327.9	11220	2455	1240	0.1286	0.826
J 7	1.113	0.1831	347.9	10996	2823	1334	0.1304	0.831
J 36	1.129	0.1967	339.3	11319	2635	1321	0.1324	0.867
尾翼部支持梁 $\omega_R = 347$ c.p.s								
M 23	0.895	0.1729	281.5	6851	31.82	1099	0.1327	0.7199
M 24					31.69			0.7171
M 15	0.920	0.1615	287.3	6667	35.44	1099	0.1301	0.6802
M 16					34.75			0.6841
J 5	1.052	0.1455	319.2	7411	35.37	1047	0.1115	0.7685
J 6					35.37			0.7583
J 15	1.099	0.1500	344.6	8905	34.60	1193	0.1177	0.8095
J 16					34.27			0.8190

本研究のフラッタ試験においては、同一の寸法、形状および構造の模型によってフラッタ点が得られているので、フラッタ密度で比較することができる。表7および表8のフラッタ密度をマッハ数に対して、全翼模型について図10にプロットして示している。

図11に片持翼および、クリーン翼と、マス付翼の一点固定翼のフラッタ密度をマッハ数に対してプロットしている。片持翼模型については、このマッハ数範囲で最低のフラッタ密度を示すと考えられるマッハ数1.0においてのみ実験点が得られており、これ以外のマッハ数においては風洞の運転範囲内でフラッタ点を得ることは困難であった。この図より、クリーン翼の状態では片持翼が一点固定翼になると、フラッタ密度は約40%減少する。一点固定翼のクリーン翼に比して、マス付翼のフラッタ密度は約20%増加して、その効果は大きい。

図12は、尾翼部支持梁翼の $\omega_R = 347$  c.p.sのクリーン翼、 $\omega_R = 347$  c.p.sと232 c.p.sのマス付翼のフラッタ密度をマッハ数に対してプロットしている。 $\omega_R$ が347 c.p.sの場合にはマッハ数1.0以下ではマス付翼とクリーン翼の差が殆どないが、マッハ数1.05以上ではマス付翼の方が30%程度フラッタ密度が高い。貫

通軸の回転剛性すなわち $\omega_R = 347$  c.p.sから232 c.p.sへの低下は、マッハ数1.0以下で10~20%のフラッタ密度の減少となっている。

図13および図14には、それぞれクリーン翼模型とマス付翼模型の場合の、一点固定翼と尾翼部支持梁翼( $\omega_R = 347$  c.p.s)のフラッタ密度をマッハ数に対してプロットしている。これらの図により、一点固定翼のフラッタ密度に対して、尾翼部支持梁翼のフラッタ密度が低下する量は、マス付翼の場合の方が、クリーン翼より大きいことがわかる。

