後退角 45° 、アスペクト比 4.0 の薄い片持翼の遷音速における フラッタ特性におよぼすテーパ比の影響の実験的研究*

中井 暎一**・高木 俊朗**・安藤 泰勝**

Some Effects of Taper Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Sweptback Angle of 45° and an Aspect Ratio 4.0

Eiichi NAKAI*, Toshiro TAKAGI, Yasukatsu ANDO

Abstract

An experimental investigation of some effects of taper ratio on the flutter characteristics of a series of thin cantilever wings having a sweptback angle of 45° and an aspect ratio of 4.0 has been conducted in the N. A. L. transonic blowdown wind tunnel for flutter testing at Mach numbers between 0.872 to 1.206.

The results are presented as the ratios between the experimental flutter speeds and the reference flutter speeds calculated on the basis of incompressible two-dimensional flow. These ratios, designated the flutter speed ratios, are given as functions of Mach numbers for the wings tested. The flutter speed ratios were characterized by the minimum values at around Mach number 1.0 with the increase in the speed ratios in the range of subsonic and supersonic speeds investigated.

1. ま え が き

後退角 45° 、アスペクト比 4.0 の薄い片持翼のフラッタ特性におよぼすテーパ比の影響について、航空宇宙技術研究所遷音速フラッタ試験設備において、マッハ数 0.872~1.206 の間で実験的研究を行なった。

実験の結果は、実験フラッタ速度を非圧縮性二次元線型理論を用いて計算した基準フラッタ速度で除して得られたフラッタ速度比をマッハ数の函数として表示している。実験を行なったテーパ比 0.4, 0.6, 0.8, 1.0 の 4 種類の翼に対して、フラッタ速度比は高亜音速よりマッハ数の上昇につれて減少してマッハ数 1.0 の近傍にて最少となり、超音速域ではマッハ数の上昇とともに増加している。

いままで行なわれている遷音速におけるフラッタ特性の模型による実験的研究の多くの場合に、高い亜音

速において実験の結果にかなりのばらつきがみとめられて資料としての確実性が十分でなかった。これに対し、本実験では同一の模型についてマッハ数の広い範囲でフラッタ実験の資料が得られたので、より正確な資料を提出できた。

2. 記 号

- A : アスペクト比
- A_0 : 翼面アスペクト比
- a : 関係軸に直角な翼の断面における断面の中心位置より弾性軸までの距離をその断面の翼弦長の半分で除した無次元値 ($=x_1/b$)
- b : 関係軸に直角な翼弦長の半分
- b_s : 翼付根における気流方向の翼弦長の半分
- b_r : 75% スパンの点における関係軸に直角な翼弦長の半分
- d_h : 非連成曲げ固有振動数に対応する無次元常数
- d_a : 非連成捩り固有振動数に対応する無次元常数
- $EI(\eta)$: 曲げ剛性のスパン方向の分布
- f_i : i 次連成固有振動数
- $GJ(\eta)$: 捩り剛性のスパン方向の分布
- g : 構造減衰係数
- $I_a(\eta)$: 慣性モーメントのスパン方向の分布
- i : $i=1, 2, 3, \dots$
- k : $\omega b/V'$
- k_e : $\omega_e b_r/V_e$
- l : $1/4$ 翼弦線に沿って測ったスパン
- $m(\eta)$: 質量のスパン方向の分布
- m_r : 75% スパンの点における単位幅当りの質量
- $p(\eta)$: 翼面のスパン方向のテーパ ($=\{1-(1-\lambda_p) \times \eta\}$)

* 昭和 40 年 11 月 9 日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所

- r : 関係軸に直角な断面における弾性軸から断面重心までの距離
- r_a : 回転半径 $\left(=\sqrt{\frac{I_a}{mb^3}}\right)$
- S_g : 翼面面積
- S_a : 関係軸に直角な断面の弾性軸まわりの翼断面の静モーメント $(=m \cdot r)$
- V : 気流速度
- V_e : 実験フラッタ速度
- V_s : 基準フラッタ速度
- V' : $1/4$ 翼弦に垂直な気流速度 $(=V \cos A)$
- x : 関係軸に直角な座標
- x_1 : 関係軸に直角な断面における断面の中心より弾性軸までの距離
- x_a : 関係軸に直角な断面における弾性軸から断面重心までの距離をその断面の翼弦長の半分で除した無次元値 $(=r/b)$
- y : 関係軸にそって座標
- Y_i : i 次非連成曲げ固有関数
- θ : 一次非連成振り固有関数
- A : 後退角
- λ : テーパ比
- λ_p : 翼面テーパ比
- ρ : 空気密度
- ρ_e : フラッタ発生時の測定部空気密度
- μ_e : フラッタ発生時の密度比 $(=m_r/\pi\rho_e b r^2)$
- ω : 角振動数
- ω_i : i 次連成固有振動数
- ω_{h1} : 非連成曲げ一次固有振動数
- ω_{h2} : 非連成曲げ二次固有振動数
- ω_a : 非連成振り一次固有振動数

