

UDC 533.6.011.35:
533.6.013.422:
629.7.025.4

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-361

翼型断面を有する片持後退角翼の遷音速フラッタ特性
の実験的研究および片持平板後退角翼との比較

森田甫之・中井暎一・菊池孝男

1974年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

翼型断面を有する片持後退角翼の遷音速フラッタ特性 の実験的研究および片持平板後退角翼との比較*

森田 甫之**・中井 暎一***・菊池 孝男**

An Experimental Investigation on The Transonic Flutter Characteristics of The Cantilever Swept-back Wing with Airfoil Section and Comparison with The Thin Cantilever Swept-back Wing

Toshiyuki MORITA, Eiichi NAKAI and Takao KIKUCHI

An experimental investigation on the transonic flutter characteristics of the cantilever swept-back wing has been conducted in the N.A.L. 60 cm×60 cm transonic blow-down wind tunnel for flutter testing at Mach numbers from 0.756 to 0.978. The wing models used in the investigation have a swept-back angle of 20° at the quarter-chord line, panel aspect ratio and taper ratio of 4.0 and 0.4, respectively, utilize the airfoil section of NACA 65A0012, and include two kinds of configuration of the models, i.e., the clean wing and the wing with a mass of engine-pod shape.

The boundaries of flutter-density and experimental flutter-speed coefficients are characterized by the minimum values at certain interim Mach numbers investigated.

Also, the results obtained were compared with the previous results of flat-plate wings, and it was found that the wing with airfoil section had a stabilizing effect except in the case of the wing with a mass for high Mach number tested.

1. 概 要

1/4 翼弦線の後退角 20° 、翼面のアスペクト比およびテーパ比それぞれ 4.0 および 0.4 の平面形で、気流方向翼型 NACA-65A0012 の片持翼模型により、翼面のみの場合とエンジンポッドの外形を有する質量を取り付けた場合について、NAL の遷音速フラッタ試験設備を用いてマッハ数 0.756~0.978 の範囲で実験を行なって遷音速フラッタ特性を調べて、先に行なった同一平面形の平板翼のフラッタ特性との比較を行なった。フラッタ特性は、平板翼模型の場合と同様にマッハ数 0.9 の近傍で安定領域が最も狭く、マッハ数がそれより増減すると安定領域は増加する傾向を示し、また実験を行なったマッハ数の高い部分で、ポッ

ド付の場合を除いて翼型断面を有する翼の方が平板翼よりも安定領域が広い結果を得た。尚実験中のレイノルズ数は約 10^6 以上である。

2. ま え が き

先に¹⁾、片持後退角付の平板翼模型を用いて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研究を行なったが、これに関連して平板翼模型に近い動特性を有する翼型付の模型を用いて遷音速フラッタ特性を明らかにして、平板翼模型のフラッタ特性との比較を行なう事を目的としている。

3. 記 号

- b 半翼弦長
- b_r 翼面の 75% 位置の気流方向の半翼弦長
- g 構造減衰係数
- I 振動の振り 1 次モードのノード線まわり、翼幅

* 昭和 48 年 12 月 8 日受付

** 機体第一部

*** 機体第二部

- 1/10 等分截片当りの慣性モーメント (ポッドに対しては総和を示す)
- k 相当振動数 ($=b_r\omega/v$)
- m 翼幅 1/10 等分截片当りの質量 (ポッドに対しては総和を示す)
- M マッハ数または翼模型の総質量
- q 動圧
- S 振動の振り 1 次モードのノード線まわり, 翼幅 1/10 等分截片当りの静モーメント (ポッドに対しては総和)
- V 速度 (v 速度)
- W 翼面総重量
- η 分割区分
- μ 密度比
- ρ 空気密度
- ω 円振動数
- 下付記号
- α 振り固有振動数
- e 実験値
- th 理論計算値

4. 模 型

4.1 形状・寸法および静特性

翼模型は, 図 1 に示されるように 1/4 翼弦線の後退角 20° , アスペクト比およびテーパ比それぞれ 4.0 および 0.4 の平面形で, 翼面翼幅 196 mm, 翼根翼弦長 70 mm, 翼先端翼弦長 28 mm である。この翼模型は, 厚さ 1.8 mm のマグネシウム板を芯材にし, その上下面にバルサ材を接着して気流方向に翼断面 NACA 65A0012 として整形し, 透明塗料を塗布して翼表面は滑めらかに仕上げられている。翼模型の取付ブロックへの取付は, 芯材を前・後縁に沿って胴体側へ 70 mm 延長し, その部分を厚さ 5 mm の鉄板で $6\text{ mm}\phi$ ボルト 8 本を用いて片持式に固定する。この取付ブロックは, さらに風洞の抽気室内のフラッタ模型出入装置に取付けられた。

実験を行なった翼模型は, 翼のみと翼にエンジンポッドの外形を有する質量を取り付けた形態で, 前者をクリーン翼, 後者をポッド付翼と称する。ポッド付翼の付加質量は, 文献 1) の“ポッド E”の場合と同様の位置および構造を有している。すなわち付加質量の形態および寸法は, 図 1 に示されるとおりで, 断面円形のエンジンポッドの外形を有しており, 全長は 77 mm, 最大直径は 24 mm で, ポッドの前縁より 30.8 mm (全長の 40%) の位置にあり, 細長比は 3.88 で

