

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-57

超音速二次元翼の非定常ピッチング

モーメント係数の測定

柳沢三憲・石井孝雄

1967年3月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-111T An Asymptotic Solution of the Nonlinear Equations of Motion of an Airplane Aug. 1966 Hiroshi ENDO
- TR-112 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 (II)  
—円周速度のある流れ—  
A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo Machines (II)  
—Swirling Fluids— 1966年8月 藤井昭一
- TR-113 地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロータに関する実験  
Experimental Study on the Ground Effect of a Model Helicopter Rotor in Hovering 1966年8月 幸尾治朗, 岡 遠一
- TR-114 フライイングテストベッドの高度制御システムの検討 (I)  
Analytical and Simulation Studies of the Height Control of the Flying Test Bed (I) 1966年8月 武田 峻, 甲斐忠夫
- TR-115 NAL-16 ロケットの研究試作および飛しょう実験 —D型およびIT型—  
Single-Stage Solid Propellant Rocket (NAL-16) 1966年8月 ロケット性能研究室
- TR-116 50 cm 極超音速風洞の計画と構造  
Design and Construction of the 50 cm Hypersonic Wind Tunnel at National Aerospace Laboratory 1966年9月 極超音速風洞建設グループ
- TR-117 弾性振動方程式の差分解に関するエネルギー不等式  
Energy Inequalities for the Difference Solutions of Equations of Elastic Vibration 1966年10月 三好 甫
- TR-118 高負荷燃焼器の箱形模型による実験  
Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models 1966年10月 大塚貞吉, 福田 広  
相波哲朗
- TR-119 多次元1階準線型双曲型方程式の解の存在について  
On the Existence of Discontinuous Solutions of the Cauchy Problem for Quasi-Linear First-Order Equations 1966年10月 小島清史
- TR-120 航技研フライイングテストベッドの姿勢制御方式の検討  
Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bed 1966年11月 武田 峻, 堀川勇壮  
小川敏雄, 森 幹彦
- TR-121 パルスレシオ変調回路およびその修正回路について  
Some Circuits for Pulse Ratio Modulation and their Modified Circuits 1966年11月 村上 力
- TR-122 失速が起こるような高い迎角で, 調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論  
Semi-Empirical Theory to Estimate the Airforces Acting on the Harmonically Oscillating Two-Dimensional Wing at High Angle of Attack Where Separation Can Occur 1966年12月 磯貝紘二
- TR-123 姿勢制御用空気ジェットノズルの研究  
Design and Experimental Study of Air Jet Nozzles for the Attitude Control of VTOL Aircraft 1966年12月 滝沢直人, 西村博史  
藤枝郭俊, 田辺義一  
渋谷昭義

# 超音速二次元翼の非定常ピッチング モーメント係数の測定\*

柳 沢 三 憲\*\*・石 井 孝 雄\*\*\*

## Measurements of the Aerodynamic Derivatives of an Oscillating Airfoil in Supersonic Flow at Mach Numbers from 2 to 3

By Mitsunori YANAGIZAWA and Takao ISHII

### Summary

The aerodynamic derivatives of a biconvex-flat airfoil (thickness ratio of 10 per cent), and double-wedge airfoils (thickness ratios of 10, 15, 20 percent), performing pitching oscillation in supersonic flow at the range of Mach number 2~3, were measured and compared with the linearized theory, piston theory and Van Dyke's nonlinear theory which includes the effect of the airfoil thickness. The tested reduced frequency range was 0.01~0.05 and the Reynolds number range was  $2.8 \times 10^6 \sim 3.6 \times 10^6$  based on the chord length.

In spite of the existence of the detached shock wave in front of the leading edge of the biconvex-flat airfoil, all experimental results agree quite well with the nonlinear theory.

Schlieren photographs were taken in order to observe the flow field around the airfoils.

### 1. 序 論

振動している翼や物体によって生ずる空力的な力とモーメントの測定はフラッタの問題またそれに関連した空力弾性の分野で特に重要である。

非定常空気力の実験的な測定は、それを直接空力弾性問題へ応用するにあたって必要となるばかりでなく、それらに関する理論的な研究成果を比較評価するためにも必要である。しかしながら、現在までこのような実験結果は非常に数少ない。

超音速における非定常薄翼理論は最初 Possio<sup>1)</sup>によって展開され、後に Schwarz<sup>2)</sup>, Temple と Jahn<sup>3)</sup>, Garrik と Rubinow<sup>4)</sup>等によって一層詳細な解析と数値的な結果が得られた。しかし、この間 Bratt 等が超音速流中で翼の空力微係数を実験的に求めた際、上記の薄翼理論の値とくい違いがあるのを発見した。その後、W.P. Jones と M.D. Van Dyke は翼の厚み(第二次近似)を考慮した二次元超音速非定常理論を展開

した。しかし、これらの理論は、いずれも翼の前縁に発生する衝撃波の存在を考慮していない。前者は翼を非常に薄いものと仮定している。また、後者は翼縁の前方に先端が鋭く上がった柔軟性で、しかも先端は常に流れ方向に向っているような覆いをかぶせたと仮定して衝撃波の発生を取扱いの便宜上取り除いている。すなわち、流れの場いたるところ等エントロピになるように理論的技巧を用いた。

一方、H. Ashley と G. Zartarian は Hays の極超音速相似則から出発して、空力弾性問題を解くのに非常に便利な方法——ピストン理論——を展開した。このピストン理論によると振動翼面上の局所的な速度のみによって簡単にその点の圧力を表わすことができる。この簡単さのために、この方法が超音速流中の種々の空力弾性問題の解法に適用された。特に厳密な空気力の式が非常に複雑で空力弾性問題を解くことがほとんどできないような場合にこのピストン理論は有用である。

本研究の目的はピッチング運動をする二次元翼について実験を行ない、その結果を上記の各理論と比較して、理論の適用性を検証することにある。すなわち、

\* 昭和42年3月8日受付

\*\* 空気力学第一部

\*\*\* 日本オイルシール株式会社(元空気力学第一部)

自由振動法により、静的ピッチングモーメント係数 ( $-m_a$ ) と動的ピッチングモーメント係数 ( $-m_a^*$ ) を求め、上記の三つの理論との比較を行なった。

翼型は二次元の前縁後縁が接合円弧形をした平板翼 (Biconvex-flat plate airfoil) と対称菱形翼 (Double wedge airfoil) の二種類の翼型である。

円弧平板翼では、ピッチ軸の位置を変化させた。また、対称菱形翼では、翼の厚み比を変化させた。マッハ数 1.7~3.0、無次元振動数 (reduced frequency) 0.01~0.05、翼弦を基準にしたレイノルズ数  $2.8 \times 10^6 \sim 3.6 \times 10^6$  の範囲で実験を行なった。

## 2. 記号

- $a$ : 前縁からのピッチ軸の位置
- $b$ : 半翼弦長
- $C$ : 翼弦長
- $C_0$ : 単位翼長当りの十字バネの機構上の減衰係数
- $f$ : 振動数
- $I$ : 単位翼長当りの翼の慣性モーメント
- $K_0$ : 単位翼長当りの十字バネ定数
- $M_a$ : 単位翼長当りの静的空気力のモーメント
- $M_a^*$ : 単位翼長当りの動的空気力のモーメント
- $U$ : 風速
- $\alpha(t)$ : 迎え角
- $\delta$ : 対数減衰率
- $\rho$ : 気流の密度
- $\tau$ : 翼の厚み比
- $\omega$ : 角振動数
- $\frac{\partial}{\partial t}$
- 。: 添字は静止空気中の値
- $f.t.$ : 十字バネの板厚
- $k = \frac{\omega b}{U}$ : 無次元振動数

## 3. 実験装置

### 3.1 風洞

マッハ数が 1.7~3.5 の範囲で連続的に変わる吹出型超音速風洞 (非対称ノズル使用)\*を用いて試験を行なった(図2)。測定部の大きさは  $20 \times 15$  cm である。非対称ノズルの下側を電動モータの駆動装置で滑らせることにより、風洞運転中にも簡単にマッハ数を変えることができる。供給空気は圧力  $20 \text{ kg/cm}^2$  の貯気槽から制御弁を通じて、実験の要求マッハ数に応じた

よどみ点圧力 ( $4 \sim 10 \text{ kg/cm}^2$ ) に減圧され風洞内に流入する(図3~4)。

### 3.2 模型

二次元翼模型は翼弦長 80 mm で、その断面形は図1に示した。円弧平板翼模型は翼の厚み比が 10% で、ピッチ軸の位置を前縁から 5, 15, 25, 35, 45% にとり、その影響を調べることを目的とした。対称菱形翼ではピッチ軸の位置を前縁より35%の位置に固定し、翼の厚み比を 10, 15, 20% に変えて主に厚み比による影響を調べることを目的とした。

これらの翼模型がピッチ軸まわりに機構上の減衰の小さい回転振動のみを行なうように、翼の両端に図3のような十字バネ機構をとりつけ、これを介して風洞の側壁に固定した。翼は十字バネの交点を中心に回転振動を行なう。この機構は減衰率が非常に小さい特長がある。

十字バネの板厚を5段階に変え、翼模型を含む振動系の固有振動数を5段階に変えた(図5)。

翼に初期変位を与え、ついで翼を放ち、自由振動させるには電磁石を利用した。翼の迎え角の検出は、十字バネの両側に接着したストレンゲージで行ない、その出力はテープレコーダに記録した。さらに電磁オシログラフ上に、振動を再現させて翼の振幅と振動数を測定した。