3. 試験装置

本研究を行なった航空宇宙技術研究所遷音速フラッタ試験設備は¹⁾²⁾、60 cm×60 cm 正方形断面の測定部を有する吹き出し式間歇風洞で、上下多孔壁の場合には亜音速より遷音速をとおりマッハ数約 1.20 まで、また、超音速固定ノズルによりマッハ数 1.3, 1.4 および 1.5 での実験が可能である。

模型は測定筒側壁において迎角 0° で片持式に支持された(第1図)。風洞運転の開始および停止の時の気流の過渡的变化により模型が破壊されるのを阻止するために、フラッタ模型出入装置により気流が定常状態になるまで模型は測定筒外に保持されて気流が安定した後に測定筒内に急速に挿入され、また必要な場合に測定筒外に取り出される。

模型の曲げおよび振り変形を検出するために、模型の翼付根付近に歪ゲージが貼り付けされた。実験中、歪みゲージの出力は動歪計を通して電磁オシログラ

第 1 図 測定部内の模型

フにより記録され、また、測定筒における気流条件を決定するために、風洞の淵み点圧力、抽気室圧力および淵み点温度は、歪みゲージ式圧力計および熱電対によって検出されて電子管式自動平衡型記録計に同時に記録された。測定部における模型の状況は風洞側壁の窓を通して直視あるいは工業用テレビにより観察され、また、フラッタ発生時におけるモードと振幅を見る目的で 16 m/m 高速度カメラの撮影を行なった。

4. 試験方法

本実験の目的は、遷音速における模型翼のフラッタ速度、フラッタ振動数およびフラッタ発生時のマッハ数を決定することである。したがって、模型にフラッタを発生させるために、風洞の測定部におけるマッハ数をほぼ一定に保って測定部の空気密度に対応する淵み点圧力を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高い値へ風洞の運転中に掃引変化させた。フラッタの発生が確認されると、模型の破壊を防止するために模型出入装置を作動させて模型を測定筒より抽気室内に急速に取り出し、それに続いて風洞を急停止した。

5. 模 型

5.1 模型の形状および構造 模型の平面形は(第2図)、気流方向の前縁より $1/4$ の翼弦線の後退角が 45° 、翼面のスパンの 21.9% が胴体内に入っていると考えた場合の全スパン翼のアスペクト比が 4.0 で、テーパ比は 0.4, 0.6, 0.8 および 1.0 の 4 種類である。気流方向の翼型は、テーパ比 1.0 の翼が NACA 65 A 006 で、他はいずれも NACA 65 A 004 である。模型の名称は、最初の数字がアスペクト比、つぎの 2 つが後退角、“-”につづく 2 つの数字がテーパ比の 10 倍を示している。第 1 表に模型の幾何学的数値を表にしている。

模型の構造は、 $1/16$ in の厚さの楓のベニア板にフ

第2図 模型の平面形

第1表 模型の幾何学的性質

	445-04	445-06	445-08	445-10
断面翼型	NACA 65 A-004			NACA65A006
A	4			
Λ	45°			
λ	0.4	0.6	0.8	1.0
λ_p	0.467	0.657	0.836	1.000
翼面スパン	13.7 cm			
A_g	1.726	1.653	1.605	1.566
l	19.37			
b_r	2.585	2.804	2.968	3.094
b_s	5.43	5.000	4.64	4.38
S_g	108.7 cm ²	113.3 cm ²	117.0 cm ²	119.8 cm ²

エノール系樹脂を圧入した合板を整形した中実断面の翼の外側に、厚さ 0.07 mm のガラス繊維を樹脂で接着している。

5.2 模型の物理的性質 翼面全体の質量は実測され、スパン方向の質量および質量慣性モーメントの分布ならびに翼弦方向の重心位置は、各断面の翼型がテ

ーパ比に従って正確に製作されかつ材質が均一であるという仮定に基づいて算出された。また、弾性軸位置は後退角のある片持翼に点荷重を加えた場合の捩り変形を光挺子を用いて実測することにより求めた。模型の物理的性質の数値を第2表に示している。フラッタ模型加振装置を用いて各模型翼の連成固有振動数およびノードを実測し、また、静止空気中の模型の自由減衰振動を電磁オシログラフに記録し、その振動減衰曲線より求めた構造減衰係数を模型の曲げおよび捩り減