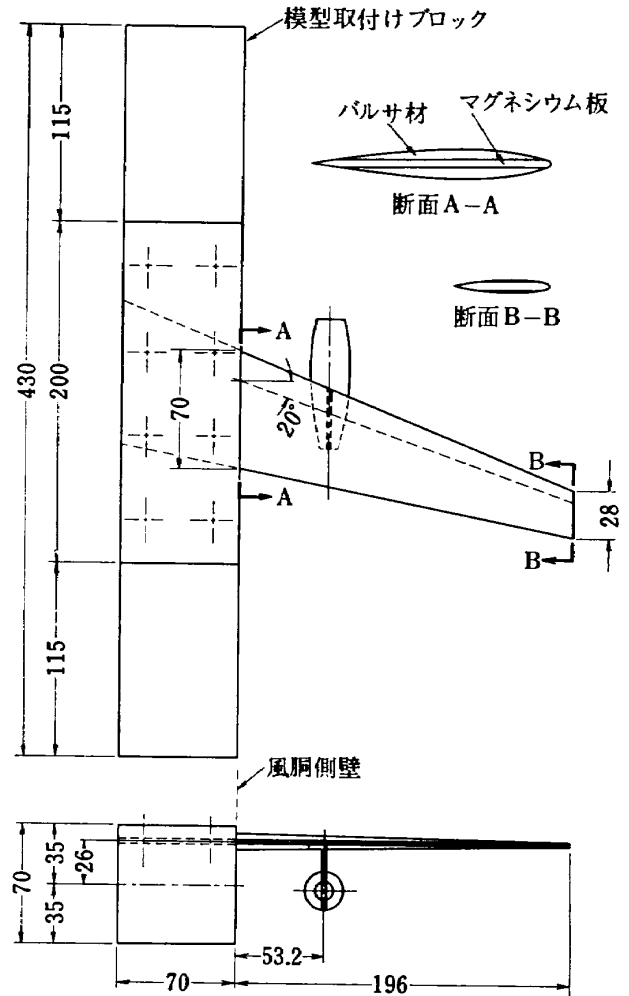


図 1 翼模型と取り付けブロックの形状および寸法

ある。ポッドの芯部, パイロンおよび翼への取付部は, 厚さ 2 mm の 1 枚のアルミニウム板を折り曲げて作られ, ポッド芯部の両側にマホガニー材を用いて成形された中実のポッド木部を接着している。付加質量は, 2 本の $3\text{ mm}\phi$ のボルト・ナットによってポッド中心線が機体軸に平行になる様に翼に取り付けられ, 上面はバルサ材を用いて整形された。翼面に対するエンジンポッドの重心の取付位置は, 翼根より 53.2 mm のスパン外方, 中心面より垂直下方 29 mm, ポッド取付位置での翼弦の中心より前方に 36.6 mm である。

質量, 静モーメントおよび慣性モーメントは, 翼模型については翼幅を 10 等分し, これらの各截片を気流方向に 5~10 分割し, 付加質量はポッド中心線にそって 10 分割し, 質量は外形寸法および材料の比重から計算によって, 静モーメントおよび慣性モーメントは実験によって得られた振り 1 次振動ノードまわりについてその外形寸法および材料の比重から計算して

その総和を求めて得られた。これらの値を表 1.1 および表 1.2 に示している。

翼模型の構造影響係数は、翼模型“BL-1.8-11”を用いて気流方向 1/4 翼弦線、および 3/4 翼弦線と翼付根より翼面翼幅の 5% より 95% まで 10% おきの翼幅位置の気流方向の翼弦との交点 20 点において計測し、その値を表 2 に示している（翼模型名称：BL は芯材に接着したバルサ材、1.8 はマグネシウムの厚さで単位は mm、末尾の 11 は翼の番号を表わす）。

4.2 振動特性

フラッタ実験を行なったすべての模型について、フラッタ模型振動試験装置を用いて最初の 3 つの連成固有振動数および振り 1 次および曲げ 2 次振動モードのノード線を計測した。また、翼模型を風洞内に取り付けた状態で得られた自由振動によって減衰率を求めてこれを構造減衰率とした。得られた固有振動数および構造減衰率を表 3 に、またノード線を図 2 および図

3 に示している。なお、実験を行なった振動数範囲では、付加質量の横揺れ又は縦揺れのモードの固有振動数は得られていない。

翼模型の固有振動数の理論計算は、質量マトリックスには表 1 の静特性の各値から各截片について計算で求め、また撓性マトリックスには表 2 の影響係数を用いて文献 1) に述べられているマトリックス反復法によって行なわれた。その計算結果について、固有振動数は表 3 に実験固有振動数と並べて示し、また得られたノード線は、図 2 および図 3 のそれぞれ“BL-1.8-1”および“BL-1.8-4-E-1”の実験ノード線に重ねて示している（ポッド名称：“E”は文献 1) の“ポッド E”を、“1”はポッド番号を示す）。表 3 に示されるように固有振動数は、実験値と計算値の比較では 1 次および 2 次の一一致はよいが、3 次の一一致が良くない。また図 2 および図 3 に示されるように実験と計算の固有振動ノード線の一一致は、一般的に良く、クリーン翼の場合の方がポッド付翼の場合より一一致はよい。