風洞内で試験する前に、静止空気中で翼を自由振動させ、その振動数  $f_0$  と対数減衰率  $\delta_0$  から、この翼系の機構上の減衰率と慣性モーメントを求めた\*\*。

翼の回りの流れを観察するため、シュリーレン観測

\*\* 厳密には、 $f_0$  および  $\delta_0$  は真空中で測定されるべきものであるが、これを行なうことは技術的に困難なため、つぎの如き考察と実験にもとづいて大気中で測定した値を用いることにした。すなわち、静止空気に粘性がないとすれば、振動している物体へ作用する減衰空気力は零であるから、空気の粘性のみから寄与される減衰力を測定するため、特に機構上の減衰率のほとんど零の模型を作り、その模型の対数減衰率を測定した。この値を次元解析にもとづいて、われわれの実験の模型の場合の減衰係数を算出した。その結果、空気の粘性による減衰係数は十字バネの減衰係数の約 3~5% 程度で十分に無視できることがわかった。静止空気の仮想慣性モーメントと実験に使用した翼の慣性モーメントの比はピッチ軸の位置が翼弦の中心にある場合、約 0.5%、ピッチ軸の位置が前縁または後縁にある場合に約 0.2% であって、これも十分に無視できる。以上の考察の結果、本実験の較正は静止空気中で代行した。

\* この風洞のノズルの形の座標は W.A.D.C とミシガン大学の H. Buning 教授の好意による<sup>7), 8)</sup>。

用の翼模型を製作し、翼型と衝撃波の関係を調べた。シュリーレン用翼の断面形は振動翼の断面と全く同じものである。

#### 4. データの解析

空気の慣性力(Virtual moment of inertia)は翼のそれに比して極めて小さい(0.2~0.5%)ので、それを無視すると気流中の翼の運動方程式はつぎのようになる。

$$I\ddot{\alpha} + C_0\dot{\alpha} + K_0\alpha = M_a\alpha + M_{\dot{a}}\dot{\alpha} \quad (1)$$

(1)式を解いて、角振動数と対数減衰率は

$$\omega = \frac{\sqrt{4I(K_0 - M_a) - (C_0 - M_{\dot{a}})^2}}{2I} \quad (2)$$

$$\delta = \frac{C_0 - M_{\dot{a}}}{2I} \cdot \frac{1}{f_0}, \quad f = \frac{\omega}{2\pi} \quad (3)$$

で与えられる。

つぎに(2),(3)式で  $M_a = M_{\dot{a}} = 0$  とおくと、静止空気中での自由振動に対する角振動数と対数減衰率が得られる。

すなわち、

$$\omega_0 = \frac{\sqrt{4IK_0 - C_0^2}}{2I} \quad (4)$$

$$\delta_0 = \frac{C_0}{2I} \cdot \frac{1}{f_0}, \quad f_0 = \frac{\omega_0}{2\pi} \quad (5)$$

(3),(5)式から翼の慣性モーメント  $I$  を消去すると、動的空気力のモーメント係数が求まる。

$$-M_{\dot{a}} = \frac{K_0\delta_0}{2\pi^2 f_0} \left\{ \frac{f}{f_0} \cdot \frac{\delta}{\delta_0} - 1 \right\} \quad (6)$$

(2)式において、一般に  $(C_0 - M_{\dot{a}})^2$  は  $4I(K_0 - M_a)$  に比較して小さいので  $(C_0 - M_{\dot{a}})$  の項を無視して

$$\omega = \sqrt{\frac{K_0 - M_a}{I}} \quad (7)$$

としても十分である。

同様に(4)式も十分な近似度で

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{K_0}{I}} \quad (8)$$

とおける。

(7),(8)式より、静的空気力のモーメント係数は

$$-M_a = K_0 \left\{ \left( \frac{f}{f_0} \right)^2 - 1 \right\} \quad (9)$$

である。

(6),(9)式を用いれば、実験の測定値から空気力のモーメント ( $M_a, M_{\dot{a}}$ ) を得ることができるが、最終的な形として、つぎのように無次元化した形で表わす。

$$-m_a = \frac{-M_a}{4\rho U^2 b^2} \quad (10)$$

$$-m_{\dot{a}} = \frac{-M_{\dot{a}}}{8\rho U b^3} \quad (11)$$

$-m_a > 0$  のとき静的に安定であり、 $-m_{\dot{a}} > 0$  とき動的に安定である。

図6は静止空気中および  $M=1.76, M=1.90$  における翼の迎え角の変動記録の一例を示す。

図7は振幅比の減衰を示す。この図より対数減衰が求められる。

#### 5. 測定結果

##### 5.1 円弧平板翼について

図8から図12はピッチ軸の位置を5~45%の範囲で変えた場合の静的ピッチングモーメント係数( $-m_a$ )と動的ピッチングモーメント( $-m_{\dot{a}}$ )をマッハ数に対してプロットしたものである。これからもわかるように翼の厚みを考慮した非線形理論は  $-m_a, -m_{\dot{a}}$  とともに実験とよく合致する。われわれの実験範囲内では線形理論は  $-m_a$  の実験値より高い値を与えてている。しかしその差は約0.08~0.12の間でほとんど一定である。また、ピストン理論も  $-m_a$  の値はやや高い値を示しているが、実験値からのずれは約0.02~0.03で線形理論よりも実験値に近い。 $-m_{\dot{a}}$  に関しては、 $a < 0.45$  では線形理論とピストン理論ともに実験値よりやや高い値を示している。図13と図14はマッハ数2と3の場合のピッチ軸の位置の変化に対して、 $-m_a$  と  $-m_{\dot{a}}$  をプロットしたものである。

上述したように、非線形理論が実験値とよく一致している。ところが、線形理論による  $-m_a$  の曲線の傾斜のみが非線形理論および実験値と一致するのは興味がある。

$-m_{\dot{a}}$  に関しては、マッハ数2の場合も、3の場合もともに非線形理論と実験値は全くよく一致している。特に  $a < 0.25$  でよく一致している。

図15(a)と図15(b)は  $-m_a$  と  $-m_{\dot{a}}$  をマッハ数に対して再びプロットし、非線形理論値と比較を行った。マッハ数に対する  $-m_a$  の値は理論値より実験値の方がその傾斜が小さい。すなわち、あるマッハ数以上では実験値は理論値より高い値を示している。しかも、そのマッハ数はピッチ軸の位置が増大していくにしたがって減少している。

図16は種々の無次元振動数に対する  $-m_a$  と  $-m_{\dot{a}}$  を示した。この実験では無次元振動数  $k$  が小さい

(0.01~0.05) ため、 $-m_a$  の値はほとんど定常流の値と変わらない。また、この程度の  $k$  では、 $-m_a$  に  $k$  の線形的影響はみられるが、 $k^2$  以上の高次の影響はあられない。

## 5.2 対称菱形翼について

図 17 から図 19 に示すように翼の厚み比が増大するにしたがって、 $-m_a$  と  $-m_a$  はともに減少する。この傾向は実験でも確認された。厚み比  $\tau=0.1, 0.15, 0.2$  ともに  $-m_a$  は実験値がやや小さい。 $\tau=0.2$  の場合  $2 < M < 3$  の範囲では理論値と一致するが  $M < 2$  では実験値のほうが小さい。

低超音速域では  $-m_a$ 、 $-m_a$  の値がともに負となる。つまり静的には逆モーメントの不安定領域にはいる、動的にも一自由度フラッタの不安定領域にはいるのであるが、この傾向は理論値よりわずかに高いマッハ数で始まる。

図 6 の電磁オシログラフの記録は対称菱形翼 ( $\tau=0.2$ ) がマッハ数  $M=1.76$  でピッチの一自由度フラッタにはいる開始点をとらえた例である。

はじめに述べたように、Van Dyke の厚みを考慮した非線形理論は前縁衝撃波を理論的技巧で避けたものであるにもかかわらず、前縁衝撃波が存在するこの実験とよく一致している。そこで翼形による翼の回りの流れ場を観察するため、シュリーレン撮影を行なった。

図 20 は円弧平板翼、図 21 は対称菱形翼 ( $\tau=0.1$ )、図 22 は対称菱形翼 ( $\tau=0.2$ ) のシュリーレン写真である。

円弧平板翼の場合、翼断面の前縁の接線の頂角は  $73^\circ$  で、これに対する接触した衝撃波の臨界マッハ数は 3.3 であるから、われわれの実験範囲内では衝撃波は、離れた曲がった衝撃波となっている(図 20)。

曲がった衝撃波に付随する亜音速領域は翼の前縁の数パーセントを覆うのみで、平板の大部分は超音速気流中にあり、結局、理論の適用範囲外の部分 ( $M < 1$ ) が翼全体に比して小さいため、測定値と厚みを考慮した理論値は割合よく一致したものと考えられる。

厚み比  $\tau=0.1$  の対称菱形翼の場合、前縁の頂角は  $11^\circ$  で、これに対する臨界マッハ数は 1.26 であり、われわれの実験範囲内では衝撃波は接触しており、したがって翼面全体が超音速気流中にある(図 21)。厚み比  $\tau=0.2$  の対称菱形翼では、前縁の頂角は  $22^\circ$  で、これに対する臨界マッハ数は 1.46 である(図 22)。

