

航空技術研究所資料

TM-13

遷音速における 45° 後退角翼の予備的フラッタ実験

中井 暎一・小原 瑛

1963 年 3 月

航空技術研究所

遷音速における 45° 後退角翼の予備的フラッタ実験*

中井 暎一**・小原 瑛**

1. はし が き

航空技術研究所の遷音速フラッタ試験設備で、一般的なフラッタ試験を行なう前に、同試験設備で得られるフラッタの結果とすでに得られている類似の風洞のフラッタの結果を比較検討する必要がある。本実験においては、米航空宇宙局ラングレー研究所 (Langley Research Center, National Aeronautics and Space Administration) のスロット壁付測定部を有する 26 インチ 遷音速吹出風洞において試験が行なわれたフラッタ模型と幾何学のおよび動力的な特性の等しい 45° 後退角を有する片持翼模型について、迎角 0° でマッハ数範囲 0.841~0.970 のフラッタ試験を行なった。

2. 記 号

- A アスペクト比, (スパン)²/(翼面積)
- a 半翼弦長で表わした翼弦中心から弾性軸までの 1/4 翼弦線に垂直な距離, $2x_0-1$
- A_0 幾何学的アスペクト比, (気流中のスパン)²/(気流中の面積)
- b 1/4 翼弦線に垂直な半翼弦長, mm
- b_r 1/4 翼弦線と翼根の交点において 1/4 翼弦線に垂直な半翼弦長, mm
- b_s 翼根と胴体の交点における気流方向の半翼弦長, mm
- b^* $\eta=0.75$ の位置での b
- f_h 連成曲げ一次固有振動数の測定値, cps
- f_t 連成振り一次固有振動数の測定値, cps
- f_a 弾性軸に関する非連成振り一次固有振動数,

$$f_a = f_t \left[\frac{1 - \left(\frac{\lambda_a}{r_a} \right)^2}{1 - \left(\frac{f_h}{f_t} \right)^2} \right]^{1/2}, \text{ cps}$$

g 構造減衰係数

g_h 曲げの構造減衰係数

* 昭和 38 年 2 月 12 日受付

** 機体部

- g_a 振りの構造減衰係数
- I_a 弾性軸まわりの翼断面の質量慣性モーメント
- k_R 計算フラッタ Reduced Frequency, $\omega_R b^*/V_R$
- k_e 実験フラッタ Reduced Frequency, $\omega_e b^*/V_e$
- l 胴体外側の翼面の 1/4 翼弦長の長さ, mm
- M マッハ数
- m 1/4 翼弦長に沿った単位長さあたりの翼の質量, gr/cm
- q_e 実験フラッタ点における動圧, $\text{gr/cm}\cdot\text{sec}^2$
- r_a 弾性軸まわりの 1/4 翼弦線に垂直な翼断面の回転半径, $(I_a/mb^2)^{1/2}$
- V 気流速度, m/sec
- V_n 1/4 翼弦線に垂直な気流の速度成分, m/sec
- V_R 計算フラッタ速度, m/sec
- V_e 実験フラッタ速度, m/sec
- x_0 翼断面の弾性軸の前縁よりの距離, 翼弦長の百分比
- x_a 半翼弦長で表わした弾性軸より翼断面重心までの 1/4 翼弦線に垂直な距離, 重心が弾性軸の後方が正
- η 1/4 翼弦線と胴体の交点より測り, 長さ l で割った 1/4 翼弦線沿いの無次元座標
- μ 密度比, $m/\pi\rho b^2$
- λ テーパー比, (翼端翼弦長/対称面内の翼弦長)
- A 1/4 翼弦長の後退角, 度
- ρ 空気密度, gr/cm^3
- ω 振動の角振動数, rad/sec
- ω_h 曲げ一次角振動数, rad/sec
- ω_a 非連成振り一次角振動数, rad/sec
- ω_R 計算フラッタ角振動数, rad/sec
- ω_e 実験フラッタ角振動数, rad/sec

3. 試験装置

風洞 (ref. 1):

航空技術研究所遷音速フラッタ試験設備は 60 cm×60 cm の正方形断面で上下多孔壁の測定部を有し, 現在, 亜音速から遷音速をとおり約マッハ数 1.20 まで運転可能な吹出式風洞である。直径 10 m, 圧力 21 kg/cm² の 2 個の貯気槽よりなる空気源と集合胴の間にある自動調圧装置を有する