表 1.1 翼模型の物理的性質

η	$M \times 10^{-3}$	$S \times 10^{-3}$	$I \times 10^{-3}$
	$\text{g} \cdot \text{cm}^1 \cdot \text{s}^2$	$\text{g} \cdot \text{s}^2$	$\text{g} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^2$
1	5.47	-0.858	17.32
2	5.00	-0.723	13.95
3	4.54	-0.593	11.01
4	4.09	-0.470	8.54
5	3.67	-0.364	6.54
6	3.26	-0.273	4.89
7	2.86	-0.195	3.54
8	2.48	-0.128	2.47
9	2.12	-0.072	1.65
10	1.76	-0.027	1.05

表 1.2 ポッドの物理的性質

	$M \times 10^{-3}$	$S \times 10^{-3}$	$I \times 10^{-3}$
	$\text{g} \cdot \text{cm}^{-1} \cdot \text{s}^2$	$\text{g} \cdot \text{s}^2$	$\text{g} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^2$
E-1	32.99	-88.85	504.4
E-2	32.99	-90.00	511.3
E-3	32.99	-88.47	502.0
E*	32.58	-87.32	495.2

E*: E-7, E-8, E-9 は共通

表 2 翼模型“BL-1.8-11”の構造影響係数 (実測値)

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
1	0.236	0.035	0.514	0.095	0.650	0.229	0.781	0.400	0.895	0.575	1.010	0.745	1.120	0.900	1.230	1.040	1.330	1.160	1.420	1.240
2		0.365	0.300	0.680	0.610	0.991	0.933	1.300	1.260	1.630	1.590	1.950	1.910	2.260	2.240	2.570	2.560	2.890	2.890	3.220
3			1.390	1.030	2.170	1.810	2.970	2.590	3.730	3.360	4.530	4.120	5.330	4.910	6.100	5.670	6.900	6.450	7.690	7.240
4				1.820	2.130	2.970	3.300	4.050	4.480	5.180	5.630	6.270	6.780	7.370	8.000	8.500	9.140	9.600	10.30	10.70
5					4.060	3.910	6.100	5.800	8.000	7.750	9.910	9.700	11.90	11.70	13.80	13.60	15.70	15.50	17.60	17.40
6						5.430	6.440	7.810	8.890	10.20	11.40	12.60	13.90	15.00	16.40	17.40	18.90	19.80	21.40	22.20
7							9.710	10.10	13.40	13.70	17.00	17.30	20.60	20.90	24.30	24.60	28.00	28.20	31.60	32.00
8								12.00	14.40	16.20	18.70	20.40	23.10	24.70	27.40	29.10	31.80	33.30	36.10	37.50
9									19.40	20.00	25.30	25.90	31.60	32.00	37.60	38.20	43.60	44.30	49.60	50.20
10										23.00	27.10	30.00	34.20	37.10	41.00	44.10	48.30	51.00	55.30	57.90
11											34.00	36.00	43.20	45.00	53.30	54.40	61.60	63.10	71.00	72.40
12												40.40	46.80	50.20	57.30	61.00	67.70	71.40	78.40	81.60
13													56.20	59.50	69.30	72.60	82.80	85.50	96.00	98.40
14														64.90	74.20	79.00	89.20	93.50	104.0	108.8
15															88.00	91.20	106.0	109.5	124.8	128.0
16																98.30	112.0	117.6	132.0	137.4
17																	131.0	135.5	156.8	161.6
18																		143.2	161.0	169.4
19																			188.0	192.8
20																				202.2

表 3 翼模型の連成固有振動数 (単位 c/s)

翼 模 型	実 験 固 有 振 動 数				計 算 固 有 振 動 数		
	第 1 次	第 2 次	第 3 次	g	第 1 次	第 2 次	第 3 次
BL-1.8-1	45.5	223.1	405.6	0.0303	45.5	217.7	457.3
BL-1.8-2	45.8	244.4	404.4	0.0233			
BL-1.8-3	45.4	223.5	401.5	0.0247			
BL-1.8-10	45.4	218.3	(395)	0.0298			
BL-1.8-4-E-1	46.0 (46.2)	151.1 (228.3)	322.6 (400.0)	0.0356	44.3	137.5	210.3
BL-1.8-5-E-2	45.6 (46.1)	151.7 (229.6)	314.4 (383.9)	0.0299	44.3	136.8	209.8
BL-1.8-6-E-3	45.4 (45.6)	148.7 (244.4)	315.0 (402.9)	0.0204	44.3	137.7	210.5
BL-1.8-14-E-9	46.7	154.6	314.3	0.030	41.3	138.3	210.9
BL-1.8-19-E-7	45.5	150.3	310.3	0.032			
BL-1.8-20-E-8	44.7	146.1	297.5	0.024			
BL-1.8-21-E-7	45.4	149.9	310.4	0.032			

