

UDC 533.6.013.417 : 629.7.024.32
537.6.013.417 : 629.7.025.45

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-172

高速における円錐体および三角翼の
動安定微係数の測定

柳 沢 三 憲

1969 年 2 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|--------|--|----------|--|
| TR-150 | 強化プラスチックの熱的物性値について
(輻射加熱による測定)
The Measurement of Thermal Properties of
Reinforced Plastics at Temperatures up
to 150°C (Infra-red Radiation Method) | 1968年 2月 | 小川 敏一, 野口 義男 |
| TR-151 | 空気力学的加熱の少ない極超音速飛しょう体
Minimum Heat Transfer Body at Hypersonic
Speeds | 1968年 3月 | 相原 康彦 |
| TR-152 | 二次元二重円弧翼列の遷音速実験
High Speed Tests of Compressor Cascades
with Double Circular Arc Blades Sections | 1968年 3月 | 近藤 博, 箕田 光弘
山崎 紀雄, 古川 昇 |
| TR-153 | アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高
温気流の研究
Study of High Temperature Flow around
Body Using an Arc-Driven Shock Tube | 1968年 4月 | 松崎 利一, 上瀬 千春 |
| TR-154 | フライングテストベッドの計画
—本体のシステムデザイン—
System Design of Flying Test Bed for
VTOL Aircraft at National Aerospace
Laboratory | 1968年 5月 | 新型航空機部 |
| TR-155 | 遷音速における Control-Surface Buzz に関
する研究
An Investigation on Control-Surface Buzz
at Transonic Speeds | 1968年 5月 | 中村 泰治 |
| TR-156 | 二次元湾曲ジュットの相似構造と乱流混合に
およぼす曲率の研究
Effects of Curvature on the Similar Struc-
ture and Turbulent Mixing of Two-
dimensional Curved Jets | 1968年 5月 | 遠藤 浩 |
| TR-157 | 電子線密度測定法による低密度極超音速流の
実験的研究
Experimental Study of Low Density Hyper-
sonic Flow Using Electron-Beam Densi-
tometry | 1968年 6月 | 和田 勇, 曾我 国男 |
| TR-158 | 局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に
対する近似について
On Approximations for Nonlinear Cauchy
Problems in Locally Convex Spaces | 1968年 6月 | 小島 清史 |
| TR-159 | T型結合板の振動
The Vibration of T-Shape Plates Structure | 1968年 7月 | 塙 武敏, 築地 恒夫
越出 慎一 |
| TR-160 | 梁, 板結合構造物の振動 (II)
On the Natural Vibration of Plate-Beam
Combination Structures (II) | 1968年 8月 | 塙 武敏, 築地 恒夫
多田 保夫, 越出 慎一
林 洋一, 日下 和夫 |
| TR-161 | 宇宙飛しょう体の直接式最適誘道法
The Optimal Explicit Guidance Equation
for Space Vehicle | 1968年 8月 | 新田 慶治, 松島 弘一
大坪 孔治, 志 甫 徹 |
| TR-162 | よどみ点領域での非定常空力加熱の測定
Measurements of Unsteady Aerodynamic
Heating of Stagnation Region | 1968年 9月 | 野村 茂昭 |
| TR-163 | 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に
関する考察
Investigation on the Stability and Control
Characteristics of a Twin-propeller STOL
Airplane | 1968年 9月 | 別府 護郎 |

高速における円錐体および三角翼の 動安定微係数の測定*

柳 沢 三 憲**

Measurement of Dynamic Stability Derivatives of Cones and Delta-Wings at High Speed

By Mitsunori YANAGIZAWA

The aerodynamic stability derivatives of cones having semivertex angles from 10 degrees to 90 degrees and a delta-wing were measured by oscillating the models in pitch around zero angle of attack at various pitching axis locations at Mach numbers from 0.4 to 3.0, employing the free oscillation technique for half models, and the results were compared with the theoretical predictions.

The reduced frequency range was from 0.015 to 0.06 and the corresponding Reynolds number based on the base diameter varied from 0.32×10^6 to 0.66×10^6 at subsonic and transonic regions and from 2.36×10^6 to 3.0×10^6 at supersonic region. The experimental results, for the cones having semivertex angles of 10 degrees and 20 degrees, agreed quite well with those of the potential theories.

With increases of the semivertex angles of cones having the oscillating axis just around the mid-point on the cone axis, the models were statically stable and correspondingly the damping forces were decreased but still remained in the stable region.

For the delta-wing, the experimental values agreed well with the theoretical values in both the subsonic and supersonic regions, but they showed considerable deviation in the transonic region.

1. ま え が き

飛行体の設計および誘導制御等を行なうには、揚力の大きい物体と同様に揚力の小さい物体の空力的特性を知る必要がある。低速の航空機のように翼面荷重の小さいものでは胴体等に働らく空気力は小さいが、ロケットや超音速機等のように翼面荷重の大きいものではこのような空気力は無視できなくなる。また、機首の肩の部分や胴体と翼との干渉により誘導される二次的な流れによる空気力の変化等も重要である。個々の部分に働らく空気力を線型的に結合できると仮定すれば各部分で求められた空力係数より全体の空力係数を求めることができ、初期設計の段階において機体の動特性の評価に十分役立つと考えられる。航空機の機首やロケットの頭部等の基本型として円錐体模型と超音速機の翼の基本型として三角翼の動安定微係数の測定を

行なった。

このような軸対称物体に働らく空気力の計算は古くは非圧縮流において Munk¹⁾, Zahn²⁾, Lamb 等により飛行船の理論として解析された。Miles³⁾ は遷、超音速領域で垂直方向の長さは飛行方向の長さに比較して小さいと仮定し、軸対称物体についてこれらの回りの流れ方向の変化を無視し、二次元問題に帰着して解いた。また最近、D.D. Liu⁴⁾ は遷音速領域で、円錐体、Convex および Concave の物体について非定常線形化遷音速流理論を準細長物体に適用して動安定微係数を求めた。

超音速領域では、Tobak と Wehrend⁵⁾ が円錐体について二次近似の解まで求め実験と比較して⁶⁾ よい結果を得ている。彼等はニュートン流理論との比較も行なった。これらのポテンシャル理論では、物体の頂点から出るマッハ円錐と物体の表面とが一致する以上のマッハ数では解が求まらない。これ以上のマッハ数範囲では極超音速理論およびニュートン流理論に頼らねば

* 昭和 43 年 12 月 26 日受付

** 空気力学第一部

ならない。また、これらの理論の成立するマッハ数の下限は離れのマッハ数 (Detachment Mach number) までであり、このマッハ数以下では現在のところ実験的に求める以外にない。半頂角が 90 度となった極限の円板の場合、よどみ流となりこのような流れに対する物体の安定性を論じた理論は少ない。また、今回の実験では鈍頭物体の安定性を調べることを一つの目的とした。宇宙から飛来したと云われるテクタイトの空力的安定問題の解明の一端になれば幸いである。

三角翼に関する理論では非圧縮流では、Lawrence-Gerber⁸⁾、遷音速流では Landahl⁹⁾、Mangler そして超音速流では Watkins¹⁰⁾ の各理論があり、これまでの結果ではこれらの理論と実験との比較は必ずしも満足なものでもなく、特に遷音速領域において著しい変動があり理論との比較も困難である。

本実験で使用した自由振動法による装置の信頼性も合せて検討する目的で、すでに測定されている三角翼の動安定微係数を測定し諸理論および他の実験との比較を行なった。

2. 記 号

- a ; 全長に対するピッチ軸の位置
- C_0 ; 十字バネの機構上の減衰係数
- $C_{m\theta}$; ピッチング・モーメントの空力的スティフネス微係数
- $C_{m\dot{\theta}}$; ピッチング・モーメントの空力的減衰微係数
- d ; 底部直径 (円錐体の基準長)
- f ; 振動数
- I ; 模型の慣性モーメント
- K ; バネ定数
- k ; 無次元振動数
- l ; 翼弦長 (三角翼の基準長)
- M ; マッハ数
- M_θ ; 空力的スティフネスによるピッチングモーメント
- $M_{\dot{\theta}}$; 空力的減衰モーメント
- N_{osc} ; ゲイトを通過するパルス数
 - n ; パルス数
 - n_1 ; スタートパルス数
 - n_2 ; ストップパルス数
- P_0 ; よどみ点圧力
- R ; 気体常数
- Re ; レイノルズ数
- r_1 ; スロットの外径
- r_2 ; スロットの内径

- S ; スロット数
- SA ; 円錐体の半頂角
- S_b ; 基準面積, 円錐体の場合 $S_b = \frac{\pi d^2}{4}$
三角翼の場合 $S_b = l^2 \tan \epsilon$
- T ; 周期
- T_0 ; よどみ点温度
- U ; 風速
- γ ; 比熱比
- δ ; 対数減衰率
- ϵ ; 三角翼の半頂角
- θ ; 迎え角
- ν_{osc} ; 発振器の周波数
- ρ ; 気流の密度
- ω ; 角振動数
- \cdot ; $\frac{\partial}{\partial t}$

3. 実験装置

3.1 風 洞

航空宇宙技術研究所 18×18 cm² 連続循環式遷音速風洞、および 15×17 cm² 間欠吹出式超音速可変マッハ数風洞を使用した。遷音速風洞はマッハ数を 0.3 から 1.4 の範囲で、集合胴圧力を 1.0 から 1.2 kg/cm² の範囲で連続作動する。円錐体基部の直径を基準長としたレイノルズ数は 0.32×10⁶ から 0.66×10⁶ の範囲である。超音速風洞はマッハ数を 1.5 から 3.5 の範囲で連続可変できる。集合胴圧力は 3 から 10 kg/cm² の範囲で作動し、レイノルズ数は 2.3×10⁶ から 3.0×10⁶ の範囲である。動的試験に影響を及ぼす風洞内気流の乱れや風洞壁の干渉については 7.3 の項を

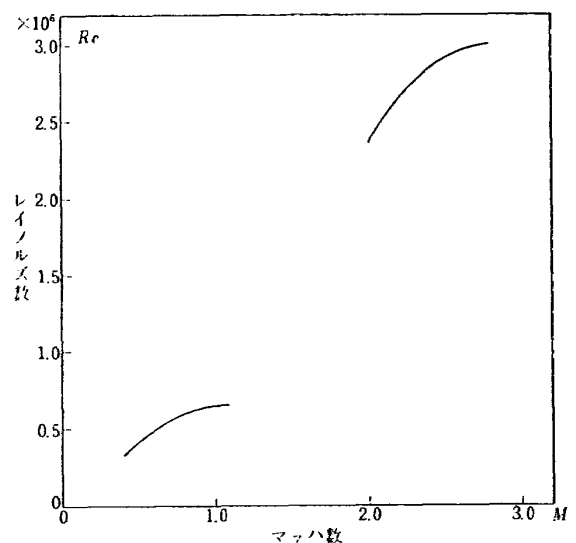


図 1 底部直径を基準にしたレイノルズ数

参照されたい。両風洞ともに十分に乾燥した空気（絶対湿度 6.5×10^{-6} ）を供給したので測定部内部における凝縮効果はなく、気流中の湿度が動安定微係数に及ぼす影響は無視してよい。

3.2 模型および支持装置

動安定微係数の測定が小型風洞で行なわれ、しかも比較的簡単な支持機構と計測装置で実験できるため自由振動法を採用した。この方法では模型を弾性的に支持し、この振動系の真空中における振動数と対数減衰率および気流中の振動数と対数減衰率との差から必要な空気力が求められる。ただし空気力を精度よく求めるためには、振動系の構造上の減衰率をできるだけ小さくし、その値が同じ環境では常に一定になるような構造でなければならない。

図2に示すように、風洞壁に十字バネの一端を固定し、他端に模型を取り付ける。十字バネの模型側端に偶力を生じる様に腕木とコイルを取り付け、これを永久磁石の磁界内に置き、コイルに交流を通じ、正弦波状に模型を加振する機構である。永久磁石の材質はAlnicoを用い、磁極の大きさは $25 \times 15 \text{ mm}^2$ で、磁極間隔は 6 mm である。磁極の中心における磁束密度は $3,600$ ガウスである。回転部の組立図、および図3の写真に示されるように十字バネ両端の取付部分はバネと同一材料から削り出して製作した一体構造である。十字バネの板厚 ($t=0.5, 0.8, 1.0 \text{ mm}$) を変えて三種類製作し、無次元振動数を 0.015 から 0.06 の範囲で変えて実験を行なった(図4,5)。