このレイノルズ数の範囲では翼面上の境界層は翼厚と比して薄いと推定されるので、模型の厚み比をその

まま実効厚み比とみなした。

## 6. 結 論

1. われわれの実験範囲内では、非線形理論は  $-m_a$  と  $-m_a$  とともに全く正確な値を与えている。
2.  $M > 2$  の範囲では、 $-m_a$  に関しては、ピストン理論よりも良い値を示している。
3. 一方、 $-m_a$  に関しては、 $0 < a < 0.5$  の範囲で線形理論はピストン理論よりやや良い値を示している。
4. 翼前縁の衝撃波の存在は、それが離れた衝撃波でも接触した衝撃波でも静的および動的モーメント係数 ( $-m_a$ 、 $-m_a$ ) に大きな影響を与えないが、翼の厚みは  $-m_a$ 、 $-m_a$  に大きく影響する。特に  $M < 2$  の低超音速領域では線形理論、非線形理論およびピストン理論の三者とも実験値からはずれてくる。
5. 一自由度フラッタを起す限界マッハ数として理論値より約 15% 大きい値が得られた。

この実験中、著者は多くの人々から、親切な助言と便宜を与えられたことに深く感謝します。特に、空気力学第一部平木部長、長洲技官に励ましをいただき、また、東京大学工学部鷺津教授、塩入教授には有益なご助言をいただきました。

内田 功君と原田吉表君には、この実験に終始ご協力していただきました。

## 文 献

- 1) Possio, C.; L'azione Aerodinamica sul Profilo Oscillante alle Velocita ultrasonore, Acta. Pont. Acad. Sci. 1, 11. (1937).
- 2) Schwarz, L.; Untersuchung einer mit den Zylinderfunction nullter Ordnung verwandter Function, Luftfahrtforsch., Bd. 20, Lfg. 12. (1944).
- 3) Temple, G., and Jahn H. A; Flutter at Supersonic Speeds, Aeronaut. Research Council, R & M. 2140. (1945).
- 4) Garrick, I. E., and Rubinow, S. I; Flutter and Oscillating Air-Force Calculations for an Airfoil in a Two-Dimensional Supersonic Flow, NACA Rep. 846 (1946).
- 5) Van Dyke, M. D.; Supersonic Flow past Oscillating Airfoil Including Nonlinear Thickness Effects, NACA Rep. 1183 (1953).
- 6) Ashley, H. and Zartarian, G.; Piston Theory-A New Aerodynamic Tool for the Aer

oelastician, Jour. of Aero. Sciences, Vol. 23, No. 12. (1956).

7) Murphy, J. S. and Buning, H.; Theory and Design of a Variable Mach Number Corner Nozzle, University of Michigan. WTM 221. (1951).

8) Amick, J.L., Liepman H.P., and Reynolds T. H.; Development of a Variable Mach Number Sliding Block Nozzle and Evaluation in the Mach Number Range 1.3 to 4.0, WADC Tech. Rep. No. 55-88 (1956).

