

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-98

後退角 45° , アスペクト比 4.0 の薄い片持翼の
遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の
影響の実験的研究

中井暎一・高木俊朗・安藤泰勝

1965 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|--|-------------|----------------------------------|
| TR-75 | 統計流体力学の初期値問題について
On the Initial-Value Problem in Statistical Hydromechanics | 1964 年 12 月 | 細 川 巖 |
| TR-76 | 高速軸流圧縮機の研究 (IV)
An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (IV) | 1965 年 1 月 | 大山耕一, 松木正勝
西脇英夫, 岩部柱相
片山泰治 |
| TR-77 | Galerkin 法の収束性について
On the Convergence of Galerkin's Method | 1965 年 1 月 | 鳥海良三 |
| TR-78 | 二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値解法
Characteristic Method for the Numerical Solution of Two-Dimensional Quasi-linear Hyperbolic Systems | 1965 年 1 月 | 三好甫 |
| TR-79 | 引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大振幅振動の影響について
Influence of Large Amplitude on Flexural Vibrations of Rectangular Elastic Plates under Initial Tension or Compression | 1965 年 1 月 | 田寺木一, 古関昌次
泉日出夫 |
| TR-80 | 変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数値的影響
Numerical Effect of Constrains in Calculus of Direct Variational Method | 1965 年 1 月 | 塙武敏, 越出慎一 |
| TR-81 | FRP コーティングの断熱特性
Thermal Insulation Characteristics of FRP Coating | 1965 年 1 月 | 竹中幸彦, 江川幸一
小川鉦一 |
| TR-82 | 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法
A Simple Method of Calculating the off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressor | 1965 年 2 月 | 松木正勝, 藤井昭一 |
| TR-83 | 亜音速流中のパネルフラッターとダイバージェンス (I)
—非圧縮流理論—
Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic Flow (I)
—Incompressible Flow Case— | 1965 年 2 月 | 石井孝雄 |
| TR-84 | 遷音速タービン翼列二次元試験 (II)
Experimental Investigation on Transonic Turbine Cascades (II) | 1965 年 3 月 | 近藤博, 襄田光弘
山崎紀雄 |
| TR-85 | 回転翼の線型理論 (II)
—揚力線理論—
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (II)
—Lifting-Line Theory— | 1965 年 3 月 | 市川輝雄 |
| TR-86 | 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法
A Method for Predicting the off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressors Operating in the Transonic Flow | 1965 年 5 月 | 松木正勝, 藤井昭一
五味光男 |
| TR-87 | 亜音速流中のパネルフラッターとダイバージェンス (II) 圧縮流理論, (III) 実験的研究
Study of Two Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic Flow (II) Compressible Flow Case (III) Experimental Study | 1965 年 6 月 | 石井孝雄 |
| TR-88 | 尾翼, 胴体結合構造物の地上振動試験結果に関する定性的な吟味
Qualitative Examinations on the Results of Ground Vibration Tests of Tail Wing-Fuselage Combination Structure | 1965 年 6 月 | 塙武敏, 越出慎一 |
| TR-89 | 垂直突風および航空機の突風応答に関する実験的研究
An Experimental Investigation on Vertical Gusts and the Airplane Response | 1965 年 6 月 | 小野幸一, 山根皓三郎 |

後退角 45° 、アスペクト比 4.0 の薄い片持翼の 遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の 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, and Yasukatsu ANDO

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 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. 概 要

後退角 45° 、アスペクト比 4.0、テーパ比 0.6 の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすマッハ数の影響の実験的研究を先に行なったが¹⁾、本研究においては同じ後退角およびアスペクト比でテーパ比 0.4, 0.8 および 1.0 の薄い片持翼について、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マッハ数 0.872~1.206 の間でフラッタ特性に関する実験を行なった。

実験結果は、非圧縮性二次元線型理論に基づいた空気力を用いて計算した基準フラッタ速度で実験フラッタ速度を除して得られたフラッタ速度比を、文献 1) の結果も含めてテーパ比別にマッハ数に対して表示している。各テーパ比について、同一の模型によって高い亜音速より低い超音速に至る範囲に資料が得られたので、同種の平面形および構造を有する翼に対して正確な資料を提供している。

* 昭和 40 年 12 月 10 日 受付

** 機体第一部

2. 記 号

- A : アスペクト比
 A_g : 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 (cm)
 b_s : 翼付根における気流方向の翼弦長の半分 (cm)
 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 (cm)
 f_i : i 次連成固有振動数 (cps)
 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 ($\text{gr} \cdot \text{sec}^2$)
 i : $i=1, 2, 3, \dots$
 k_e : $\omega_e \cdot b_r / V_e$
 l : $1/4$ 翼弦線にそって測ったスパン (cm)
 $m(\eta)$: 質量のスパン方向の分布 ($\text{gr} \cdot \text{sec}^2 / \text{cm}^2$)
 m_r : 75%スパンの点における単位幅当りの質量
 M : マッハ数
 r_a : 回転慣性半径 ($\sqrt{I_a / mb^2}$)
 S_a : 弾性軸まわりの翼断面の静モーメント ($\text{gr} \cdot \text{sec}^2 / \text{cm}$)
 S_g : 翼面面積 (cm^2)
 V_e : 実験フラッタ速度 (m/sec)
 V_s : 基準フラッタ速度 (m/sec)
 x_1 : 関係軸に直角な翼の断面における断面の中心より弾性軸までの距離 (cm)
 X_a : 断面の重心より弾性軸位置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
 λ : テーパー比
 λ_p : 翼面テーパー比
 ρ_e : フラッタ発生時の測定部空気密度 ($\text{kg} \cdot \text{sec}^2 / \text{m}^4$)
 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 (rad/sec)
 ω_i : i 次連成固有振動数 (rad/sec)
 ω_{h1} : 非連成曲げ一次固有振動数 (rad/sec)

- ω_{h2} : 非連成曲げ二次固有振動数 (rad/sec)
 ω_{α} : 非連成ねじり一次固有振動数 (rad/sec)
 ω_e : 実験フラッタ振動数 (rad/sec)
 ω_s : 基準フラッタ振動数 (rad/sec)