() 内ポッド取付前の振動数 g 構造減衰率

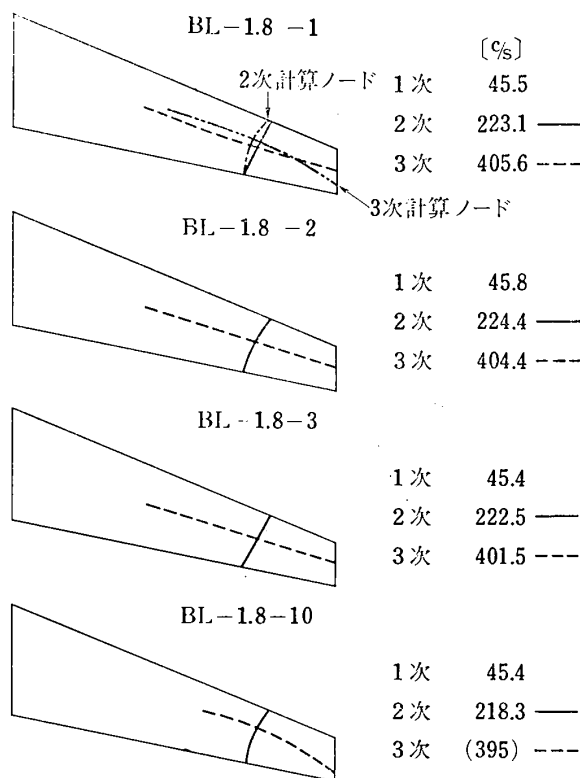


図 2 各翼模型の実験ノード線および振動数

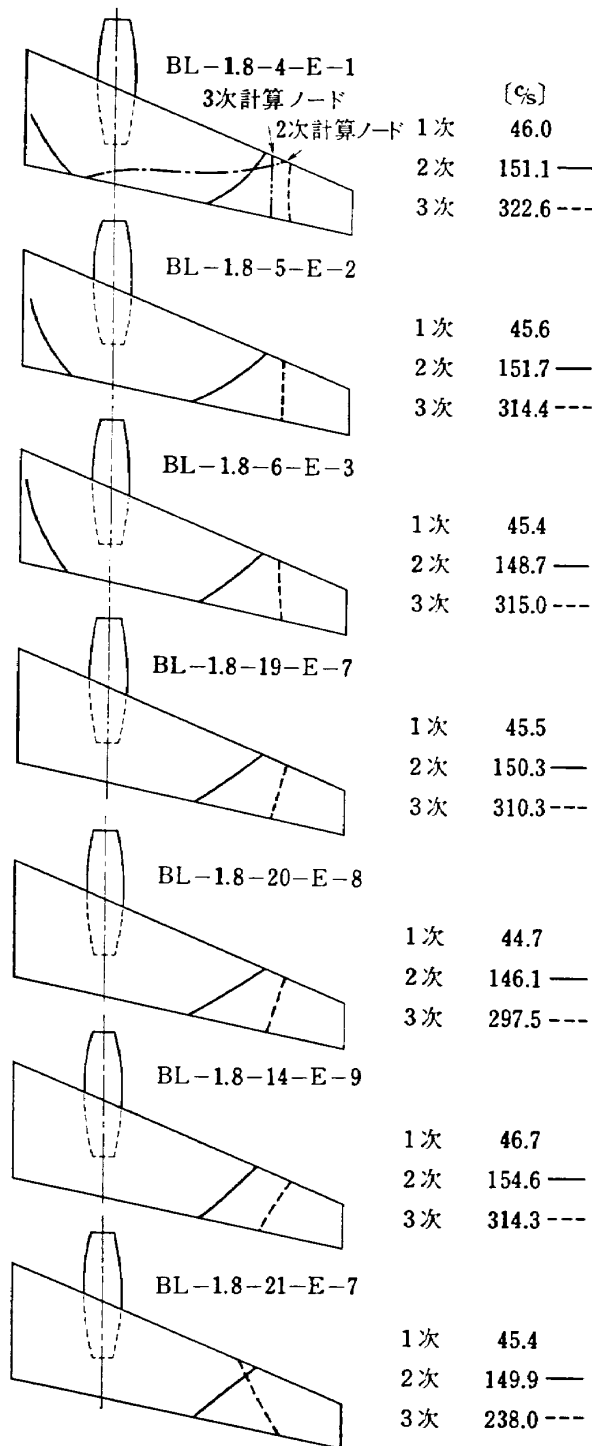


図3 各翼模型の実験ノード線および振動数

5. フラッタ実験

遷音速フラッタ風洞実験は、航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備^{2),3)}を用いて、クリーン翼模型に対してはマッハ数 0.756~0.956 ポッド付翼に対してはマッハ数 0.799~0.978 の範囲で行なわれた。この試験設備は、一辺 60 cm の正方形断面の測定胴

を有し、上下多孔壁を使用する場合、多孔壁を通じての抽気量調節を後部フラップの開度を変化させる事によって行ない、マッハ数約 0.7~1.2 の範囲でマッハ数制御が可能な吹出式間歇風洞である。フラッタ実験を行なう際、高圧乾燥室空気貯気槽内に約 20~17 気圧で充填されている圧縮乾燥空気（水蒸気量約 6.9×10^{-6} kg H₂O/kg air）を放出し、風洞運転中に総圧を掃引変化させることによって測定部に所定マッハ数の気流を得る。この遷音速フラッタ試験設備において実験を行なって遷音速領域で各模型についてフラッタ境界を得た。

実験方法は概略次の通りである。抽気室内模型出入装置に取付けられた翼模型は、測定胴内気流が安定する迄測定胴外に保持されている。気流が安定しマッハ数がほぼ一定に保たれた後、翼模型翼面が測定部側壁から模型出入装置により風洞中心面より 26 mm 上方に迎角 0° にて片持式に支持される。次に、測定部密度に対応する激み点圧力を翼模型にフラッタが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（圧力上昇速度：0.1 kg/cm²·s 以下）翼模型にフラッタの発生が確認された後、模型出入装置を直ちに動作させて測定胴より翼模型を抽気室内に取り出し風洞を停止した。

