

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-93

遷音速動安定試験

小橋安次郎・河野長正・西 武徳

1965年10月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-70 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性  
Design, Construction and Characteristics of Flight Simulator at National Aerospace Laboratory 1965年1月 松浦陽恵, 樋口一雄  
池谷光栄, 堀川勇壮  
村上力, 百名盛之典  
三好範子, 岡部正典
- TR-71 塑性の三方向せん断理論  
塑性変形による異方性  
塑性流動に及ぼす中間主応力の影響  
応力状態と塑性変形の形  
Three Shear Theory of Plasticity  
Anisotropy Due to Plastic Deformation  
Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow  
Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation 1964年7月 中西不二夫, 佐藤和郎
- TR-71T Three Shear Theory of Plasticity  
Anisotropy Due to Plastic Deformation  
Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow  
Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation  
Internal Shearing Resistances in the Three Shear Theory of Plasticity September 1964 Fujio NAKANISHI  
Yasuo SATO
- TR-72 補助翼バズに関する一実験  
Some Experiments on Control-Surface Buzz 1965年1月 中村泰治, 田辺義一
- TR-72T Some Experiments on Control-Surface Buzz November 1964 Yasuharu NAKAMURA  
Yoshikazu TANABE
- TR-73 軸対称澱み点付近の溶融層の安定性  
Stability of the Melted Layer near the Axisymmetric Stagnation Point 1964年11月 相原康彦
- TR-74 遷音速パネルフラッタの研究  
The Experimental and Theoretical Studies of Transonic Panel Flutter 1964年11月 石井孝雄, 柳沢三憲
- TR-75 統計流体力学の初期値問題について  
—Hopf 特性汎関数方程式の一般解—  
On the Initial-value Problem in Statistical Hydromechanics  
—A General Solution of the Hopf Characteristic Functional Equation— 1964年12月 細川 巖
- TR-76 高速軸流圧縮機の研究 (IV)  
—NACA 65 系翼型を修正した近似二重円弧翼形の動翼相対入口マッハ数1.5までの回転翼列試験—  
An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (IV)  
—Rotor Performance at Relative Inlet Mach Numbers up to 1.5 of NACA 65-Series Compressor Blades Modified Approximately to Double Circular-Arc Blades— 1965年1月 大山耕一, 松木正勝  
大西脇英夫, 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  
—薄肉開断面片持梁の純捩り振動の例—  
Numerical Effect of Constraints in Calculus of Direct Variational Method  
—in Case of Pure Torsional Vibration of Thin Walled Beams of Open Cross Section— 1965年1月 橋 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 敏一

# 遷音速動安定試験\*

小橋安次郎\*\*・河野長正\*\*・西 武徳\*\*

## Dynamic Testing at Transonic Speed

By Yasujiro KOBASHI, Nagamasa KAWANO and Takenori NISI

A method for measuring dynamic stability derivatives of airplane and rocket models in a transonic wind tunnel is described. The characteristic features of this system are two the degree of freedom inexorable forced oscillations employing hydraulic servo mechanism, and the device for minimizing the inertia effect by using a light model and a specially designed moment type balance system. Data reduction of each derivative from measured aerodynamic loads are also investigated. With the equipment, aerodynamic derivatives such as pitching moment slope  $C_{m\alpha}$ , total pitch damping derivative ( $C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}$ ), downwash lag derivative  $C_{m\ddot{\alpha}}$ , direct pitch damping derivative  $C_{mq}$ , and roll-damping derivative  $C_{lp}$  have been obtained for several models. From the longitudinal test for a two staged rocket model, it is clarified that the derivatives are considerably affected by the reduced frequency and Mach number, and at high reduced frequency the total pitch damping derivative has shown unstable tendency. Reasonable values of roll damping derivatives are obtained from the lateral test for several models.

## 1. 序 論

最近航空機ならびに飛しょう体の操縦性、安定性についての関心は急速に増大し、静的なものから動的なものへの進展をみせている。特に高性能化、高速度化に伴って人力で制御できないような機種に対しては自動安定操縦装置による高度の制御が必要となってきた。しかし、こうした装置の特性を決定し、最適制御の設計を行なうためには機体の高速における動的諸特性を明らかにする必要がある。ことに遷音速において見られる複雑な流れの現象はときには機体を致命的な発散振動におとしいれることにもなり、このため現象の非線形性を考慮した安定特性の解明が重要となってくる。従来の動安定に関する理論では、主として微小擾乱の仮定がなりたつものとして扱われてきたが、遷音速域を含む高速流では運動方程式中の空力微係数が種々のパラメータによって著しく影響されるため、いわゆる非線形効果が顕著になってきている。しかし現状では、これらに関する理論