1個のロート弁により、空気の流量は自動的に設定値に調節される。

風胴は運転中に、マッハ数をほぼ一定に保って澱み点圧力を最高 4 kg/cm^2 (ゲージ) まで掃引変化することができ、また、測定筒後端にあるフラップにより測定筒よりの抽気量を調節してマッハ数を制御することができる。風胴内の気流温度は、貯気槽の初期条件と吹出による貯気槽内の空気の断熱膨張によって変化する。したがって、測定筒内の気流温度はマッハ数のみによっては定まらない。風胴の運転による澱み点温度の低下は、運転の時間によって異なるが、本実験では最大約 10°C であった。

フラッタ模型支持装置：

フラッタ模型は風胴の側壁から片持式に支持された。風胴運転の開始および停止時の過渡的な急激な状況変化により、フラッタ模型が破壊されるのを防止するために、空気圧操作のフラッタ模型出入装置 (ref. 1) により定常流状態になるまで測定筒外の抽気室に模型を保持し、電磁弁操作により測定筒内に急速 (約 1/2 秒) に、あるいは徐々に挿入し、また、必要な場合には急速に取り出される。

計測装置：

模型の翼根に模型の曲げおよび振り変形を検出するためのストレングージを貼付した。試験中、ストレングージの出力は動歪計を通して電磁オシログラフにより記録し、風胴の澱み点圧力、抽気室圧力および澱み点温度は測定部における気流条件を決定するために、ストレングージ型圧力計、熱電対により検出し電子管式自動平衡型指示記録計により同時記録した。また、フラッタの発生時におけるモードと振動の大きさを補助的に見る目的で、16 mm 高速度カメラを用いて撮影を行なった。

4. 模型および試験方法

模 型：

本試験は航空技術研究所の遷音速フラッタ試験設備で得られるフラッタ試験の結果と、すでに得られている類似のフラッタ試験の結果を比較することを目的とする。遷音速フラッタ試験設備の測定部は $60 \text{ cm} \times 60 \text{ cm}$ 正方形断面で上下多孔壁を有しているの、これとほぼ同じ寸法の米航空宇宙局ラングレー研究所のスロット付八角形断面の測定部を有する 26 インチ遷音速吹出風胴で行なわれたフラッタ試験に用いられたものと同じ模型によってフラッタ試験を行なった。ref. 2 において試験された模型の中で Model “445” を用いた。最初の “4” はアスペクト比を、後の “45” は後退角を表わしている。

模型の平面形は 1/4 翼弦線の後退角 45° 、テーパー比 0.6、翼型は気流方向に NACA 65 A 004 で、15% に相当する翼面積が実機の胴体内に含まれているものと仮定してアスペクト比は 4 であ

る。第1図に翼平面形を、第1表に翼の寸法を示している。

構造は断面中実で、フェノール系樹脂を圧入した楓のベニア板を積層にした板で翼を作り、外側に厚さ 0.07 mm のグラス繊維を樹脂で接着している。

物理的諸係数：

弾性軸位置，スパン方向の質量分布，スパン方向の慣性モーメント分布および重心位置は，ref. 2 の値を用いた。翼の各モードの振動数は，機体部空力弾性研究室のフラッタ模型振動試験装置 (ref. 3) によって翼根を気流方向につかんで決定した。一次の非連成振り振動数は，測定した一次の連成振り振動数から ref. 4 にある関係を用いて得られ，その関係式は記号表中に示されている。一次の非連成曲げ振動数は測定した一次の曲げ振動数を用いた。これらの物理的係数の数値を第2表に示している。

試験方法：

本フラッタ風洞試験の目的は遷音速における模型のフラッタ速度と振動数を定めることである。模型のフラッタを得るために，特定の激み点圧力においてあらかじめ定められたマッハ数範囲を風洞運転中に徐々に掃引する試験方法によった。風洞側壁の観測窓を通して模型を観察してフラッタが発生し始めた時高速度カメラを操作し，その後直ちにフラッタによる模型の破壊を防止するために模型を測定筒より抽気室に急速に取り出して風洞を停止した。

5. 解析の方法

理論フラッタ速度 V_R の算出には，ref. 2 と同じ方法を用いた。すなわち，二次元非圧縮性空気力係数を用いてフラッタ・モードは均一片持梁の非連成自由振動モードを重ね合わせる Rayleigh 式の解析を行なった。空気力係数は 1/4 翼弦線に直角な自由気流の速度成分を基準にしており，1/4 翼弦線と実際の翼根 および 翼端との交点において 1/4 翼弦線に垂直な翼弦をそれぞれ“有効翼根” および “有効翼端” と考えた。