風洞運転中に於ける翼模型の一次曲げ変形および一次振り変形の検出には、翼模型付根付近に貼付した歪ゲージを用い、得られたこれら変形信号は動歪計を通し電磁オシログラフに記録し、また風洞測定部における気流条件については、風洞の総圧および測定部静圧、激み点温度を自動平衡型指示記録計にそれぞれ同期して記録した。実験中の風洞測定部内の模型は、風洞側壁観測窓および電磁オシログラフ観測窓を通してその挙動の観察が行なわれた。

6. 実験結果

発生したフラッタは、すべて曲げ-捩れ連成型の古典的フラッタである。オシログラフの記録に示された曲げおよび捩れの波形より、フラッタ発生の時点を決し自動平衡記録計の風洞の圧力および温度の記録のその時点に対応する値より風洞測定部の値が決定される。その他のフラッタに関連した数値とともに、これらの実験値を表4および表5にそれぞれクリーン翼およびポッド付翼について示している。

6.1 フラッタ密度

フラッタが発生した点の空気密度をフラッタ密度と

表 4 フラッタ実験結果および関連計算数値 (翼面のみ)

M	ρ_e	V_c	q_e	μ_e	ω_e	k_e	$\frac{V_e}{b_1 \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	V_{th}	ω_{th}	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
	$\text{kg}\cdot\text{s}^2\cdot\text{m}^{-4}$	$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	$\text{kg}\cdot\text{m}^{-2}$		$\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$			$\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	$\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$				
MODEL BL-1.8-1													
0.876	0.1675	282.6	6688	56.54	713.4	0.0486	0.766	242.2	1095.0	0.0870	1.166	0.651	0.558
0.903	0.1678	289.8	7839	56.14	841.5	0.0559	0.788	241.0	1097.0	0.0876	1.202	0.767	0.638
0.936	0.1867	298.0	8289	50.73	879.2	0.0568	0.853	231.0	1112.0	0.0927	1.290	0.790	0.612
MODEL BL-1.8-2													
0.854	0.1777	270.8	6515	53.30	791.3	0.0563	0.758	236.4	1113.0	0.0906	1.145	0.711	0.621
0.879	0.1691	277.7	6520	56.01	763.0	0.0529	0.758	241.1	1107.0	0.0884	1.151	0.689	0.598
0.903	0.1722	284.0	6944	55.00	697.7	0.0473	0.783	239.0	1106.0	0.0891	1.188	0.630	0.530
0.944	0.1954	294.1	8450	48.47	841.5	0.0551	0.854	226.0	1127.0	0.0960	1.301	0.746	0.574
0.956	0.2091	297.3	9240	45.29	979.7	0.0634	0.903	219.9	1137.0	0.0995	1.352	0.861	0.637
MODEL BL-1.8-3													
0.830	0.1818	261.9	6234	52.10	850.3	0.0625	0.747	237.1	1092.7	0.0887	1.104	0.778	0.704
MODEL BL-1.8-10													
0.756	0.2424	243.6	7192	39.07	1075.7	0.0850	0.815	203.3	1157.0	0.1080	1.180	0.9298	0.787
0.771	0.2311	248.5	7135	40.98	1001.6	0.0776	0.812	210.7	1145.0	0.1046	1.179	0.8748	0.741
0.780	0.2226	251.0	7012	42.55	1046.8	0.0803	0.805	218.0	1127.3	0.0995	1.151	0.9287	0.807
0.804	0.1986	258.5	6635	47.69	949.5	0.0707	0.783	225.0	1147.0	0.0981	1.148	0.8278	0.820

表 5 フラッタ実験結果および関連計算数値 (ポッド付)

M	ρ_e	V_e	q_e	μ_e	ω_e	k_e	$\frac{V_e}{b_r \omega_e \sqrt{\mu_e}}$	V_{th}	ω_{th}	k_{th}	V_e/V_{th}	ω_e/ω_{th}	k_e/k_{th}
MODEL BL-1.8-4-E-1													
0.831	0.2035	269.8	7406	46.54	660.0	0.0471	1.014	222.6	706.6	0.0611	1.212	0.934	0.771
0.889	0.1759	286.7	7229	53.84	599.7	0.0403	1.001	234.1	698.7	0.0575	1.225	1.035	0.701
0.915	0.1695	293.6	7305	55.88	600.3	0.0394	1.007	237.7	697.4	0.0565	1.235	1.047	0.697
0.947	0.1751	302.1	7990	54.09	617.9	0.0394	1.053	234.6	698.6	0.0573	1.288	0.885	0.688
MODEL BL-1.8-5-E-2													
0.864	0.1863	273.6	6972	50.84	648.7	0.0456	1.009	229.5	698.2	0.0586	1.192	0.929	0.778
0.894	0.1764	281.9	7009	53.69	594.7	0.0406	1.012	234.3	696.9	0.0573	1.203	0.853	0.709
0.957	0.1869	299.1	8360	50.67	712.7	0.0459	1.105	229.2	698.0	0.0586	1.305	1.021	0.783
MODEL BL-1.8-6-E-3													
0.830	0.2055	263.9	7155	46.09	660.6	0.0482	1.028	219.0	706.5	0.0521	1.205	0.935	0.776
0.854	0.1872	270.7	6858	50.59	661.9	0.0471	0.999	226.0	704.0	0.0500	1.198	0.940	0.785
MODEL BL-1.8-14-E-9													
0.809	0.2246	257.4	7440	42.17	730.9	0.0547	1.043	213.4	710.3	0.0641	1.205	1.029	0.853
MODEL BL-1.8-19-E-7													
0.932	0.1660	296.8	7311	57.05	606.6	0.0394	1.047	237.9	701.7	0.0568	1.248	0.865	0.694
0.953	0.1761	301.6	8009	53.78	607.9	0.0388	1.095	232.5	703.2	0.0582	1.297	0.864	0.667
MODEL BL-1.8-20-E-8													
0.946	0.1620	294.5	7025	58.46	601.6	0.0393	1.070	239.6	702.4	0.0567	1.234	0.856	0.693
MODEL BL-1.8-21-E-7													
0.978	0.1704	305.7	7962	55.58	640.5	0.0403	1.092	236.3	702.5	0.0572	1.294	0.912	0.705
0.799	0.2364	357.1	7813	40.06	732.2	0.0548	1.082	210.6	710.8	0.0650	1.221	1.030	0.843