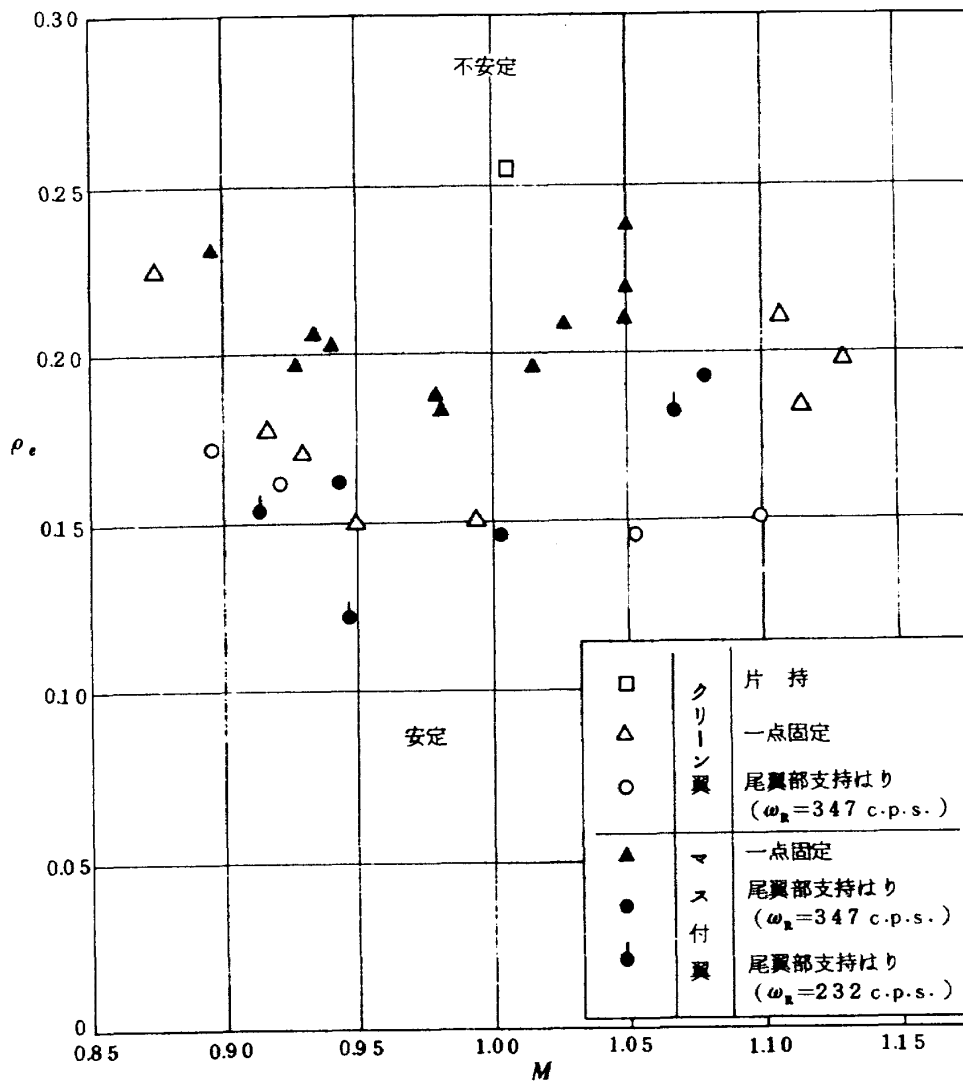


図10 マッハ数に対するフラッタ密度

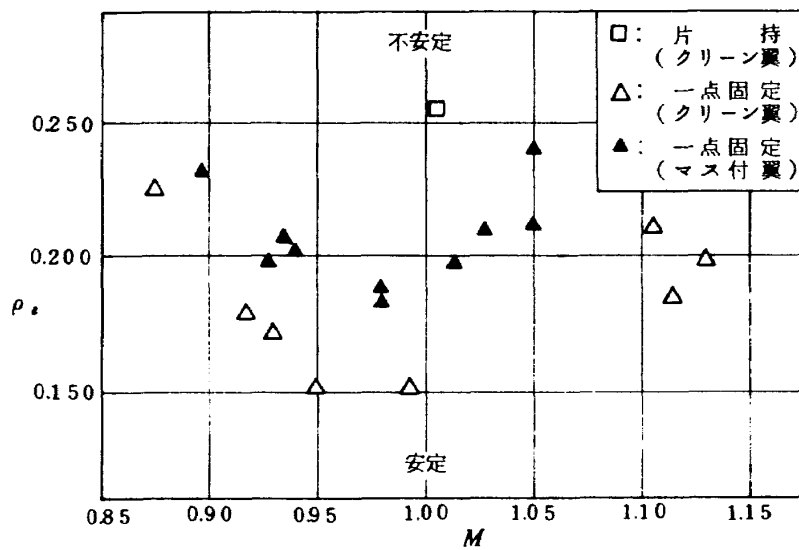


図11 マッハ数に対するフラッタ密度の変化  
(片持翼および一点固定翼)

表8 フラッタ実験結果(マス付翼)