単位: %

第3図 模型の連成固有振動数およびノード

第2-1表 445-04 模型の物理的性質

η	$m \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm ²	$I_a \times 10^{-8}$ gr·sec ²	$S_a \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm	α_a	b cm	a	r_a
445-04-1							
0	5.418	29.701	-7.114	-0.151	4.347	0.180	0.538
0.1	4.849	22.436	-6.022	"	4.112	"	0.523
0.2	4.313	17.804	-5.050	"	3.877	"	0.524
0.3	3.804	13.806	-4.184	"	3.643	"	0.522
0.4	3.331	10.594	-3.428	"	3.408	"	0.523
0.5	2.887	7.954	-2.766	"	3.173	"	0.523
0.6	2.476	5.867	-2.196	"	2.938	"	0.524
0.7	2.095	4.223	-1.710	"	2.704	"	0.525
0.8	1.749	2.897	-1.306	"	2.469	"	0.521
0.9	1.429	1.981	-0.964	"	2.234	"	0.527
1.0	1.148	1.270	-0.693	"	1.999	"	0.526

第 2-2 表 445-06 模型の物理的性質

η	$m \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_a \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm	x_a	b cm	a	τ_a
445-06-1							
0	4.343	19.496	-5.386	-0.164	3.780	0.208	0.560
0.1	4.050	17.624	-5.144	-0.174	3.651	0.228	0.571
0.2	3.767	14.901	-4.430	-0.167	3.521	0.214	0.565
0.3	3.495	12.480	-3.817	-0.161	3.391	0.202	0.557
0.4	3.233	10.410	-3.290	-0.156	3.262	0.192	0.550
0.5	2.981	8.710	-2.799	-0.150	3.132	0.180	0.546
0.6	2.739	7.168	-2.337	-0.142	3.002	0.164	0.539
0.7	2.508	5.651	-1.901	-0.132	2.873	0.144	0.523
0.8	2.286	4.574	-1.468	-0.117	2.743	0.114	0.516
0.9	2.075	3.615	-1.193	-0.110	2.613	0.100	0.505
1.0	1.874	2.837	-0.922	-0.099	2.484	0.078	0.495

η	$m \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_a \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm	x_a	b cm	a	τ_a
445-06-3							
0	4.089	21.142	-6.089	-0.197	3.780	0.224	0.602
0.1	3.814	17.786	-5.264	-0.189	3.651	0.258	0.591
0.2	3.547	14.683	-4.494	-0.180	3.521	0.240	0.578
0.3	3.291	12.660	-3.995	-0.179	3.391	0.238	0.578
0.4	3.044	10.381	-3.178	-0.160	3.262	0.200	0.566
0.5	2.808	8.097	-2.619	-0.149	3.132	0.178	0.542
0.6	2.579	6.560	-2.123	-0.137	3.002	0.154	0.531
0.7	2.361	5.197	-1.656	-0.122	2.873	0.124	0.516
0.8	2.153	4.108	-1.263	-0.107	2.743	0.094	0.504
0.9	1.955	3.187	-0.918	-0.090	2.613	0.060	0.489
1.0	1.765	2.477	-0.614	-0.070	2.484	0.020	0.477

第 2-3 表 445-08 模型の物理的性質

η	$m \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_a \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm	x_a	b cm	a	τ_a
445-08-1							
0	3.389	10.750	-3.603	-0.157	3.384	0.220	0.526
0.1	3.293	9.696	-3.277	-0.156	3.336	0.200	0.514
0.2	3.171	8.731	-3.025	-0.141	3.273	0.188	0.507
0.3	3.064	7.898	-2.779	-0.134	3.218	0.174	0.499
0.4	2.960	7.248	-2.604	-0.130	3.162	0.166	0.495
0.5	2.857	6.531	-2.376	-0.123	3.107	0.152	0.487
0.6	2.756	5.972	-2.182	-0.117	3.051	0.140	0.482
0.7	2.656	5.271	-1.901	-0.105	2.996	0.116	0.470
0.8	2.558	4.802	-1.748	-0.101	2.940	0.108	0.466
0.9	2.463	4.117	-1.349	-0.081	2.885	0.068	0.448
1.0	2.369	3.735	-1.187	-0.074	2.829	0.054	0.444

η	$m \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_a \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm	x_a	b cm	a	τ_a
445-08-2							
0	3.389	10.906	-3.671	-0.160	3.384	0.226	0.530
0.1	3.293	9.989	-3.429	-0.156	3.336	0.218	0.522
0.2	3.171	9.276	-3.219	-0.155	3.273	0.216	0.523
0.3	3.064	8.533	-3.018	-0.153	3.218	0.212	0.519
0.4	2.960	7.958	-2.865	-0.153	3.162	0.212	0.519
0.5	2.856	7.311	-2.644	-0.149	3.107	0.204	0.515
0.6	2.755	6.793	-2.472	-0.147	3.051	0.200	0.515
0.7	2.655	6.225	-2.291	-0.144	2.996	0.194	0.511
0.8	2.557	5.686	-2.105	-0.140	2.940	0.186	0.507
0.9	2.463	5.100	-1.888	-0.133	2.885	0.172	0.499
1.0	2.369	4.722	-1.784	-0.133	2.829	0.172	0.499