この壁側固定部および腕木取付部はすべて嵌合構造

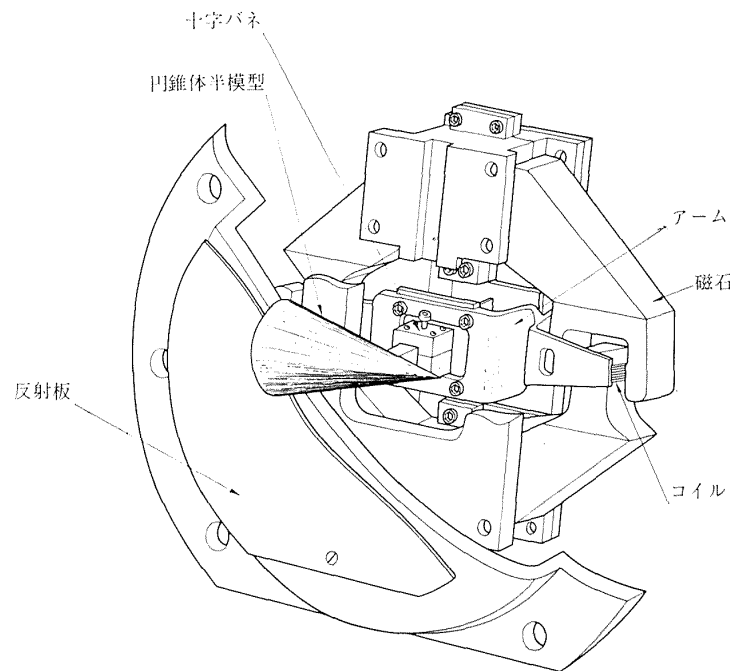


図 2 模型および支持装置

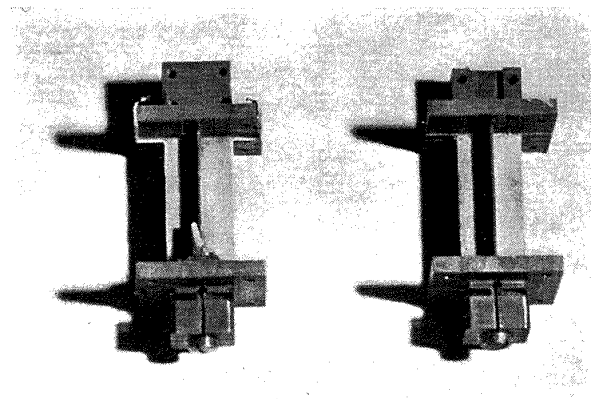


図 3 十字バネ

にしてあるため、この装置の機構上の減衰率は非常に小さくできた。また時間的、環境的にその値の変化が非常に少ない構造にすることができた。風洞側壁に沿ってノズル部から発達した境界層の影影を避けるために反射板を用いて側壁から離して模型を支持した (図 6 a, b)。

図 7 のブロック線図に示す様に模型、十字バネ、ストレンゲージ、ダンピングメータ、位相調整器、リミッタ、電力増幅器および可動線輪等を一順する装置で模型を加振する。このような閉ループでは、スイッチを閉にして位相を適当に調整すると、十字バネの固有振動数で自励発振する。更に振幅が発散しないようにリミッタを調整して持続振動が得られるが、ある一定振幅に達したとき回路を開くと持続振動から減衰振動

に移る。この減衰振動の適当な部分の振動数と減衰率をダンピングメータにより測定する。

円錐体模型は半頂角をそれぞれ 10, 15, 20, 30, 40 および 90 度にとり、ピッチ軸の位置をそれぞれ物体の長さの先端から 50% にし、更に 10 と 20 度の円錐体ではその位置を 20% と 80% としして製作した。三角翼模型では AGARD-F* 標準模型の縮尺したものを使用し翼平面形は正三角形で、翼形は双菱形翼で縦横比は 2.3 の翼である。ピッチ軸の位置を 51%, 55% および 62% とした模型を製作した。円錐体模型および三角翼模型はいずれも半模型で、これらを平均迎角零で加振し振幅が 2 度より 1 度に減衰する間に必要な諸量の測定を行なった。

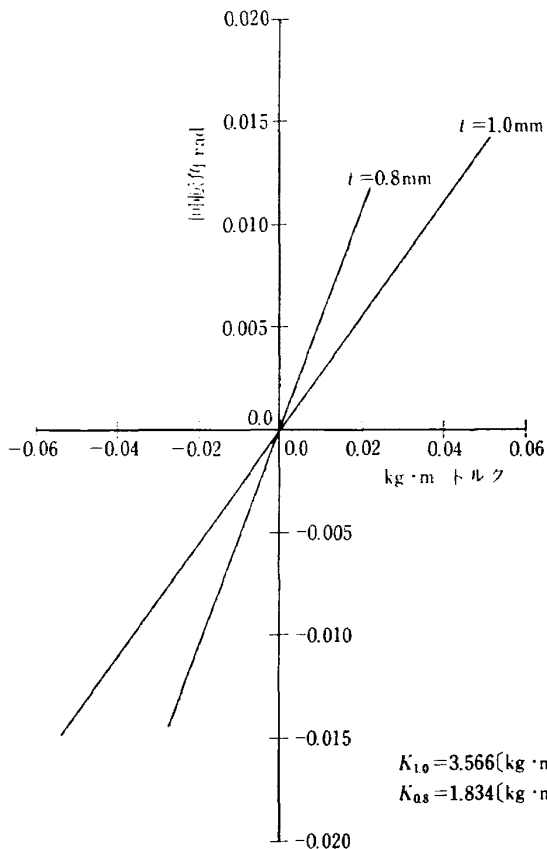


図 4 十字バネ定数

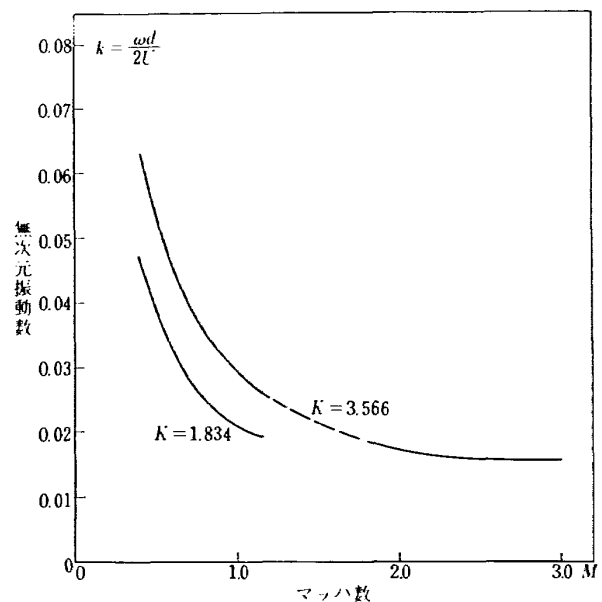


図 5 マッハ数による無次元振動数

* North Atlantic Treaty Organization Advisory Group for Aerospace Research & Development によって制定された標準模型