翼模型 番号	$M$	$\rho_e$ Kgs <sup>2</sup> /m <sup>4</sup>	$V_e$ m/s	$q_e$ Kg/m	$\mu_e$	$\omega_e$ rad/s	$k_e$	$\frac{V_e}{b\omega_e}$
一点固定翼								
M39-MB	0.886	0.2320	278.5	9000	23.82	1256	0.1533	0.711
J17-MB	0.627	0.1982	294.9	8619	28.44	992	0.1144	0.722
	0.935	0.2082	297.6	9218	27.08	1986	0.1126	0.746
	0.941	0.2039	297.5	9028	25.12	972	0.1111	0.775
J18-MB	0.981	0.1834	312.6	8958	30.79	1011	0.1100	0.730
J17-MB	0.980	0.1886	308.5	8975	29.88	972	0.1071	0.737
	1.014	0.1964	317.3	9886	28.70	986	0.1056	0.773
J16-MB	1.027	0.2094	315.7	10437	26.38	1086	0.1170	0.765
J17-MB	1.051	0.2101	312.0	11290	26.82	1046	0.1140	0.826
J16-MB	1.051	0.2399	321.3	12388	23.03	1099	0.1163	0.834
尾翼部支持梁 $\omega_R = 347$ c.p.s								
J25-MB	0.944	0.1626	303.6	7494	34.66	864	0.0957	0.6864
J26-MB					34.66			0.7100
J19-MB	1.003	0.1456	319.0	7407	38.56	898	0.0957	0.7276
J20-MB					38.91			0.7250
J21-MB	1.079	0.1934	338.5	11077	29.20	977	0.0981	0.8674
J22-MB					29.26			0.8689
尾翼部支持梁 $\omega_R = 232$ c.p.s								
M40-MB	0.913	0.1555	284.2	6277	40.72	942	0.1126	0.6250
M41-MB					40.72			0.6268
M55-MB	0.948	0.1316	295.8	5756	35.46	854	0.0981	0.6260
M56-MB					35.67			0.6262
J 3-MB	1.069	0.1819	324.6	9581	31.02	1011	0.1059	0.8483
J 6-MB					30.92			0.8495

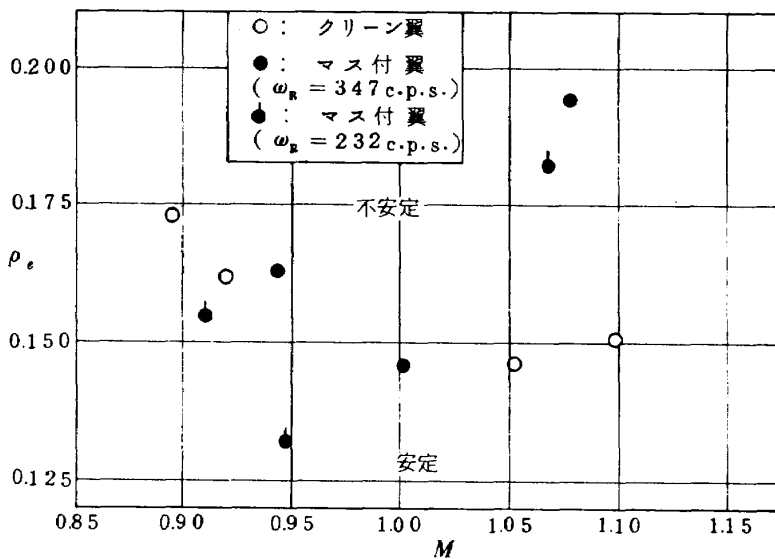


図12 マッハ数に対するフラッタ密度の変化 (尾翼部支持梁翼)

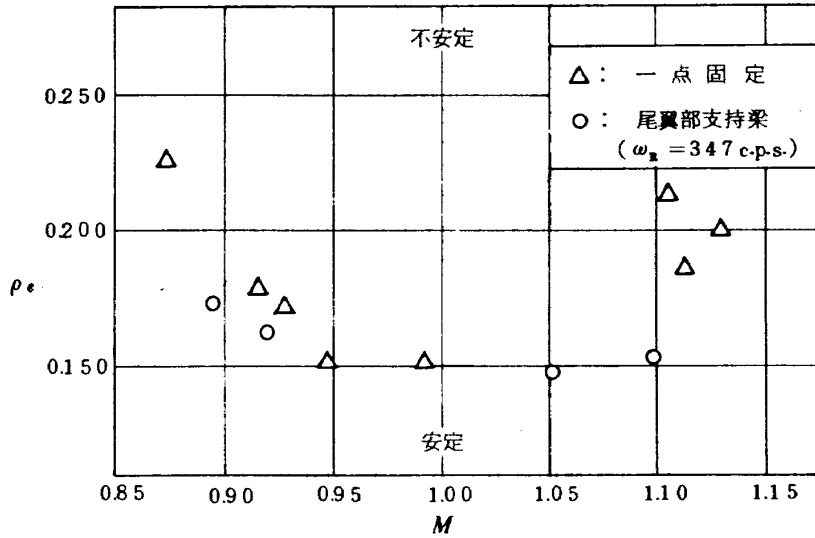


図13 マッハ数に対するフラッタ密度の変化 (クリーン翼)