第 2-4 表 445-10 模型の物理的性質

η	$m \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_a \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm	x_a	b cm	a	τ_a
445-10-7							
0	3.618	16.463	-5.796	-0.259	3.094	0.410	0.689
0.1	"	15.770	-5.576	-0.249	"	0.390	0.675
0.2	"	14.662	-5.218	-0.233	"	0.358	0.651
0.3	"	13.969	-4.945	-0.221	"	0.334	0.635
0.4	"	13.831	-4.881	-0.218	"	0.308	0.632
0.5	"	12.445	-4.415	-0.194	"	0.280	0.599
0.6	"	11.752	-4.053	-0.181	"	0.254	0.583
0.7	"	11.061	-3.738	-0.167	"	0.226	0.565
0.8	"	10.507	-3.470	-0.155	"	0.202	0.551
0.9	"	9.952	-3.203	-0.143	"	0.178	0.536
1.0	"	9.398	-2.797	-0.125	"	0.142	0.521

η	$m \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_a \times 10^{-3}$ gr·s ² /cm	x_a	b cm	a	τ_a
445-10-9							
0	4.288	17.215	-6.104	-0.230	3.094	0.352	0.648
0.1	"	16.393	-5.836	-0.220	"	0.332	0.632
0.2	"	16.393	-5.785	-0.218	"	0.328	0.632
0.3	"	15.900	-5.597	-0.211	"	0.314	0.622
0.4	"	15.409	-5.413	-0.204	"	0.300	0.613
0.5	"	14.751	-5.201	-0.196	"	0.284	0.599
0.6	"	14.259	-4.963	-0.187	"	0.266	0.589
0.7	"	13.931	-4.855	-0.183	"	0.258	0.583
0.8	"	13.767	-4.721	-0.178	"	0.248	0.579
0.9	"	13.274	-4.485	-0.169	"	0.230	0.569
1.0	"	12.945	-4.354	-0.164	"	0.220	0.562

第3表 模型の振動数および構造減衰係数

	ω_1	ω_2	ω_3	ω_{h1}	ω_{h2}	ω_α	$\omega_{h1}/\omega_\alpha$	g
445-04-1	492.0	2,532.7	3,424.2	495.1	3,039.7	2,329.7	0.212	0.018
445-06-1	449.2	2,001.8	2,647.7	449.8	2,444.0	1,815.8	0.247	0.023
445-06-3	483.8	2,153.2	2,954.3	485.7	2,596.8	2,151.8	0.227	0.024
445-08-1	456.1	2,118.6	2,892.7	461.8	2,669.6	1,972.2	0.234	0.022
445-08-2	443.0	2,090.4	2,712.4	446.7	2,486.8	1,876.1	0.238	0.021
445-10-7	342.4	1,657.2	2,370.5	344.9	2,116.1	1,477.6	0.233	0.041
445-10-9	375.9	1,810.1	2,469.2	379.5	2,239.9	1,543.1	0.245	0.030

減衰係数としている。模型の振動に関する特性を第3表に、振動のノード形を第3図に示している、基準フラッタ速度の計算に用いた非連成固有振動数および固有函数は、付記Aに述べている方法により計算で求めた。

6. 基準フラッタ速度およびフラッタ速度比

模型のフラッタ速度に影響を有する種々の係数のうち、翼の平面形およびマッハ数以外の係数の影響を分離するために、実験によって得られたフラッタ速度 V_e を、下に述べる仮定に基づいて計算して得られた基準フラッタ速度 V_s で除してフラッタ速度比 V_e/V_s を求め、それをマッハ数の函数として表示することにより実験結果を整理した。

- (1) 模型の気流方向の各断面について、前縁より25% 後方の位置をスパン方向につないだ線を1/4翼弦線とし、模型の関係軸とする。後退角は関係軸と気流方向の角度をとって表わす。模型は第4図に示すように、関係軸と模型付け根との交点における関係軸に直角な断面において固定された片持梁である。
- (2) 模型の変形は、模型を上記(1)の片持梁と考

えた場合の非連成の曲げ1次および2次、ならびに振り1次の固有函数の重ね合せにより表わされるものとし、かつ関係軸に直角な方向の断面形の変化はない。

- (3) 関係軸に直角な各断面に作用する空気力は、その断面と同じ特性を有し、かつ同じ運動をしている二次元翼の断面に平行な一様風速 V' をもつ非圧縮性の空気中において作用する空気力と同じであり、各断面間の空気力の干渉はなく、また変形は微小である。