空気力係数の計算において， k の値のスパンにそっての変化はそのまま考慮し，かつ，Theodoresen 函数 (ref. 5) の $F(k)$ および $G(k)$ はそれぞれ翼根での値が翼端での値にスパンにそって直線的に変化するものと仮定した。

フラッタ判別式の解は $k=(V_n/b_r\omega_\alpha)$ の函数として $(\omega_\alpha/\omega)(1+iq)$ の形で求められた。構造減衰係数は $g_n=g_\alpha=g$ と仮定されている。フラッタ・モードは，均一片持梁の非連成の一次曲げと一次振りのモードの重ね合わせで近似された。

6. 結 果

測定筒側壁の観測窓を通しての観測，オシログラフの記録および高速度カメラ・フィルムを検

討, および固有振動数とフラッタ振動数の比較より, 本試験で得られたフラッタは通常の曲げ振り型であることが判明した。

風洞の状態がフラッタ境界に近づくにつれて短時間の間歇的な曲げおよび振りの規則的な連成振動の期間が存在し, フラッタ境界に達すると定常的な連成振動が発生した。この定常振動の発生点をフラッタの発生点とした。第2図に本試験におけるフラッタのオッシログラフの記録の一例を示している。

試験の結果を ref. 2 のフラッタ試験結果とともに第3表に示し, 第3図にマッハ数に対してフラッタ速度比 (実験と理論計算フラッタ速度の比) をプロットしている。第3表には理論計算と試験の結果および関係のあるフラッタ係数を含んでいる。

7. 結 論

第3表および第3図からわかるように遷音速フラッタ試験設備で行なったフラッタ試験の結果は, 本試験設備と類似のラングレー 26 インチ吹出式遷音速風洞で行なったフラッタ試験の結果とかなり一致している。

ラングレー 26 インチ遷音速吹出風洞におけるフラッタ試験の結果は, 自由気流中において投下した爆弾体に取りつけた翼の結果と同じであることがわかっている (ref. 5)。

したがって, 遷音速フラッタ試験設備におけるフラッタ試験の結果は, 十分信頼性のあるものと考えられる。

終りに, N A S A, Langley Research Center, Dynamic Load Div. の方々の本試験に寄せられた御援助に感謝する。

文 献

- (1) 中井暎一・橋爪 宏・中村泰治: 航空技術研究所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 TR-5, 1960年12月。
- (2) Unangst, J. R. and Jones, Jr., G. W.: Some Effect of Sweep and Aspect Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio of 0.6. NACA RM L55I13a, 1956.
- (3) 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方法について, 航空技術研究所報告 TM-14, 1963年3月。
- (4) Barmby, J. G., Kunningham, H. J., and Garrick, I. E.: Study of Effects of Sweep on the Flutter of Cantilever Wings. NACA Rept. 1014, 1951.
- (5) Bursnall, W. J.: Initial Flutter Tests in the Langley Trasonic Blowdown Wind Tunnel and Comparison with Free-Flight Flutter Results. NACA RM L52K14, 1953.

第 1 表 翼の平面形

翼断面型	NACA 65 A 004
A	4
A , deg.	45
λ	0.6
翼面の λ	0.657
半スパン, mm	174
A_g	1.65
l , mm	192
b_r , mm	35.1
b_s , mm	49.7
g_h	0.03