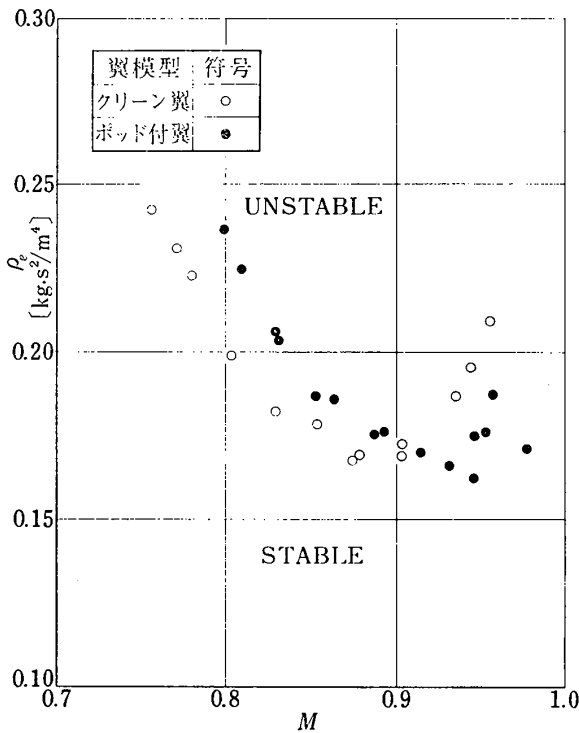


図4 マッハ数に対するフラッタ密度の変化

して、表4および表5に示されているフラッタ密度をマッハ数に対しプロットして図4に示している。フラッタ密度は、クリーン翼およびポッド付翼の場合それぞれマッハ数 0.88 および 0.93 の近傍で最低値をとって、それよりマッハ数が増減するとフラッタ密度は増加して安定領域が増加しており、その増加の割合は、マッハ数が減少する場合が増加する場合より急激である。

6.2 実験フラッタ速度係数

実験フラッタ速度係数 $v_e/b_r\omega_\alpha\sqrt{\mu_e}$ は、フラッタ密度の減少あるいは剛性の増加につれて減少する。フラッタ密度あるいは剛性が一定の場合は横軸に平行な直線で表わされ、また動圧が一定の場合は原点より出る放射線で表わされる。図2のクリーン翼のノード線に示されているように、捩れ1次モードは第3次固有振動数に関連しているので、 ω_α に対しては第3次固有振動数を用いて整理している。表4および表5の実験フラッタ速度係数をマッハ数に対してプロットして図5に示している。フラッタ密度と同様に実験を行なったマッハ数範囲の中間のマッハ数で最低値を示して不安定領域が最も広く、マッハ数がそれより増加しても減少しても実験フラッタ速度は増加して安定領域が広がる傾向を示している。ポッド付翼の値がクリーン翼に比して大きいのは、主として ω_α に用いた第3