この基準フラッタ速度 V_s は、後退角を有する模型のフラッタ速度に対応するものではなく、実際の模型の幾何学的および物理的係数のうち、後退角を零にした仮想的な翼の非圧縮性完全気流中におけるフラッタ速度である。基準フラッタ速度 V_s の計算の詳細については付記Bに述べている。

7. 基準フラッタ振動数およびフラッタ振動数比

実験によって得られたフラッタ振動数 ω_e を、6項の仮定に基づいて計算して得られた基準フラッタ振動数 ω_s で除してフラッタ振動数比 ω_e/ω_s を求め、それをマッハ数の函数として表示している。

8. 結 果

テーパー比0.4の翼については1枚、その他のテーパー比の翼については各2枚に対する実験を行なった。その実験結果および関連のある計算値を第4表に示している。

445-04 翼については、数 1.114 以上のマッハ数での実験でフラッタが得られなかったのは、超音速に入るとマッハ数の増加とともにフラッタを発生するのに必要な測定部の空気密度が急激に上昇し、この空気密度に対応する滞り点圧力が本実験を行なった遷音速フラッタ試験設備の運転の限度を超えたからである。

8.1 フラッタ速度比 第5図に示すとおり、実験

第4図 関係軸

第 4-1 表 445-04 模型のフラッタ実験値および関連計算値

Model 445-04-1

M	ρ_e kg·s ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_e m/s 3 d	ω_e rad/sec	V_e/V_s	ω_e/ω_s	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.872	0.2566	278.4	1,308.7	0.1216	35.57	272.1	1,332.0	1.023	0.983	0.386
0.935	0.2092	289.7	1,215.8	0.1085	43.64	309.0	1,222.0	0.938	0.995	0.362
1.000	0.1638	312.0	1,132.8	0.0939	55.74	346.2	1,201.9	0.901	0.942	0.345
1.032	0.1532	322.3	1,137.2	0.0912	59.60	357.7	1,200.7	0.901	0.947	0.345
1.053	0.1590	328.4	1,185.6	0.0934	57.42	351.2	1,204.5	0.935	0.984	0.358
1.114	0.2043	338.2	1,308.7	0.1001	44.69	313.3	1,220.8	1.079	1.072	0.418

第 4-2 表 445-06 模型のフラッタ実験値および関連計算値

Model 445-06-1

M	ρ_e kg·s ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_e m/s 3 d	ω_e rad/sec	V_e/V_s	ω_e/ω_s	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.914	0.1535	288.1	977.6	0.0953	63.13	369.9	893.4	1.067	1.094	0.399
0.935	0.1298	298.8	924.9	0.0905	74.70	292.9	873.3	1.020	1.059	0.381
0.978	0.1186	305.5	865.3	0.0797	81.77	305.1	875.2	1.000	0.989	0.371
1.087	0.0989	339.8	904.1	0.0747	98.06	332.5	859.5	1.020	1.052	0.378
1.162	0.1267	353.7	1,022.2	0.0811	76.50	295.9	873.3	1.195	1.171	0.445
1.206	0.1600	358.6	1,148.5	0.0899	60.60	265.3	897.2	1.352	1.280	0.507

Model 445-06-3

M	ρ_e kg·s ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_e m/s 3 d	ω_e rad/sec	V_e/V_s	ω_e/ω_s	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.893	0.1898	283.8	1,088.2	0.108	48.08	269.9	1,051.8	1.051	1.035	0.381
0.943	0.1630	297.6	997.1	0.0941	56.00	290.5	1,038.6	1.024	0.960	0.373
0.989	0.1390	310.8	929.3	0.0841	65.66	308.6	997.7	1.007	0.931	0.359
1.027	0.1294	321.9	965.7	0.0843	70.53	324.1	1,012.8	0.993	0.953	0.359
1.078	0.1352	333.5	993.3	0.0837	67.49	317.2	1,017.2	1.051	0.977	0.381
1.104	0.1392	337.9	1,009.0	0.0840	65.56	312.9	1,019.1	1.080	0.990	0.391
1.197	0.1522	368.7	1,140.4	0.0870	59.94	299.5	1,031.0	1.231	1.106	0.447

第 4-3 表 445-08 模型のフラッタ実験値および関連計算値

Model 445-08-1

M	ρ_e kg s ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_e m/s 3 d	ω_e rad/sec	V_e/V_s	ω_e/ω_s	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.921	0.2061	290.1	—	—	45.71	236.5	940.6	1.227	—	0.468
0.933	0.1918	292.9	989.6	0.100	49.11	243.5	936.2	1.203	1.057	0.456
1.007	0.1570	313.4	919.8	0.087	60.00	264.9	926.1	1.183	0.993	0.441
1.040	0.1536	322.1	936.8	0.086	61.35	269.4	911.0	1.196	1.028	0.449
1.075	0.1510	331.2	948.1	0.085	62.38	271.5	907.9	1.220	1.044	0.458
1.199	0.1710	359.4	1,081.9	0.089	55.39	257.1	919.2	1.398	1.177	0.527