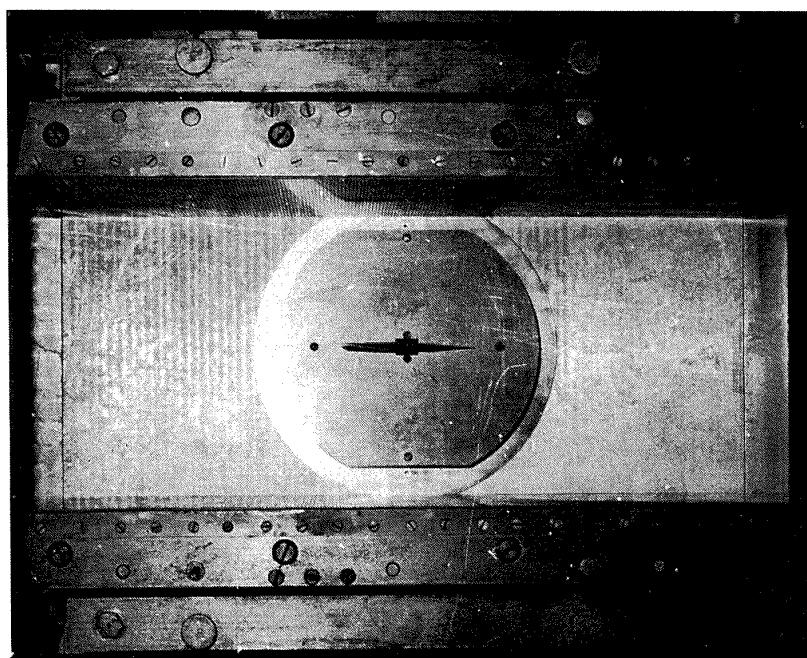


図 6a 測定部に支持された三角翼模型

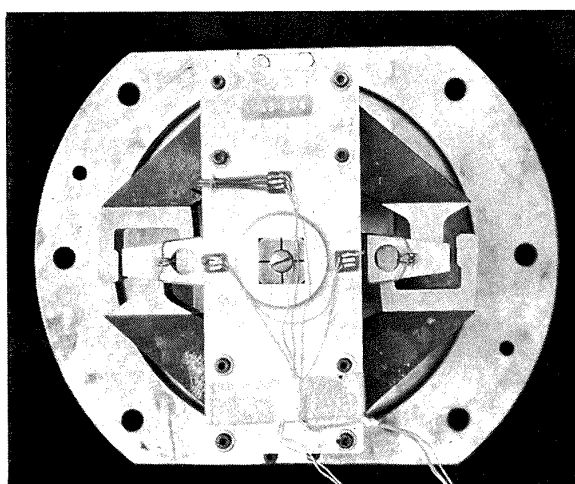


図 6b 模型支持装置

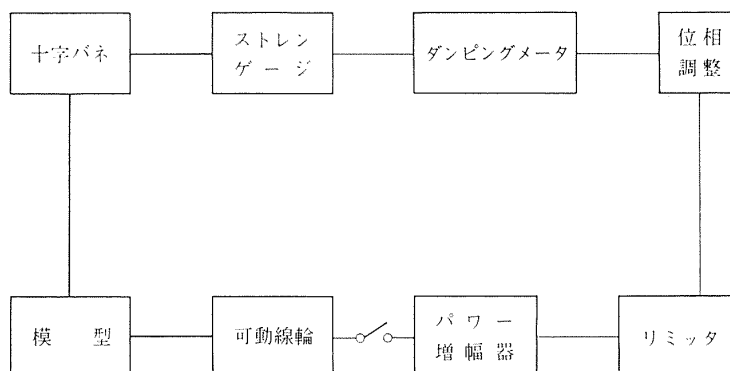


図 7 初期迎角を与えるための加振方法

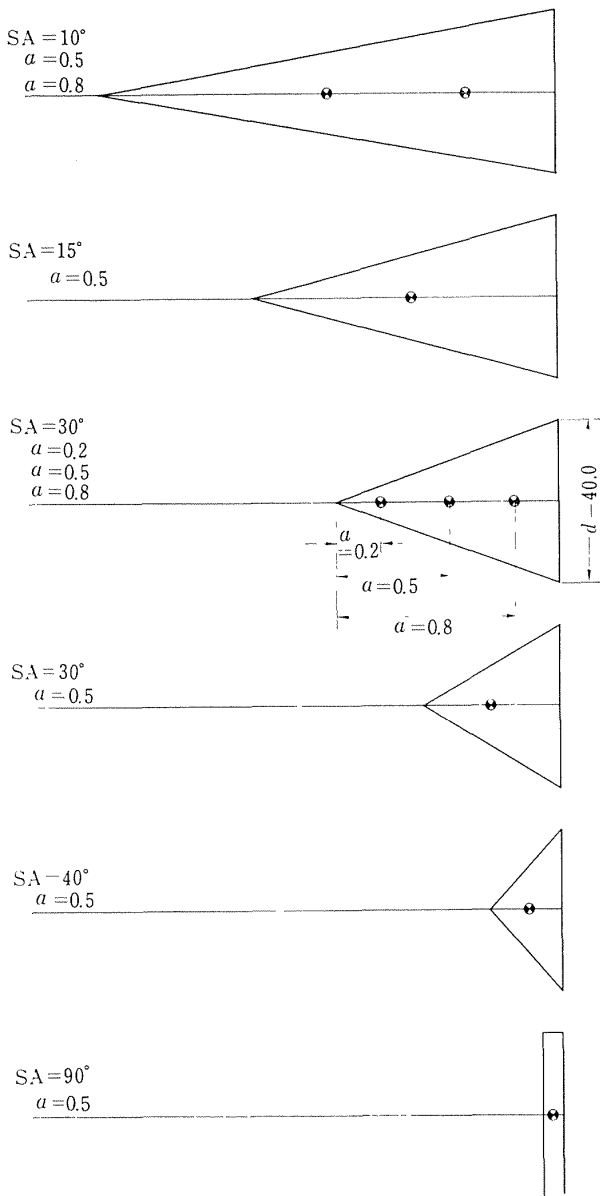


図 8 a 円錐体半模型

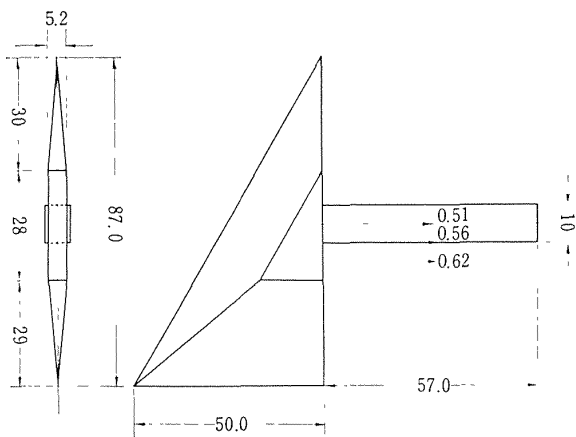


図 8 b 三角翼半模型

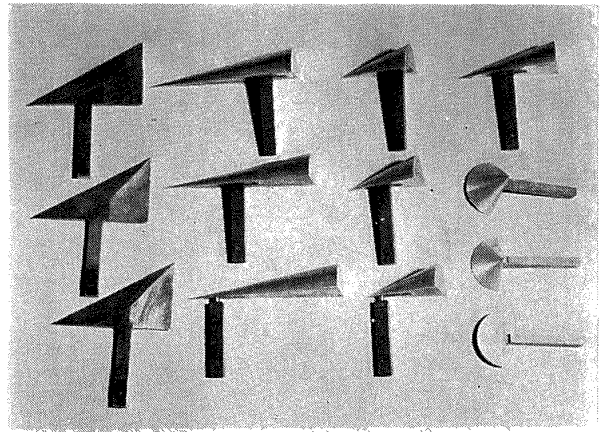


図 8 c 円錐体および三角翼半模型

3.3 ダンピングメータ

従来、減衰振動の解析はその電気信号を一度電磁オシログラフ等により記録し、その記録紙を解析して必要な振動数と減衰率を求めていたが、この方法は非常に多くの時間と労力を要するので、実験の能率化と精度の向上を計るため、結果を直読できるダンピングメータの試作を行なった。この装置は振動数および減衰率を同時に計測し、デジタルで表示するもので、本装置の概略図を図 9 a に示す。原理的には、Olsson⁷⁾の“ダンポメータ”を参考にして製作し、部分的に種々の改良を行なった。例えば低域通過濾波器、広帯域 90 度位相遅延回路、自動リセット、分周器の新設等である (図 9 b)。

減衰振動している入力信号 $V_1 = V_0 e^{-\alpha t} \cos \omega t$ を直流増幅器により増幅し、更に低域通過濾波器を通して高調波成分を除去して波形の整形を行なう。この信号を広帯域 90 度位相遅延回路に入れて、互いに 90 度位相の異なる信号を作る。これらの信号をブラウン管オシログラフの X 軸と Y 軸に入れるとその面上にスパイラルのリサージュ図形を画く。このとき面上の原点から光点までの動径ベクトルの長さは減衰振動の包絡線 $V_1 = V_0 e^{-\alpha t}$ となる。

ブラウン管面上に図 9 c のようなスロット円板を置き、スロットを光点が横切るときの光を二次電子倍増管で受けて電気的パルスを発生させ、このパルスを減衰率カウンタで読みとる。スロット円板のスロット数を S とし、外径を r_1 、内径を r_2 とすると対数減衰率 δ は光点が外径から内径に至るまでの間にスロットを通過する回数 n に反比例し次の関係がある。

$$\delta = 2\pi\alpha = \frac{S}{n} \ln \left(\frac{r_1}{r_2} \right)$$

ここで減衰率カウンタでは n がカウントされる。

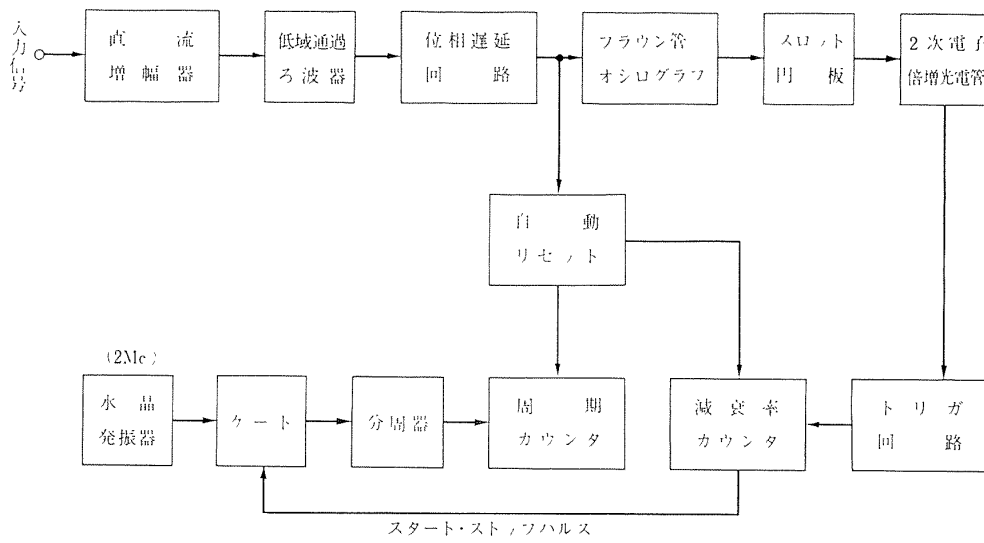


図 9a ダンピングメータのブロック線図

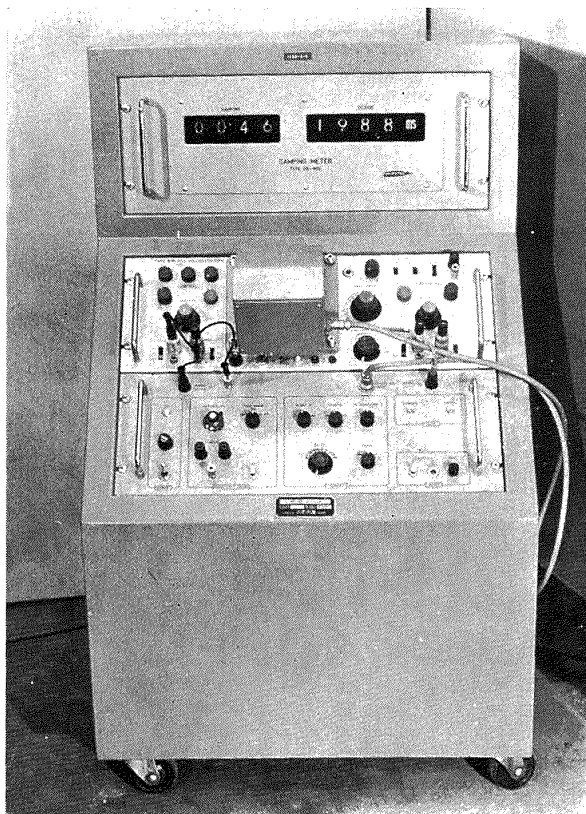


図 9b ダンピングメータ

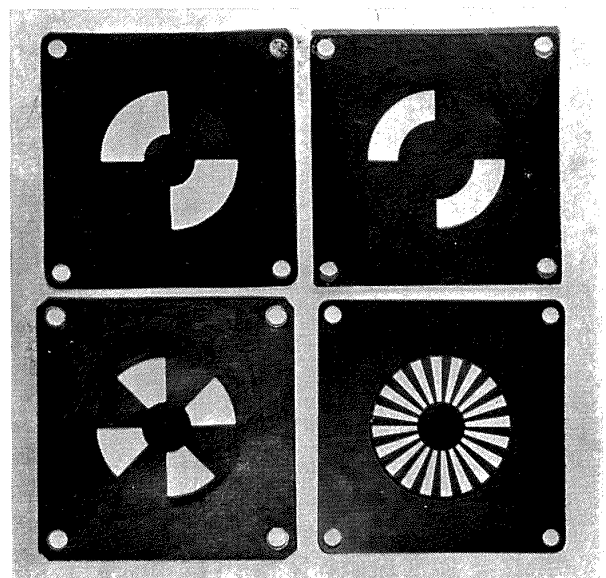


図 9c スロット円板

一方、トリガ回路でスタートパルス数 n_1 とストップパルス数 n_2 をあらかじめ設定しておき、減衰率カウンタがこれらの設定値になったときゲートを開閉し、ゲートを通する標準発振器からのパルスを周期カウンタでカウントする。この周期はゲートを通したパルス数 N_{osc} とスロット数に比例しストップパルス数とスタートパルス数の差と標準発振周波数 ν_{osc} とに反比例する。すなわち、

$$T = \frac{S}{(n_2 - n_1)} \cdot \frac{N_{osc}}{\nu_{osc}}$$

で表わされる。そこでこのダンピングメータには S , n_1 および n_2 の各設定値に応じた分周器を備えており、この分周器を経て周期カウンタでカウントされるため常に周期が直読される。

被測定減衰振動の振動数、減衰率の値、またその振幅等によって、スロット数およびスロットの外径対内径比を変えた円板を数種類用意しておき、その実験に最適な円板を用いるようにすれば精度が最も良い状態で計測できる。外径対内径比の値を小さくして入力側の利得を逐次変えることにより振幅と減衰率の関係、すなわち被測定振動系の非線形性を調べることもできる。

4. データの解析

模型とその支持装置を含む振動系の運動方程式は次の式で表わせる。

$$I\ddot{\theta} + C_0\dot{\theta} + K\theta = M_\theta\ddot{\theta} + M_\theta\dot{\theta} \quad (1)$$

(1) 式に減衰振動の解 $\theta = \theta_0 e^{-\alpha \omega t} \cos \omega t$ を代入し、 $(C_0 - M_\theta) \ll 4I(K - M_\theta)$ と仮定すれば、ピッチング・モーメントの空力的スティフネス微係数と空力的減衰微係数はそれぞれ次のように求められる*。

$$C_{m\theta} = \frac{M_\theta}{\frac{1}{2}\rho U^2 S_b d} = \frac{-2K}{\rho U^2 S_b d} \left\{ \left(\frac{f}{f_0} \right)^2 - 1 \right\} \quad (2)$$

$$C_{m\dot{\theta}} = \frac{M_\theta}{\frac{1}{4}\rho U S_b d^2} = \frac{-2K}{\rho U S_b d^2 \pi^2} \cdot \frac{\delta_0}{f_0} \left\{ \frac{f}{f_0} \cdot \frac{\delta}{\delta_0} - 1 \right\} \quad (3)$$

$$M = M_\theta\ddot{\theta} + M_\theta\dot{\theta} = \frac{1}{2}\rho U^2 S_b d (C_{m\theta} + ikC_{m\dot{\theta}})\dot{\theta} \quad (4)$$

$$k = \frac{\omega d}{2U} \quad (5)$$

あらかじめ使用する十字バネのバネ定数を測定しておき、次に静止空気中の振動数と対数減衰率を求め、更

に気流中の振動数と対数減衰率を測定すれば、(2)、(3) 式の分子の関係から直ちに M_θ と $M_\dot{\theta}$ を求めることができる。

次に気流の密度および風速は風洞内の流れを等エントロピ流と仮定すれば、測定部のマッハ数とよどみ点圧力およびよどみ点温度から次のように求められる。

$$\rho U = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-3} \cdot M \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \cdot \frac{P_0}{\sqrt{T_0}} \quad (6)$$

$$\rho U^2 = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-3.5} M^2 \gamma P_0 \quad (7)$$

