

UDC 533.6.013.422:
533.6.011.3/.5:
533.693.1

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-288

低アスペクト比後退角片持平板翼の
遷・超音速フラッタ特性

中井 暎一・森田 甫之・菊池 孝男
高橋 実・東久保正年

1972 年 5 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|-----------|--|
| TR-265 | ガスタービン用流体温度検出器
Fluidic Turbine Inlet Gas Temperature Sensor | 1972年1月 | 西尾健二, 遠藤征紀
遠藤篤和 |
| TR-266 | 鈍い頭部を有するロケット胴体の空力特性に関する二, 三の考察
Some Considerations on the Aerodynamic Characteristics for a Body of Rocket with Blunt Nose | 1972年1月 | 河本 巖 |
| TR-267 | フロントファンの研究
Aerodynamic Design and Test Result of Front Fans | 1972年1月 | 藤井昭一, 西脇英夫
五味光男, 菅原 昇
武田克己 |
| TR-268T | Aerodynamic Design and Test Results of Front Fans | Jan. 1972 | Shoichi FUJII,
Hideo NISHIWAKI,
Mitsuo GOMI |
| TR-269T | Approximation of Linear Operator Semi-groups | Feb. 1972 | Tadayasu TAKAHASHI |
| TR-270 | 円筒殻の座屈実験
The Experiments on the Buckling of Circular Cylindrical Shells | 1972年2月 | 戸田 勲, 日下和夫 |
| TR-271 | 並列結合はりの振動
On the Vibration of Three-Parallel-Beams | 1972年2月 | 林 洋一, 築地恒夫 |
| TR-272 | 遷音速軸流タービンの研究(第一報)
—タービンノズル円環翼列の実験—
An Investigation of a Transonic Axial-Flow Turbine (I)
—A Cold Air Test of the Annular Turbine Nozzle Cascade— | 1972年2月 | 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸
森田光男, 井上重雄
関根静雄 |
| TR-273 | 高速軸流タービンの研究(第二報)
—1段軸流タービンの研究—
An Investigation of a High Speed Axial-Flow Turbine (II)
—A Investigation of a Single Stage Turbine— | 1972年2月 | 鳥崎忠雄, 森田光男
能瀬弘幸, 関根静雄
井上重雄 |
| TR-274 | 軸流圧縮機ディスクの強度
(1 外周付近に多数のピン孔を有するディスク)
Investigation of Strength of Axial-Flow Compressor Disc
(1 On the Disc with Many Pin Hole) | 1972年2月 | 松末勝利 |
| TR-275 | 高度制御試験設備
Height Control Test Equipment for VTOL Aircraft | 1972年2月 | 松木正勝, 鳥崎忠雄
西尾健二, 遠藤征紀
吉田晃, 山田克己
岩部柱相, 武田克己
関根静雄, 越 沼 威 |
| TR-276 | フライングテストベッド機体総合実験
—エンジンを除く本体の機能—
Overall Ground Experiments on Flying Test Bed for VTOL Aircrafts at National Aerospace Laboratory | 1972年2月 | 滝沢直人, 田辺義一
渋谷昭義, 小川敏夫
藤枝郭俊, 甲斐忠幸
西村博史, 小野 幸
後藤芳夫 |
| TR-277 | 円環状デフューザの乱流境界層の発達
Development of Turbulent Boundary Layers Along the Curved Walls of an Annular Diffusing Passage | 1972年2月 | 藤井昭一, 五味光男
西脇英夫
Theodore H. OKIISHI |
| TR-278T | Development of Turbulent Boundary Layers Along the Curved Walls of an Annular Diffusing Passage | Feb. 1972 | Shoichi FUJII
Theodore H. OKIISHI |
| TR-279 | 直線硬化特性材料での有孔帯板内の応力およびひずみの集中係数について
Stress and Strain Concentration Factor of Strips With a Control Circular Hole in Linearly Strain-Hardening Materials | 1972年2月 | 青木由雄, 倉元真実
小林芳人, 国尾 武 |

低アスペクト比後退角片持平板翼の 遷・超音速フラッタ特性*

中井 暎一**・森田 甫之**・菊池 孝男**

高橋 実**・東久保正年**

Transonic and Supersonic Flutter Characteristics of Low Aspect Ratio and Sweptback Thin Cantilever Wings

By Eiichi NAKAI, Toshiyuki MORITA, Takao KIKUCHI,
Minoru TAKAHASHI and Masatoshi TOOKUBO

An experimental investigation has been conducted on the transonic and supersonic flutter characteristics of thin cantilever wings having sweptback angles of 42.5° and 10° at leading and trailing edges, respectively, an aspect ratio of 1.344 and a taper ratio of 0.63. The experiments have been conducted at Mach numbers from 0.757 to 1.5 in the NAL $0.6\text{ m} \times 0.6\text{ m}$ transonic blowdown wind tunnel for flutter testing, and from 1.5 to 2.009 in the NAL $1\text{ m} \times 1\text{ m}$ supersonic blowdown wind tunnel.

The flutter boundary of the experimental stiffness-altitude coefficients is characterized by having a maximum value at around Mach number 1.05 in the transonic speed range, and by increasing the value with the increase of Mach number in supersonic speed range.

The experimental results of transonic and supersonic speed ranges are compared with the calculated results employing the aerodynamic force according to two-dimensional incompressible unsteady flow theory, and according to quasi-steady second-order theory, respectively.

1. 概 要

前縁および後縁の後退角をそれぞれ 42.5° および 10° アスペクト比 1.344 およびテーパ比 0.63 の平面形を有する薄い片持平板翼模型を用いて、マッハ数 0.757~2.0 の速度領域で、いかなるフラッタ特性を有するかを実験的に調べた。

実験に使用された風洞は航空宇宙技術研究所の $60\text{ cm} \times 60\text{ cm}$ 遷音速フラッタ試験設備および吹出式超音速風洞で、それぞれマッハ数 0.757~1.5 およびマッハ数 1.489~2.009 の範囲で実験を行なった。実験結果は高度剛性係数および実験フラッタ速度と理論計算フラッタ速度との比をマッハ数の関数として表わしている。高度剛性係数で表わした不安定領域は、遷音速領域ではマッハ数 1.05 で最も広く、マッハ数 1.3 を超えた超音速領域では、マッハ数の増加とともにほぼ

直線的に広がる。空気力に、遷音速領域においては二次元非圧縮性非定常空気力を、超音速領域においては準定常二次理論圧縮性空気力を用いた理論計算によって得られるフラッタ速度を計算フラッタ速度とし、実験フラッタ速度を除して得られるフラッタ速度比をマッハ数に対して示している。

2. ま え が き

翼の高速度フラッタ特性について、遷音速および超音速の両速度領域にわたって連続的に研究された報告がないので、これらの領域で薄い片持平板翼を用いて実験を行なってその特性を明らかにするとともに、理論計算との比較の基準となる実験フラッタ資料を提供することを目的としている。

3. 記 号

a : 音速

b : 半翼弦長

b_r : 翼面の 75% スパン位置の気流方向の半翼弦

* 昭和 47 年 4 月 4 日

** 機体第一部

長

C : 任意翼幅における翼弦長

C_R : 翼付根の気流方向の翼弦長

C_T : 翼先端の気流方向の翼弦長

f : 振動数

g : 構造減衰率

I_a : 振動の振り一次モードのノード線まわり翼幅の 1/8 等分截片当りの慣性モーメント

k : 相当振動数 ($=b_r\omega/V$)

L : 翼付根翼弦に直角に測った翼面翼幅

m : 翼幅の 1/8 等分截片当りの質量

M : マッハ数

S : 振動の振り一次モードのノード線まわり翼幅の 1/8 等分截片当りの静モーメント

q : 動圧

V : 速度

W : 翼面重量

X : 前縁から翼付根翼弦に平行に測った距離

Y : 翼付根から翼付根翼弦に直角に測った距離

Z : 正規化変位

η : 分割区分

μ : 密度比

ρ : 空気密度

ω_a : 円振動数

下付記号

e : 実験値

th : 理論計算値

$6.9 \times 10^{-6} \text{ kgH}_2\text{O/kg air}$) を放出することによって運転中に総圧を掃引して変化させ測定部に所定の気流を得る事ができる。遷音速フラッタ試験設備においては、マッハ数約 0.8~1.2 の範囲でフラッタ境界が得られる程度の密な間隔で、またマッハ数 1.3, 1.4 および 1.5 で実験を行ない、吹出式超音速風洞においては、マッハ数 1.5~2.009 の範囲でマッハ数約 0.125 おきに実験を行なった。従ってマッハ数 1.5 では両風洞での実験の資料が得られている。

4.2 実験方法⁴⁾

翼模型は測定部側壁から風洞の中心面内において迎角 0° で片持式に支持された。この翼模型にフラッタを発生させるために、風洞測定部におけるマッハ数を一定の値に保ち、測定部密度に対応する静み点圧力を模型がフラッタを発生すると予想されるより十分低い値から徐々に掃引変化させる方法を用いた。フラッタ発生が確認されると、直ちに模型の破壊を防止するために、模型出入装置の操作によって模型を測定部より取出し、それに続いて風洞を停止した。