Model 445-08-2

M	ρ_e kg s ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_e m/s 3 d	ω_e rad/sec	V_e/V_s	ω_e/ω_s	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.918	0.2035	287.4	1,016.0	0.105	46.31	237.8	948.7	1.209	1.071	0.485
0.944	0.1706	298.4	966.3	0.096	55.22	257.0	932.4	1.161	1.036	0.461
1.023	0.1466	319.7	917.9	0.085	64.25	277.8	918.6	1.151	0.999	0.458
1.075	0.1432	332.7	948.7	0.085	65.81	281.2	914.8	1.183	1.037	0.470
1.095	0.1493	336.4	975.7	0.086	63.11	273.5	912.3	1.230	1.070	0.486
1.197	0.1840	360.3	1,154.8	0.095	51.21	248.6	939.3	1.449	1.229	0.578

第4-4表 445-10 模型のフラッタ実験値および関連計算値

Model 445-10-7

M	ρ_e kg·s ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_s m/s 3d	ω_s rad/sec	V_e/V_s	ω_e/ω_s	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.855	1.744	279.3	747.7	0.0828	80.160	309.3	779.0	0.903	0.960	0.462
0.945	1.307	304.9	747.7	0.0759	106.962	360.4	760.8	0.846	0.983	0.437
1.01	1.267	316.5	729.5	0.0713	110.339	366.0	755.8	0.865	0.965	0.447
1.07	1.172	336.2	766.5	0.0705	119.283	379.8	751.4	0.885	1.020	0.450
1.09	1.242	341.2	772.8	0.0701	112.560	369.6	757.1	0.923	1.021	0.476
1.141	1.287	353.7	826.8	0.0723	108.674	363.1	760.2	0.974	1.088	0.503
1.15	1.293	356.2	831.9	0.0723	108.120	362.7	758.4	0.982	1.097	0.508

Model 445-10-9

M	ρ_e kg·s ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_s m/s 3d	ω_s rad/sec	V_e/V_s	ω_e/ω_s	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.893	1.232	289.9	795.4	0.0849	95.698	314.3	683.6	0.922	1.164	0.458
0.902	1.145	291.6	770.9	0.0818	102.969	325.6	679.8	0.896	1.134	0.445
1.170	0.979	362.7	800.5	0.0683	120.799	351.4	664.7	1.032	1.204	0.510

第5図 フラッタ速度比のマッハ数に対する変化

を行なったマッハ数の範囲では、フラッタ速度比はいずれのテーパ比の翼に対してもマッハ数1.0の近傍で最低値をとり、テーパ比0.4, 0.6, 0.8および1.0の翼に対してそれぞれ約0.9, 1.0, 1.17, 0.86である。亜音速および超音速域においては上昇することを示し、その上昇率は亜音速域より超音速域における方が急激である。また、速度比はテーパ比0.4, 0.6, 0.8の翼の順に高くなっているが、マッハ数約1.1以上ではテーパ比0.4の場合超音速域において急激に上昇するのでこの順位はくずれる。テーパ比1.0の場合のフラッタ速度比は、他のいずれのテーパ比の値より低い。さらに、テーパ比の値の大きいほど、亜音速域および超音速域におけるフラッタ速度比曲線の傾斜が緩

第6図 フラッタ振動数比のマッハ数に対する変化

やかである。

8.2 フラッタ振動数比 フラッタ振動数比は(第6図), フラッタ速度比の場合のようにテーパ比による明確な相違がない。しかし、マッハ数1.0の近傍で最低値となり、その値は0.9~1.0の範囲になり、亜音速域および超音速域においてフラッタ振動数比は上昇して、振動数比約0.1の幅の帯の中に分布している。

8.3 フラッタ速度係数: $V_e/b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}$ このフラッタ速度係数はN.A.C.A.で提唱されたもので、従来のフラッタ速度係数に密度比の逆数を乗じており、フラッタに影響を与える重要な係数がすべて含まれている。本実験の結果をこの係数によって整理すると第

7図になる。フラッタ速度係数はフラッタ速度比と同様にマッハ数 1.0 の近傍で各テーパ比に対して最低値となり、それよりマッハ数が離れるにしたがって増加する。そして、テーパ比 0.4 と 0.6 および 0.8 と 1.0 の 2 つの群に分かれ、後者の群の値が前者のそれより約 20~30% 高い。