これらの量で無次元化を行ない、 $C_{m\theta}$ および $C_{m\dot{\theta}}$ を計算した。振動数および対数減衰率の測定は試作したダンピングメータにより行ない、その測定値はデジタルで表示される。また圧力測定には自動マノメータを使用しデジタル表示で得られる。結局、8個の諸量 ($P_0, P, T_0, K, f_0, \delta_0, f, \delta$) を測定すれば上記の順に従って5個の各無次元量 ($M, C_{m\theta}, C_{m\dot{\theta}}, Re, k$) が求められる。これらの処理は空気力学第一部の OKI-5030 データ処理装置で計算された。測定方法およびその処理が容易なため、一つの測定点は約 10 回の実験の平均値を表わしている。このため実験精度および信頼性は非常に向上した。

5. 実験精度

この方法では、種々の誤差の要因が含まれるが、主としてバネ定数の測定による誤差とダンピングメータによって測られる振動数と対数減衰率の誤差が入ってくる。これらの誤差の一つは不定的誤差 (Accidental error) と他に固定的誤差 (Systematic error) があるがここでは不定的誤差を考え、ダンピングメータの固定的誤差は別に考慮する**。

上記の三つの誤差を主に考えるならば、誤差波及の法則により、 $C_{m\theta}$ と $C_{m\dot{\theta}}$ に及ぼす確率誤差は次の式で表わされる。

$$\begin{aligned} (R_{C_{m\theta}})^2 &= \left(\frac{\partial C_{m\theta}}{\partial k} \right)^2 \gamma_k^2 + \left(\frac{\partial C_{m\theta}}{\partial f} \right)^2 \gamma_f^2 \\ &\quad + \left(\frac{\partial C_{m\theta}}{\partial f_0} \right)^2 \gamma_{f_0}^2 \\ (R_{C_{m\dot{\theta}}})^2 &= \left(\frac{\partial C_{m\dot{\theta}}}{\partial k} \right)^2 \gamma_k^2 + \left(\frac{\partial C_{m\dot{\theta}}}{\partial f} \right)^2 \gamma_f^2 \\ &\quad + \left(\frac{\partial C_{m\dot{\theta}}}{\partial f_0} \right)^2 \gamma_{f_0}^2 + \left(\frac{\partial C_{m\dot{\theta}}}{\partial \delta} \right)^2 \gamma_\delta^2 \\ &\quad + \left(\frac{\partial C_{m\dot{\theta}}}{\partial \delta_0} \right)^2 \gamma_{\delta_0}^2 \end{aligned}$$

* 詳細は 航技研報告 TR-57 を参照されたい。

** 航技研資料 TM で近日刊行予定

ここに

- $R_{C_{m\theta}}$; $C_{m\theta}$ の確率誤差
- $R_{C_{m\delta}}$; $C_{m\delta}$ "
- γ_k ; K "
- γ_f ; f "
- γ_δ ; δ "

先ずバネ定数はあらかじめトルクに対する回転角を測定し、その各測定点の分散からバネ定数の確率誤差を求めた。十字バネの各板厚に対する値を次に示す。

- $t=1.0$ mm, $K=3.566 \pm 0.010$ kg·m
- $t=0.8$ mm, $K=1.834 \pm 0.004$ kg·m
- $t=0.5$ mm, $K=0.4747 \pm 0.0007$ kg·m

十字バネおよび模型等の各取付部をすべて嵌合構造にして、極力構造減衰率を小さくするように注意した結果、この装置の静止空気中における振動数および対数減衰率とそれらの確率誤差は非常に良好な結果を示し

た。その一例として板厚 1.0 mm の十字バネを使用し、ピッチ軸の位置を 51% の三翼模型を取付けた時の振動数と対数減衰率について次のような値をえた。

$$f_0 = 67.79 \pm 0.00 \text{ c/s}$$

$$\delta_0 = 0.005558 \pm 0.000026$$

十字バネの振幅による振動数および対数減衰率の変化は回転角 1 度から 2 度の範囲では非線形性は小さく無視できる。次に気流中における振動数および対数減衰率はマッハ数に応じて異なるが例えば $M=0.80$ では次の値である。

$$f = 69.24 \pm 0.037 \text{ c/s}$$

$$\delta = 0.0329 \pm 0.0011$$

上の結果から解るように気流中の対数減衰率に最も大きい確率誤差が生ずるが、その値は 4% 以内である。これらの値から $C_{m\theta}$ と $C_{m\delta}$ の平均値に対する分散の程度を示したのが図 10 である。

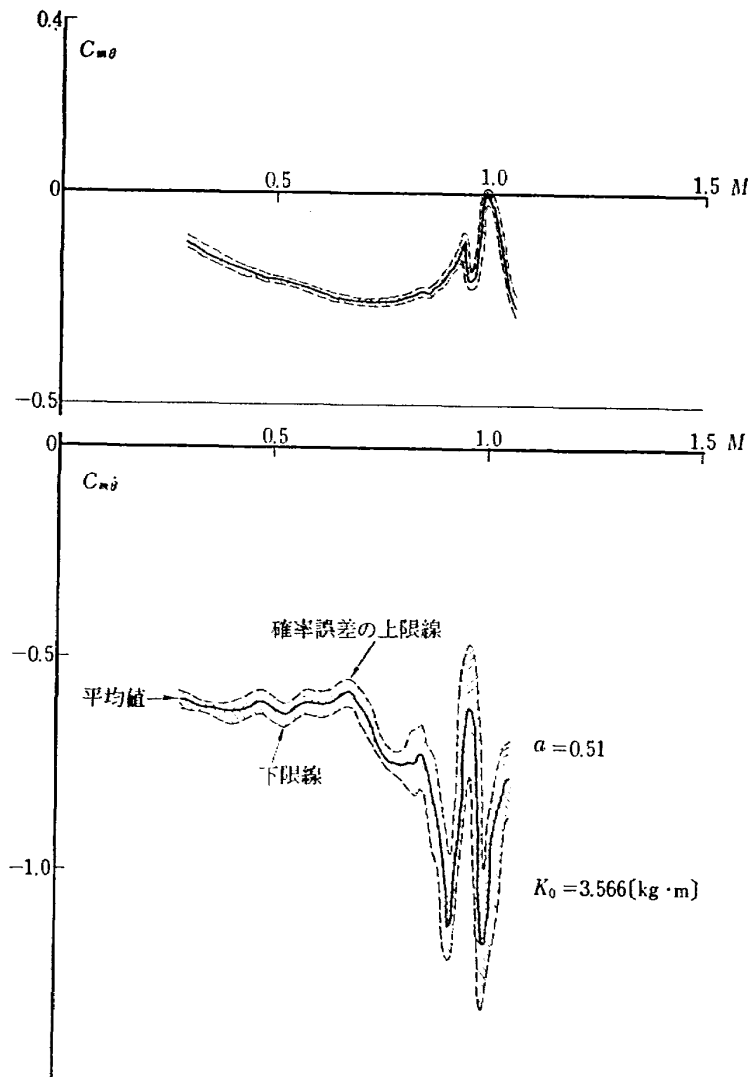


図 10 三角翼の $C_{m\theta}$ および $C_{m\delta}$ の確率誤差範囲

6. 静止空気の仮想質量および粘性の効果

自由振動法による方法では無風時の振動数および対数減衰率は厳密には真空中で測定されるべきであるが、風洞内で真空にすることは非常に困難なため静止空気中における値で代用した。しかしその差は非常に小さい¹¹⁾。実際に真空タンク内にこの模型を支持し実測した結果を次の表に示す。

	真 空 中		静 止 空 気 中		水 中	
	f	δ	f	δ	f	δ
円錐体	c/s 23.16	0.005362	c/s 23.16	0.005426		
三角翼	25.25	0.007909	25.24	0.008491	c/s 24.26	0.02961

円錐体の場合、振動数は全く一致しているが、対数減衰率ではその差は約 1% 以内である。三角翼の場合、翼の上下面に近接した空気が翼とともに振動する。いわゆる仮想質量の効果により振動数が約 0.04% 減少する。また空気の粘性抵抗のために対数減衰率は約 6% 増大することが認められた。以上の結果、本実験では静止空気中の値で f_0 と δ_0 を代用した。

7. 実験結果の考察

7.1 円錐体模型

平均迎角零の円錐体模型について亜音速、遷音速および超音速の範囲で測定を行ない、マッハ数に対する

ピッチングモーメントの空力的スティフネス微係数および空力的減衰微係数を図 11 から図 13 に示した。 $C_{m\dot{\theta}}$ は比較的精度良く測定できるが $C_{m\theta}$ は $C_{m\dot{\theta}}$ に比し無次元振動数のオーダーだけ小さい量のため分散は大きくなる。これは主に風洞内の気流の不規則な乱れ等によるマッハ数の変動等によるもので、 $C_{m\dot{\theta}}$ は非常に影響を受け易くなるが各測定点の瞬時値は正しいものと考えられる。測定値の括りの程度を棒線で示した。実験中に模型は高亜音速領域で特に気流の乱れに影響され易く、この範囲の測定値の分散は大きくなっている。一般に軸対称物体では翼模型と比較して、全マッハ数範囲で各空力微係数は特に著しい変化はないが遷音速領域で $C_{m\dot{\theta}}$ の絶対値がやや増大するのが認められた。超音速領域では Tobak の理論およびニュートン流の理論と比較した場合、一般的に $C_{m\dot{\theta}}$ は理論値と良く一致しているが、 $C_{m\theta}$ の絶対値は理論値よりやや小さい値を示している。

超音速領域において、無限小の厚み比の円錐体に働らく空気力の中心は尖端から 66.7% であるが、半頂角 10 度と 20 度の円錐体では厚み比の影響で後退し尖端から 70 から 75% の位置にくる。このためピッチ軸の位置が 80% の円錐体模型では $C_{m\dot{\theta}}$ は不安定側にあり、 $C_{m\theta}$ は安定側にあるような状態となる。このダイバージェンス的傾向は実験でも認められた。半頂角 20 度の円錐体でピッチ軸の位置が 80% の模型についてはマッハ数 2.0 の付近でピッチング振動のみの一自由度フラッタが起り次のような興味ある非線形振動がみられた。図 13 の位相面で模型の迎角の振

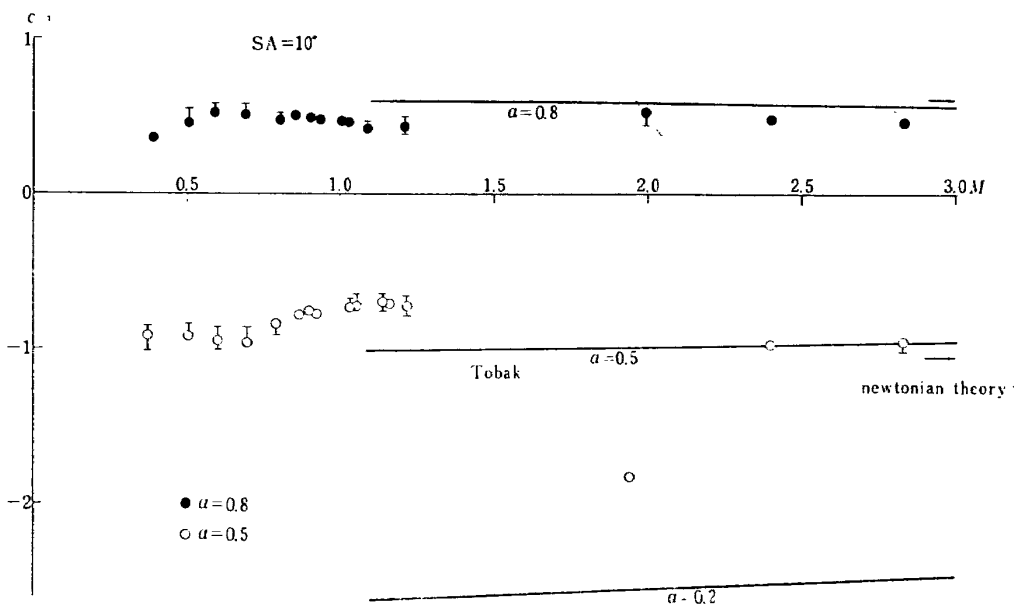


図 11 a マッハ数に対する $C_{m\theta}$ (半頂角 10 度)