翼模型の曲げおよび振り変形を検出するために、歪ゲージを翼模型付根付近に貼付した。特に振り変形検出のための歪ゲージについては、曲げ変形信号成分の混入の最も少ない方向を選び、その方向に歪ゲージ軸を合せて貼付した。歪ゲージにより検出された曲げおよび振り変形信号は動歪計を通して電磁オシログラフに、また風洞測定部における気流条件を決定する風洞の総圧および測定部静圧、静み点温度は自動平衡型指示記録計にそれぞれ同期して記録された。風洞側壁観測窓を通して、実験中の風洞測定部内の模型の観察を行なった。

4. 実 験

4.1 風洞実験

この研究のフラッタ実験は、航空宇宙技術研究所の次の二つの風洞において行なった。

1) 遷音速フラッタ試験設備^{1), 2)}

60 cm×60 cm の正方形断面の測定部を有し、上下多孔壁使用の場合後部フラップ開度の調節によって、マッハ数約 0.7~1.2 の範囲および超音速固定交換ノズル使用の場合マッハ数 1.3, 1.4, および 1.5 で運転可能な吹出式間歇風洞である。

2) 吹出式超音速風洞³⁾

1 m×1 m の正方形断面の測定部を有し、可撓ノズルによってマッハ数 1.4~4.0 の範囲で実験可能な吹出式間歇風洞である。

これらの両風洞は 高圧乾燥空気貯気槽内に 約 20~18 気圧で充填されている圧縮乾燥空気 (水蒸気量約

5. 模 型

5.1 模型の形状と寸法

図 1 および表 1 に示されているように、模型の形状および寸法は、前縁および後縁の後退角 42.5° および 10° 翼面のアスペクト比およびテーパ比はそれぞれ 1.344 および 0.63 で、厚さ 2 mm のマグネシウム板を前縁は 60° の楔形で、後縁は翼付根で 15 mm 翼端で 5 mm 幅まで直線的に後縁に向って楔形に整形してある。

翼模型の翼面は付根の方へ延長して厚さ 10 mm のアルミ板でおさえてリベットで止めてあり、アルミ製の模型取付ブロックに、2 本の 10 mmφ の鋼製ボルトで固定されている。この翼模型取付ブロックが模型出入装置の可動部先端に固定される。

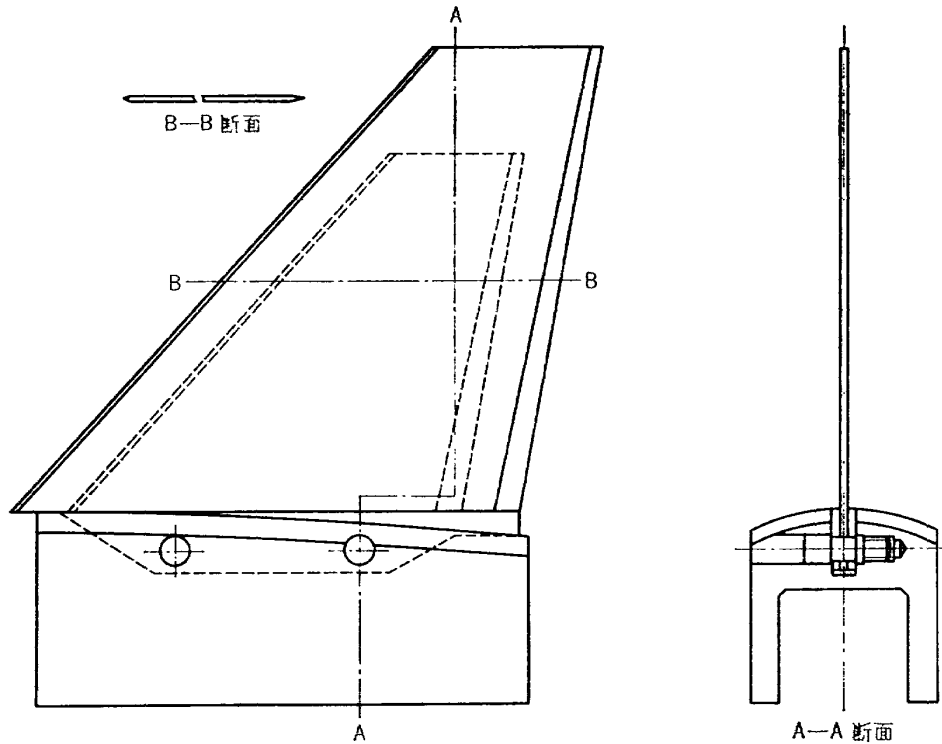
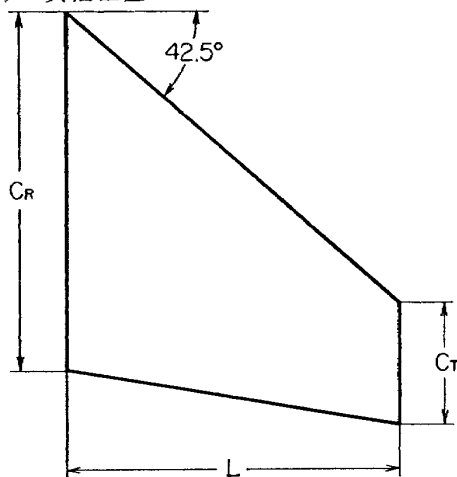


図 1 翼模型の形状

表 1 翼模型の形状寸法

翼模型	L (mm)	C_R (mm)	C_T (mm)	厚さ比 [*] (%)	W (gr)	寸法比
Wing-1	184.8	205.8	69.2	1.97	86.0	1.10
-2	176.4	196.5	66.0	2.04	77.9	1.05
-3	168.0	187.1	62.9	2.13	70.8	1.00
-4	159.6	177.7	59.8	2.23	63.7	0.95
-4.5	155.4	173.1	58.2	2.30	60.2	0.925
-5	151.2	168.4	56.6	2.36	57.0	0.90
-5.5	147.0	163.7	55.0	2.44	53.0	0.875
-6	142.8	159.0	53.5	2.50	49.9	0.85

* 3/4 翼幅位置



前縁の後退角: 42.5°
 翼面のアスペクト比: 1.344
 翼面のテーパ比: 0.336

この構造の翼模型を用いて、実験を行なった遷音速フラッタ試験設備および吹出式超音速風洞のマッハ数範囲で、一種類のみの翼模型によって、フラッタの実験点を得る事は風洞の運転可能範囲では不可能であったので、翼模型のマグネシウム板の厚さ 2mm を一定にして、平面形を相似にして寸法を変えて、相対的に剛性の異なる翼模型を製作した。翼模型の種類は表 1 に示されているように翼模型 Wing-3 の寸法を基準にして、平面形の長さを 10% 増しまで、および 15% 減まで 5% おきの 6 種類で、寸法の大きい方より順次翼模型 Wing-1 より Wing-6 までとし、更に Wing-4, -5 および -6 のそれぞれの中に 2.5% 変化させて基準模型 Wing-3 の 92.5% と 87.5% の寸法の翼模型それぞれ Wing-4.5 および -5.5 の 2 種類を追加して合計 8 種類の寸法の翼模型を製作して実験を行なった。

5.2 静的特性

各翼模型の質量、静モーメントおよび慣性モーメントは、各翼模型の翼幅を 8 等分して、その各々の截片の質量、静モーメントおよび慣性モーメントの計算値を表 2 に示している。これらの各截片の質量、静モーメントおよび慣性モーメントは振動の振り 1 次モードのノード線を基準軸として計算によって求めた値である。

また翼模型の影響係数は翼幅を 8 等分した各截片の中心線と 1/4 および 3/4 翼弦線の交点の 16 点にお

表 2. 模型の物理的性質

Wing-1				Wing-2			
η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²
1	16.24	1156.4	-100.78	1	14.752	949.2	-87.11
2	14.85	817.1	-78.08	2	13.497	671.2	-67.56
3	13.41	535.5	-56.12	3	12.242	454.9	-50.27
4	12.02	334.4	-37.70	4	10.986	285.9	-34.13
5	10.67	195.8	-22.19	5	9.692	161.2	-19.20
6	9.18	106.2	-9.32	6	8.318	84.9	-7.56
7	7.79	59.5	0.22	7	7.062	48.4	2.04
8	6.40	40.4	6.91	8	5.807	39.5	8.63

Wing-3				Wing-4			
η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²
1	12.79	728.3	-72.34	1	11.40	598.8	-63.06
2	11.71	521.8	-57.52	2	10.55	446.2	-51.60
3	10.63	359.2	-43.82	3	9.55	302.7	-38.91
4	9.51	222.6	-30.09	4	8.55	188.2	-26.99
5	8.32	124.7	-18.28	5	7.55	106.2	-17.11
6	7.25	65.3	-8.18	6	6.43	52.1	-7.16
7	6.12	33.2	0.10	7	5.56	28.1	0.02
8	5.00	24.1	5.67	8	4.48	19.4	4.67