3. 試験装置および試験方法

本研究の実験を行なった航空宇宙技術研究所の遷音速フラッタ試験設備は、60 cm×60 cm 正方形断面の測定部を有しており、上下多孔壁の場合マッハ数約0.7より1.2の範囲で運転可能な吹出式間けつ風洞である。^{2),3)} 模型は測定筒側壁から迎え角0°で片持式に支持され、模型出入装置により抽気室より測定筒に出入される。模型の曲げおよびねじれ変形は、模型の翼付根付近にてん付した歪ゲージにより検出され、動歪計を通して電磁オシログラフに記録された。また風洞の測定筒における気流条件を決定するために、風洞のよどみ点圧力、抽気室圧力およびよどみ点温度が電子管式自動平衡型指示記録計に同時に記録された。

本実験においては、風洞の運転中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持して、測定部密度に対応するよどみ点圧力を、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高い値に徐々に掃引変化させる方法を用いた。フラッタの発生が確認されると、ただちに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。

4. 模 型

4.1 模型の形状および構造

模型の平面形は(図1)気流方向の前縁より1/4翼弦線の後退角が45°,翼面のスパンの21.9%が胴体内には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

表1 模型の寸法, その他

	445-04	445-06	445-08	445-10
断 面 翼 型	NACA 65 A-004			NACA65A-006
A	4			
A	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	13.7cm			
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	108.7cm ²	113.3cm ²	117.0cm ²	119.8cm ²

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，次の二つが後退角，“-”に続く二つの数字がテーパ比の 10 倍を示している。表 1 に模型の幾何学的数値を表にしている。

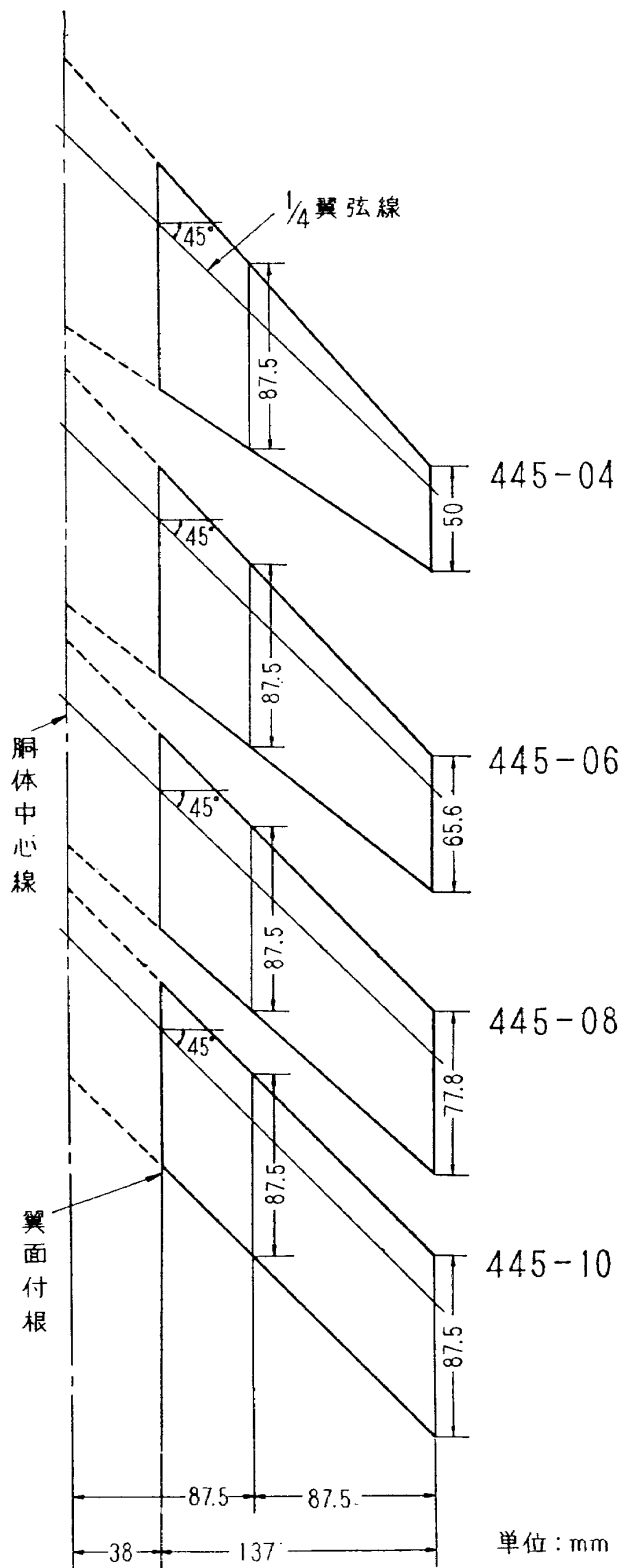


図1 翼平面形

模型の構造は、 $1/16$ インチの厚さの楓のベニヤ板にフェ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 0.07mm のガラス繊維を樹脂で接着している。この翼は、檜製の翼取付けブロックの中心部をくりぬいて翼を取付けブロックの中心線にそって端面に直角にそう入し、空隙の部分へ“デブコン”（プラスチック・スチール）を流し込んで片持式に固定されている。そして、翼取付けブロックは模型出入装置の翼取付け部にビスによって固定される。

4.2 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翼面に点荷重を加えた場合のねじ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表2に示している。フ

表 2.1 模型の物理的性質（模型 445-04-1）

η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	X_a	b cm	a	γ_a
445-04-1							
0	5.418	29.701	-7.114	-0.151	4.347	0.180	0.539
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

表 2.2 模型の物理的性質（模型 445-06-1 および 445-06-3）

η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm ²	$I_a \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_a \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	X_a	b cm	a	γ_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·sec ² /cm ²	$I_\alpha \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_\alpha \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	X_α	b cm	a	γ_α
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	5.191	-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

表 2.3 模型の物理的性質 (模型 445-08-1 および 445-08-2)

η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm ²	$I_\alpha \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_\alpha \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	X_α	b cm	a	γ_α
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
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

表 2.4 模型の物理的性質 (模型 445-10-7 および 445-10-9)

η	$m \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm ²	$I_{\alpha} \times 10^{-3}$ gr·sec ²	$S_{\alpha} \times 10^{-3}$ gr·sec ² /cm	X_{α}	b cm	a	γ_{α}
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
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

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ねじり減衰係数としている。模型の振動に関する特性を表3に、振動のノード形を図2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関数は、文献1)の付記Aに述べている方法で求めた。