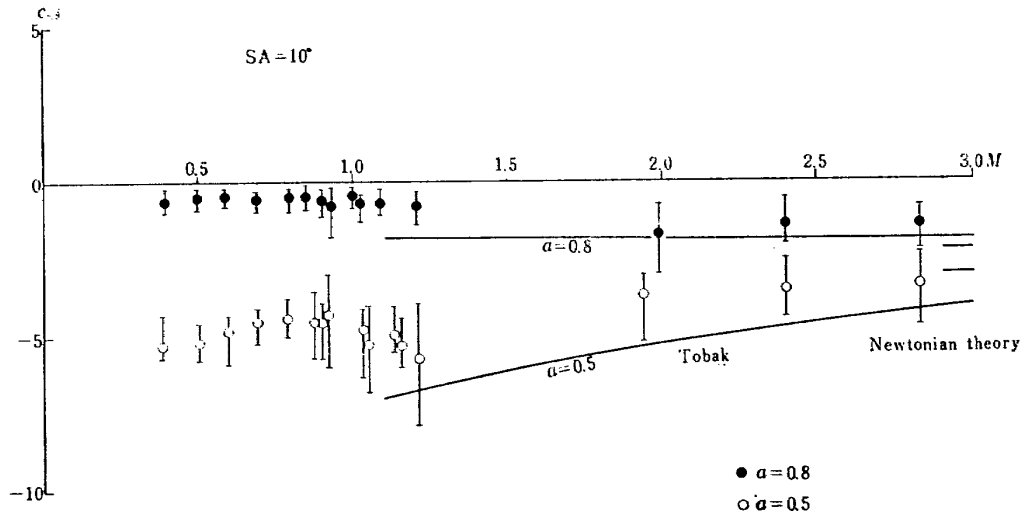


図 11b マッハ数に対する $C_{m\delta}$ (半頂角 10 度)

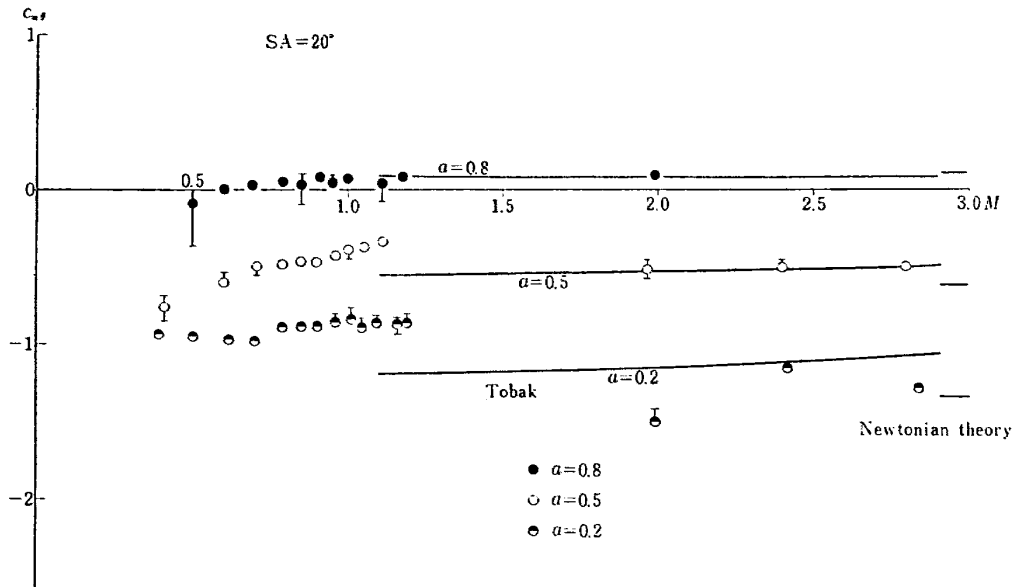


図 12a マッハ数に対する $C_{m\delta}$ (半頂角 20 度)

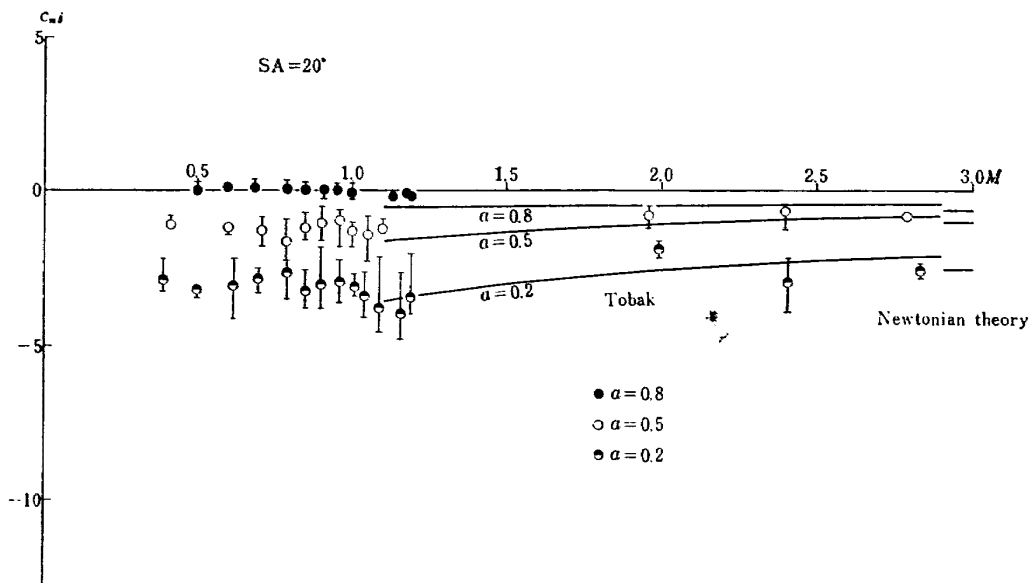


図 12b マッハ数に対する $C_{m\delta}$ (半頂角 20 度)

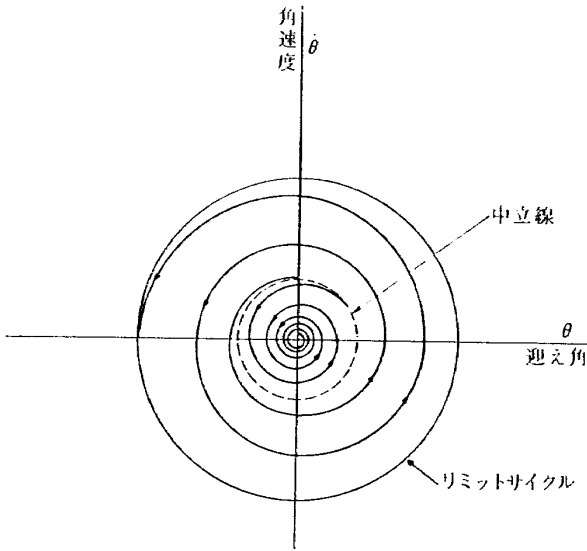


図 13 非線形振動したときの位相面

幅がある中立振幅以下のときは安定であるが，中立振幅以上に加振すると次のリミットサイクルまで振動が発散し，その振幅で持続振動するような不安定状態となった。これは円錐体の前面のみの空気力を議論する超音速線型理論では予言できない振幅効果である。

図 14 a, b はピッチ軸の位置を先端から 50% のところに固定し半頂角の異った円錐体模型について，マッハ数に対する $C_{m\theta}$ と $C_{m\dot{\theta}}$ をプロットした。半頂角が増すとともに $C_{m\theta}$ と $C_{m\dot{\theta}}$ の絶対値はともに減少しているがなお安定側 ($C_{m\theta} < 0$, $C_{m\dot{\theta}} < 0$) にあることは興味深い。例えば，流れに垂直に置かれている円板ではその面に働らく空気力のピッチングモーメントは静的にも動的にも安定であり特に大きな外乱がないかぎり，その姿勢を変えない。しかしモーメント係数の絶対値は小さいため外乱の影響は受け易くなり常に

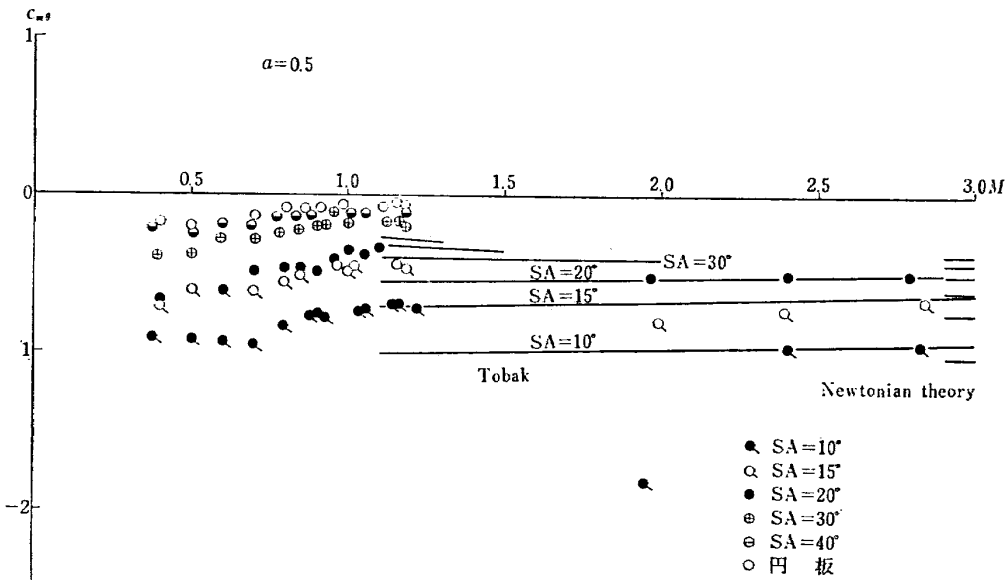


図 14 a マッハ数に対する $C_{m\theta}$ (ピッチ軸の位置 0.5)

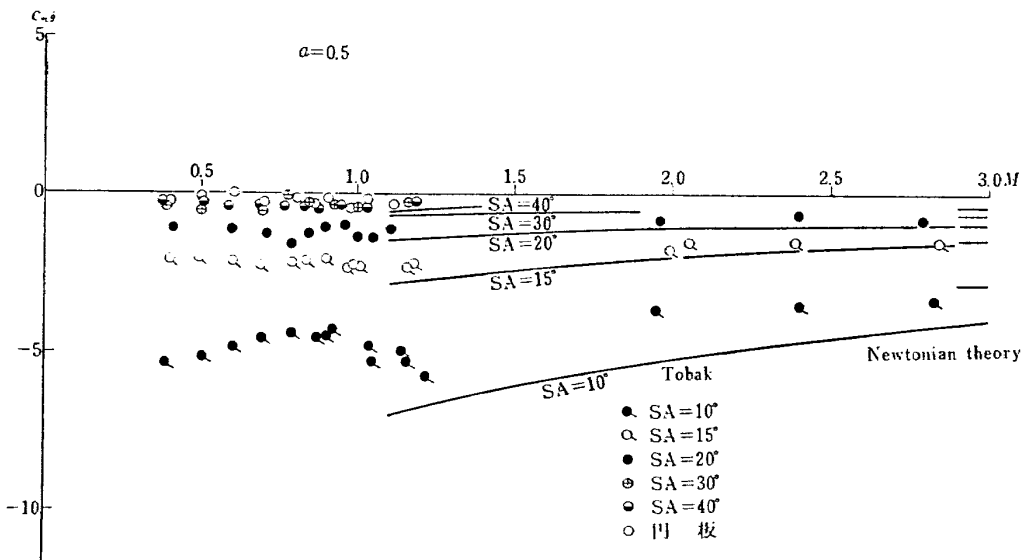


図 14 b マッハ数に対する $C_{m\dot{\theta}}$ (ピッチ軸の位置 0.5)