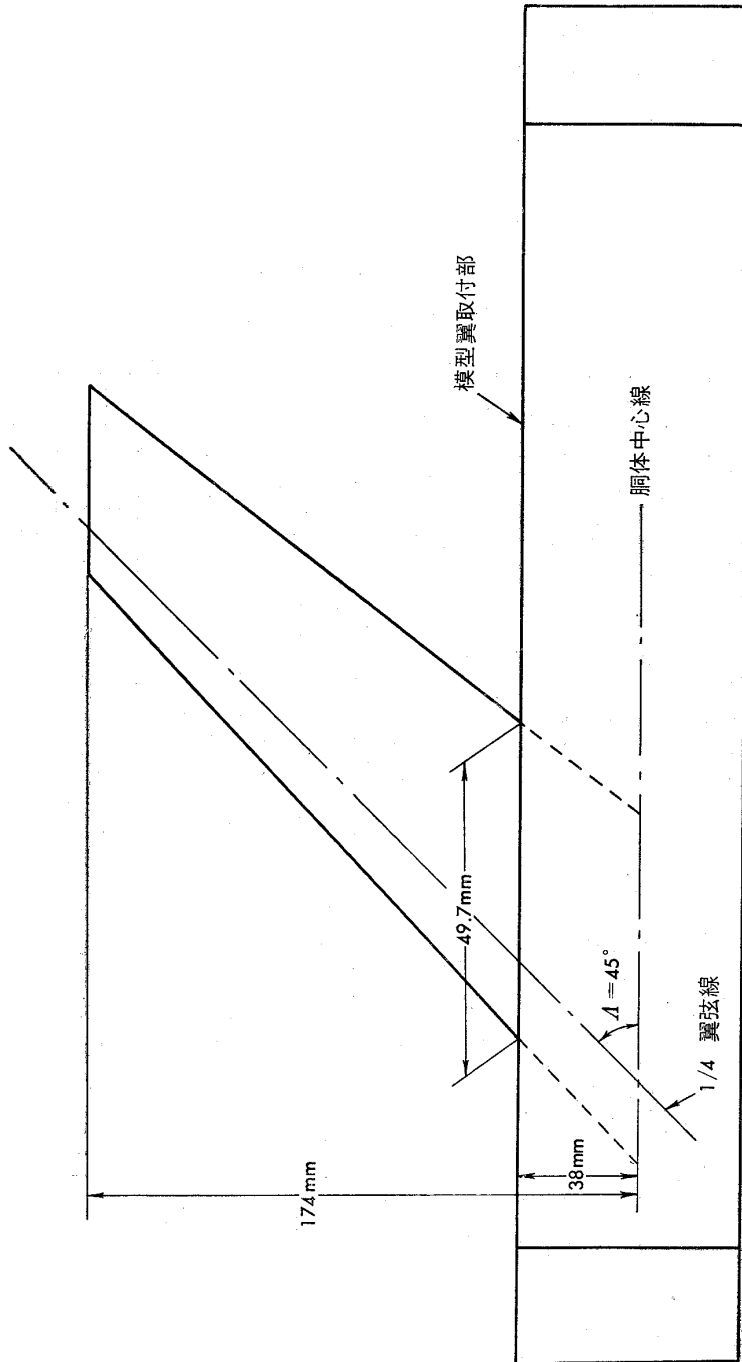
第 2 表 模型の物理的性質

η	x_α	a	r_α^2	m (gr/cm)
0.05	0.039	-0.117	0.233	3.510
0.15	0.030	-0.110	0.234	3.103
0.25	0.023	-0.102	0.235	2.758
0.35	0.016	-0.095	0.236	2.471
0.45	0.009	-0.088	0.237	2.260
0.55	0.002	-0.082	0.238	2.083
0.65	-0.005	-0.074	0.239	1.949
0.75	-0.012	-0.067	0.240	1.829
0.85	-0.018	-0.060	0.241	1.728
0.95	-0.025	-0.053	0.242	1.642