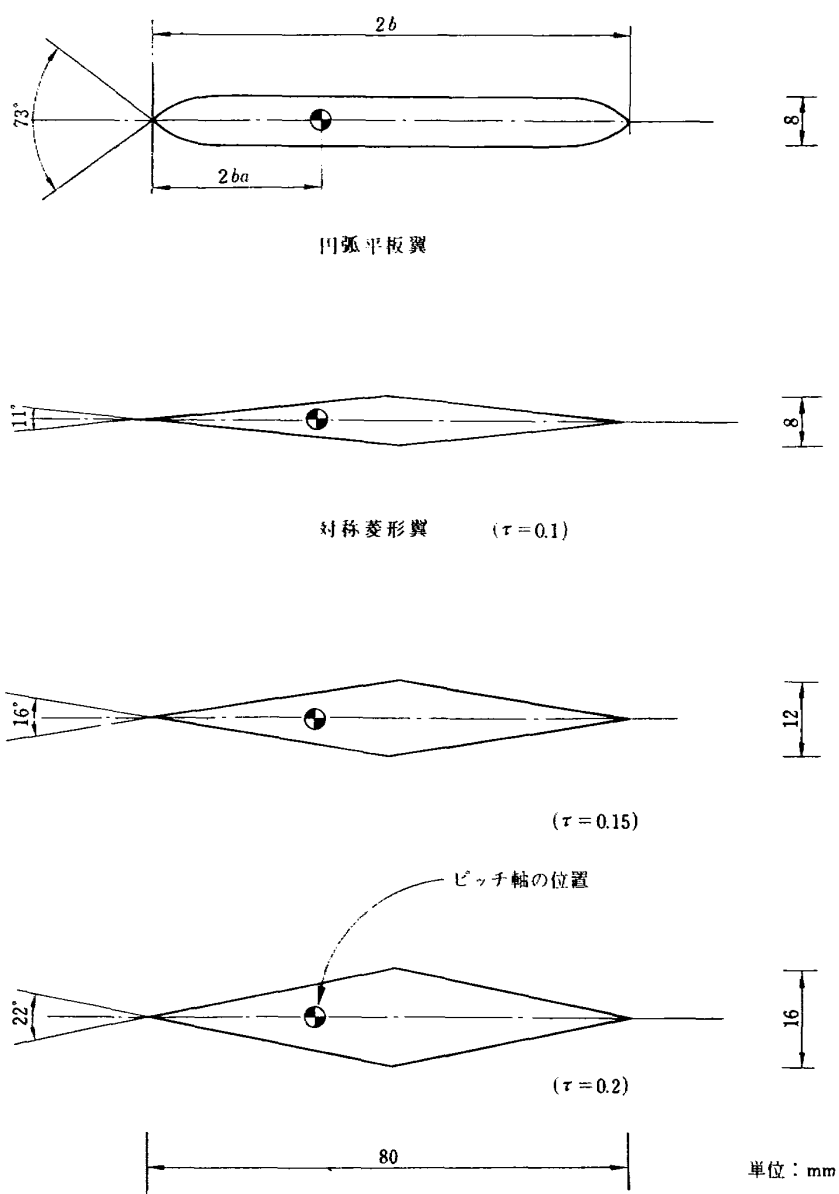


図 1 翼模型の断面

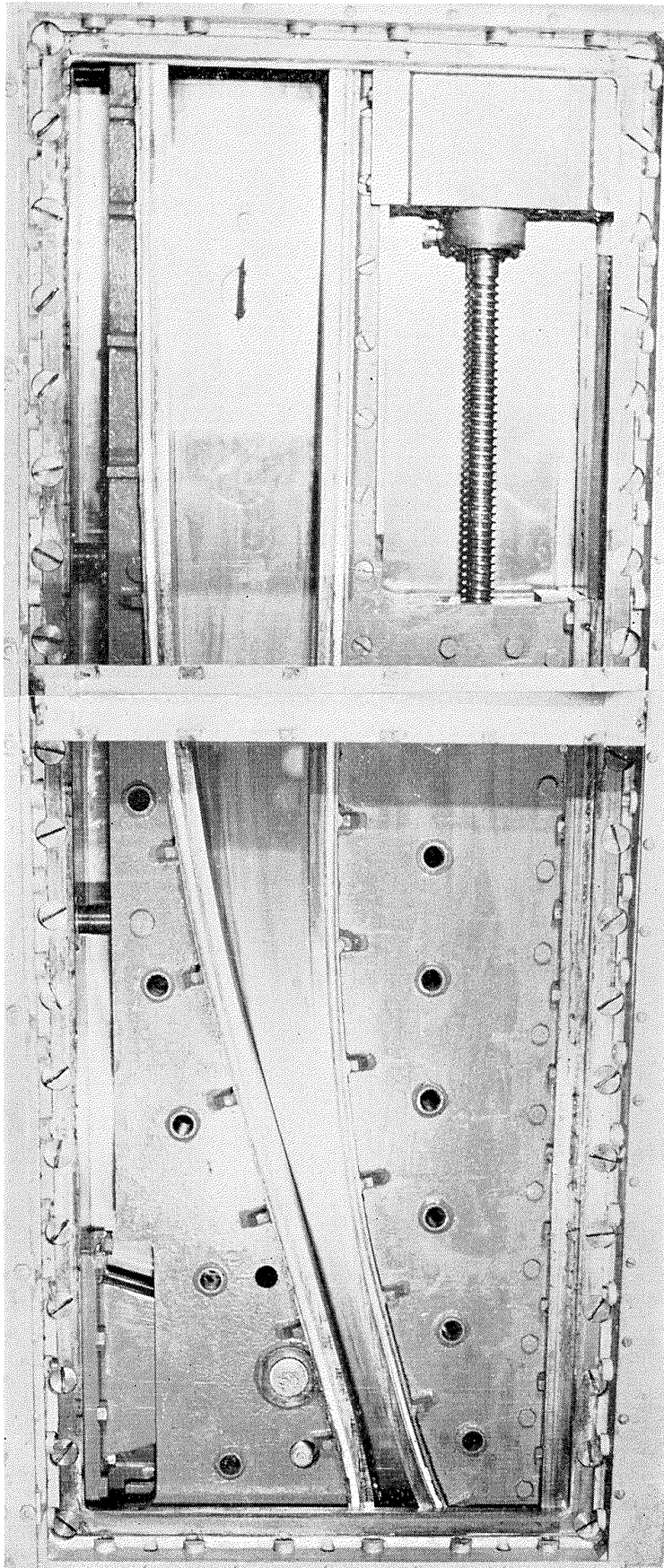


図 2 可変マッハ数風胴の非対称ノズル部



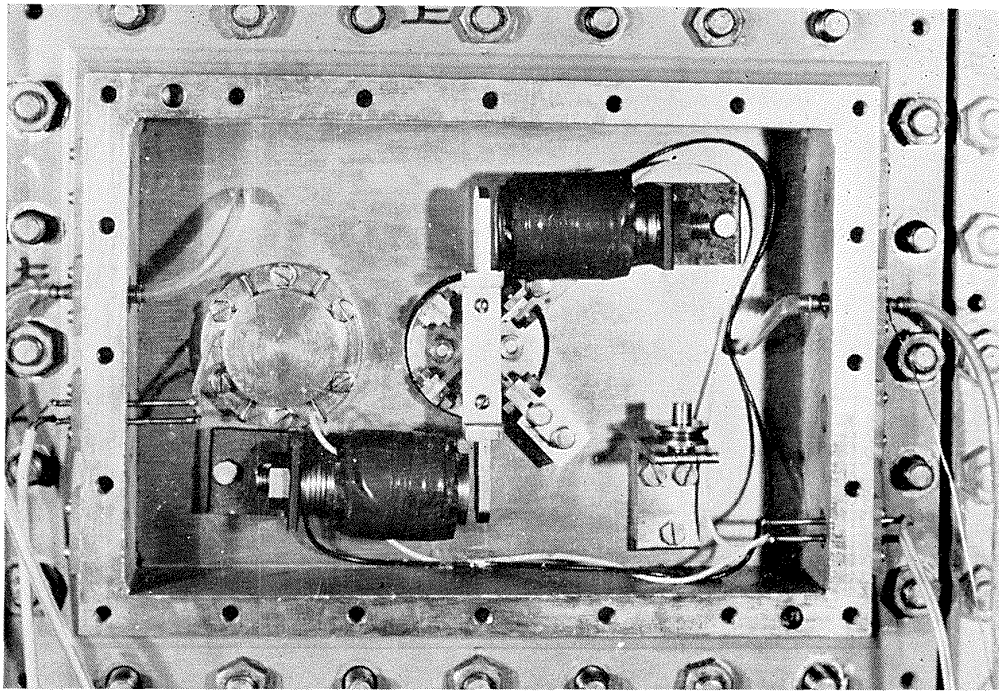


図 3 (a) 初期変位を与える装置

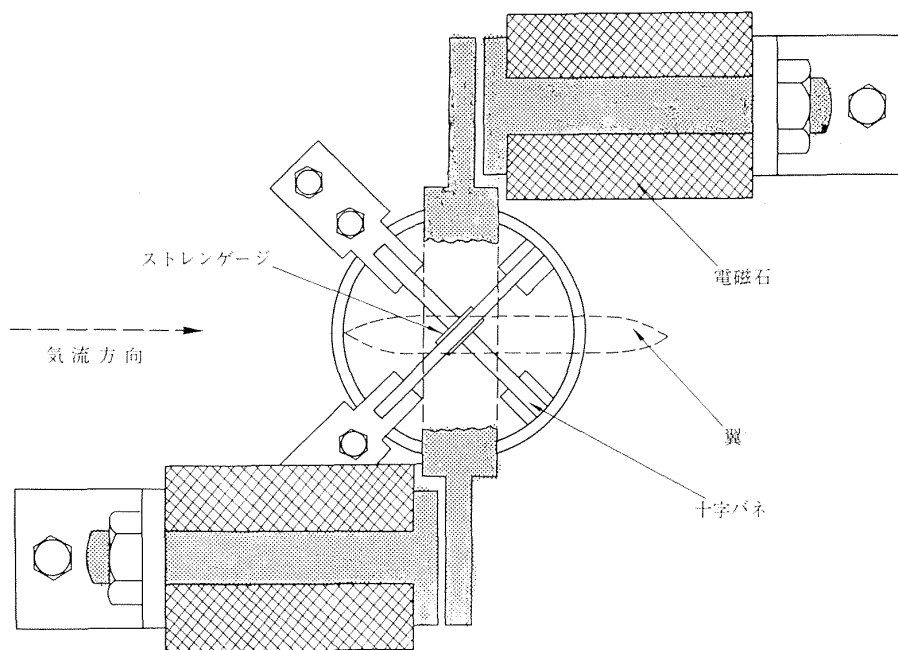