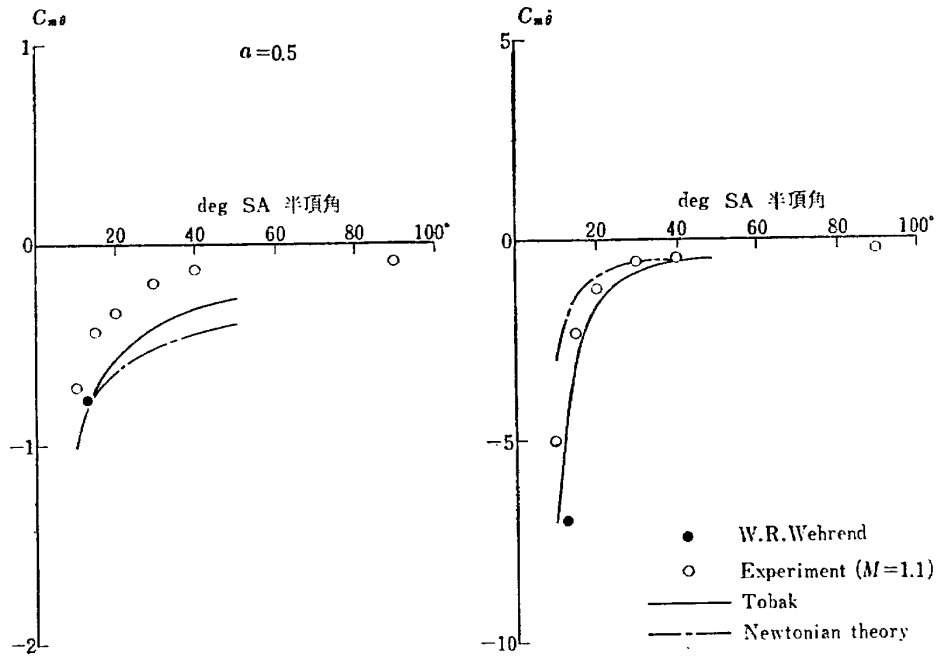


図 15a 半頂角に対する $C_{m\dot{\theta}}$ および $C_{m\dot{\phi}}$ (底部直径で無次元化したもの)

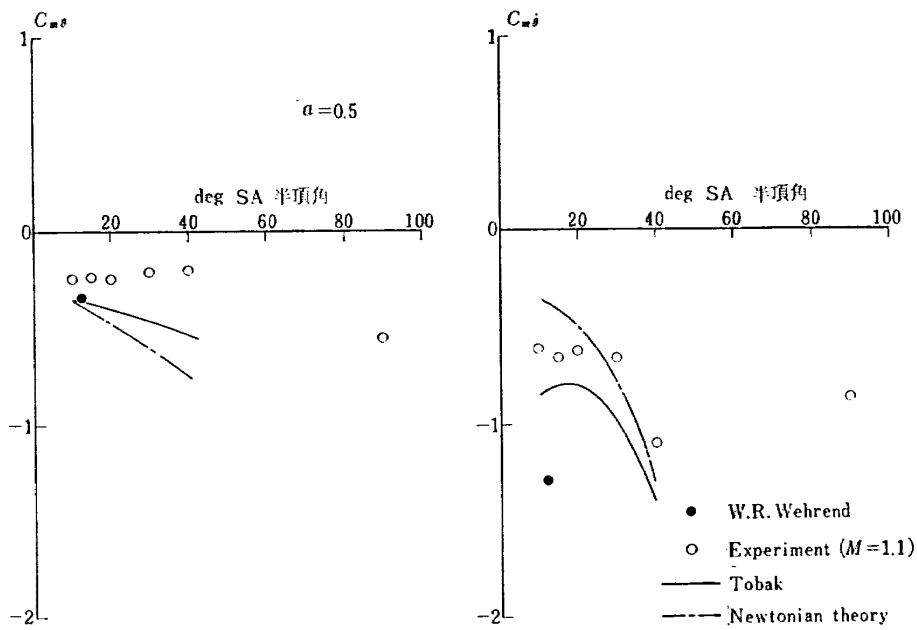


図 15b 半頂角に対する $C_{m\dot{\theta}}$ および $C_{m\dot{\phi}}$ (円錐体の高さで無次元化したもの)

気流の乱れによって強制振動させられる。

図 15 a, b はマッハ数 1.1 における半頂角に対する $C_{m\theta}$ と $C_{m\dot{\theta}}$ を表わした。半頂角の異なる円錐体では無次元化するときの基準長のとり方で、半頂角に対する $C_{m\theta}$ と $C_{m\dot{\theta}}$ の値はその傾向が著しく異なるが図 15 a は底部直径で無次元化を行ない、図 15 b は円錐体の高さで無次元化を行なった。 $C_{m\theta}$ の絶対値は全体に理論値の方が大きい値を示している。このことは理論値は円錐体の円錐の部分のみに働らく空気力のモーメントを計算したのであるが実際には円錐体の底面部に働らく圧力と後流による圧力分布の変化が $C_{m\dot{\theta}}$ に影響すると考えられる。

図 16, 17 は半頂角 10 度と 20 度の円錐体模型について、マッハ数 1.1 と 2.8 におけるピッチ軸の位置に対する $C_{m\theta}$ と $C_{m\dot{\theta}}$ を示した。 $C_{m\theta}$ が零になる点から空力中心を求めると先端から 70~75% の位置にあることがわかる。本実験では平均迎角零の付近で初期迎角を与えて振動させ、迎角の振幅が 1.0 度から 2.0 度の範囲が減衰係数を測定した。この範囲の振幅では半頂角 20 度、ピッチ軸の位置 80%、マッハ数 2 から 3 の実験以外では特に非線形性は認められなかった。図 18 は振幅の変化による $C_{m\theta}$ と $C_{m\dot{\theta}}$ の変

化を示した。

二種類の板厚の十字バネを用いることにより無次元振動数を図 5 のように変えて測定したが、この程度の変化では二者はほとんど一致した値が得られた。

実際の自由落下ではピッチング運動と並進運動とが同時に連成して起こり、更に物体の運動エネルギーの大きさととの関係で安定性が決まる。この場合、迎角は 20 度から 30 度の大きい振幅で振動するため空気力の非線形性が重要となってくる。水槽内の円錐体の自由落下の写真からその様子がわかる (図 19)。ここではピッチング運動のみに注目し、平均迎角が零でその振幅が十分小さいときの安定性を問題にした。

円錐体が不安定な振動を起す原因として後流の圧力変動がポテンシャル流を通して、また超音速流中では境界層を通して円錐体の前面へ影響を及ぼすと考えられる。しかし自由振動法および強制振動法では後流の圧力変動の周期に無関係の振動数で模型を加振しているため後流の影響を考慮しない理論でもかなりの一致を見たのであるが実際の自由飛行では、後流の影響がかなり重要となる。今後、底面部の形状による動安定微係数の変化との関連性等を調べる事が重要な課題となる。

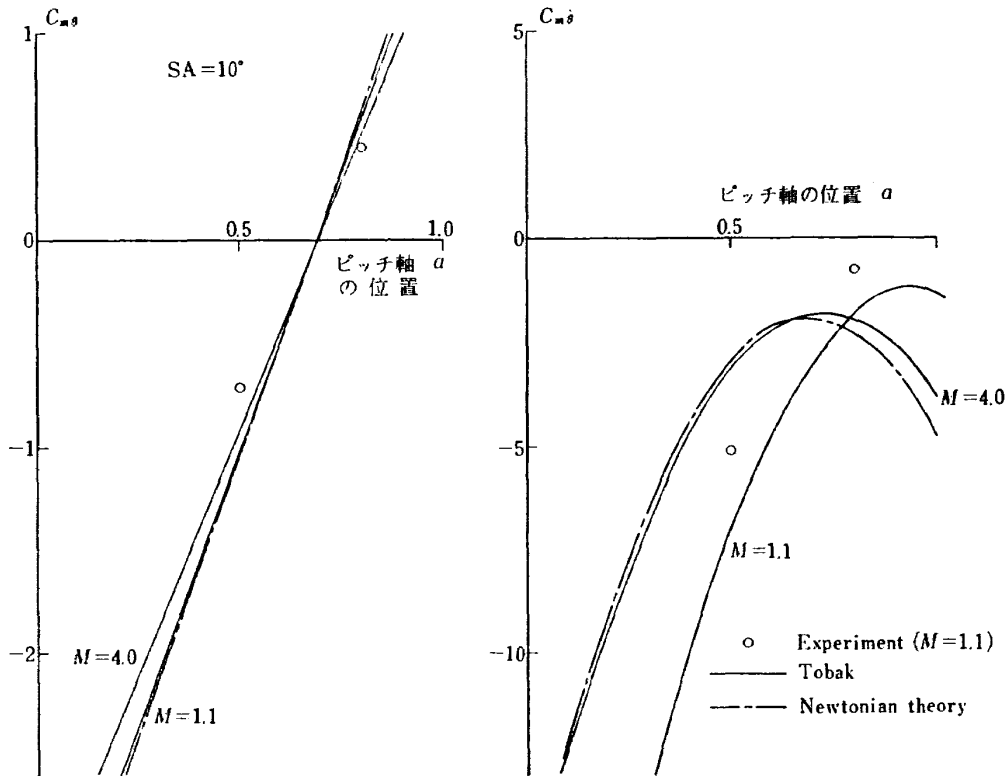


図 16 ピッチ軸の位置に対する $C_{m\theta}$ および $C_{m\dot{\theta}}$ (半頂角 10 度)

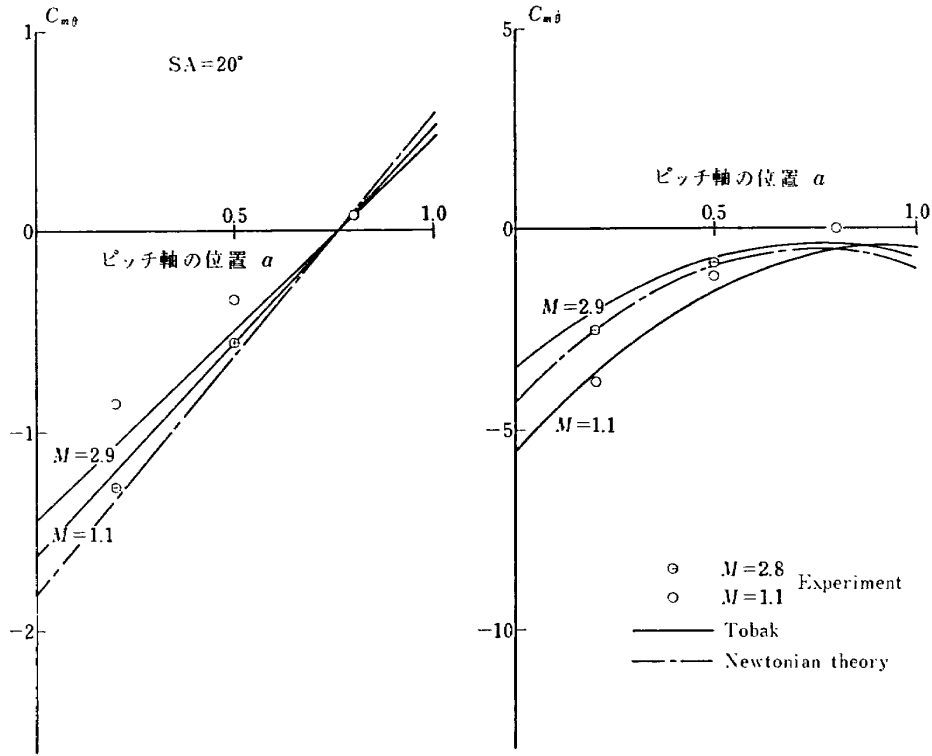


図 17 ピッチ軸の位置に対する $C_{m\theta}$ および $C_{m\dot{\theta}}$ (半頂角 20 度)