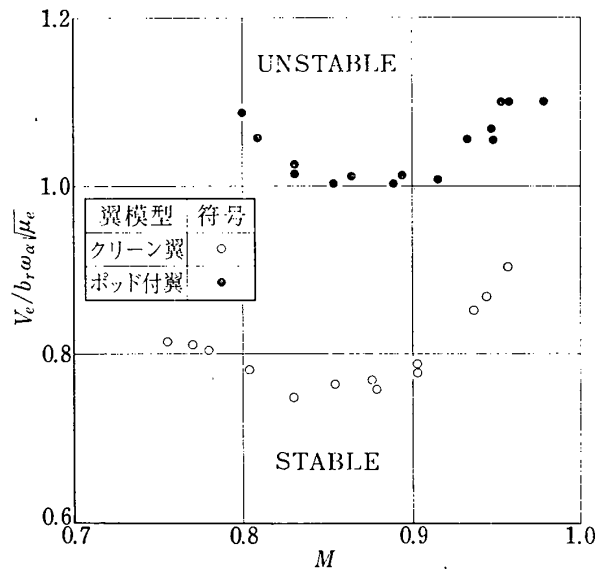


図5 マッハ数に対するフラッタ速度係数

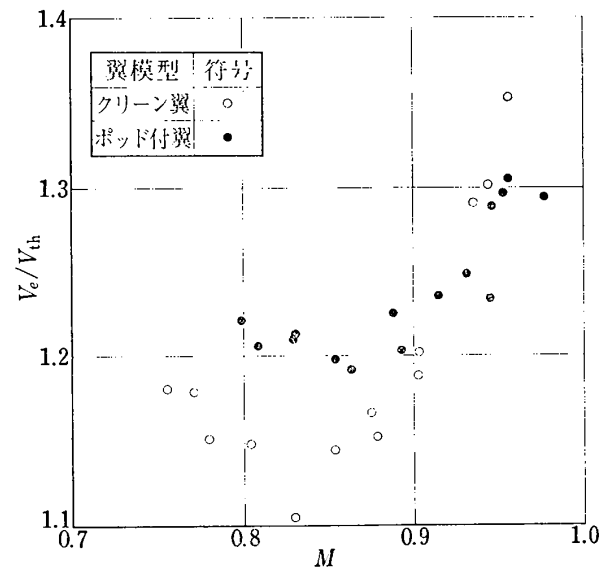


図6 マッハ数に対するフラッタ速度比

次固有振動数の値の相違に基づいている。

6.3 フラッタ速度比

実験フラッタ速度と非圧縮性2次元理論による非定常空力⁴⁾を用いて文献1)の付記Bのマトリクス法による理論計算速度との比をフラッタ速度比とする。理論計算には質量マトリクスとして表1の翼模型の諸特性を求めた場合の翼要素の値から計算した値を、また撓性マトリクスとしては表2に得られた翼模型の影響係数の値を用いた。表4および表5に示されているフラッタ速度比をマッハ数に対して図6にプロットして示している。フラッタ密度および実験フラッタ速度および実験フラッタ速度係数のマッハ数に対

する傾向と同様に、フラッタ速度比も実験を行なったマッハ数の中間で最低の値を示し、マッハ数が増減するとフラッタ速度比の値は増加する傾向を示し、フラッタ速度比の値はクリーン翼の場合は 1.1~1.35 の範囲に、ポッド付翼の場合は 1.19~1.3 の範囲にあり、いずれの場合においても理論計算フラッタ速度が実験フラッタ速度より低い。なおポッドに対する空気力は考慮されていない。

7. 平板翼との比較

4 節において述べたように、本研究に用いた断面に翼型を用いた翼模型（以下翼型付翼模型）は文献 1) の平板翼模型に対応しており、翼型付翼模型と平板翼模型の物理的特性を同一にして両翼模型の結果を直接比較出来るように留意して設計製作を行なった。表 6 および表 7 にそれぞれクリーン翼とポッド付翼について、両翼模型の物理的諸特性の値を比較して示している。また図 7 に平板翼と翼型付翼固有振動ノード線を、また図 8 および図 9 にはそれぞれクリーン翼と翼

型付翼について図 4 のフラッタ密度と文献 1) の平板翼のフラッタ密度の境界線を重ね合せて示している。クリーン翼の場合フラッタ密度は図 8 に示されるように、実験を行なったマッハ数の低い領域では平板翼と翼型付翼のフラッタ密度は殆んど等しく、高いマッハ数の領域では翼型付翼の方が平板翼の場合より高い。

ポッド付翼の場合は、フラッタ密度は図 9 に示されるように低いマッハ数の領域では翼型付翼の方が平板翼より高い値で、高いマッハ数の領域では実験値のバラッキで不明確ではあるが翼型付翼の方がやや低い値を示している。しかし図 7 に示されるように平板翼と翼型付翼の固有ノード線は殆んど一致しており、且つ表 6 に示されるように翼型付翼の方が固有振動数が約 10 数 % 低く、密度比が約 1/2 であり、これらは不安定領域を増加させる要因であることを考慮すれば、平板翼と完全に同じ物理特性を有する翼型付翼の場合には翼型付翼の安定領域は増加すると考えられる。

表 6 平板翼と翼型付翼の物理特性 (クリーン翼)

		N-0	M-12	BL-1.8-1	BL-1.8-2	BL-1.8-3	BL-1.8-10
M [g·cm ⁻¹ ·s ²]		0.0518		0.0352			
S [g·s ²]		0.0089		-0.0037			
I [g·cm·s ²]		0.1408		0.0709			
翼厚 [%]	翼根	2.85		12			
	翼先端	7.14					
密度比		70.4~128.3		39.0~56.5			
第 1 次実験振動数 [c/s]		48.7	51.6	45.5	45.8	45.4	45.4
第 2 次 "		250.3	265.4	223.1	224.4	223.5	218.3
第 3 次 "		441.6	495.6	405.6	404.4	401.5	(395)
g		0.0252	0.0195	0.0303	0.0233	0.0247	0.0298

表 7 平板翼と翼型付翼の物理特性 (ポッド付翼)

	N-0-E-1	N-0-E-2	M-6-E-4	BL-1.8-4-E-1	BL-1.8-5-E-2	BL-1.8-6-E-3	BL-1.8-14-E-9	BL-1.8-19-E-7	BL-1.8-20-E-8	BL-1.8-21-E-7
密度比	97.8~119.89			40.0 58.5						
第 1 次実験振動数 [c/s]	46.9	45.3	51.1	46.0	45.6	45.4	46.7	45.5	44.7	45.4
第 2 次 "	170.0	160.8	179.7	151.1	151.7	148.7	154.6	150.3	146.1	149.0
第 3 次 "	272.1	259.2	275.9	322.6	314.4	315.0	314.3	310.3	297.5	310.4
g	0.0176	0.0151	0.0156	0.0356	0.0299	0.0204	0.030	0.032	0.024	0.032