図 3 (b) 電磁石と十字バネ

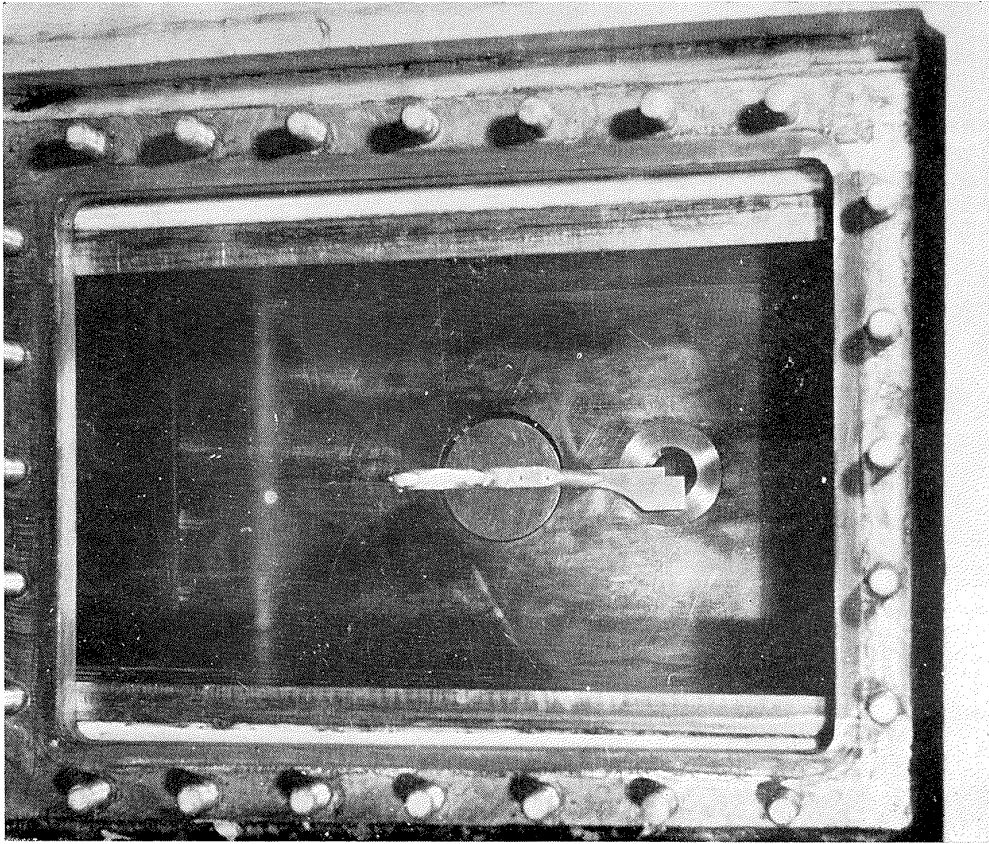


図 4 風洞内の翼模型

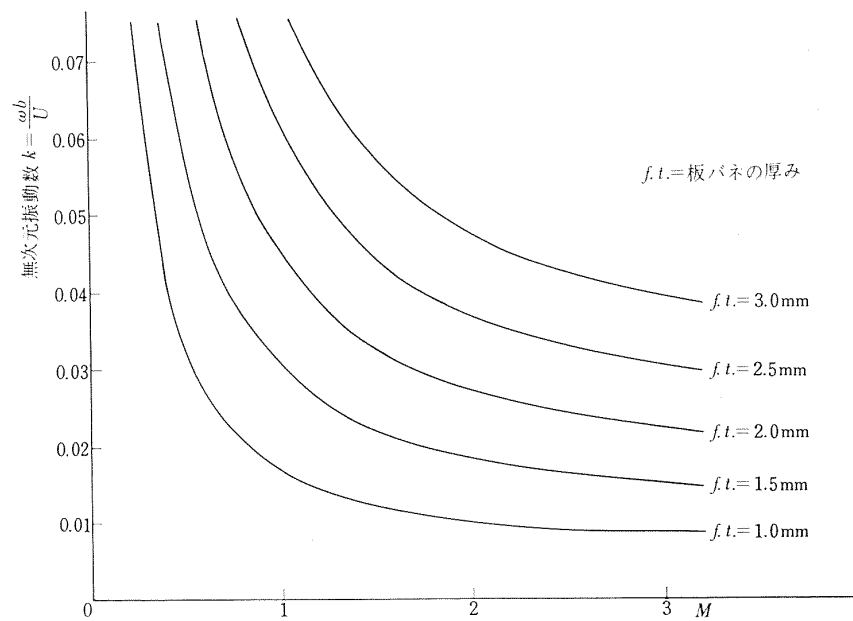


図 5 板バネの厚さによる無次元振動数

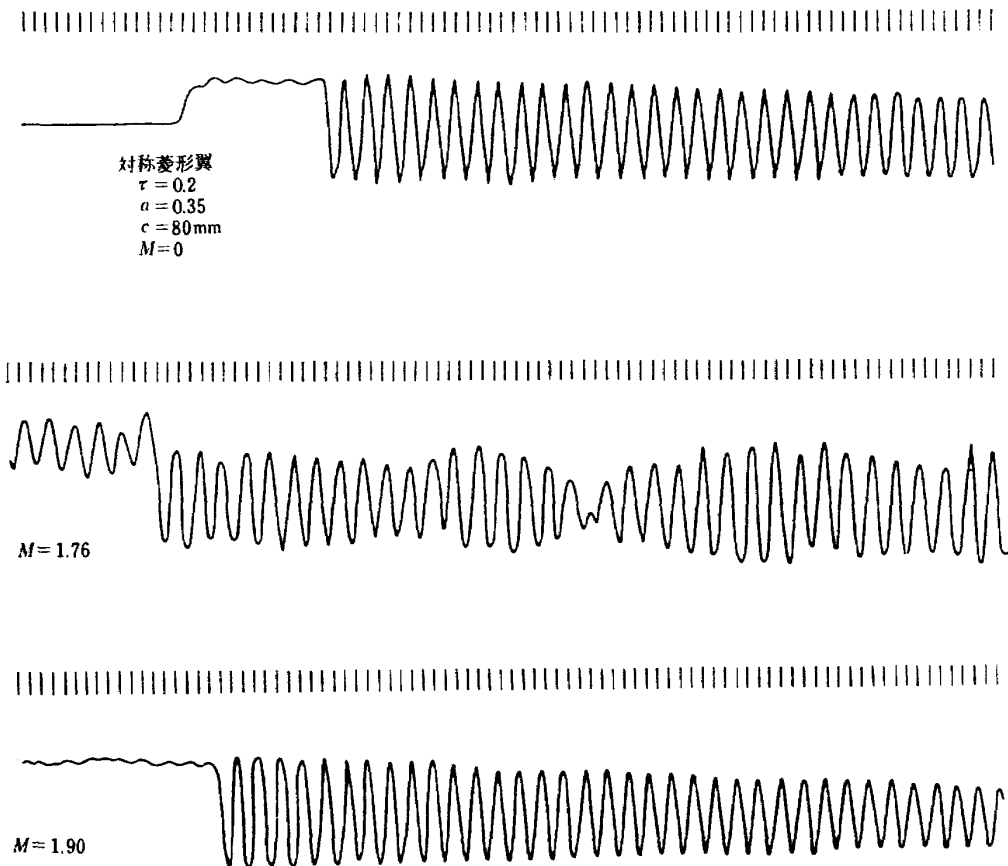


図 6 迎え角減衰曲線の一列

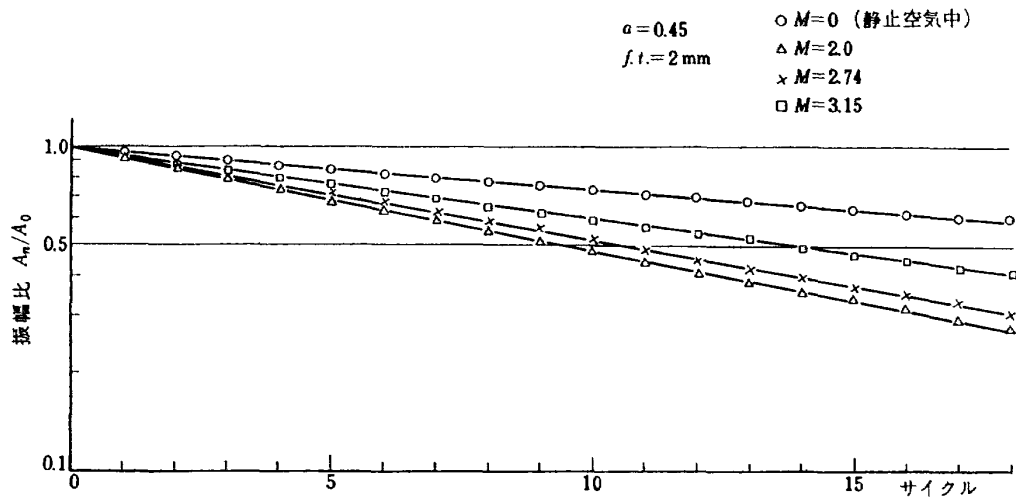