Wing-4.5				Wing-5			
η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²
1	10.92	508.5	-55.32	1	10.37	447.8	-51.53
2	9.97	378.1	-45.19	2	9.43	326.3	-40.26
3	9.04	265.2	-35.13	3	8.56	230.9	-33.46
4	8.11	170.3	-25.13	4	7.65	146.3	-22.15
5	7.16	99.5	-16.02	5	6.75	83.9	-13.63
6	6.27	51.7	-7.74	6	5.87	43.9	-6.28
7	5.27	25.0	-0.93	7	4.97	22.3	-0.23
8	4.32	16.9	4.01	8	4.10	15.8	3.71

Wing-5.5				Wing-6			
η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² ·cm	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²
1	9.76	403.8	-46.54	1	9.22	384.8	-45.13
2	8.98	301.3	-37.91	2	8.40	271.2	-35.23
3	8.10	205.4	-28.70	3	7.58	188.8	-27.25
4	7.26	130.4	-20.28	4	6.82	119.4	-19.09
5	6.37	73.7	-12.23	5	6.00	68.6	-11.96
6	5.49	46.2	-5.51	6	5.24	30.4	-5.48
7	4.70	20.1	-0.46	7	4.44	18.1	-0.37
8	3.76	13.3	3.17	8	3.63	12.3	3.02

いて、翼模型を翼取付ブロックに取り付けた状態で Wing-4 について計測を行なって求めその結果は表 3 に示されている。なお Wing-4 以外の翼模型に対しては、Wing-4 の影響係数に対して寸法比を考慮して

計算によって求められた。

5.3 振動特性

フラッタ実験を行なったすべての翼模型について、フラッタ翼模型振動試験装置⁵⁾を用いて振動試験を行

表 3 翼模型の構造影響係数 (Wing-4 の実測値)

($\times 10^{-6} \text{cm}/\rho$)

測定点	負 荷 点															
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
1	0.04	0.03	0.20	0.16	0.36	0.28	0.52	0.41	0.68	0.53	0.84	0.66	0.99	0.78	1.16	0.91
2		0.12	0.31	0.64	0.87	1.16	1.48	1.73	2.12	2.27	2.77	2.84	3.46	3.47	4.17	4.12
3			2.05	1.30	3.90	2.57	5.70	3.52	7.85	4.91	9.35	6.02	10.0	7.41	13.0	8.89
4				3.21	3.83	6.80	8.00	10.6	12.2	14.5	16.2	18.4	20.4	22.4	24.5	26.7
5					7.80	7.59	12.0	11.6	16.0	16.4	19.5	21.3	24.2	26.4	28.4	31.5
6						16.0	15.6	26.5	25.9	36.8	37.0	47.0	48.1	57.7	59.2	68.5
7							23.0	25.8	34.5	35.2	46.0	46.7	57.5	58.3	69.0	69.9
8								50.0	44.4	69.9	66.6	90.7	87.0	111	111	132
9									58.0	64.5	83.0	85.0	108	106	132	128
10										100	98.1	134	134	169	172	204
11											123	131	164	169	203	204
12												181	185	231	247	287
13													224	237	287	305
14														311	328	380
15															363	402
16																470

表 4 実験固有振動数および理論計算による固有振動数

翼 模 型	固 有 振 動 数									g
	第 一 次			第 二 次			第 三 次			
	実 験	計 算		実 験	計 算		実 験	計 算		
		方法 1	方法 2		方法 1	方法 2		方法 1	方法 2	
Wing—1	53.2	51.6	55.4	198.9	212.7	203.0	290.0	306.4	303.4	0.0151
Wing—2	59.5	56.7	60.8	226.6	234.8	222.7	325.5	337.4	343.8	0.0131
Wing—3	62.7	64.8	67.1	241.3	275.1	245.6	347.3	388.9	379.3	0.0160
Wing—4—1	71.6	71.8	74.4	274.1	303.0	272.3	398.1	432.0	420.4	0.0090
Wing—4—2	72.5			265.7			383.1			
Wing—4.5	75.9	75.5	78.4	288.9	316.5	287.0	418.3	456.7	443.1	0.0135
Wing—5—1	82.2	79.3	82.8	302.0	339.2	303.2	435.1	479.5	468.1	0.0095
Wing—5—2	81.2			300.9			440.8			
Wing—5—3	78.3			295.1			426.5			
Wing—5—4	77.3			276.1			431.2			
Wing—5—6	79.2			296.3			436.3			
Wing—5.5	85.2	85.2	87.6	322.1	346.9	320.9	464.5	509.2	495.4	0.0117
Wing—6	89.6	89.5	92.9	339.4	382.5	340.2	490.7	541.4	525.2	0.0131

なって、最初の3つの連成固有振動数およびノード線を求めた。また風洞の模型出入装置に模型を取り付けた状態で曲げ1次の振動減衰曲線から求めた減衰係数を構造減衰係数としている。これらの連成固有振動数および構造減衰係数 g を表4に、また各寸法の代表翼のノード線を図2に実線で示している。

また、翼模型 Wing-1 を用いて文献6に述べてい

る“1- g 法”を用いた実験によって翼面の最初の3次のモードを求め、その正規化変位を翼幅方向および翼弦方向それぞれ 0, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8 および 1.0 の位置について表5.1に、また各翼幅方向の位置0.2, 0.4, 0.6, 0.8 および 1.0 における翼弦方向のモードを図3に示している。

翼模型の振動の理論計算は次の2つの方法で行なっ

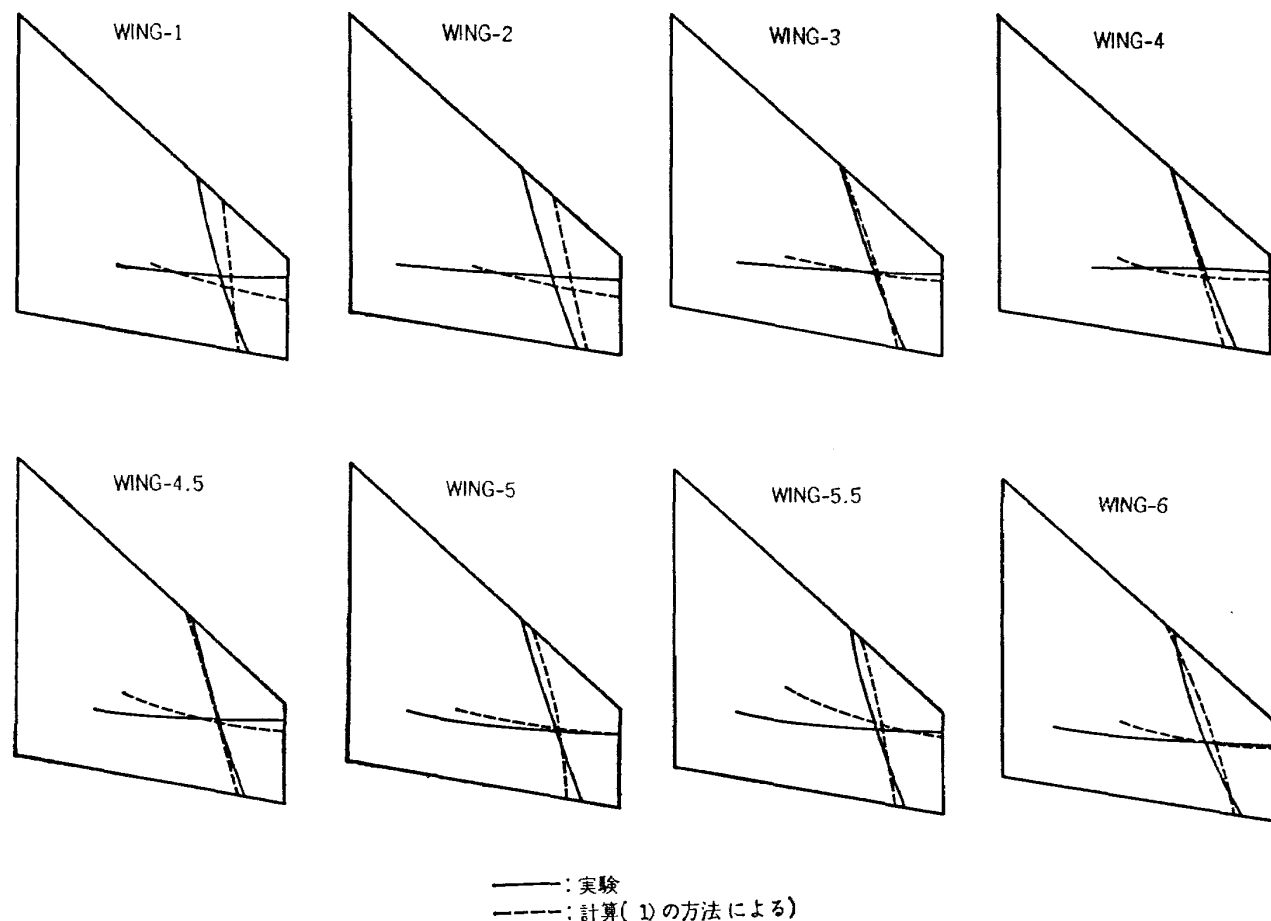


図2 各種模型の固有振動におけるノード線

表5.1 正規化モード表 (Wing-1 を用いた実験値)