表 3 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	2,131.8	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	1,801.1	2,469.2	379.5	2,239.9	1,543.1	0.245	0.030

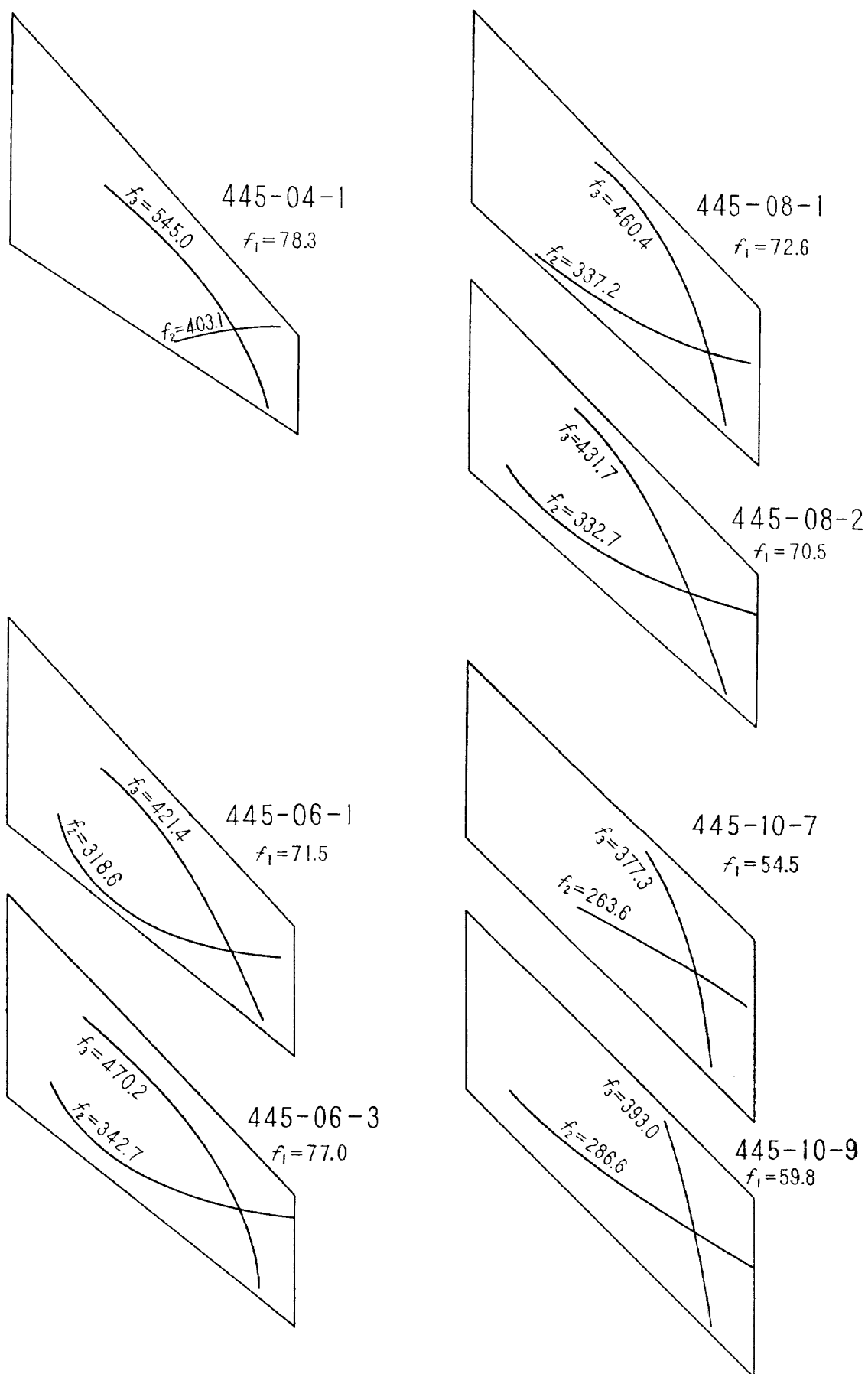


図 2 模型の連成固有振動数および振動モード

5. 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、それをマッハ数の関数として表示している。

- (a) 模型の各断面の気流方向の $1/4$ 翼弦線に関係軸とし、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、関係軸と模型付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はりである。
- (b) 模型の変形は、模型を上記 (a) の片持はりと考えた場合の非連成の一次および二次ならびにねじり一次固有関数の重ね合わ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形はないものとする。
- (c) 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、また変形は微少である。

基準フラッタ速度 V_s の計算の詳細については、文献1)の付記Bに述べている。この基準フラッタ速度は、実験に用いられた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パラメータおよび物理的パラメータのうち、幾何学的パラメータの一つである後退角のみ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。

6. 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、5項の仮定に基づいて計算し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、それをマッハ数の関数として表示している。

7. 結 果

テーパ比0.4の翼については1枚、その他のテーパ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表4に示している。

445-04 翼については、マッハ数 1.114 以上のマッハ数でフラッタが得られていないのは、超音速にはいって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上昇し、この空気密度に対応するよどみ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越えたからである。

7.1 フラッタ速度比

図3に示すとおり実験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、その値はテーパ比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および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ており、その上昇率は亜音速域より超音速域におけるほうが急激である。また、フラッタ速度比はテーパ比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が超音速領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ゆるやかである。

表 4.1 フラッタ実験値および関連計算値 (模型 445-04-1)

Model 445-04-1										
M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_s m/sec $3d$	ω_s 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

表 4.2 フラッタ実験値および関連計算値 (模型 445-06-1 および 445-06-3)

Model 445-06-1														
M	ρ_e kg× sec ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/ sec	k_e	μ_e	V_e m/sec		ω_s rad/sec		V_e/V_s		ω_e/ω_s		$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
						$3d$	$2d$	$3d$	$2d$	$3d$	$2d$	$3d$	$2d$	
0.914	0.1535	288.1	977.6	0.0953	63.13	269.9	254.9	893.4	982.2	1.067	1.130	1.094	0.995	0.399
0.935	0.1298	298.8	924.9	0.0905	74.70	292.9	276.7	873.3	965.2	1.020	1.080	1.059	0.958	0.381
0.978	0.1186	305.0	865.8	0.0797	81.77	305.1	289.3	875.2	953.3	1.000	1.054	0.989	0.908	0.371
1.087	0.0989	339.8	904.1	0.0747	98.06	332.5	317.5	859.5	950.2	1.022	1.070	1.052	0.951	0.378
1.162	0.1267	353.7	1022.2	0.0811	76.50	295.9	279.7	873.3	962.1	1.195	1.265	1.171	1.062	0.445
1.206	0.1600	358.6	1148.5	0.0899	60.60	265.3	249.5	897.2	984.7	1.352	1.437	1.280	1.166	0.507