図 7 振幅比の減衰曲線

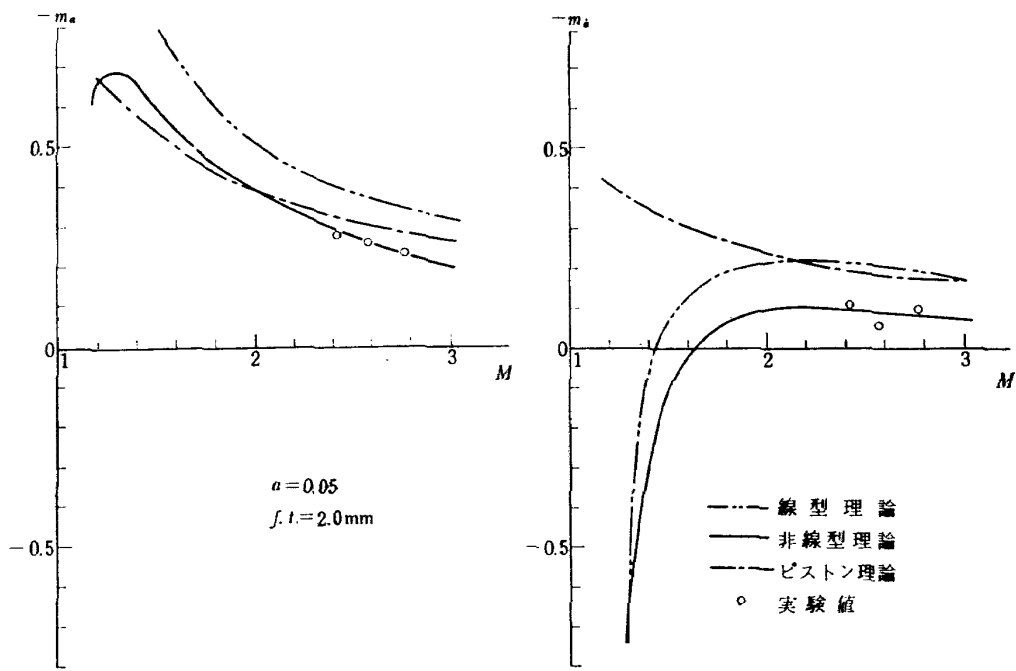


図 8

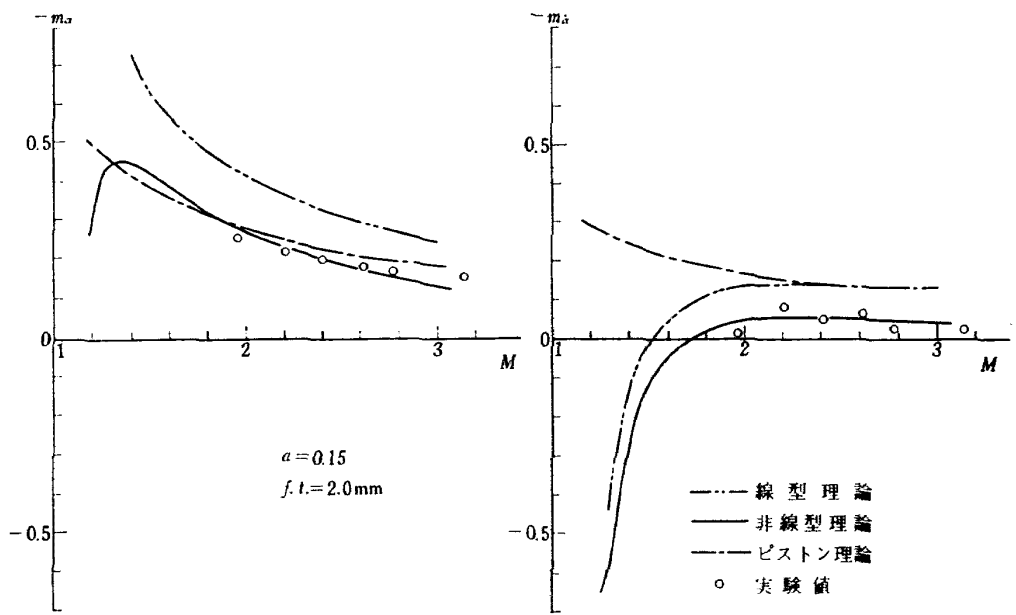


図 9

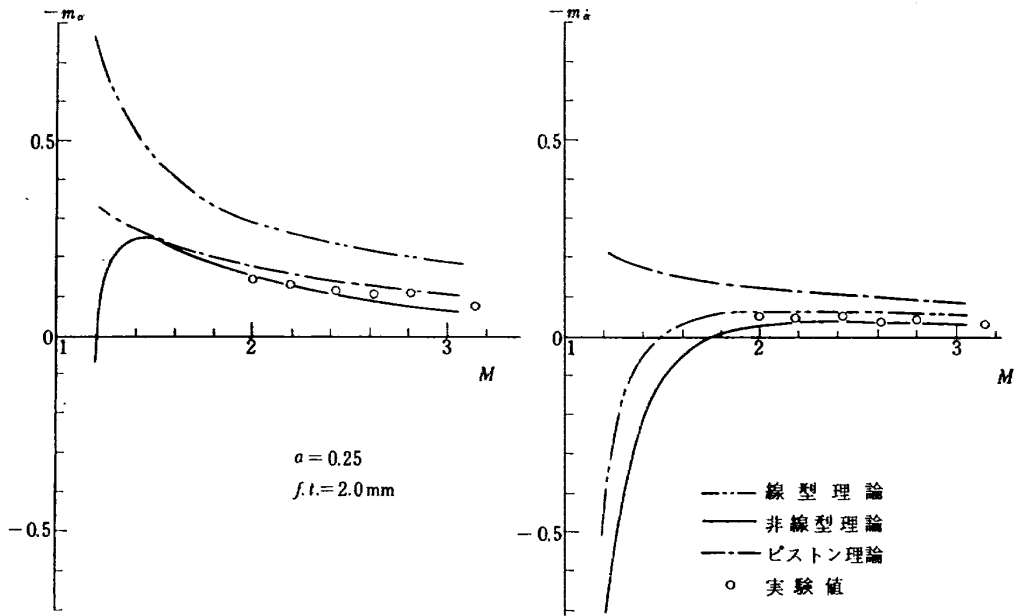


図 10

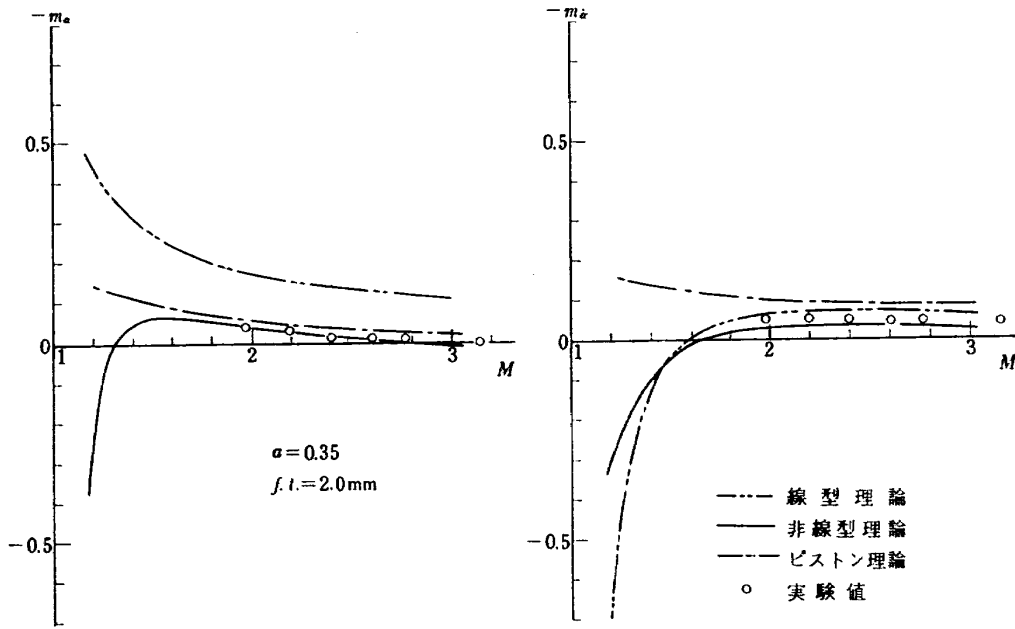


図 11