第 一 次							
X/C	Y/L	0.0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
0.0	0.0	0.0	0.025	0.150	0.320	0.544	0.772
0.2	0.0	0.0	0.040	0.179	0.360	0.585	0.820
0.4	0.0	0.0	0.055	0.209	0.400	0.625	0.865
0.6	0.0	0.0	0.067	0.234	0.440	0.665	0.910
0.8	0.0	0.0	0.078	0.260	0.478	0.702	0.955
1.0	0.0	0.0	0.090	0.285	0.510	0.745	1.000

表 5.1 つ づ き

第 二 次						
$X/C \backslash Y/L$	0.0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
0.0	0.0	0.075	0.451	0.828	0.590	0.313
0.2	0.0	0.113	0.410	0.612	0.368	0.046
0.4	0.0	0.109	0.315	0.358	0.145	-0.210
0.6	0.0	0.070	0.157	0.065	-0.130	-0.476
0.8	0.0	0.000	-0.068	-0.220	-0.449	-0.730
1.0	0.0	-0.098	-0.325	-0.555	-0.778	-1.000

第 三 次						
$X/C \backslash Y/L$	0.0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
0.0	0.0	0.025	0.135	0.080	-0.335	-1.000
0.2	0.0	0.053	0.171	0.108	-0.285	-0.925
0.4	0.0	0.092	0.268	0.168	-0.200	-0.835
0.6	0.0	0.165	0.420	0.290	-0.085	-0.732
0.8	0.0	0.305	0.618	0.480	0.040	-0.625
1.0	0.0	0.515	0.835	0.750	0.180	-0.510

表 5.2 正規化モード表 (計算: 2)の方法により)

第 一 次						
$X/C \backslash Y/L$	0.0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
0.0	0.0	0.010	0.091	0.275	0.549	0.850
0.2	0.0	0.023	0.128	0.324	0.588	0.879
0.4	0.0	0.038	0.160	0.365	0.627	0.910
0.6	0.0	0.049	0.189	0.406	0.665	0.940
0.8	0.0	0.060	0.218	0.442	0.701	0.969
1.0	0.0	0.072	0.246	0.477	0.738	1.000

第 二 次						
$X/C \backslash Y/L$	0.0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
0.0	0.0	0.091	0.427	0.707	0.591	0.142
0.2	0.0	0.129	0.411	0.552	0.341	-0.065
0.4	0.0	0.127	0.312	0.329	0.080	-0.317
0.6	0.0	0.086	0.158	0.070	-0.213	-0.543
0.8	0.0	0.009	-0.052	-0.218	-0.489	-0.766
1.0	0.0	-0.088	-0.291	-0.532	-0.767	-1.000

第 三 次						
$X/C \backslash Y/L$	0.0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
0.0	0.0	-0.014	-0.100	-0.041	+0.341	+1.000
0.2	0.0	-0.040	-0.145	-0.101	+0.276	+0.926
0.4	0.0	-0.080	-0.240	-0.209	+0.177	+0.838
0.6	0.0	-0.142	-0.385	-0.377	+0.039	+0.732
0.8	0.0	-0.243	-0.593	-0.594	-0.123	+0.623
1.0	0.0	-0.391	-0.874	-0.869	-0.307	+0.508

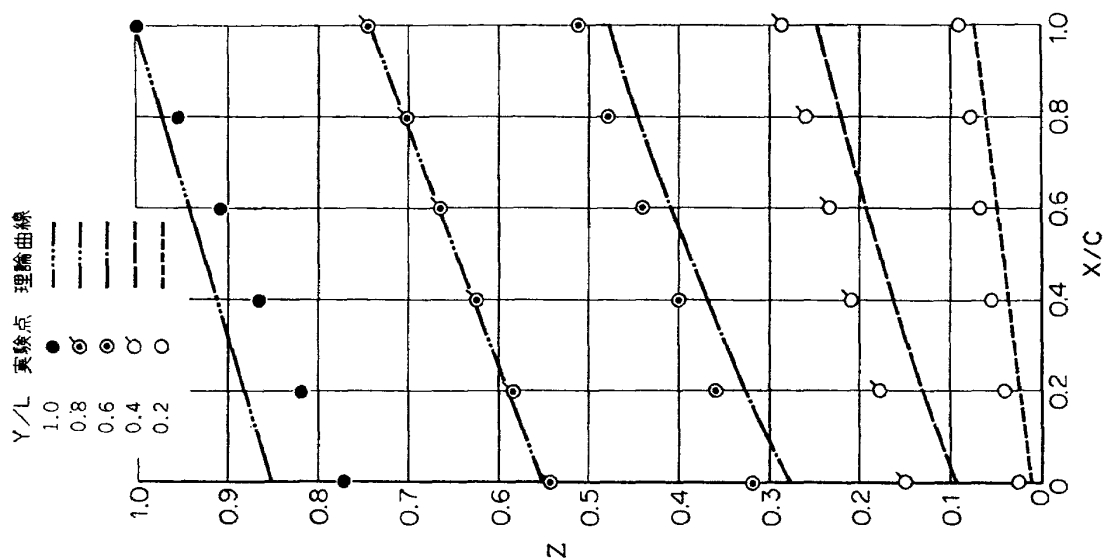


図 3.1 翼模型 Wing-1 の正規化モード(実測および 2)の方法による第一モード)

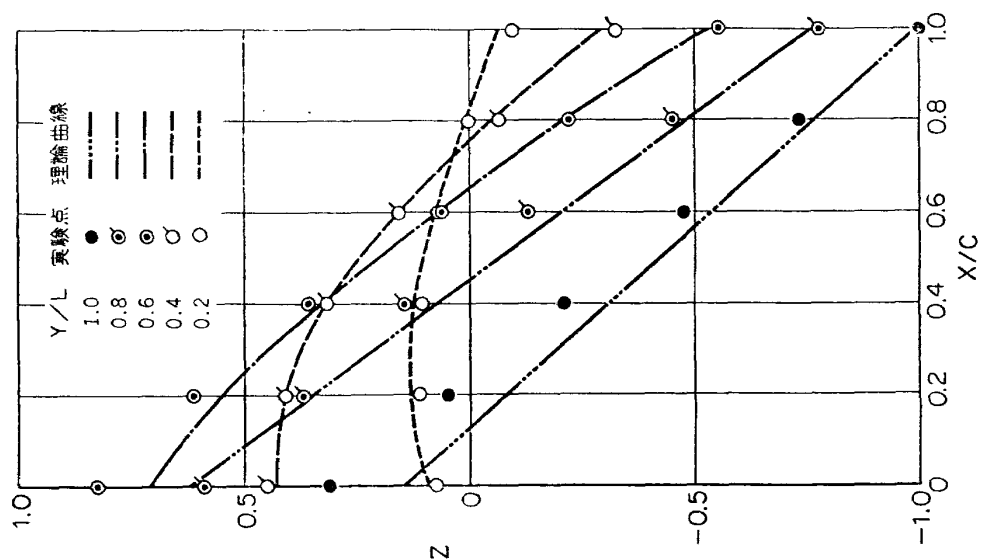


図 3.2 翼模型 Wing-1 の正規化(モード実測および 2)の方法による第二モード)

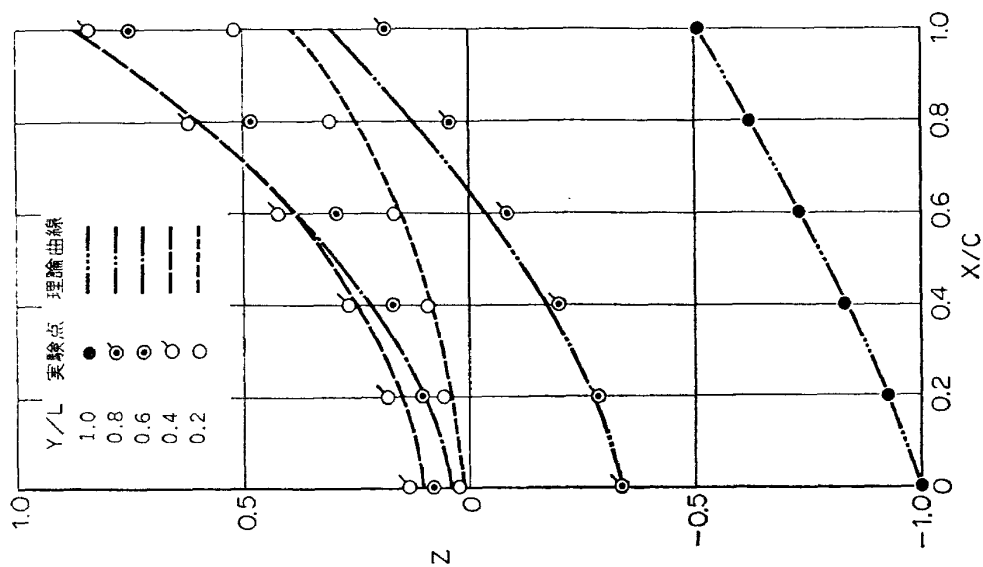


図 3.3 翼模型 Wing-1 の正規化モード(実測および 2)の方法による第三モード)