Model 445-06-3														
M	ρ_e kg× sec ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/ sec	k_e	μ_e	$3d$	$2d$	$3d$	$2d$	$3d$	$2d$	$3d$	$2d$	$\frac{V_e}{b_s \omega_s \sqrt{\mu_e}}$
0.893	0.1898	283.8	1088.2	0.108	48.08	269.9	255.6	1051.8	1134.2	1.051	1.110	1.035	0.959	0.381
0.943	0.1630	297.6	997.1	0.0941	56.00	290.5	272.5	1038.6	1121.0	1.024	1.092	0.960	0.889	0.373
0.989	0.1390	310.8	929.3	0.0841	65.66	308.6	294.7	997.7	1110.3	1.007	1.055	0.931	0.837	0.359
1.027	0.1294	321.9	965.7	0.0843	70.53	324.1	305.0	1012.8	1100.3	0.993	1.055	0.953	0.877	0.359
1.078	0.1352	333.5	993.3	0.0837	67.49	317.2	298.4	1017.2	1106.5	1.051	1.118	0.977	0.897	0.381
1.104	0.1392	337.9	1009.0	0.0840	65.56	312.9	294.2	1019.1	1108.4	1.080	1.149	0.990	0.910	0.391
1.197	0.1522	368.7	1140.4	0.0870	59.94	299.5	281.6	1031.0	1107.2	1.231	1.309	1.106	1.029	0.447

445-06 翼について、表 4.2 の基準フラッタ速度の“3d 元”欄は、文献1) の付記Bに述べている方法で三次元的に計算した値であるが、“2d 元”欄は関係軸の75%スパン位置における翼の物理的数値を用いて二次元的に計算した基準フラッタ速度である。図4に三次元計算と二次元計算によるフラッタ速度比の比較を行っており、二次元計算のほうが三次元計算よりフラッタ速度比がマッハ数の全範囲にわたって約0.1大きいことを示している。

表 4.3 フラッタ実験値および関連計算値 (模型 445-08-1 および 445-08-2)

Model 445-08-1										
M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_s m/sec 3d	ω_s 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·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_s m/sec 3d	ω_s 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

表 4.4 フラッタ実験値および関連計算値 (模型 445-10-7 および 445-10-9)

Model 445-10-7										
M	ρ_e kg·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_s m/sec 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
1.010	1.267	316.5	729.5	0.0713	110.339	366.0	755.8	0.865	0.965	0.447
1.070	1.172	336.2	766.5	0.0705	119.283	379.8	751.4	0.885	1.020	0.450
1.090	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
1.150	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·sec ² /m ⁴	V_e m/sec	ω_e rad/sec	k_e	μ_e	V_s m/sec 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	0.0583	120.799	351.4	664.7	1.032	1.204	0.510