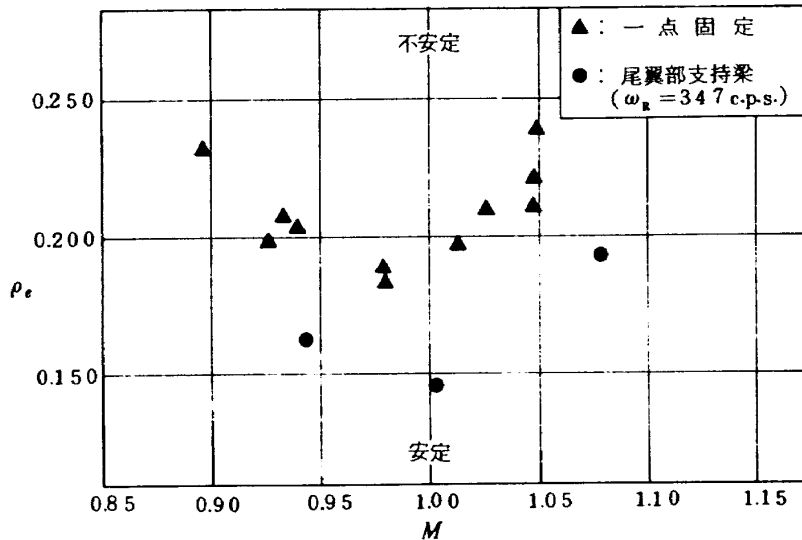


図14 マッハ数に対するフラッタ密度の変化 (マス付翼)

5. 考 察

(1) 図11に示されているように、クリーン翼の付根条件が片持全翼弦固定から翼弦の約18%の幅を固定した一点固定翼になると、フラッタ密度は約60%と大幅に低下する。この低下は、表4に示されているように片持翼の2次モードの固有振動数447.4 c.p.sが、一点固定翼の場合には380 c.p.s程度に低下することおよび図7に示されているように両方の翼模型の2次モードのノード線を比較すると、スパンの翼端に近い部分で片持翼に比して一点固定翼では後縁側にずっと移動することによる。

(2) 一点固定翼のクリーン翼模型の翼端前縁に垂錘を

付加することによって、図11の“△”と“▲”を比較すると、フラッタ密度の大幅な向上に寄与していることが示されている。

これは、表4と表6で示されているように、マスを付加することによって、マス付翼とクリーン翼では固有振動はほぼ同じであるが、図7の(b)および(c)の比較によって示されるようにマス付翼のノード線の方が、翼端においてクリーン翼より翼弦の約20%前縁の方へ平行移動していることに因る。

(3) 尾翼部支持梁翼においては、図12において貫通軸回転固有振動数  $\omega_r = 347$  c.p.sのクリーン翼とマス付翼の比較をすると、マス付翼の方がフラッタ密度が高い。またマス付翼で  $\omega_r$  が347 c.p.sと232 c.p.s

の場合を比較すると $\omega_R$ の低い232 c.p.s.の場合の方がフラッタ密度が低い。

## 6. 結 論

低アスペクト比後退角付の全可動水平尾翼に関連して、遷音速フラッタ特性の実験的研究を行なった。本実験を行なった模型の形状と構造およびマッハ数範囲に対して、次の結論を得た。

(1) フラッタ試験を行なったマッハ数範囲内では、いずれの形状、構造の翼模型の場合も、マッハ数が1.0の近傍でフラッタ安定領域が最も狭くなり、それよりマッハ数が増加しても、減少してもフラッタ安定領域は増加する。

(2) 翼付根が全翼弦にわたって固定されている片持翼に対して、全可動水平尾翼の場合に見られるような付根翼弦の狭い範囲を固定する1点固定翼のフラッタ安全領域は大幅に減少する。

(3) 先端前縁に重錘を付加したマス付翼のフラッタ性能は、重錘を付加しないクリーン翼に比してフラッタ性能は改善される。このことは1点固定翼および尾翼部支持梁翼の両者の場合についていえる。

(4) 尾翼部の貫通軸回転固有振動数の低下は、フラッタ安定領域の減少となる。

## 参 考 文 献

1. 中井暎一, 橋爪宏, 中村泰治: “航空技術研究所 (60cm×60cm) 遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験”, 航空技術研究所報告 NAL TR-5, 1960年12月
2. 中井暎一, 森田甫之, 高木俊朗: “薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性に及ぼす集中質量の位置の影響について”, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-226, 1970年11月



---

## 航空宇宙技術研究所報告 643号

昭和56年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段南4-2-12

---