て実験値との比較を行なっている。即ち

- 1) マトリックス表示の運動方程式を Iteration に
よって解く方法で (例えば, 文献 7), 質量およ
び剛性マトリックスに対して 5.2 項で求めた質
量および影響係数を用いた。
- 2) 平板の撓みを境界条件を満足する多項式で表し
て運動方程式の数値解を近似的に求める方法 (文
献 8) で, この場合には厚さ 2mm 一定の板と
した場合の質量および剛性を用いている。

これらの方法によって求められた最初の 3 次の連成
固有振動数が実験の振動数とともに表 4 に示されてい
る。1) の方法によって求められたノード線が, 実験
によって求められたノード線に重ねて点線で図 2 に示
され, また 2) の方法によって求められた平板のモー
ドが実験によって求められたモードに重ねて図 3 に示
されている。いずれの場合も計算と実験によって得ら
れたモードの一致は比較的良好である。

6. フラッタ実験

フラッタ実験は, この研究の目的の一つである遷音
速および超音速におけるフラッタ境界を提供するため

に, 特にその境界を定めるのに困難な遷音速領域では
マッハ数の間隔を比較的密にして実験を行ない, また
寸法の異なる模型を用いたので, 同一寸法の模型につ
いては出来るだけ広い範囲のマッハ数において実験点
を得て, 異なった模型での実験点が重複して得られる
ように努めた。また, 実験を行なった遷音速フラッタ
試験設備と吹出式超音速風洞においても, 同一マッハ
数 1.5 でかつ同一模型を用いて実験点を得ている。フ
ラッタ試験によって得られた遷音速および超音速の領
域における結果をそれぞれ表 6 および表 7 に示してい
る。

表 6 および表 7 中の密度比 μ の値は, 翼面の質
量と, 翼付根および先端の翼弦を直径とする円を端板
とした。即ち頭部を截った円錐形の体積の空気密度と
の比で, フラッタ発生時の μ_e はほぼ 15 から 34 の
間の値であり, k の値は 75% 翼幅位置での気流方向
翼弦長の半分を基準とした相当振動数である。

フラッタ境界は, マッハ数に対して高度剛性係数
 $\frac{b_r \omega_a}{a} \sqrt{\mu_e}$ で示している。高度剛性係数はフラッタに
関連した重要なパラメータを含んでおり, マッハ数
で正規化した相当振動数に, 高度の影響を表わすと考

表 6.1 フラッタ実験値及び関連計算値 (遷音速)

M_e	V_e (m/s)	ρ_e (kgs ³ /m ⁴)	q_e (kg/m ²)	μ_e	$\frac{b_r \omega_a \sqrt{\mu_e}}{a}$	f_e (c/s)	K_e	V_{th} (m/s)	f_{th} (c/s)	K_{th}	V_e/V_{th}
Wing—3											
0.757	241.5	0.1851	5396.0	17.49	0.934	150.9	0.1844	213.9	157.5	0.2172	1.129
0.771	246.2	0.1801	5458.2	17.98	0.947	146.8	0.1759	216.0	156.0	0.2144	1.140
0.794	251.8	0.1707	5410.9	18.97	0.979	140.2	0.1643	222.0	155.0	0.2060	1.134
0.802	254.4	0.1628	5268.7	19.88	1.001	138.1	0.1602	225.0	153.0	0.2019	1.131
0.821	259.7	0.1529	5156.6	21.17	1.037	137.4	0.1561	232.0	153.5	0.1958	1.119
0.834	263.1	0.1492	5164.9	21.70	1.052	135.5	0.1515	234.0	154.0	0.1941	1.125
Wing—4—1											
0.804	254.8	0.1863	6046.7	18.25	1.037	158.2	0.1741	227.0	175.5	0.2167	1.123
0.836	263.8	0.1701	5616.9	19.98	1.089	154.2	0.1639	236.0	172.0	0.2042	1.118
0.848	267.3	0.1793	6408.2	18.96	1.062	154.5	0.1621	230.0	174.0	0.2111	1.157
1.089	330.6	0.1208	6602.7	28.14	1.342	142.7	0.1210	274.0	163.0	0.1656	1.206
1.170	349.3	0.1417	8645.6	23.98	1.262	152.9	0.1227	254.8	167.0	0.1835	1.370
Wing—4.5											
1.013	313.1	0.1201	5888.1	28.62	1.366	128.0	0.1116	287.0	169.0	0.1607	1.091
1.105	334.6	0.1334	7468.3	25.75	1.323	150.8	0.1230	273.9	170.8	0.1702	1.222
1.234	342.3	0.1440	8436.5	23.86	1.277	158.3	0.1263	264.7	171.7	0.1770	1.293
1.166	349.5	0.1626	9927.2	21.14	1.210	173.9	0.1358	251.0	176.0	0.1913	1.392

表 6.2 フラッタ実験値及び関連計算値 (遷音速)

M_e	V_e (m/s)	ρ_e (kg/m^3)	q_e (kg/m^2)	μ_e	$\frac{b_r \omega_a \sqrt{\mu_e}}{a}$	f_e (c/s)	K_e	V_{th} (m/s)	f_{th} (c/s)	K_{th}	V_e/V_{th}
Wing-5-1											
0.817	259.5	0.2283	7685.3	15.67	0.998	173.9	0.1779	221.5	197.6	0.2368	1.172
0.941	295.6	0.1389	6070.1	25.75	1.296	141.7	0.1773	247.5	181.0	0.1750	1.077
Wing-5-2											
0.829	260.5	0.2115	7175.0	16.67	1.037	166.6	0.1698	229.0	196.0	0.2272	1.138
0.847	269.8	0.1857	6660.5	18.99	1.101	162.0	0.1608	243.0	192.0	0.2097	1.102
0.940	294.0	0.1409	6090.7	25.03	1.278	141.1	0.1274	272.9	197.0	0.1916	1.077
Wing-5-3											
0.846	262.9	0.1762	6090.4	20.01	1.128	154.8	0.1563	248.5	188.0	0.2005	1.058
0.847	264.4	0.1623	5676.1	22.03	1.178	153.9	0.1546	257.8	186.0	0.1915	1.026
0.868	271.3	0.1457	5359.4	24.21	1.234	142.8	0.1397	268.0	181.0	0.1793	1.012
0.896	278.1	0.1402	5420.0	25.16	1.266	144.3	0.1378	273.6	181.0	0.1951	1.016
Wing-5-4											
0.836	270.9	0.1873	6870.2	19.10	1.061	158.7	0.1556	242.0	190.0	0.2316	1.119
0.852	275.1	0.1515	5735.0	23.60	1.183	155.0	0.1496	266.0	184.0	0.1837	1.034
0.855	276.6	0.1680	6425.8	21.28	1.121	162.2	0.1557	255.0	188.0	0.1957	1.085
0.862	278.4	0.1589	6158.4	22.50	1.154	155.0	0.1978	260.0	184.8	0.1887	1.071
Wing-5-6											
0.858	279.6	0.1653	6413.8	21.64	1.127	160.2	0.1527	255.7	181.6	0.1886	1.090
0.936	300.2	0.1327	5982.7	26.94	1.272	145.8	0.1790	280.0	180.0	0.1706	1.072

表 6.3 フラッタ実験値及び関連計算値 (遷音速)