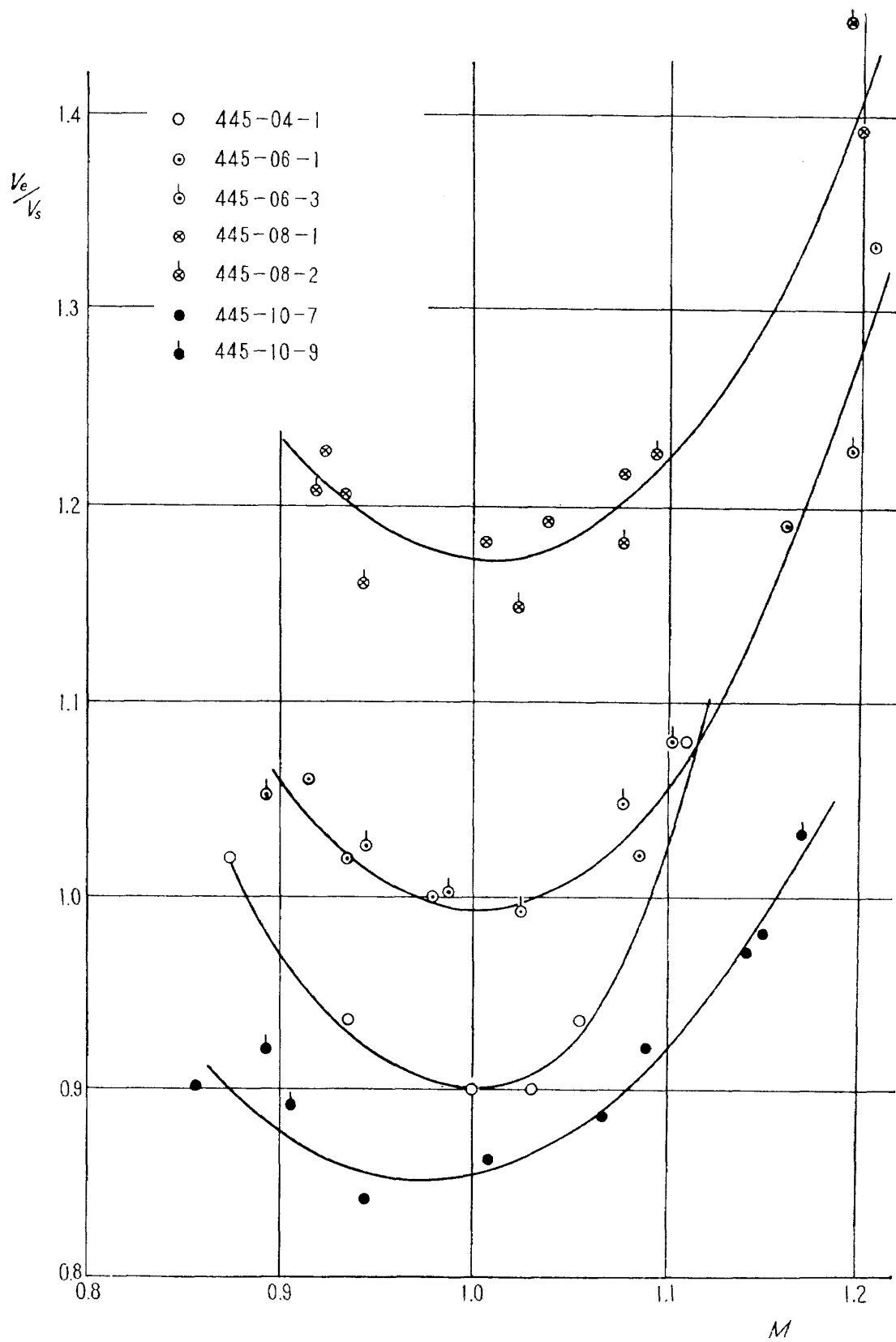


図 3 フラッタ速度比のマッハ数に対する変化

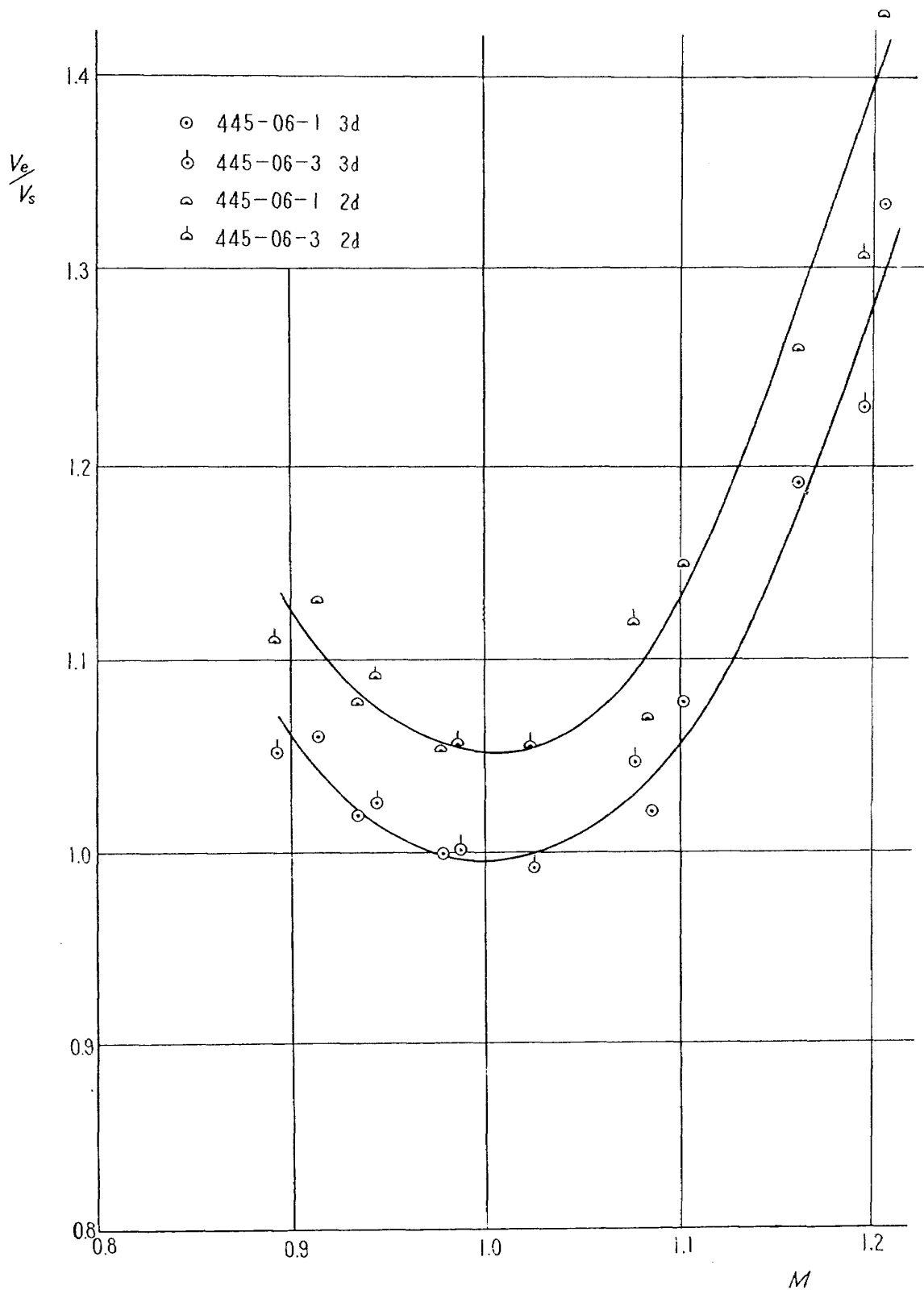


図 4 模型 445-06-1 および 445-06-3 のフラッタ速度比の二次元計算
および三次元計算のマッハ数に対する変化の比較

7.2 フラッタ振動数比

フラッタ振動数比は(図5), フラッタ速度比の場合のようにマッハ数に対して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, その値は約 0.9~1.0 の範囲に