第 7 図 フラッタ速度係数のマッハ数に対する変化

N.A.S.A. の Dr. YATES 等が、本実験の 445-06 と同じ平面形および翼型の模型について N.A.S.A., Langley Research Center の 16 ft × 16 ft 遷音速ダイナミック風洞で行なった実験の結果を、このフラッタ速度係数を用いて整理している³⁾。その結果によれば、同一平面形の模型については高亜音速領域においてフラッタ速度係数は同一値をとる⁴⁾ということではなく、マッハ数 1 までの低下がみられ、超音速域で上昇することおよび同じマッハ数においても密度比 μ_e の相違によりその値が変動することが報告されている。

第 8 図 ラングレー研究所遷音速ダイナミック風洞における実験と本実験のフラッタ速度係数の比較

第 8 図に ref. 4 の結果と第 7 図の 445-06 の曲線を重ね合わせて示している。本実験を行なったマッハ数の範囲では、その傾向がよく一致しており、その値も密度比の値から判断して妥当と考えられる。

9. む す び

後退角 45°, アスペクト比 4.0 の一連の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすテーパ比の影響の実験的研究の結果、次の結論を得た。

- (1) フラッタ速度比、フラッタ振動数比およびフラッタ速度係数のマッハ数に対する変化は、高亜音速域よりマッハ数 1.0 の近傍までは減少してマッハ数 1.0 の近傍で最少値となり、超音速域に入ると増加する。
- (2) フラッタ速度比はマッハ数約 1.1 以下では、テーパ比 0.4, 0.6, 0.8 の順にその値が高くなる。テーパ比 1.0 のフラッタ速度比は他のいずれのテーパ比の値より低い。
- (3) フラッタ振動数比は、テーパ比の相違による明確な差違はなく、フラッタ振動数比約 0.1 の幅の帯の中に分布している。
- (4) フラッタ速度係数は、テーパ比 0.4 と 0.6 および 0.8 と 1.0 の 2 つの群に分かれ、後者の値が前者のそれより約 20~30% 高い。

終わりに本実験的研究に対して示された N.A.S.A., Langley Research Center, Dynamic Load Div. の方々の御援助に対して衷心より謝意を表します。

付記 A

模型の非連成固有函数および固有振動数

模型の連成固有振動数は、フラッタ模型加振装置による振動試験により実測されたが、基準フラッタ速度を求めるために必要な模型の非連成固有函数および固有振動数はつぎにより求めた。模型は材質一様な部材からなる直線テーパの変断面片持梁であり、したがって、その関係軸と直角な各断面における質量、慣性モーメント、曲げおよび捩り剛性分布は次式の関係で表わされる。

$$\begin{aligned} \text{質量分布:} & \quad m(\eta) = m_0 \cdot p^2(\eta) \\ \text{慣性モーメント分布:} & \quad I_a(\eta) = I_{a0} \cdot p^4(\eta) \\ \text{曲げ剛性分布:} & \quad EI(\eta) = EI_0 \cdot p^4(\eta) \\ \text{捩り剛性分布:} & \quad GJ(\eta) = GJ_0 \cdot p^4(\eta) \end{aligned}$$

ただし

$$\eta = \bar{y}/l, \quad p(\eta) = \{1 - (1 - \lambda_p)\eta\}$$

下付記号 "0" は根元断面での値を示す。

非連成固有函数はつぎの方程式と、片持梁としての境界条件を満足するものとして求められる。

$$\text{曲げ: } (p^4 Y'')'' = d_h^2 \cdot p^2 \cdot Y \quad (\text{A-1})$$

$$\text{ただし} \quad \begin{cases} \eta=0: Y=Y'=0 \\ \eta=1: Y''=Y'''=0 \end{cases}$$

$$\text{振り: } (p^4 \theta')' = d_a^2 \cdot p^4 \cdot \theta \quad (\text{A-2})$$

$$\text{ただし} \quad \begin{cases} \eta=0: \theta=0 \\ \eta=1: \theta'=0 \end{cases}$$

ここに d_h および d_a はそれぞれ曲げおよび振り固有振動数に対する常数で, “'” は η に関する微分を表わす。これらの式を解き, 曲げ1次, 2次および振り1次固有函数 Y_1, Y_2, θ_1 を求めた。

模型は後退角を有しているので仮定している片持ち梁の EI_0 および GJ_0 を実測できなかったので, つぎに述べる計算法によって非連成固有振動数を求めた。空気が働かない場合のフラッタ・デターミナントは

$$\begin{vmatrix} \left\{1 - \left(\frac{\omega_{h1}}{\omega_i}\right)^2\right\} M_1 & 0 & S_{\alpha 11} \\ 0 & \left\{1 - \left(\frac{\omega_{h2}}{\omega_i}\right)^2\right\} M_2 & S_{\alpha 2} \\ S_{\alpha 1} & S_{\alpha 2} & \left\{1 - \left(\frac{\omega_a}{\omega_i}\right)^2\right\} I_{\alpha 1} \end{vmatrix} = 0 \quad (\text{A-3})$$