M_e	V_e (m/s)	ρ_e (kg/m^3)	q_e (kg/m^2)	μ_e	$\frac{b_r \omega_a \sqrt{\mu_e}}{a}$	f_e (c/s)	K_e	V_{th} (m/s)	f_{th} (c/s)	K_{th}	V_e/V_{th}
Wing-5.5-											
0.908	282.8	0.1506	6020.4	24.04	1.309	149.2	0.1362	278.0	194.0	0.1801	1.017
0.912	287.6	0.1534	6342.6	23.60	1.281	155.5	0.1395	276.0	196.0	0.1832	1.042
0.944	292.4	0.1463	6253.5	24.74	1.335	148.1	0.1307	282.0	193.0	0.1766	1.037
0.952	294.0	0.1509	6521.7	23.99	1.318	147.3	0.1293	278.0	193.0	0.1792	1.058
0.958	297.2	0.1484	6554.4	24.39	1.324	144.9	0.1208	280.0	193.0	0.1779	1.061
0.963	301.3	0.1403	6368.8	25.81	1.350	144.9	0.1241	287.0	193.0	0.1735	1.050
0.971	301.1	0.1411	6396.1	25.65	1.358	142.2	0.1219	286.0	193.0	0.1741	1.053
1.005	309.8	0.1485	6646.6	26.14	1.379	143.9	0.1199	288.0	191.0	0.1712	1.076
1.032	316.5	0.1366	6839.5	26.50	1.397	146.0	0.1191	291.0	191.0	0.1694	1.088
1.041	306.1	0.1361	6908.2	26.60	1.401	145.6	0.1228	292.0	188.0	0.1661	1.048
1.048	305.7	0.1329	6819.7	27.23	1.420	147.0	0.1241	295.0	183.0	0.1601	1.036
1.052	321.2	0.1361	6018.4	26.61	1.405	149.3	0.1200	291.0	192.0	0.1703	1.104
1.060	321.1	0.1365	6040.0	26.51	1.413	148.7	0.1195	292.0	192.0	0.1697	1.100
Wing-6											
0.843	264.8	0.2062	7228.1	18.03	1.151	166.6	0.1578	257.0	216.0	0.2107	1.030
0.964	298.2	0.1524	6774.6	24.40	1.360	151.9	0.1778	291.2	208.0	0.1990	1.024

表 7 フラッタ実験値および関連計算値 (超音速)

実 験					理 論 計 算				使用 風 洞								
M_e	V_e (m/s)	ρ_e (kg·s/m)	q_e (kg/m)	μ_e	1)					2)							
					$\frac{b_r \omega_\alpha}{a} \sqrt{\mu_e}$	f_e (c/s)	K_e	V_{th} (m/s)		f_{th} (c/s)	K_{th}	V_e/V_{th}	V_{th} (m/s)				
Wing—1																	
1.400	408.8	0.1038	867.7	28.48	1.159	138.6	0.1101	430.7	162.0	0.1217	0.9491	474.0	183.6	0.1257	0.8624	T	
1.400	408.0	0.1073	892.9	27.55	1.143	142.9	0.1137	425.0	161.7	0.1234	0.9599	470.0	184.2	0.1272	0.8681	"	
1.500	434.8	0.0968	915.6	30.53	1.209	139.7	0.1043	463.0	160.9	0.1128	0.9391	494.8	179.8	0.1179	0.8787	"	
1.504	425.8	0.0996	902.9	29.68	1.221	139.6	0.1065	459.2	161.0	0.1137	0.9273	490.6	180.0	0.1191	0.8679	"	
1.489	423.7	0.1024	918.8	28.88	1.198	141.0	0.1081	451.1	161.1	0.1158	0.9393	484.6	180.7	0.1210	0.8743	S	
1.664	458.7	0.1418	1070.9	29.04	1.240	143.0	0.1012	485.8	160.9	0.1017	0.9442	512.0	178.0	0.1128	0.8959	"	
1.748	471.6	0.0947	1052.9	31.22	1.314	148.1	0.1019	517.9	160.2	0.1004	0.9106	539.2	177.0	0.1065	0.8746	"	
1.760	473.5	0.0943	1056.8	31.36	1.320	146.5	0.1005	521.2	160.2	0.0992	0.9085	543.4	176.6	0.1055	0.8714	"	
1.885	496.1	0.0890	1095.1	33.23	1.390	144.2	0.0944	558.4	159.9	0.0930	0.8884	579.1	175.9	0.0986	0.8567	"	
2.009	511.7	0.0874	1143.6	33.85	1.448	142.6	0.0905	585.9	159.7	0.0884	0.8736	606.7	175.5	0.0939	0.8434	"	
Wing—2																	
1.300	387.6	0.1447	1086.5	21.39	1.081	187.0	0.1494	397.0	182.2	0.1421	0.9763	517.6	230.5	0.1378	0.7488	T	
1.420	412.0	0.1450	1230.9	21.34	1.110	177.3	0.1334	416.1	181.0	0.1349	0.9901	488.5	215.2	0.1364	0.8434	"	
1.501	426.8	0.1289	1173.8	24.01	1.202	141.1	0.1024	449.6	180.0	0.1240	0.9493	503.4	208.6	0.1283	0.8478	S	
1.644	455.2	0.1291	1337.6	23.97	1.232	166.2	0.1136	475.6	179.5	0.1176	0.9571	520.9	205.5	0.1222	0.8739	"	

T: 遷音速フラッタ風洞での実験を示す。

S: 吹出式超音速風洞での実験を示す。

1) 計算による振動モードを用いた場合

2) 実験による振動モードを用いた場合

えられる密度比の平方根を乗じた無次元係数である。高度が一定の場合には横軸に平行な直線で、また動圧一定の場合は原点より放射状に出る直線で表わされる。表 6 および表 7 のこの係数の値は各翼模型の第 2 次固有振動数の値をに対して用いている。

6.1 遷音速フラッタ特性

遷音速領域における実験は、遷音速フラッタ試験設備において測定部多孔壁を用いて、マッハ数 0.757～1.17 の範囲で行なわれた。翼模型は Wing-3, -4, -4.5, -5, -5.5 および -6 を用いて、マッハ数 1.0 の近傍で剛性の高い模型により、またマッハ数が 1.0 より遠ざかるに従って剛性の低い模型によってフラッタ実験点が得られている。実験の結果は、表 6 の高度剛性係数をマッハ数に対して図 4 にプロットして示しており、これらの実験点を結んだフラッタ境界線を重ねて示している。異なった翼模型によって得られたフラッタ実験点は、同一のマッハ数に対する高度剛性係数の値は良く一致している。遷音速領域におけるフラッタ特性は、図 4 に示されているように実験を行なったマッハ数範囲では、マッハ数 1.05 の近傍において不安定領域が最も広くそれよりマッハ数が増減すると

不安定領域は減少している。

2 次元非圧縮性非定常空気力による空気力を用い、マトリックス法⁷⁾による計算フラッタ速度と実験フラッタ速度との比較を行なった。この計算について文献 4 の付記 B に概要を示しているが、剛性マトリックスとして表 3 に示されている実験によって求めた影響係数、表 2 の質量、静的モーメントおよび慣性モーメントを用いて航空宇宙技術研究所の大型電子計算機によって計算を行なった。理論計算の結果は表 6 に示されており、実験フラッタ速度を計算フラッタ速度で除して得られた速度比をマッハ数に対してプロットし図 5 に示している。実験フラッタ速度は、理論計算のフラッタ速度に比して、マッハ数 0.85～1.06 の間では約 10% までの範囲で、マッハ数 0.85 以下では 10%～20% の範囲で、またマッハ数 1.1 以上では 20% 以上の高い値を示している。尚、図 5 における各翼模型と符号との対応は図 4 の場合と同じである。

6.2 超音速フラッタ特性

超音速領域におけるフラッタ実験は、翼模型 Wing-1 および -2 を用いて遷音速フラッタ試験設備においてマッハ数 1.3, 1.4 および 1.5 で、また吹出式超音速風洞においてはマッハ数 1.5～2.009 の範囲で、

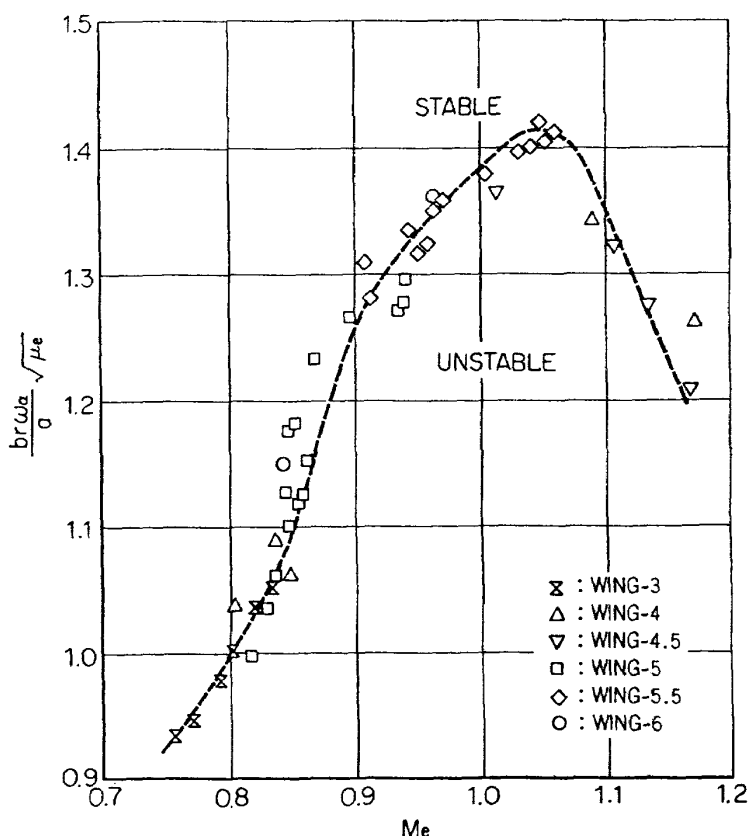


図 4 マッハ数に対する実験高度剛性係数 (遷音速)