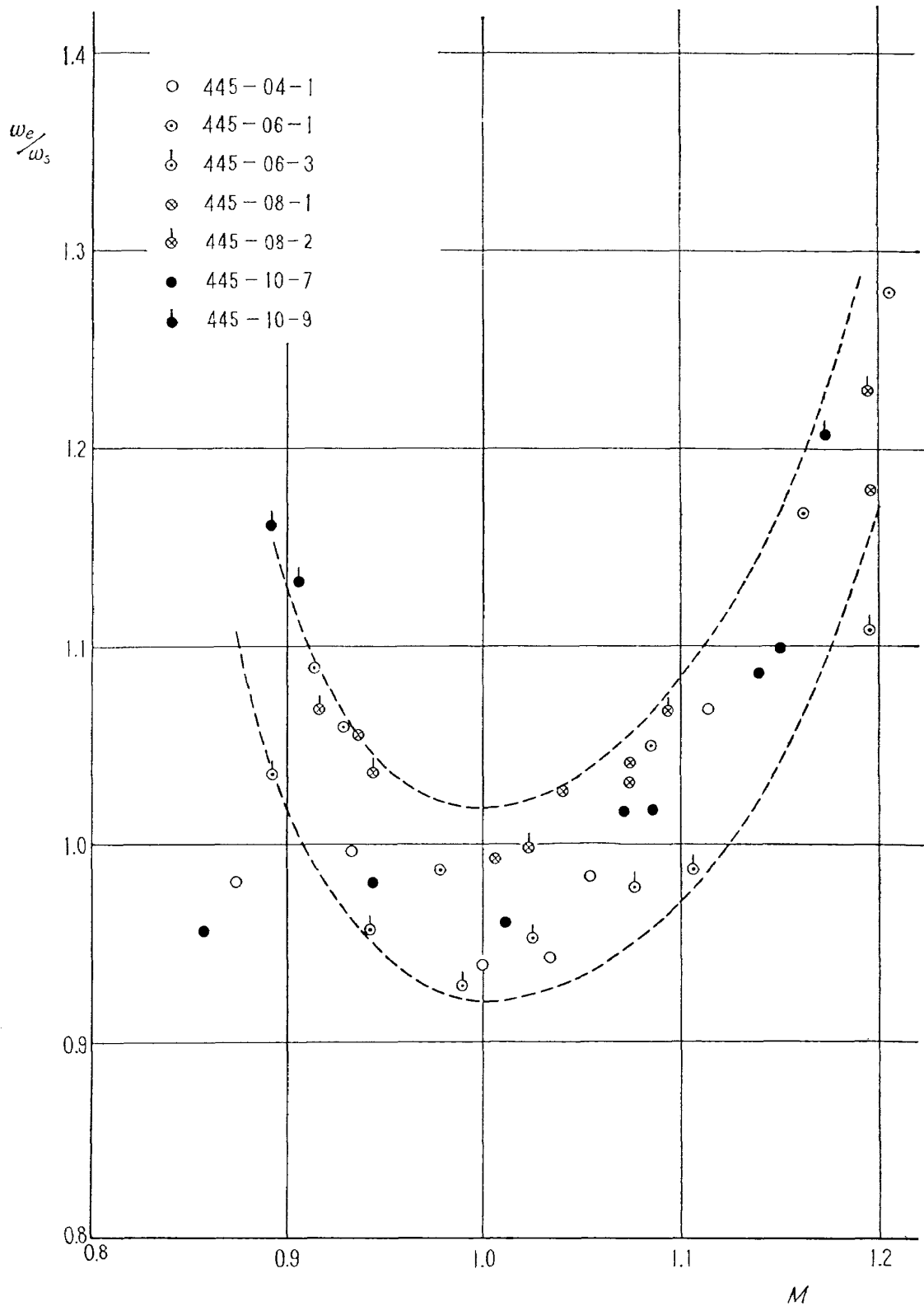


図5 フラッタ振動数比のマッハ数に対する変化

あり、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。

フラッタ速度比のと同様に三次元計算と二次元計算によって求められたフラッタ振動数比の比較

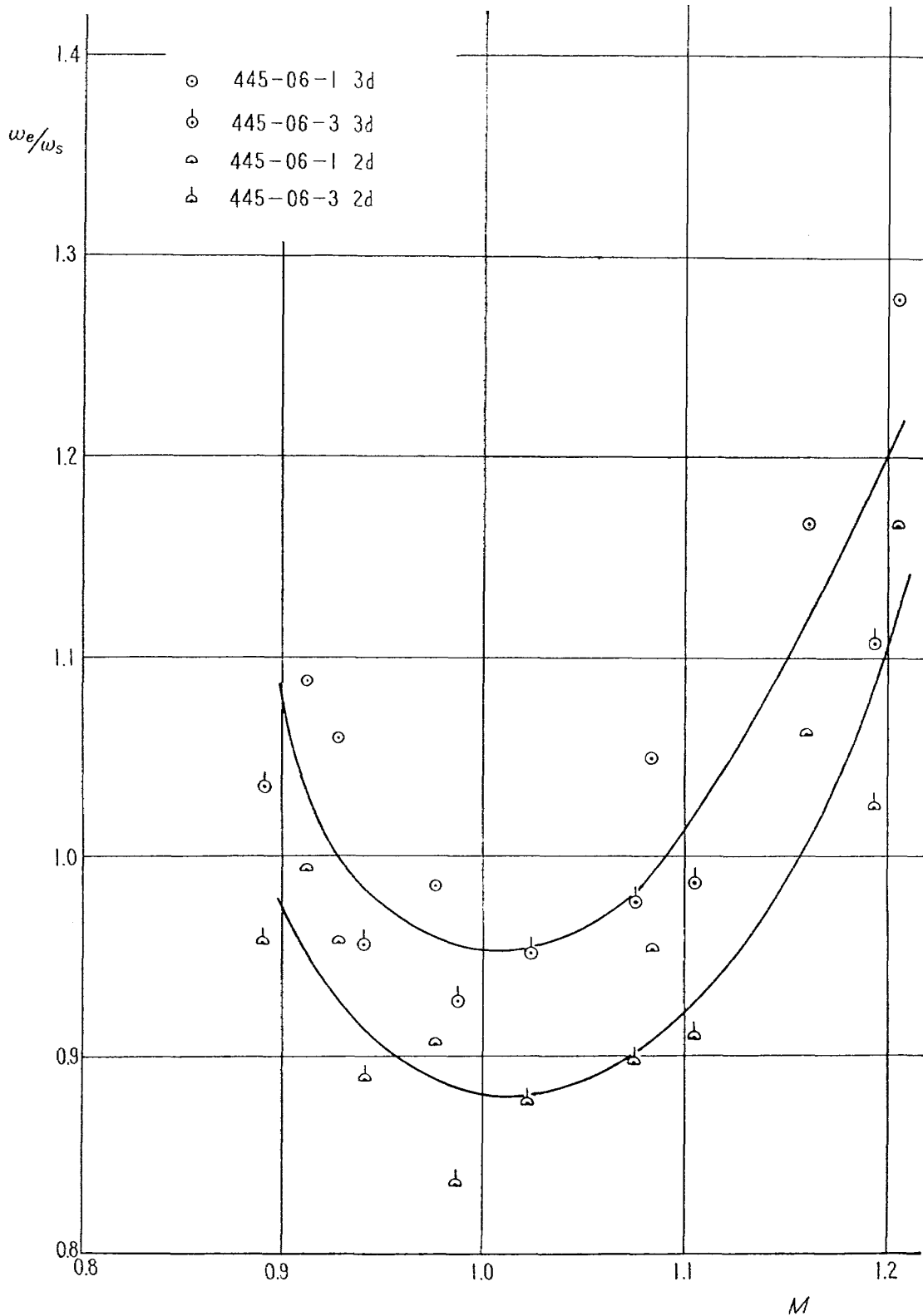


図 6 模型 445-06-1 および 445-06-3 のフラッタ振動数比の二次元計算および三次元計算のマッハ数に対する変化の比較

を図 6 に行なっているが、フラッタ振動数比は二次元計算を用いて求めたほうが、三次元計算の場合よりフラッタ振動数比は約 0.1 低くなっている。

7.3 フラッタ速度係数 : $V_e/b_s\omega_\alpha\sqrt{\mu_e}$

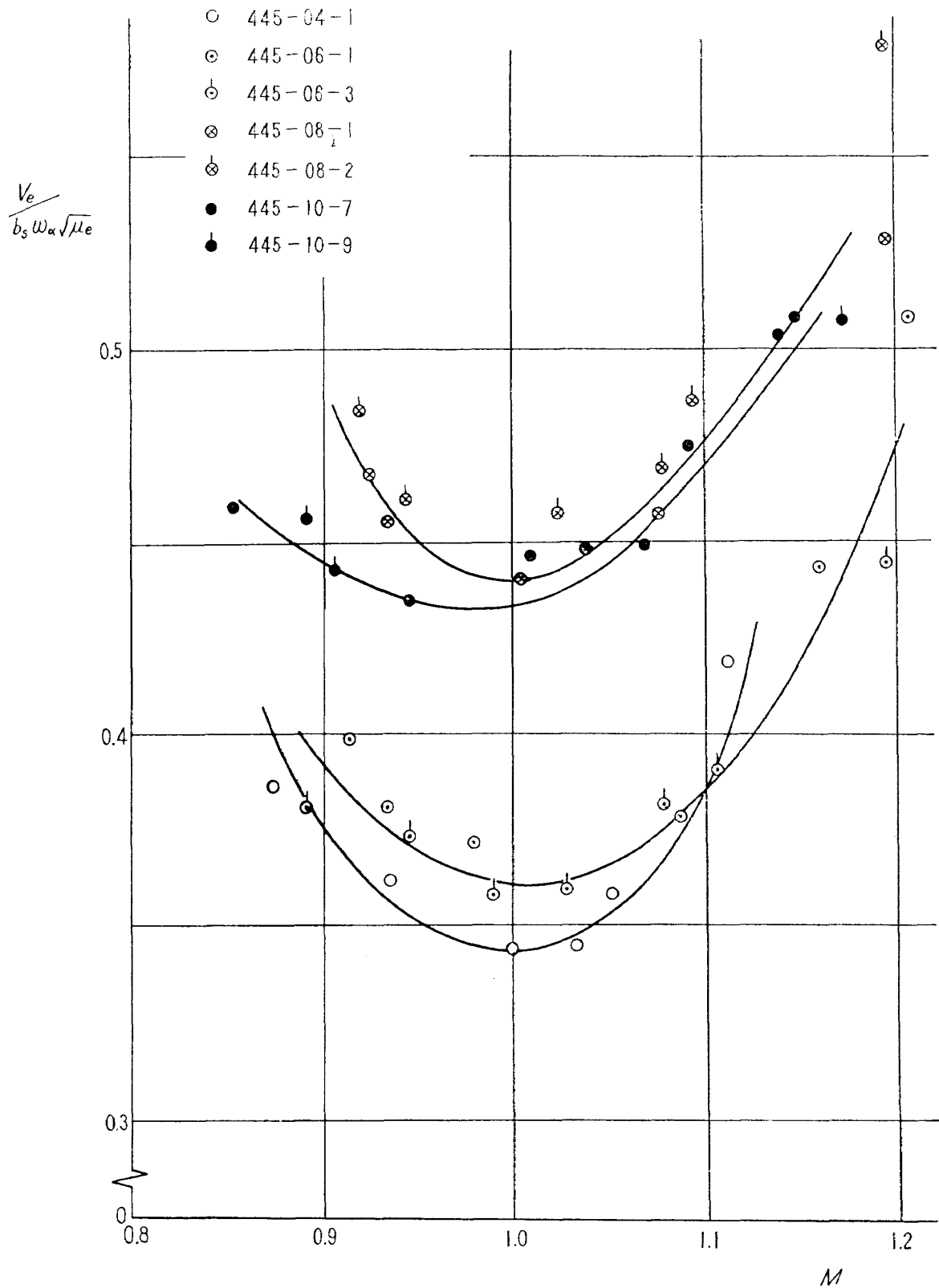


図 7 フラッタ速度係数 $V_e/b_s\omega_\alpha\sqrt{\mu_e}$ のマッハ数に対する変化

このフラッタ速度係数は N.A.C.A. (米国航空諮問委員会) で提唱されたもので、従来用いられていたフラッタ速度係数に密度比の平方の逆数を乗じており、フラッタに重要な影響を与えると考えられる係数のすべてが含まれている。本実験の結果をこのフラッタ速度係数によってマッハ数に対してプロットすると図7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の翼に対して最低値となり、それよりマッハ数が離れるに従って増加する。そして、テーパ比0.4と0.6および0.8と1.0の二つの群に分れ、後者の群の値が前者のそれより約20~30%高い。

テーパ比1.0の翼厚比は6%で、他はいずれも4%である。翼厚比の遷音速におけるフラッタ速度比に対する影響については、マッハ数1.0を越えてフラッタ速度比が増大する位置が薄い翼ほどおくれることが3%と9%翼厚比について知られている。⁴⁾ 4%と6%の翼厚比の差異によるそのおくれは顕著でないと考えられる。

8. 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及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。

- (a) 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、超音速域にはいと増加する。
- (b) 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翼の値より低い。
- (c) フラッタ振動数比は、テーパ比の相違による明確な差異はなく、フラッタ振動数比約0.1の幅の帯の中に分布している。
- (d) 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の二つの群に分かれ、後者の値が前者のそれより約20~30%高い。

文 献

- 1) 中井暎一, 小原 瑛: 後退角 45° , テーパ比0.6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マッハ数の影響の実験的研究, 航技研報告 TR-61 (昭和39)
- 2) 中井暎一, 橋爪 宏, 中村泰治: 航空技術研究所 60cm \times 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, TR-5 (昭和35)
- 3) 中井暎一, 橋爪 宏, 安藤泰勝, 高木俊朗: 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 TM-29 (昭和39)
- 4) D. R. Gaukroger: Wing Flutter, AGARD Manual on Aero-elasticity Volume V, Part V, Chapter 2, PP.15-16