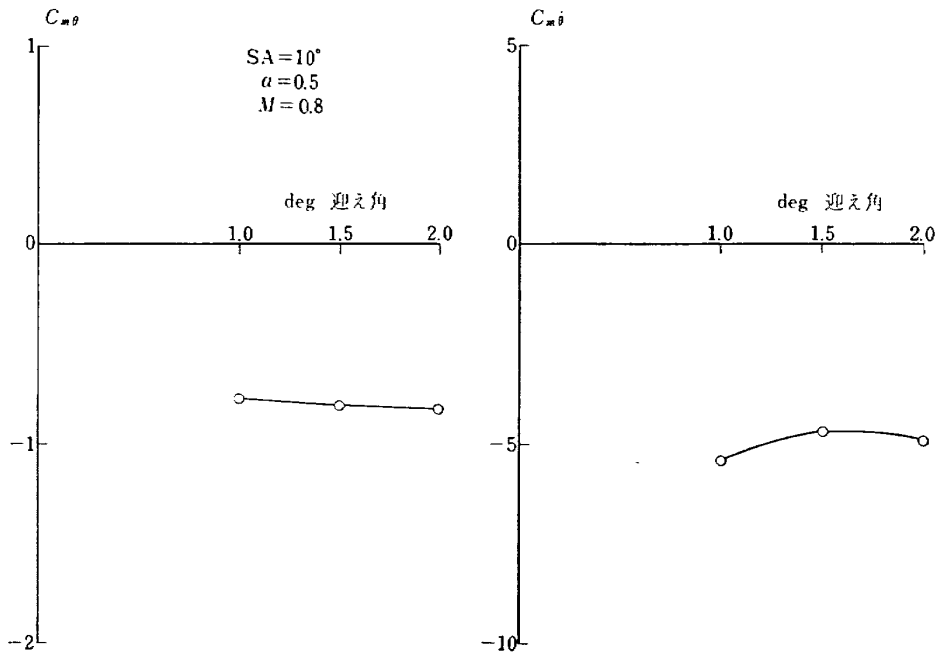


図 18 迎え角に対する $C_{m\theta}$ および $C_{m\dot{\theta}}$

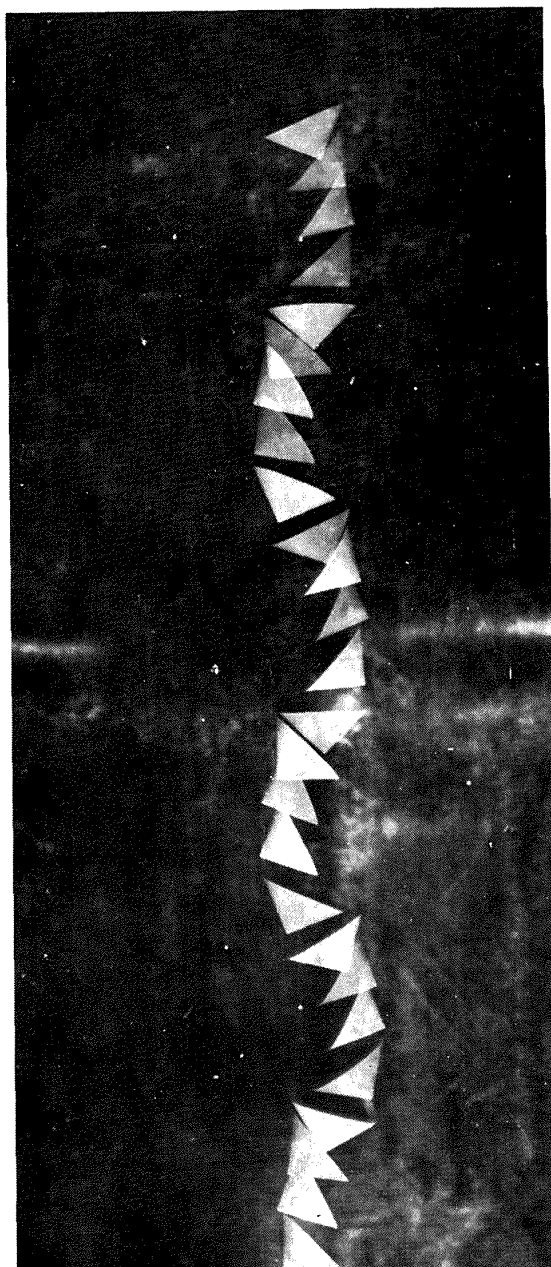


図 19 水中における円錐体の自由落下

7.2 三角翼模型

図 20 はバネ定数 $3.566 \text{ kg}\cdot\text{m}$ の十字バネを用いてピッチ軸の位置を前縁から 51, 56, 62% にした三角翼（それぞれ便宜上 I, II および III 型の翼と名付ける）について、ピッチング・モーメントの空力的スティフネス微係数と空力的減衰微係数をマッハ数に対してプロットした。全般的に低亜音速領域では $C_{m\theta}$ はほぼ一定値を示し、高亜音速領域ではマッハ数 0.8 から徐々に不安定側に移動し、0.9 から 1.1 の範囲で急激に変動する。マッハ数 0.99 でその値は極値を示す。この時点で空力中心は最も前方へ移動する。 $C_{m\theta}$

の絶対値はマッハ数 0.7 付近で少し増大し、0.85 から 1.05 の範囲で小さなピークを伴った最大値になる。I 型の翼ではマッハ数が 0.92 と 0.99 のところで $C_{m\theta}$ の絶対値はそれぞれピークを示す。また 0.95 で極小値となるが丁度このマッハ数に対する $C_{m\theta}$ の絶対値は極大値となることに注目すると空気力学的モーメントが翼の変位の周期に対して振幅が一定で位相差に変化を生じたことを意味し興味深い。III 型の翼では、 $C_{m\theta}$ 絶対値はマッハ数 0.99 で最大値となりピークは一つである。II 型の翼では I と III 型の翼のほぼ中間の性質を示している。後に述べるように遷音速における $C_{m\theta}$ および $C_{m\dot{\theta}}$ の変化が翼面上の衝撃波の移