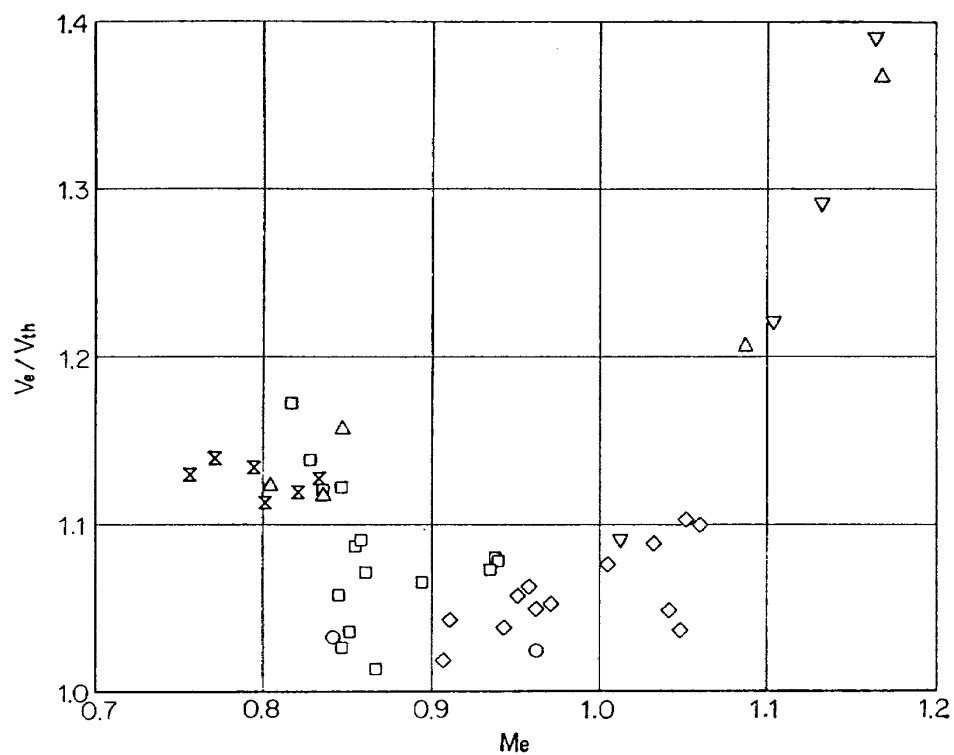


図 5 マッハ数に対するクラッタ速度比の変化 (遷音速)

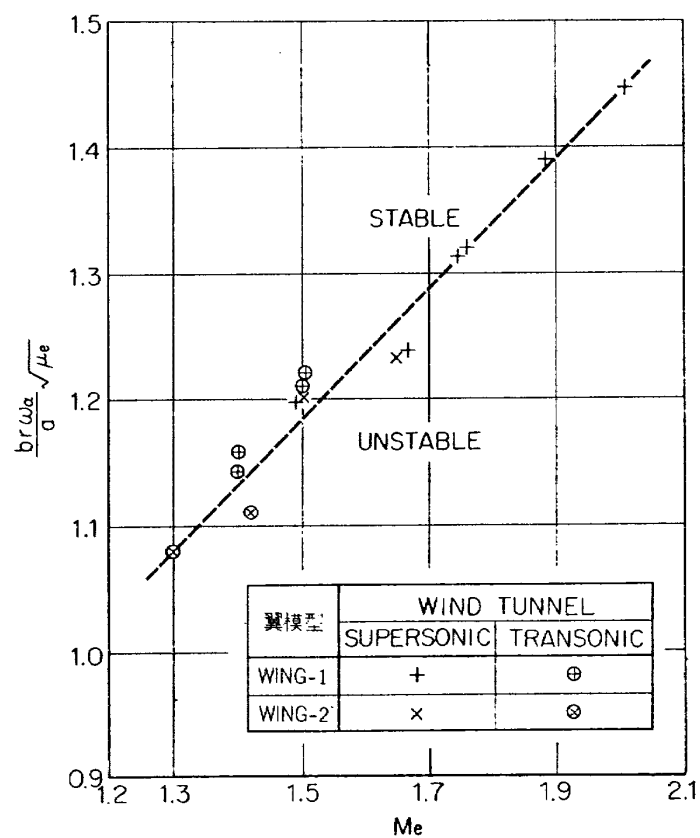


図 6 マッハ数に対する実験高度剛性係数 (超音速)

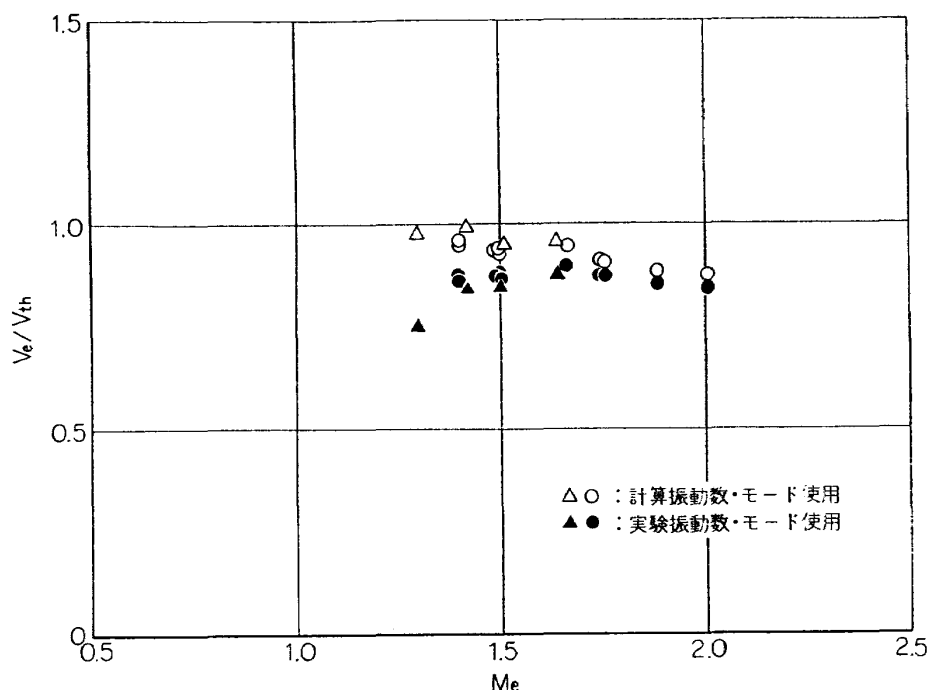


図 7 マッハ数に対するフラッタ速度比の変化（超音速）

その間をほぼ 4 等分したマッハ数にて実験を行なってフラッタ点を得た。表 7 の高度剛性係数 $\frac{b_r \omega_a}{a} \sqrt{\mu_e}$ をマッハ数に対しプロットして示したのが図 6 で、マッハ数 1.4 においては、翼模型 Wing-1 および -2 の実験点が、またマッハ数 1.5 においては吹出式超音速風洞において翼模型 Wing-1 および -2、遷音速フラッタ試験設備において翼模型 Wing-1 の実験を行なって、それぞれのフラッタ実験を得ておりこれらの一致は良好である。

図 6 に実験点を結んだフラッタ境界線を重ねて示しているが、実験を行なったマッハ数 1.3~2.009 の範囲では、高度剛性係数で示されているフラッタの不安定領域はマッハ数の増加とともにほぼ直線的に増加する。

フラッタモードが翼弦方向の変形を考慮した最初の三つの連成固有振動モードの重ね合せであると仮定し、準定常二次理論による空気力を用いて行なった理論（詳細は文献 10、概要文献 11 の付記、を参照）によってフラッタ速度の計算を、航空宇宙技術研究所の大型計数型電子計算機を使用して行なった。

なお、このフラッタ理論計算において、翼の固有振動モードとして i) 図 3 に示されている理論計算によって求めたモードと ii) 実験によって求めたモードの両者を用いた場合について比較を行なっている。フラッタ計算の結果は、表 7 に実験値と並べて示されてい

る。これらの結果のうち、フラッタ速度比 (V_e/V_{th}) をマッハ数に対し図 7 にプロットして示している。実験を行なったマッハ数範囲では、いずれのモードを用いて計算した場合も、フラッタ速度比は 1.0 より小さくて計算速度が実験速度より高い値であり、マッハ数の増加につれてフラッタ速度比はほぼ直線的に減少する傾向を示して、その誤差は理論計算によるモードを用いた場合が 1~13%、実験によるモードを用いた場合はマッハ数 1.3 における値を除いては 10~16% である。