である。ただし

$$\begin{vmatrix} \left[M_1 - M_1(1+ig)\left(\frac{\omega_{h1}}{\omega}\right)^2 + \pi\rho A_{11}\right] & \pi\rho A_{12} & (S_{\alpha 1} + \pi\rho A_{13}) \\ \pi\rho A_{21} & \left[M_2 - M_2(1+ig)\left(\frac{\omega_{h2}}{\omega}\right)^2 + \pi\rho A_{22}\right] & (S_{\alpha 2} + \pi\rho A_{23}) \\ (S_{\alpha 1} + \pi\rho A_{31}) & (S_{\alpha 2} + \pi\rho A_{22}) & \left[I_{\alpha} - I_{\alpha}(1+ig)\left(\frac{\omega_a}{\omega}\right)^2 + \pi\rho A_{33}\right] \end{vmatrix} = 0 \quad (\text{B-1})$$

ただし

$$\begin{aligned} A_{11} &= \int_0^1 b^2 \cdot Y_1^2 \cdot L_h d\eta \\ A_{12} &= \int_0^1 b^2 \cdot Y_1 \cdot Y_2 \cdot L_h d\eta \\ A_{13} &= \int_0^1 b^3 \cdot Y_1 \cdot \theta \cdot \left[L_{\alpha} - \left(\frac{1}{2} + a\right)L_h\right] d\eta \\ A_{22} &= \int_0^1 b^2 \cdot Y_2^2 \cdot L_h d\eta \\ A_{23} &= \int_0^1 b^3 \cdot Y_2 \cdot \theta \cdot \left[L_{\alpha} - \left(\frac{1}{2} + a\right)L_h\right] d\eta \\ A_{31} &= \int_0^1 b^3 \cdot Y_1 \cdot \theta \cdot \left[M_h - \left(\frac{1}{2} + a\right)L_h\right] d\eta \\ A_{32} &= \int_0^1 b^3 \cdot Y_2 \cdot \theta \cdot \left[M_h - \left(\frac{1}{2} + a\right)L_h\right] d\eta \\ A_{33} &= \int_0^1 b^4 \cdot \theta^2 \cdot \left[M_a - \left(\frac{1}{2} + a\right)(L_{\alpha} + M_h) + \left(\frac{1}{2} + a\right)^2 L_h\right] d\eta \end{aligned}$$

$$M_1 = \int_0^1 m \cdot Y_1^2 d\eta$$

$$M_2 = \int_0^1 m \cdot Y_2^2 d\eta$$

$$S_{\alpha 1} = \int_0^1 S_{\alpha} \cdot Y_1 \cdot \theta \cdot d\eta$$

$$S_{\alpha 2} = \int_0^1 S_{\alpha} \cdot Y_2 \cdot \theta \cdot d\eta$$

$$I_{\alpha 1} = \int_0^1 I_{\alpha} \cdot \theta^2 \cdot d\eta$$

ω_{h1} : 非連成曲げ1次固有振動数

ω_{h2} : 非連成曲げ2次固有振動数

ω_a : 非連成振り1次固有振動数

ω_i : i 次連成固有振動数

静止空気中の振動試験より求めた各連成固有振動数 $\omega_i (i=1, 2, 3)$ は, それぞれ独立に (A-3) 式を満足する。これにより ω_{h1}, ω_{h2} および ω_a に関する3元3次連立方程式が得られるが, これは一般に解析的に解けないので, 航空宇宙技術研究所の計数型電子計算機により問題決定法で解いた。

付記 B

基準フラッタ速度および振動数の計算

基準フラッタ速度および振動数を決定するフラッタ・デターミナントとして次式を得る⁵⁾。

である。 L_h, L_{α}, M_h , および M_a は非圧縮性非定常二次元理論に基づく空力微係数である⁶⁾。計算は ref. 7 の表による値を用いて, $V-g$ 法により航空宇宙技術研究所の計数型電子計算機を使用して V_s および ω_s を求めた。

参考文献

- 1) 中井【一】、橋爪宏、中村泰治: 航空技術研究所報告 NAL TR-5, 1960年12月
- 2) 中井【一】、橋爪宏、高木俊朗、安藤泰勝: 航空宇宙技術研究所資料 NAL TM-16, 1963年4月
- 3) E.C. YATES, Jr., N.S. LAND and J.T. FOUGHNER, Jr.: NASA TN D-1616, March 1963.
- 4) J.R. UNANGST and G.W. JONES, Jr.: NACA RM L55 I 13a, January 1956.
- 5) R.H. SCANLAN and R. ROSENBAUM: Introduction to the Study of Aircraft Vibration and Flutter. The Macmillan Co., New York, 1951.
- 6) T. THEODORSEN: NACA Report 496, 1934.
- 7) B. SMILG and L.S. WASSERMAN: Air Force Technical Report 4798, July 1942.