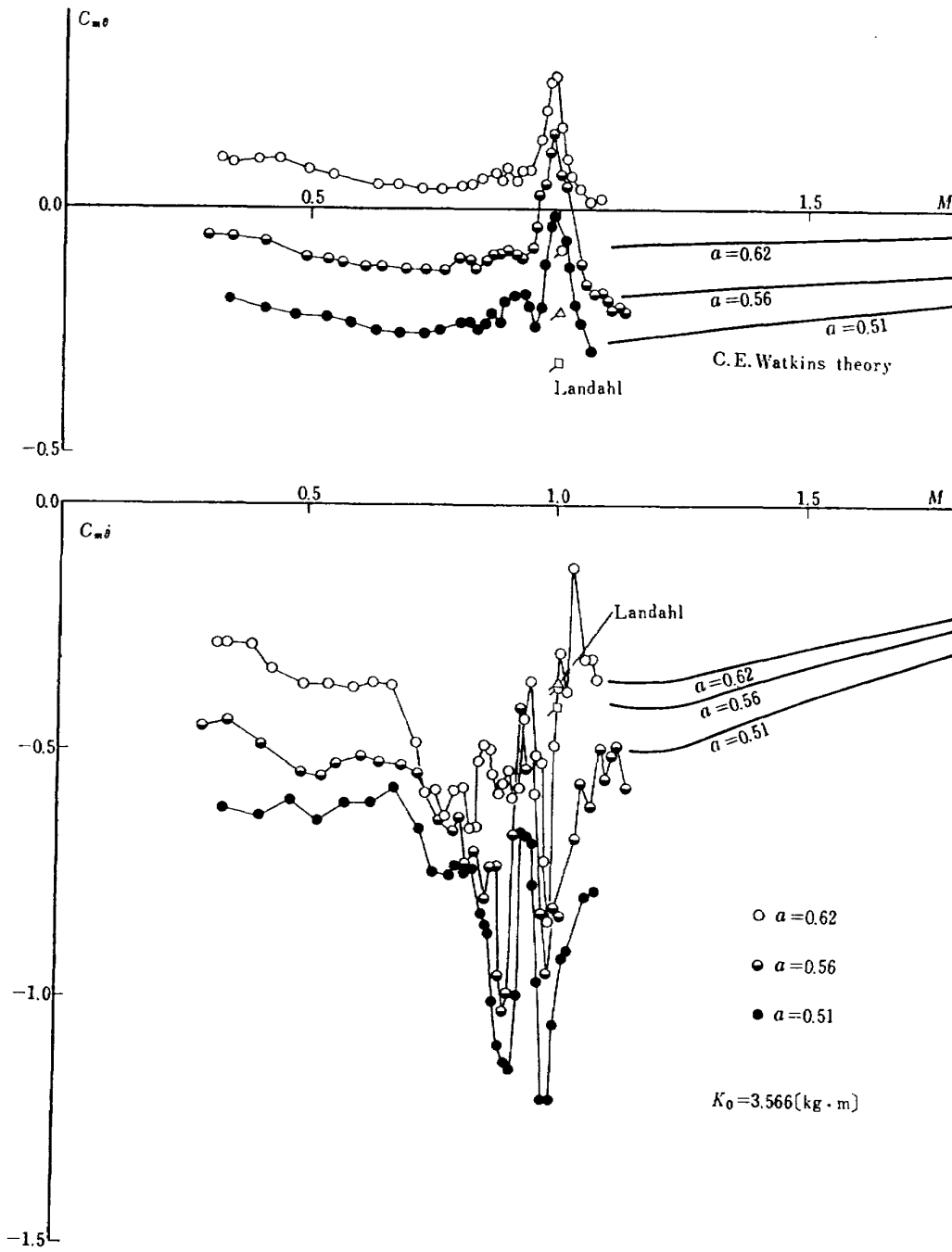


図 20 三角翼のマッハ数に対する $C_{m\theta}$ および C_{mj}

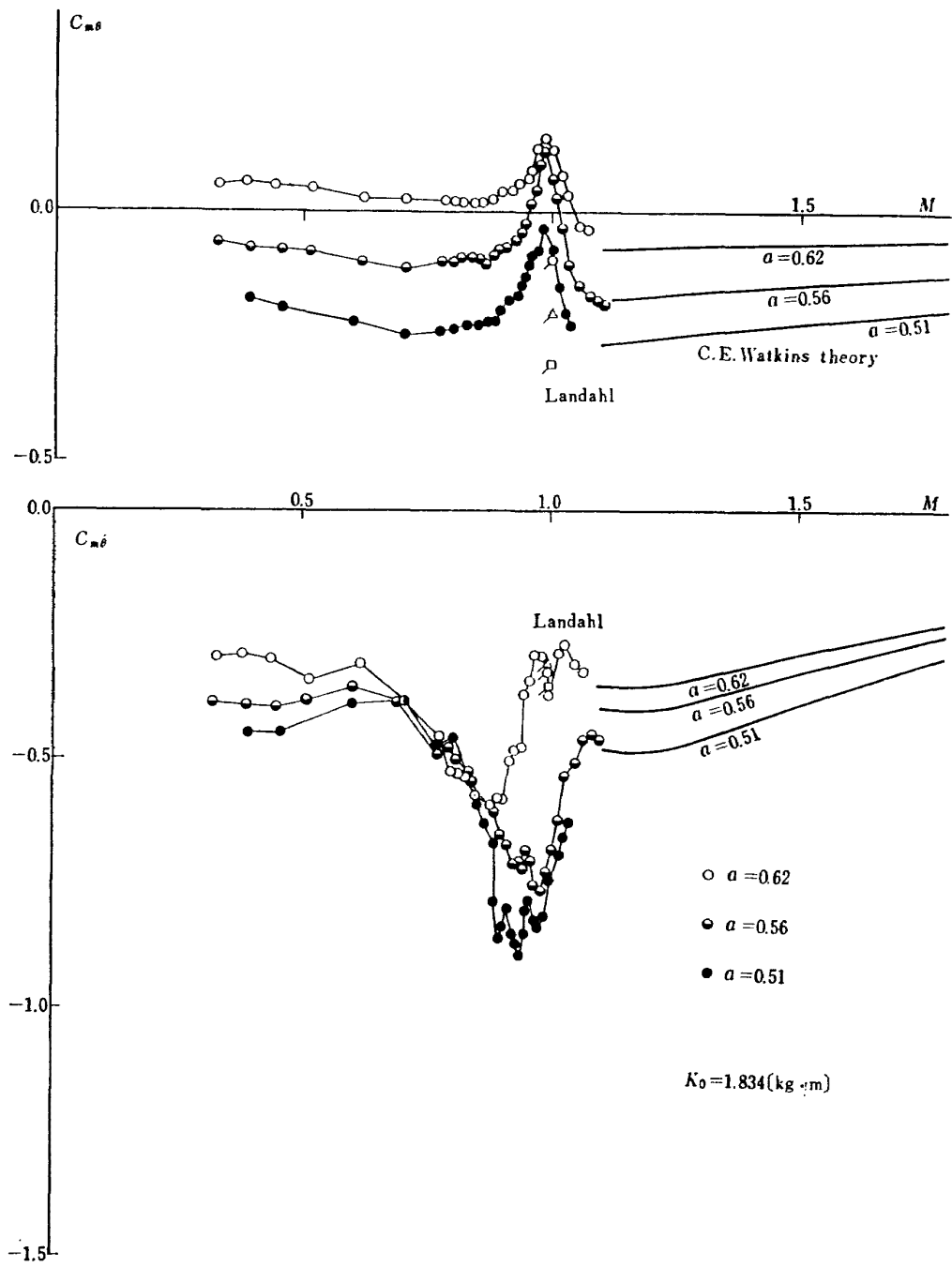


図 21 三角翼のマッハ数に対する $C_{m\theta}$ および $C_{m\delta}$

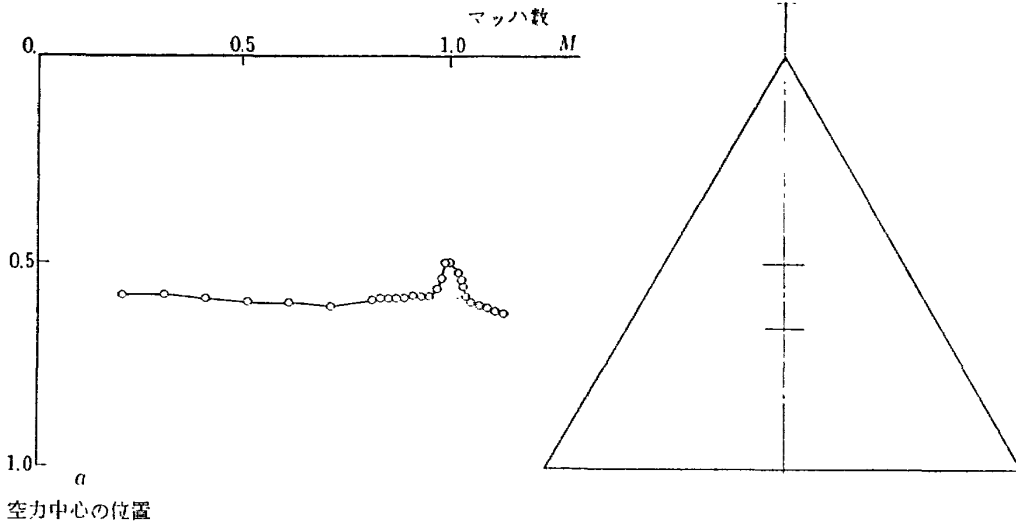


図 22 マッハ数に対する空力中心の移動

動に起因するとすればその位置は尖端から 62% の附近に存在すると推定できる。

図 21 はバネ定数 1.834 kg・m の十字バネにより同様の試験を行なったものの結果を示す。低亜音速領域では $C_{m\theta}$ は前の場合とほとんど同じ値を示した。しかし、遷音速領域では前者ほど激しい変化は認められず極値もやや小さい。I, II, III 型の翼の $C_{m\theta}$ はマッハ数 0.7 から 0.9 の範囲でほとんど一致した値を示している。ピークはいずれも一つであり、マッハ数に対する $C_{m\theta}$ の値の変化が緩かである。 $C_{m\theta}$ の測定値は遷音速領域の理論と異っているが超音速領域の理論値とは良く一致している。また $C_{m\theta}$ の測定値は $C_{m\theta}$ に比し k 倍小さい量であることを考慮すれば遷音速および超音速領域ともに理論値と一致している。

三角翼の空力中心の尖端からの位置は理論的には非圧縮流中では最大翼弦長の 50% のところ、また超音速流中では 66.7% のところにあるが、測定値は亜音速流中で 60% と遷音速流中で 50% のところまで前方に移動し、更に超音速流中で 66.7% のところまで再び後退し理論値と一致している (図 22)。

遷音速領域で $C_{m\theta}$ と $C_{m\theta}$ の値が急激に変化するのがこのことを翼面上の衝撃波と関連して考えると非常に興味深い。一樣流の風速が翼の臨界マッハ数を超えると翼の上下面に衝撃波が生ずる。翼面上の境界層が層流の場合は λ 型の衝撃波が生じ、また乱流の場合は一つの垂直衝撃波が発生する。したがって層流のときの方が乱流のときよりも圧力分布の変化が緩かであるがいずれにしてもその後流で圧力上昇が起り翼全体の圧力分布が変化し、翼前縁上向きモーメントが働らく。また翼の迎角に対する衝撃波の位置との間の位相遅れが大きくなり $C_{m\theta}$ が増大すると考えられる。遷音

速領域における特殊な現象を翼面上の衝撃波の移動による効果とすると翼の断面形が重要な要素となってくる。衝撃波の位置が連続的に移動できるような滑らかな断面形で翼面上の非定常圧力分布を測定すれば一層この関連性は解明されるだろう。

7.3 風洞測定部の変動圧力および風洞共鳴

風洞内に翼を弾性的に支持した場合、気流の乱れによって翼が強制的に振動させられるが非定常空気力の測定には、この気流の乱れに特に注意しなければならない。そこで遷音速風洞測定部多孔壁に模型の真下の位置にストレンゲージ型の圧力変換器を取付け圧力変動を測定した。図 23 に示すように風洞内の気流の不規則な圧力変動はマッハ数に比例して増大し、特にマッハ数 1.0 では圧力変動 $\overline{\Delta p}$ は $2.7 \times 10^{-3} \text{ kg/cm}^2$ に達している。亜音速流中の無次元変動圧力 $\sqrt{\overline{\Delta p}} / \frac{1}{2} \rho U^2$ は 0.005 以下であった。変動圧力のスペクトルはほぼ全周波数に渡って一定である。いわゆる白色雑音である。したがって特定の周波数で模型が加振されるようなことはないが、バネ定数の小さい十字バネでは常にその系の固有振動数で模型が振動する状態となる。例えば板厚 0.5 mm の十字バネではマッハ数 0.7 以上では、このような振動のため測定できなかった。他の板厚の十字バネでは十分に測定できる程度の乱れであった。超音速風洞ではこの変動圧力が非常に大きく $8 \times 10^{-3} \text{ kg/cm}^2$ である。三角翼の場合は、翼に働らく空気力が円錐体と比べ大きいため三種類の板厚の十字バネ全部測定できなかった。このような非定常実験には吸込み型の風洞が強く要望される。

亜音速における非定常風洞実験では風洞壁の干渉として風洞共鳴現象が線形理論により予想されるが我々の実験ではこのような現象は認められなかった。この

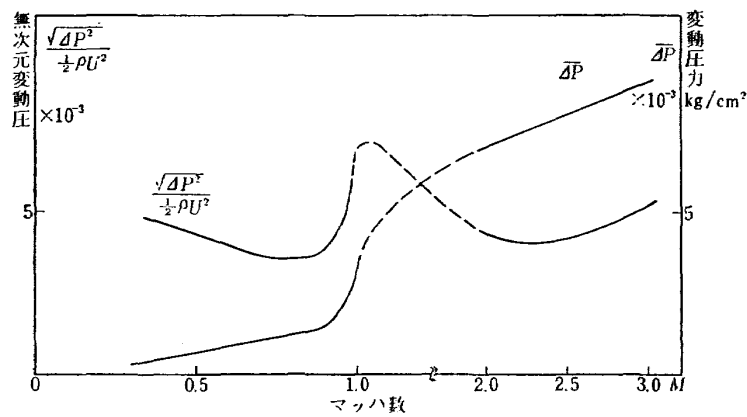


図 23 風洞測定部の変動圧力

ことは遷音領域の非線形性と多孔壁からの抽気等により共鳴現象が緩和されたためと考えられる。

8. むすび

- (1) 円錐体では亜音速、遷音速および超音速の範囲で $C_{m\theta}$ および $C_{m\theta}$ は特に激しい変化はなく、超音速領域では軸対称線形理論と良く一致している。
- (2) 測定した全マッハ数範囲でピッチ軸の位置が 50% の円錐体の場合、頂角が増大するに従って底部直径で無次元化した $C_{m\theta}$ および $C_{m\theta}$ の絶対値は減少するが円板の場合でもなほ、静的および動的に安定側にある。
- (3) 三角翼の場合、超音速領域で $C_{m\theta}$ および $C_{m\theta}$ の値は線形理論と良く一致しているが遷音速領域では翼面衝撃波の影響が非常に大きく、遷音速理論とずれている。
- (4) 無次元振動数の効果は円錐体ではほとんど見られないが、三角翼では無次元振動数が増すと $C_{m\theta}$ の絶対値は増大している。

この実験に使用した模型支持装置およびダンピングメータを含む自由振動法による測定方法は装置が比較的簡単でありしかも精度良く測定できる方法である。この実験を行なうにあたって空気力学第一部平木部長に励ましをいただき、また九州大学中村助教授に有益な助言をいただき深く感謝します。この実験に使用した模型および模型支持装置は工務課の山本六郎技官に設計をお願いした。また、空気力学第一部の原田吉表技官と浅川正彦技官に実験を手伝っていただいた。武田アサ子技官には沢山のデータのパンチをしていただいた。

文 献

- 1) Munk, M.M.; The Aerodynamic Forces on Airship Hulls, N.A.C.A. Report No. 184 (1924).
- 2) Zahn, A.F.; Flow and Force Equations for a Body Revolving in a Fluid, N.A.C.A. Report No. 323 (1930).
- 3) Miles, J.W.; On Nonsteady Motion of Slender Bodies, Aeronautical Quarterly, Vol. 2 Nov. (1950).
- 4) Liu, D. D.; Quasi-Slender Body Theory for Unsteady Linearized Transonic Flow Past Pointed Bodies of Revolution, HREC-0082-17, LMSC/HREC A 791435, April(1968).
- 5) Toback, M. & Wehrend, W.R.; Stability Derivatives of Cones at Supersonic Speeds, N.A.C.A. TN-3788 (1956).
- 6) Wehrend, W.R.Jr; An Experimental Evaluation of Aerodynamic Damping Moments of Cones with Different Centers of Rotation, N. A.S.A. TN D-1768 (1963).
- 7) Olsson, C.O. & Orlik-Ruckemann, K; An Electronic Apparatus for Automatic Recording of the Logarithmic Decrement and Frequency of Oscillations in the Audio and Subaudio Frequency Range, F.F.A. Report 52 (1954).
- 8) Lawrence, H. R. & Gerber, E. H.; The Aerodynamic Forces on Low Aspect Ratio Wings Oscillating in an Incompressible Flow, J.A.S. Vol. 19 Nov. (1952).
- 9) Landahl, M.T.; The Flow around Oscillating Low Aspect Ratio Wings at Transonic Speeds, The Royal Institute of Technology (KTH), Aero. TN 40 (1954).
- 10) Watkins, C.E. & Berman, J.H.; Air Forces and Moments on Triangular and Related Wings with Subsonic Leading Edges Oscillating in Supersonic Potential Flow, N.A.C.A. Report No. 1099 (1952).
- 11) 柳沢三憲, 石井孝雄; 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, 航技研報告 TR-57 (1967).
- 12) 中村泰治, 田辺義一; 亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定, 航技研報告 TR-56 (1963).

- 1) Munk, M.M.; The Aerodynamic Forces on Airship Hulls, N.A.C.A. Report No. 184

TR-164	熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外板の温度上昇とその電気抵抗アナログ回路 Investigation of the Streamwise Heat Conduction Effect on the Transient Aerodynamic Heating of Thin-skinned Bodies by the Resistance Network Analog Method	1968年10月	小川 敏一
TR-165	有限要素法による箱型梁の解析 Applications of the Finite Element Method to Box Beams	1968年11月	三本木茂夫
TR-166	EPFバルブを用いたジンバルエンジン駆動用油圧制御系の基礎的解析 Fundamental Analyses of Gimbal-Engine Positioning Hydraulic Control System Made use of DPF Servovalves	1968年11月	畑山茂樹, 興石 肇
TR-167	アブレーションによる空力加熱の減少の測定 Measurements of Heat Transfer Reduction by Ablation	1968年11月	野村茂昭
TR-168	角度測定周波数測定併用のトラッキングシステムの計算処理に関する研究 On the Orbit Determination Procedures for the Doppler Frequency Measurement with Angular Measurement Tracking System	1968年11月	鳥海良三, 松木一夫 樋口一雄, 戸川隼人 木村武雄
TR-169	VTOL 機操縦研究設備 Design and Construction of VTOL Flight Simulator System	1968年12月	樋口一雄, 百名盛之 三好範子, 岡部正典 山本六郎, 川原弘靖
TR-170	STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する研究 (I) 姿勢制御方式の解析 System Studies on Automatudial Stabilization Control Systems for STOL Aircraft Part 1 Automatic Attitude Control Systems	1968年12月	堀川勇壮, 森 幹彦
TR-171 T	Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave	Feb. 1969	Kenneth. K. Yoshikawa

航空宇宙技術研究所報告 172 号

昭和 44 年 2 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) ☎182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