6.3 考 察

図 4 および図 6 の遷音速および超音速領域での実験フラッタ境界線を並べて示したのが図 8 である。

実験を行なったマッハ数範囲ではマッハ数 0.757 よりマッハ数 1.05 の近傍までマッハ数が増加するにつれて急激に不安定領域が広がって、高度剛性係数の値にして約 50% の増加を示しており、マッハ数が更に増加してマッハ数 1.2 付近までの範囲では、亜音速での不安定領域の増加とはほぼ同じ割合で不安定領域が減少する。超音速においてはマッハ数 1.3 付近よりマッハ数が増加するにつれて、不安定領域はほぼ直線的に増加する。マッハ数 2.0 における高度剛性係数の値は、遷音速付近のそれよりやや大きな値を示している。従って高度一定あるいは、降下状態で増速してマッハ数が増加するような飛翔経路をとる場合には、

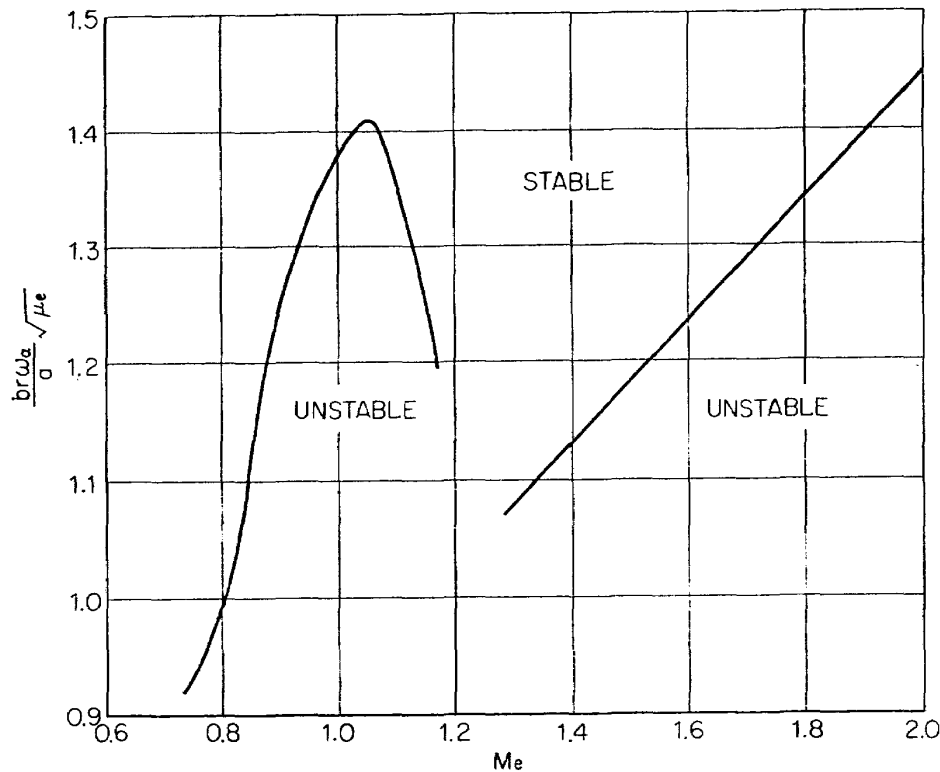


図 8 マッハ数に対する高度剛性係数

フラッタ不安定を生ずる可能性があるので、遷音速におけるフラッタに対する安全性の検討と同時に超音速での同様な検討を行なう必要があると考えられる。

7. 結 論

前縁および後縁の後退角それぞれ 42.5° および 10° 翼面のアスペクト比およびテーパ比 1.344 および 0.336 の平面形の薄い片持平板翼を用いて、航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備および吹出式超音速風洞において、マッハ数 0.757～2.009 の範囲で行なったフラッタ実験によって、この種の翼に対する遷音速および超音速フラッタ特性について下記の結論を得た。

1. マッハ数に対して高度剛性係数であらわしたフラッタ境界は、マッハ数 0.757～1.05 までの範囲ではマッハ数の増加に従って高度剛性係数は急激に約 50% 増加して不安定領域が広くなり、更にマッハ数が増加して 1.05～1.17 の範囲では高度剛性係数はマッハ数の増加につれて急激に減少する。マッハ数 1.3～2.0 の範囲では、マッハ数の増加とともに高度剛性係数はほぼ直線的に増加して不安定領域は広がる。超音速領域でのマッハ数に対する高度剛性係数の変化の割合は遷音速における場合より緩和ではあるが、マッハ数 2.0 に

おける高度剛性係数の値は、マッハ数 1.05 における値より僅かではあるが高い値を示している。

2. 遷音速領域における実験フラッタ速度と、非圧縮性二次元非定常理論による空気力を用いて求めた計算フラッタ速度との比は 1.012～1.369 の値で、いずれの場合も計算フラッタ速度が実験フラッタ速度より低く、かつ、マッハ数 0.85～1.06 の範囲ではこの比の値は 1.1 以下である。
3. 超音速領域における実験フラッタ速度と、翼弦方向の変形を考慮した最初の 3 次の固有振動モードおよび準定常二次理論による空気力を用いて求めた計算フラッタ速度との比は、振動理論計算によって得られた固有振動モードを用いた場合には、マッハ数 1.3 および 2.0 においてそれぞれ 0.973 および 0.873 の値を示しており、これらのマッハ数の中間ではほぼ直線的に変化している。計算フラッタ速度はいずれも実験フラッタ速度より高い値を示している。

終りに、吹出式超音速風洞での実験にあたり、空力第 2 部吹出式超音速風洞制御および計測研究室の各氏の全面的協力を、また振動の理論計算については、機体第 2 部強度研究室（現長崎大学工学部）築地恒夫室長の御協力をいただいたことを感謝致します。

文 献

- 1) 中井暎一, 橋爪 宏, 中村泰治: 航空技術研究所 60 cm×60 cm 遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験, 航技研報告 NAL TR-5 1960 年 2 月
- 2) 中井暎一, 橋爪 宏, 高木俊朗, 安藤泰勝: 遷音速フラッタ試験設備の改造および整備試験, 航技研資料 NAL TM-29 1964 年 2 月
- 3) 空気力学第二部: 1m×1m 吹出式 超音速風洞の計画と構造, 航技研報告 NAL TR-29 1962 年 10 月
- 4) 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およぼす集中質量の位置の影響について 航技研報告 NAL TR-226 1970 年 11 月
- 5) 中井暎一, 小原 瑛, 鳥海良三, 安藤泰勝: 変断面片持梁固有振動数の一計算法について 航技研資料 NAL TM-14 1963 年 3 月
- 6) Hanson, Perry W., and Tuovila, W.J.: Experimental and Calculated Results of Vibration Modes of Some Cantilever-Wing Flutter Models by Using an Acceleration Method. NACA TN 4010 1957
- 7) William P. Rodden: A Matrix Approach to Flutter Analysis. Paper No. FF-23, May 1959
- 8) 川井忠彦, 埴 武敏, 戸川 隼, 高橋利之, 越出慎一: 平板翼の振動について 航技研報告 NAL TR-30, 1962 年 11 月
- 9) B. Smile and L.S. Wasserman: Application of Three-Dimensional Flutter Theory to Aircraft Structures. Air Force Technical Report 4798; July 1942
- 10) Homer G. Morgan, Vera Huckel and Harry L. Runyan: Procedure For Calculating Flutter At High Supersonic Speed Including Camber Deflections, and Comparison with Experimental Results. NACA TN 4335, September 1958
- 11) Eiichi Nakai, Toshio Takagi, Koji Isogai & Toshiyuki Morita: Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surface, NAL TR-125 T (1967)

TR-280	ガンタンネルによる鈍頭円錐の極超音速空力特性試験 Experimental Study on the Hypersonic Aerodynamic Characteristics of Spherically Blunted Cones by the Gun Tunnel	1972年5月	曾 我 国 男, 小野寺信幸
TR-281	ジェットエンジンのデジタル制御 (1) 装置および予備実験 Digital Control of Jet Engines (1) Control System and Preliminary Experiments	1972年7月	西尾健二, 遠藤征紀 杉山七契, 越沼威 大畑敏美, 松田幸雄 吉田晃, 中山晋
TR-282	高温タービン試験設備およびその計測装置 On the High Temperature Turbine Test Facilities and the Data Processing System	1972年6月	原動機部
TR-283	エンジン特性の実時間シミュレーション(I) (装置および特性) Real-time Simulation of Jet Engines with Digital Computer (I) (Fabrication and Characteristics of the Simulator)	1972年7月	西尾健二, 杉山七契 越沼威, 橋本武男 大畑敏美, 市川英夫
TR-284	高 dn 値における玉軸受の性能に関する研究 Study on Performance of Ball Bearings at High dn Values	1972年5月	宮川行雄, 関 勝美 横山正幸
TR-285	高温固体潤滑剤としての一酸化鉛 (PbO) に関する基礎的研究 Study on Lead Monoxide as Solid Lubricant for High Temperatures	1972年5月	宮川行雄, 西村 允 安部 亘
TR-286 T	An Investigation of Secondary Injection Thrust Vector Control	May, 1972	Tatsuo YAMANAKA
TR-287	内面加熱を受ける中空円筒の非定常熱応力	1972年5月	江川幸一, 竹中幸彦

航空宇宙技術研究所報告 288 号

昭和 47 年 5 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 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