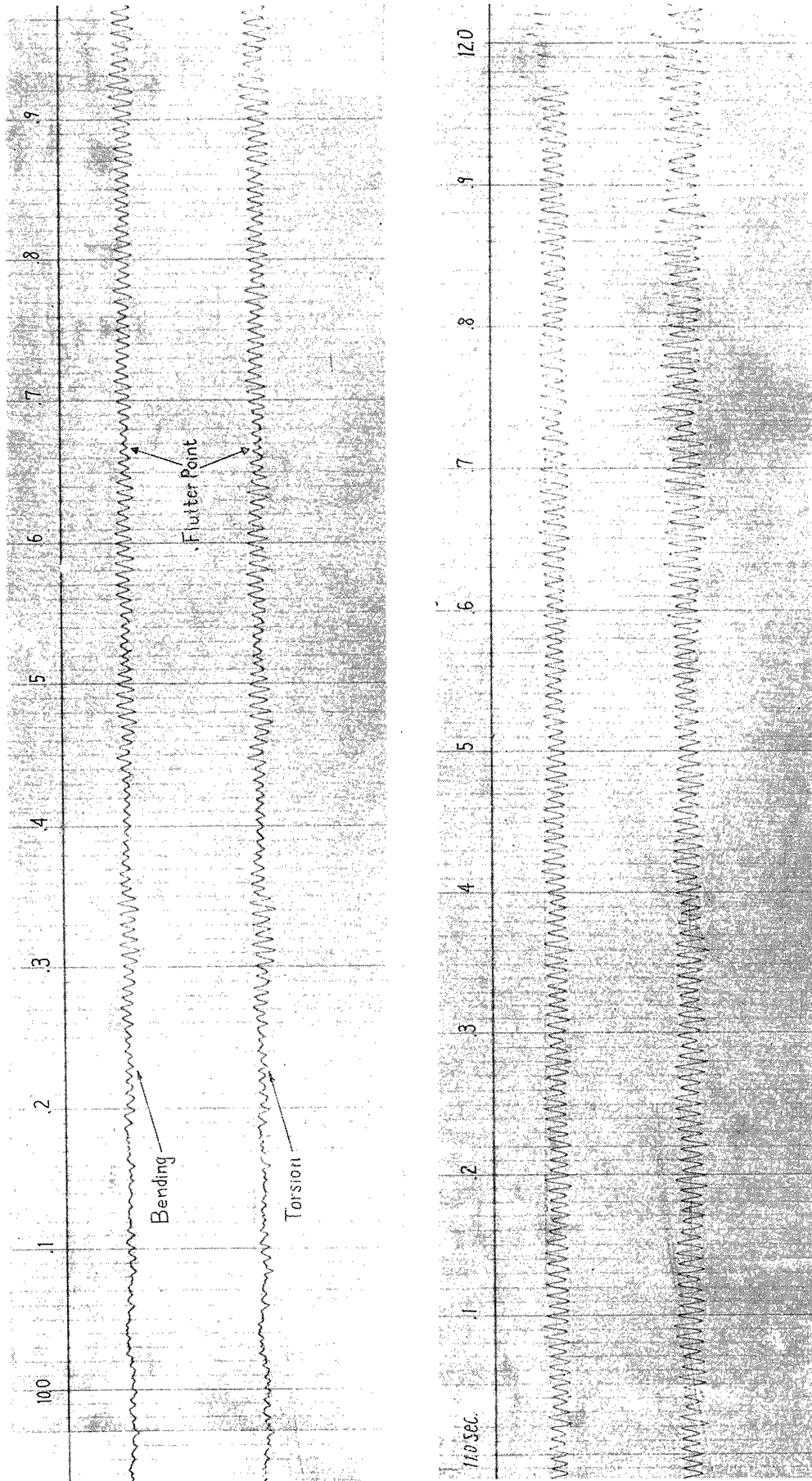
模型 振動数	A	B-1	B-2	NACA 445-1
f_h	72.7	66.8	67.1	67
f_t	322	366	369	356
f_α	322	366	369	356
$(\omega_{h1}/\omega_{\alpha1})^2$	0.0510	0.0333	0.0331	0.0354