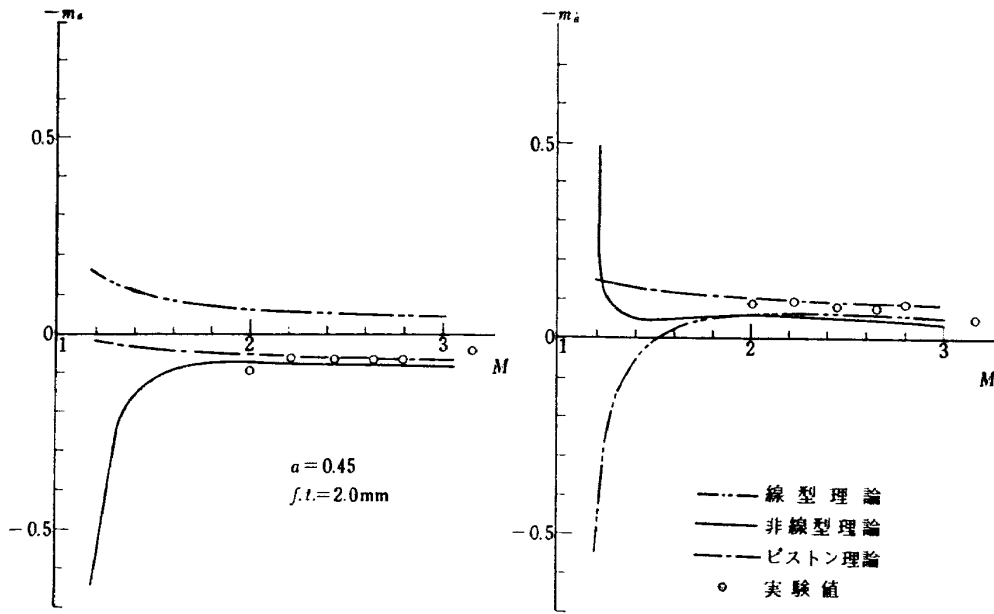


図 12

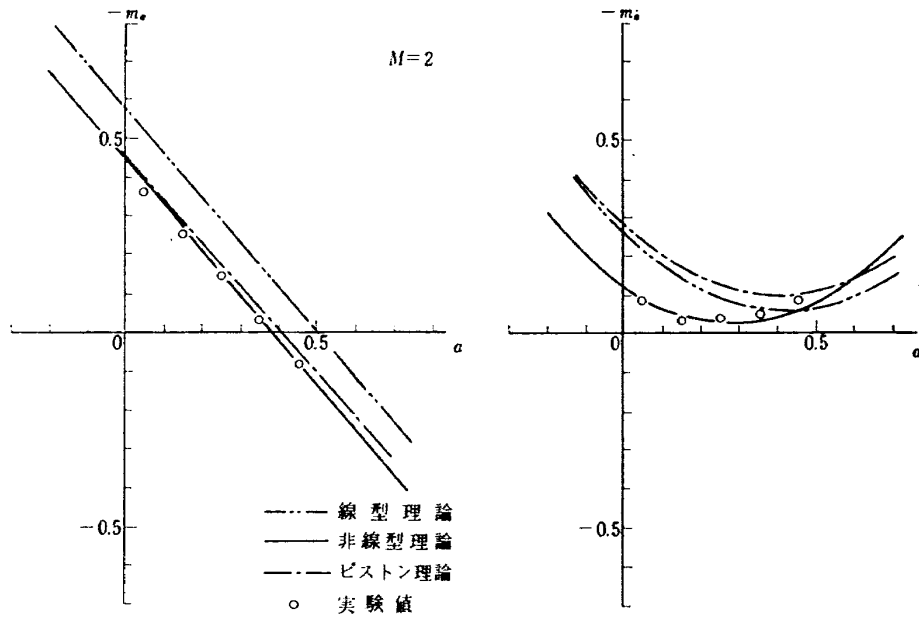


図 13

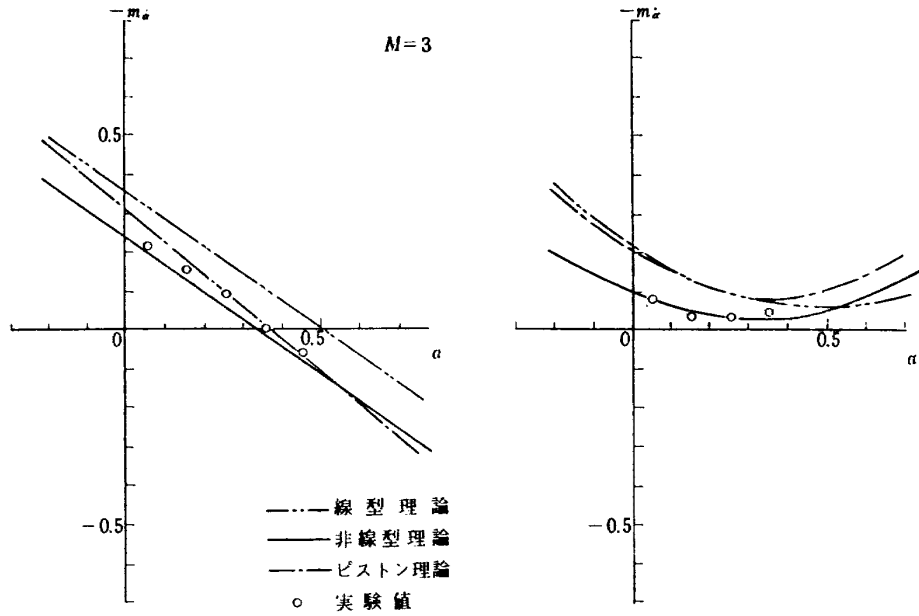


図 14

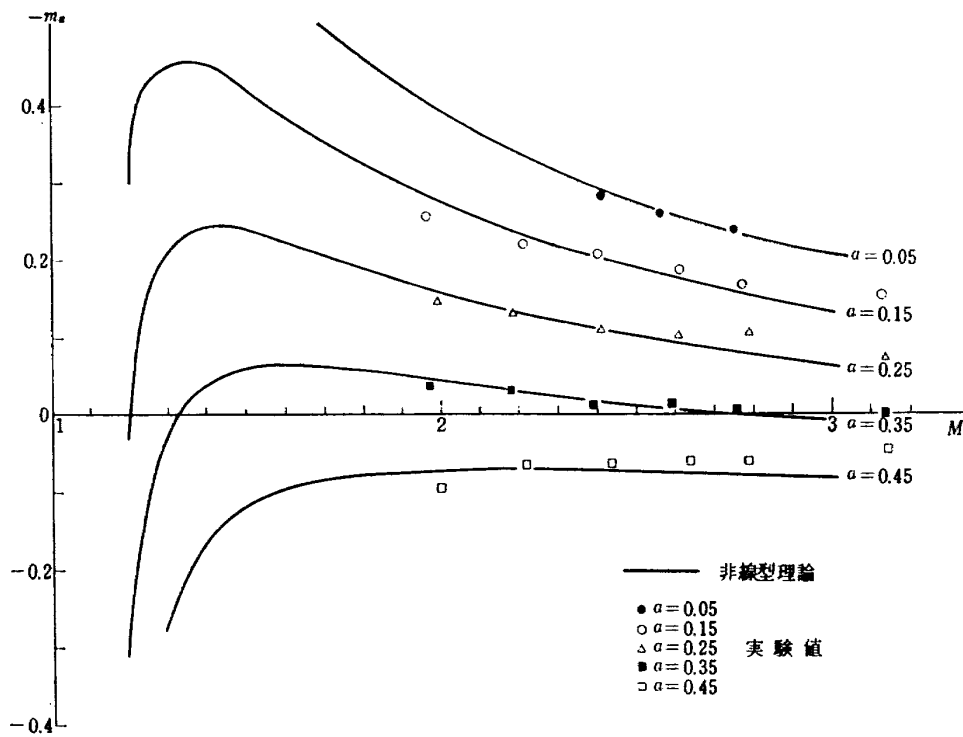


図 15 (a)

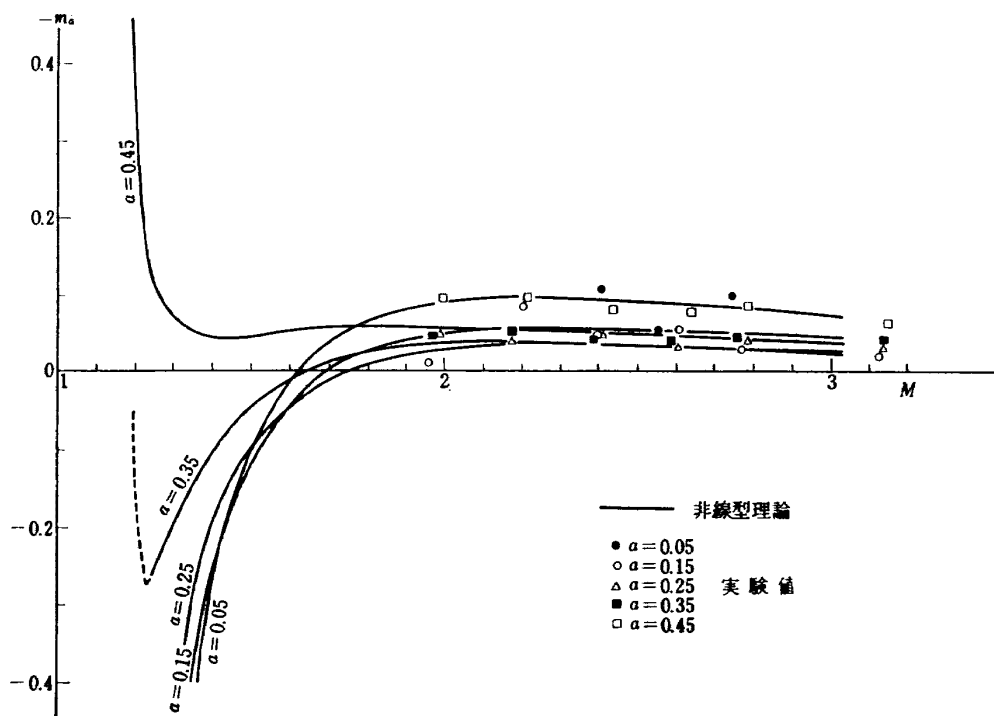


図 15 (b)