<p>NAL TR-98 航空宇宙技術研究所 後退角45°, アスペクト比4.0の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパー比の影響の実験的研究</p> <p>1965 年12 月 17 ページ</p>	<p>I. 中井 暎一 高木 俊朗 安藤 泰勝</p> <p>II. NAL TR-98</p> <p>III. 533.6.013.422</p>	<p>NAL TR-98 航空宇宙技術研究所 後退角45°, アスペクト比4.0の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパー比の影響の実験的研究</p> <p>1965 年12 月 17 ページ</p>	<p>I. 中井 暎一 高木 俊朗 安藤 泰勝</p> <p>II. NAL TR-98</p> <p>III. 533.6.013.422</p>
<p>航空宇宙技術研究所遷音速フラッタ試験設備において、後退角45°, アスペクト比4.0, テーパー比0.4, 0.6, 0.8および1.0の4種類の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼす影響について、マッハ数 0.872~1.206 の間で実験的研究を行なった。</p> <p>フラッタ速度比は、いずれのテーパー比についてもマッハ数1.0の近傍で最低となり、マッハ数が1.0より離れるに従って亜音速および超音速の領域で上昇しており、テーパー比0.4, 0.6, 0.8の順にその値が高くなり、テーパー比1.0の値が他のいずれのテーパー比より低い。フラッタ振動数比は、テーパー比の相違による差異はなく、マッハ数1.0の近傍で最低となっている。</p>		<p>航空宇宙技術研究所遷音速フラッタ試験設備において、後退角45°, アスペクト比4.0, テーパー比0.4, 0.6, 0.8および1.0の4種類の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼす影響について、マッハ数 0.872~1.206 の間で実験的研究を行なった。</p> <p>フラッタ速度比は、いずれのテーパー比についてもマッハ数1.0の近傍で最低となり、マッハ数が1.0より離れるに従って亜音速および超音速の領域で上昇しており、テーパー比0.4, 0.6, 0.8の順にその値が高くなり、テーパー比1.0の値が他のいずれのテーパー比より低い。フラッタ振動数比は、テーパー比の相違による差異はなく、マッハ数1.0の近傍で最低となっている。</p>	
<p>NAL TR-98 航空宇宙技術研究所 後退角45°, アスペクト比4.0の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパー比の影響の実験的研究</p> <p>1965 年12 月 17 ページ</p>	<p>I. 中井 暎一 高木 俊朗 安藤 泰勝</p> <p>II. NAL TR-98</p> <p>III. 533.6.013.422</p>	<p>NAL TR-98 航空宇宙技術研究所 後退角45°, アスペクト比4.0の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパー比の影響の実験的研究</p> <p>1965 年12 月 17 ページ</p>	<p>I. 中井 暎一 高木 俊朗 安藤 泰勝</p> <p>II. NAL TR-98</p> <p>III. 533.6.013.422</p>
<p>航空宇宙技術研究所遷音速フラッタ試験設備において、後退角45°, アスペクト比4.0, テーパー比0.4, 0.6, 0.8および1.0の4種類の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼす影響について、マッハ数 0.872~1.206 の間で実験的研究を行なった。</p> <p>フラッタ速度比は、いずれのテーパー比についてもマッハ数1.0の近傍で最低となり、マッハ数が1.0より離れるに従って亜音速および超音速の領域で上昇しており、テーパー比0.4, 0.6, 0.8の順にその値が高くなり、テーパー比1.0の値が他のいずれのテーパー比より低い。フラッタ振動数比は、テーパー比の相違による差異はなく、マッハ数1.0の近傍で最低となっている。</p>		<p>航空宇宙技術研究所遷音速フラッタ試験設備において、後退角45°, アスペクト比4.0, テーパー比0.4, 0.6, 0.8および1.0の4種類の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼす影響について、マッハ数 0.872~1.206 の間で実験的研究を行なった。</p> <p>フラッタ速度比は、いずれのテーパー比についてもマッハ数1.0の近傍で最低となり、マッハ数が1.0より離れるに従って亜音速および超音速の領域で上昇しており、テーパー比0.4, 0.6, 0.8の順にその値が高くなり、テーパー比1.0の値が他のいずれのテーパー比より低い。フラッタ振動数比は、テーパー比の相違による差異はなく、マッハ数1.0の近傍で最低となっている。</p>	

- | | | | |
|-------|---|----------------|--------------------|
| TR-90 | ヒステリシスループの形，繰返しによる形の変化および繰返し後の塑性流動応力の上昇
第一報 実験，第二報 ねじりの場合の理論
The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, its deformation due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion) | 1965 年 7 月 | 中西不二夫，佐藤和郎
永井文雄 |
| TR-91 | 固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ば (I)
Flame Propagation into the Gap of Solid Propellant Grain (I) | 1965 年 7 月 | 五代富文 |
| TR-92 | ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法 (I) —迎角 0 のとき—
An Approximate Calculation for Supersonic Flow past Bodies of Rocket Vehicles (I) —Linearized Flow with Axial Symmetry— | 1965 年 8 月 | 谷 崎 |
| TR-93 | 遷音速動安定試験
Dynamic Testing at Transonic Speed | 1965 年 10 月 | 小橋安次郎，河野長正
西 武徳 |
| TR-94 | 翼幅方向に一様な揚力分布をもつ半無限の後退翼
On the Camber Lines of Semi-Infinite Sweptback Wings which give Uniform Spanwise Load Distribution | 1965 年 10 月 | 河崎俊夫 |
| TR-95 | 飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察
A Few Comments on the Longitudinal Handling Qualities of Airplanes | 1965 年 11 月 | 荒木 浩 |
| TR-96 | A Generalized Functional Formalism for Turbulence | December, 1965 | Iwao Hosokawa |
| TR-97 | 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論 (I) —軸対称流れ—
A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines (I) —Non-Swirling Fluids in Ducts— | 1965 年 12 月 | 藤井昭一 |

航空宇宙技術研究所報告 98 号

昭和 40 年 12 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)44-9171(代表)

印 刷 所 笠井出版印刷社
東京都港区西新橋 1 の 21 の 8