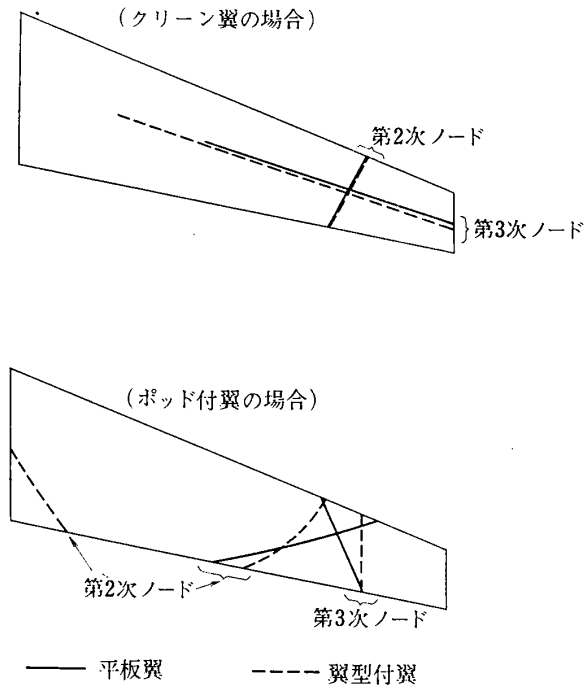


図7 平板翼と翼型付翼の実験固有振動ノード線

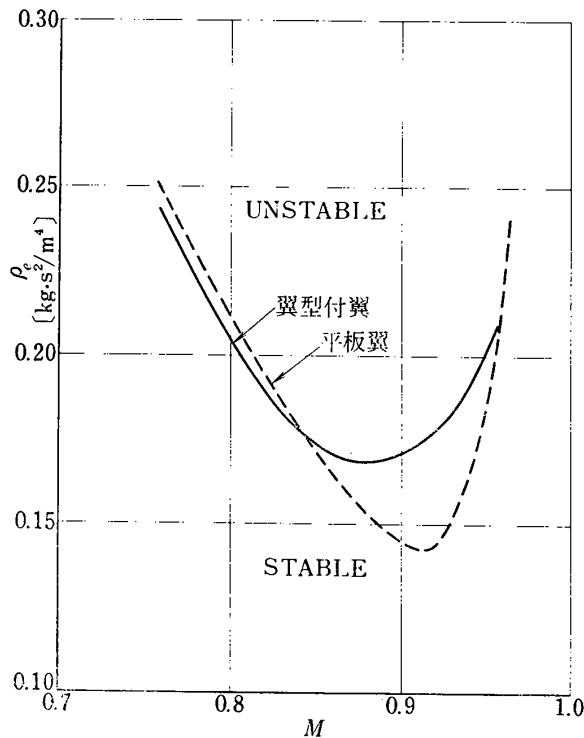


図8 マッハ数に対する実験フラッタ密度の変化の翼型付翼と平板翼との比較 (クリーン翼の場合)

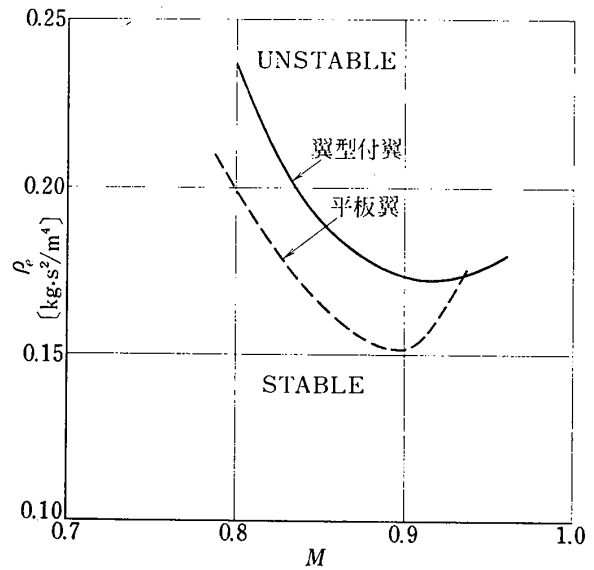


図9 マッハ数に対する実験フラッタ密度の変化の翼型付翼と平板翼との比較 (ポッド付翼の場合)

9. 結 論

断面に翼型を有する片持後退角のクリーン翼およびポッド付翼模型についてマッハ数 0.756 および 0.978 の範囲で実験を行なってフラッタ特性を求め、且つ平板翼との比較を行なって次の結論を得た。

- (1) フラッタ密度および実験フラッタ速度係数は、実験を行なった中間のマッハ数において不安定領域が最も広く、それよりマッハ数が増加しても減少しても安定領域は広がる。
- (2) フラッタ密度はポッド付翼の方がクリーン翼より低いマッハ数領域においては高く、また高いマッハ数範囲では低い。
- (3) 非定常2次元理論による非圧縮性空気力を用いた計算フラッタ速度は実験フラッタ速度に対して約 10~30% 低い。
- (4) 平板翼と翼型付翼のフラッタ境界の比較は、ポッド付翼の高いマッハ数の領域を除いて翼型付翼の方が安定領域は広い。

文 献

- 1) 中井暎一, 森田甫之, 高木俊朗: 薄い片持後退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
- 2) 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, 航技研報告 NAL TR-5, 1960年2月
- 3) 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
- 4) B. Smile and L.S. Wasserman: Application of Three-Dimensional Flutter Theory to Aircraft Structures. Air Force Technical Report 4798, July 1942

航空宇宙技術研究所報告361号

昭和49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