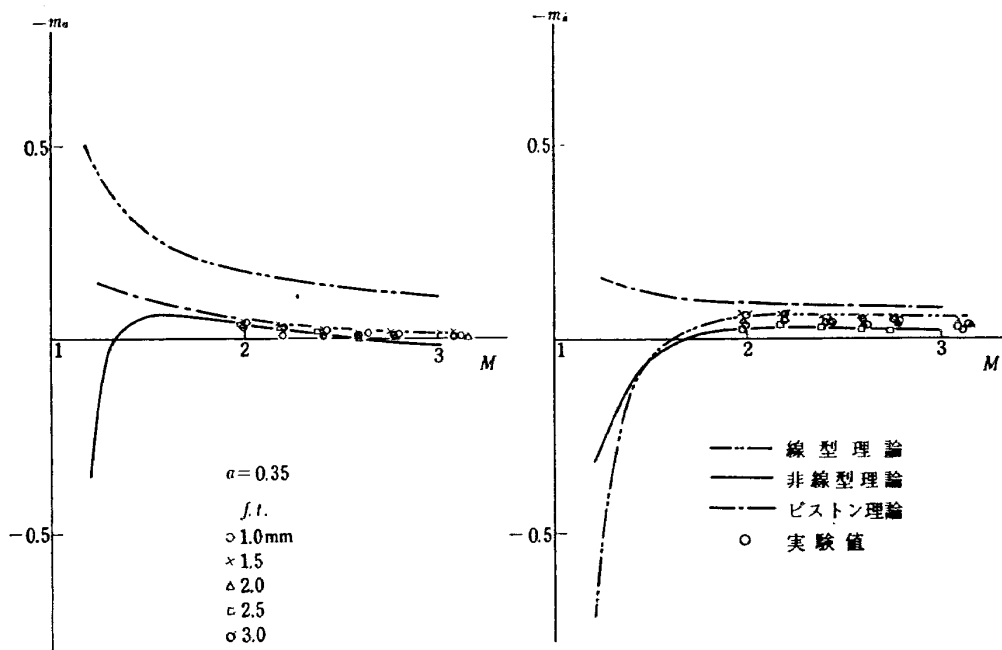


図 16



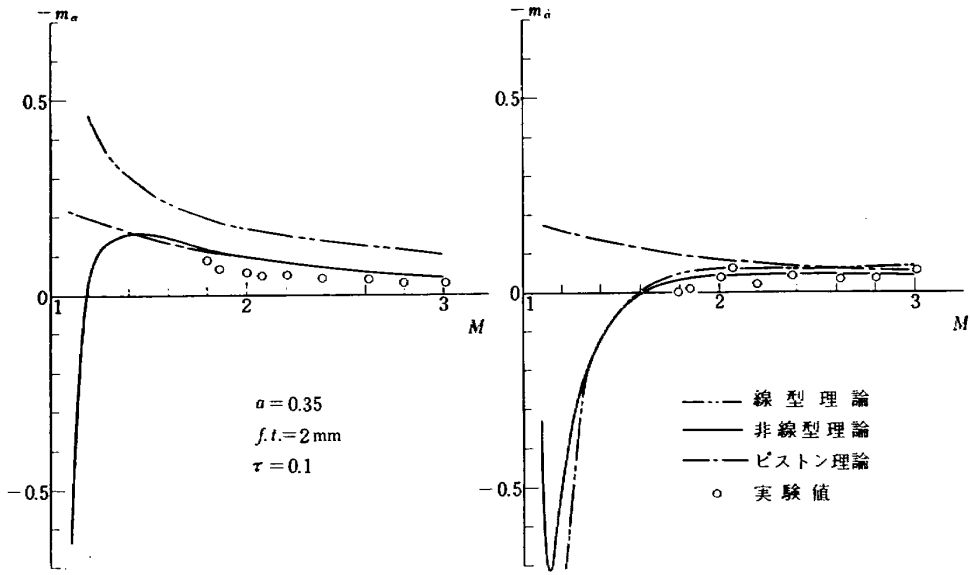


図 17

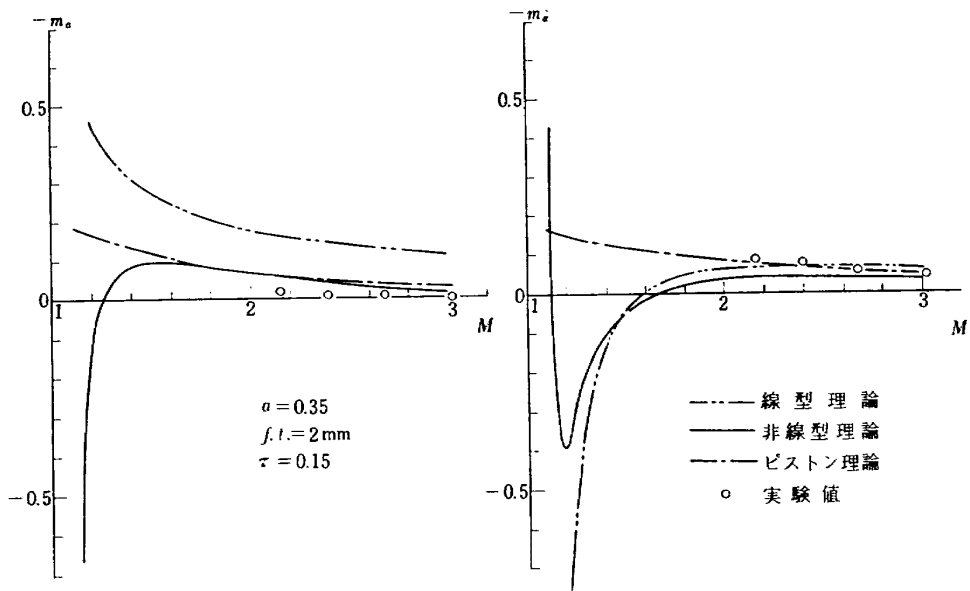


図 18

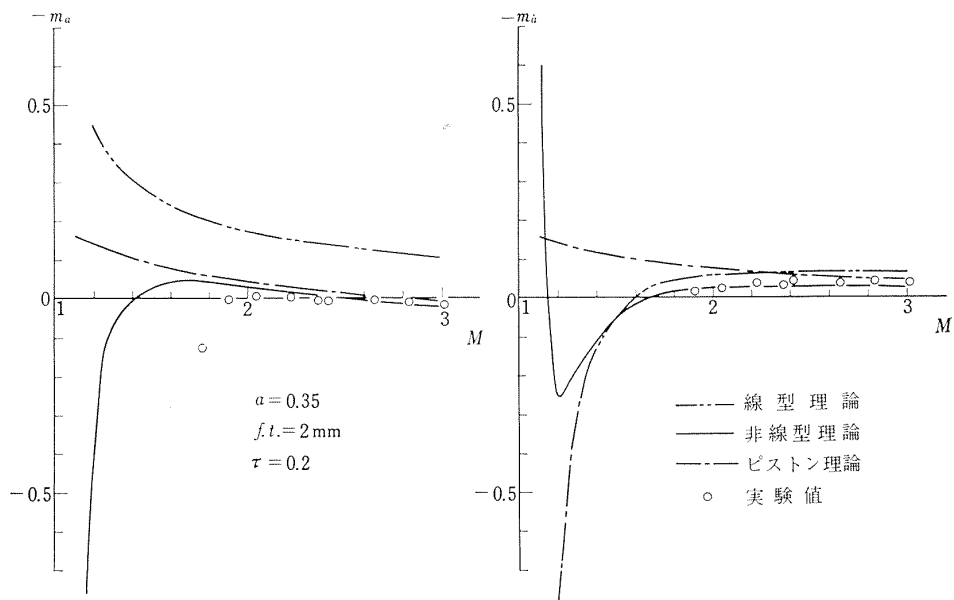


図 19

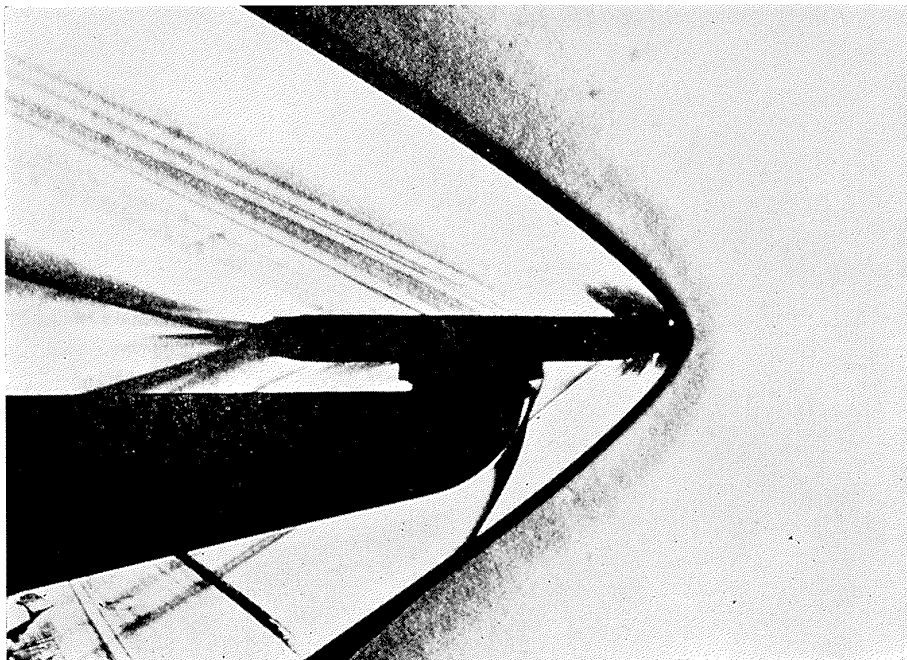


図 20 円弧平板翼  $M=2.50$   $\tau=0.1$

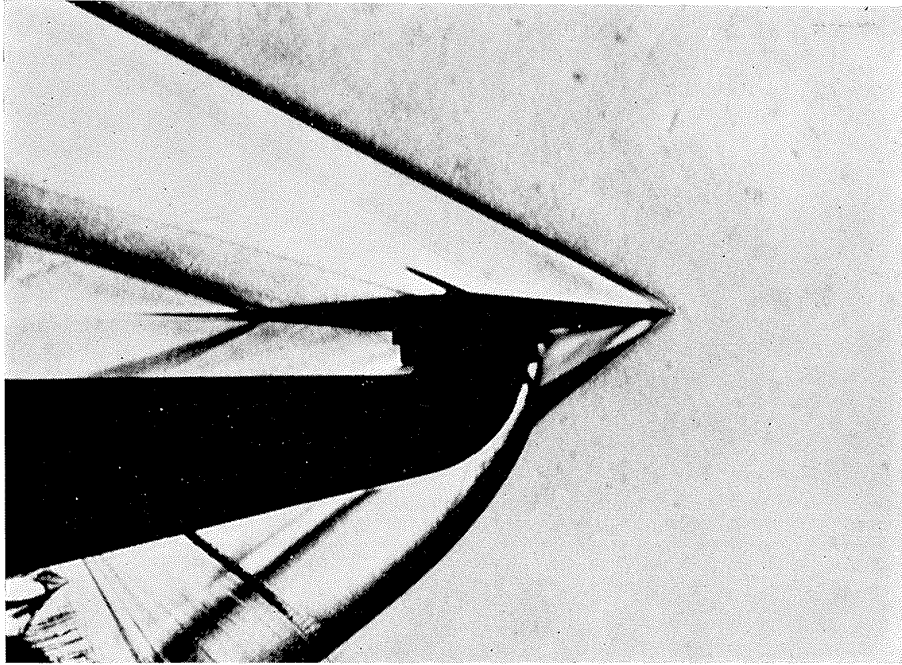


図 21 対称菱形翼  $M=2.50$   $\tau=0.1$

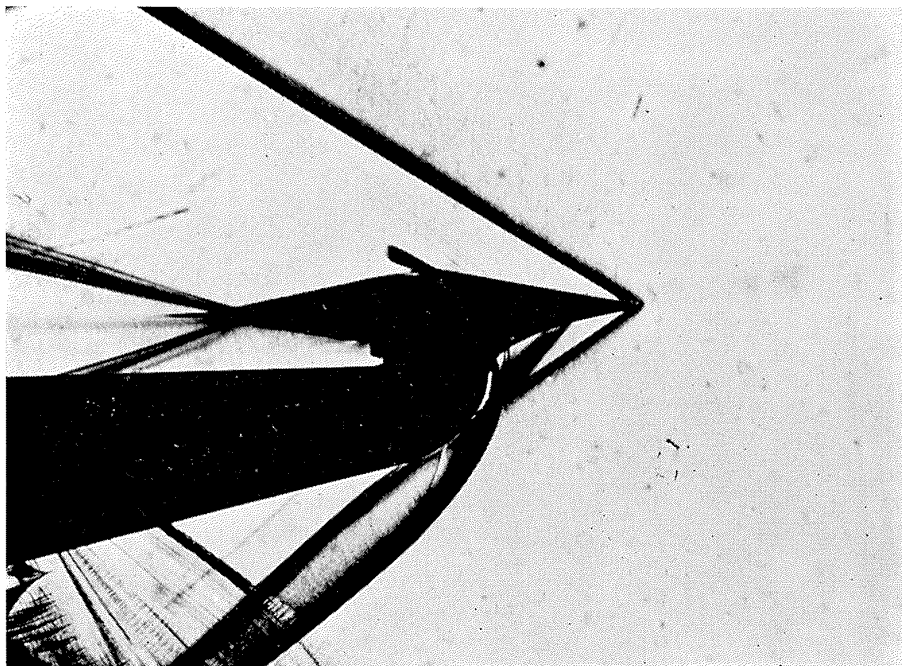


図 22 対称菱形翼  $M=2.49$   $\tau=0.2$

|         |  |           |   |
|---------|--|-----------|---|
| TR-124  | FM 多重テレメータの動特性<br>Dynamic Characteristics of FM Multi-channel Telemetry System   | 1966年12月  | 新田慶治, 桜井善雄<br>松崎良継  |
| TR-125T | Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces                              | Jan. 1967 | Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA |
| TR-126  | 高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (II)<br>Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models (II)   | 1967年2月   | 大塚貞吉, 福田 広<br>相波哲朗  |
| TR-127  | 周波数変換による微小回転角の計測<br>Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique  | 1967年3月   | 大月正男, 鈴木孝雄<br>円居繁治  |
| TR-128  | 輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法<br>Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials | 1967年3月   | 小川 鉦一   |
| TR-129  | 金属箔による円管流の熱絶縁<br>Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow   | 1967年3月   | 井上建二  |
| TR-130T | An Experimental Study of Melting Phenomena in the Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials                        | Mar. 1967 | Yasuhiko AIHARA   |

---

## 航空宇宙技術研究所報告 57 号

(欧文刊行ずみ)

昭和 42 年 3 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 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2~27~12

---