第 3 表 解析および実験結果の比較

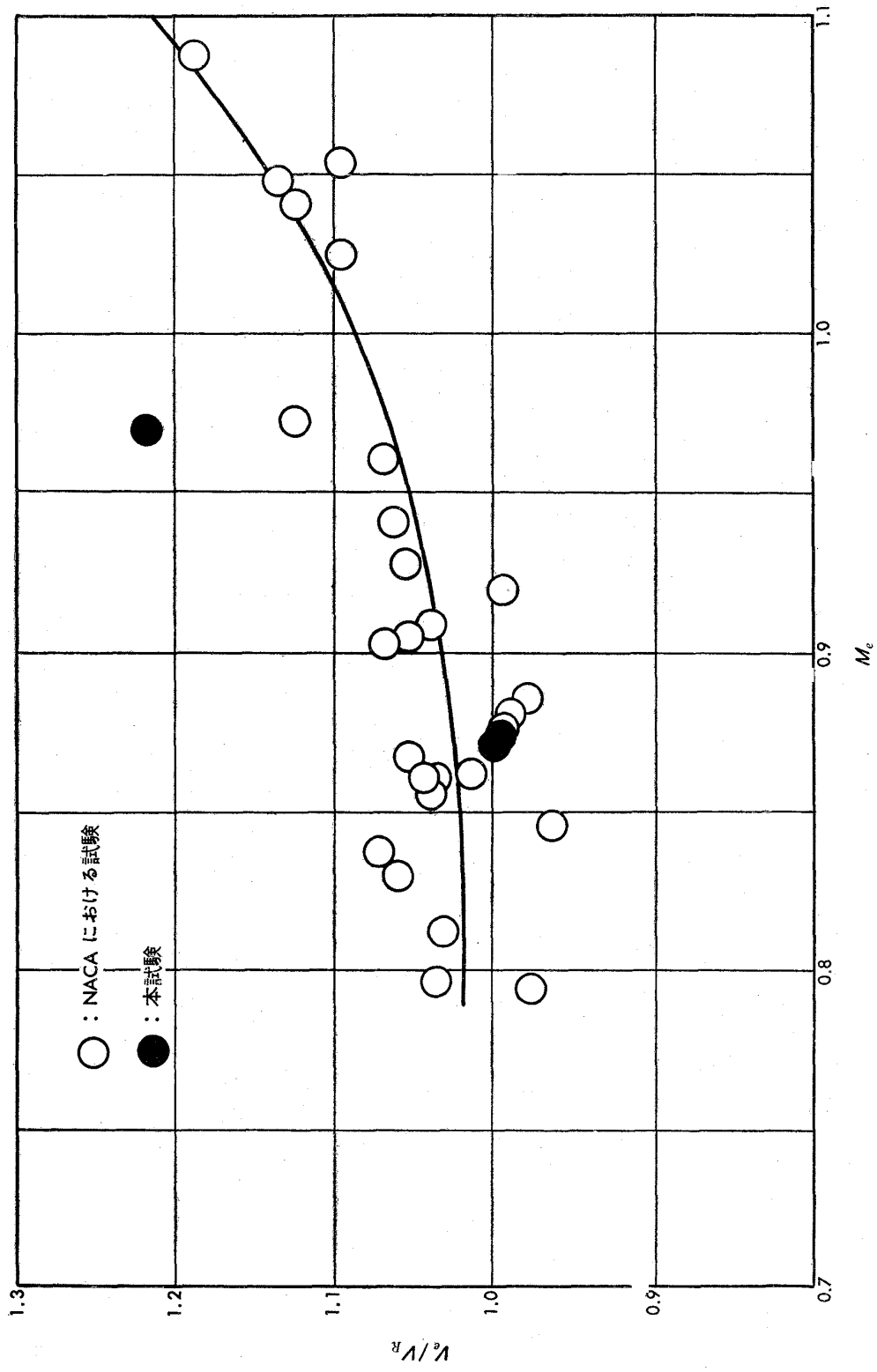
Model	Me	V_e/V_R	ρ_e gr/cm ³	μ_e	$\frac{\omega_\alpha}{\text{radians}} \frac{\text{sec}}{\text{sec}}$	$\frac{\omega_R}{\omega_\alpha}$	$\frac{\omega_R}{\text{radians}} \frac{\text{sec}}{\text{sec}}$	$\frac{\omega_e}{\omega_R}$	V_e m/sec	V_R m/sec	k_e	k_R	q_e gr/cm ² ·sec ²
NAL A	0.970	1.219	1.06×10^{-3}	70.83	2023	0.465	941	0.798	309	253	0.0677	0.1036	5.060×10^5
NAL B-1	0.874	0.996	1.11×10^{-3}	67.64	2300	0.451	1037	0.807	282	283	0.0826	0.1020	4.413×10^5
NAL B-2	0.871	1.007	1.24×10^{-3}	60.55	2319	0.451	1046	0.805	282	280	0.0831	0.1042	4.930×10^5
NACA 445-1	0.940	1.059	0.928×10^{-3}	80.93	2149	0.402	864	0.995	298	281	0.0803	0.0856	4.121×10^5
NACA 445-1	0.871	1.041	1.24×10^{-3}	60.70	2195	0.433	949	0.968	269	258	0.0951	0.1024	4.486×10^5
NACA 445-1	0.830	1.044	1.34×10^{-3}	56.03	2237	0.440	985	0.997	268	257	0.1020	0.1067	4.812×10^5



第 1 図



第 2 図



第 3 図

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平木 一, 清水福寿 橋本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー I	1962年2月	樋口一雄, 戸川隼人 三好甫, 高橋利之 能美力, 板垣芳雄 島海良三, 佐藤保子
TM- 4	18 cm×20 cm超音速風洞について	1962年5月	長洲秀夫, 伝田幸雄
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年8月	細川 巖
TM- 6	18 cm × 18 cm 遷音速風洞整備試験	1962年8月	橋本 登, 井上政一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年8月	竹内和之, 山根皓三郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年9月	池田為治, 坂元思無邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年2月	甲藤好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年2月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永井文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年3月	竹中幸彦, 小川鉦一 林 洋一

注： 欠番は配布先を限定したもの。

航空技術研究所資料 13 号

昭和 38 年 3 月 発行

発行所 航空技術研究所
東京都三鷹市新川 700
電話武蔵野 (0422) (3) 5171 (代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町 1 の 53