\* 昭和40年8月24日受付

\*\* 空気力学第二部

や実験データはきわめて数が乏しく、このため設計者は航空機の動的な伝達関数をいかにして決定するかという問題に悩まされている。したがってもっと多量に、より広範囲なデータを設計者に供給することが目下の急務であると考えられる。この研究は特に遷音速域での空力微係数を各特性量との関連において測定することを目的としたもので、このために特に開発された試験装置および解析方法について述べることにする。

航空機の低速における動的な空気力はいままでも風洞を用いて測定されてきた。この方法には自由振動法と強制振動法の二つがあり、前者は一自由度についての試験で比較的簡単であるため早くから行なわれている。後者の方法は運動の自由度を多く、かつ広範囲な振動数にわたってのデータを求めうる特徴があるにもかかわらず、実験装置が複雑でデータの解析法についても高度の技術が必要とするため、翼単独のような特定の簡単な模型について部分的に行なわれた例しか見当らず、特に振動数に対する効果を測定したものはほとんどない。これには模型をスプリングで支持し、油圧あるいは電磁力によって持続振動させ共振点における振動数、位相差の測定値から空力特性を求める共振法と *inexorable method* と呼ばれ模型を強固な微小変位受感素子で支持し、任意の運動を与えて空気力の大きさ、位相遅れなどを求めるものがある。すでに述べたように遷音速域では非線形効果が顕著で模型に作用する空気力は、マッハ数、レイノルズ数のほか振動数、振幅等の関数となる。したがってこれらの諸パラメータの影響を知るためには模型の運動を広い範囲にわたって制御することのできる *inexorable method* が最適であると考えられる。ただこの方法では模型の加振に高精度で制御された強力な力を必要とすることと、空気力の測定に精度のよい内そう型天秤が必要で、かつ複雑なデータ解析を伴うという欠点がある。筆者らはサーボアクチュエータによって加振力を得、他方重心位置の異なる二体の軽量模型とモーメント型内そう天秤を組み合わせることで空気力の測定精度の向上を期する見通しを得たので *inexorable method* による測定装置を試作し一応初期の目的を達することに成功した。本報告は測定装置の概要と、計測データ処理の原理を説明するとともに、予備試験の二三の結果について述べることにする。

## 2. 記 号

- $B$ : 慣性能率 ( $y$  軸)
- $b$ : 翼 幅
- $C$ : 慣性能率 ( $z$  軸)
- $c$ : 翼弦長
- $f$ : 振動数
- $i$ :  $\sqrt{-1}$
- $k$ : 振動数パラメータ ( $\omega b/2U$ )

- $l$ : 模型全長  
 $L$ : 横揺れモーメント (空気力)  
 $L_B$ : 横揺れモーメント天秤出力  
 $m$ : 模型質量  
 $M$ : 縦揺れモーメント (空気力)  
 $M_B$ : 縦揺れモーメント天秤出力  
 $N$ : 偏揺れモーメント  
 $N_B$ : 偏揺れモーメント天秤出力  
 $p$ : 横揺れ角速度  
 $\hat{p}$ : 無次元横揺れ角速度  
 $q$ : 縦揺れ角速度  
 $r$ : 偏揺れ角速度  
 $S$ : 規準面積  
 $U$ : 一様流の風速  
 $v$ :  $y$  軸方向の風速変動  
 $w$ :  $z$  軸方向の風速変動  
 $\bar{z}$ : 模型重心の振幅  
 $\bar{z}_1 \cdot \bar{z}_2$ : アクチュエータ No. 1, No. 2 のそれぞれの振幅  
 $Y$ :  $y$  方向に働く空気力  
 $Y_B$ :  $y$  方向の力の天秤出力  
 $Z$ :  $z$  方向に働く空気力  
 $Z_B$ :  $z$  方向の力の天秤出力  
 $\alpha$ : 迎角  
 $\beta$ : 横すべり角  
 $\theta$ : ピッチ角  
 $\omega$ : 角振動数  
 $C_{m\alpha}$ : 縦揺れモーメント傾斜  $(\partial M/\partial\alpha)(2/\rho U^2 S l)$   
 $C_{m\dot{\alpha}}$ : ダウンウォッシュラグ微係数  $(\partial M/\partial\dot{\alpha})(4/\rho U S l^2)$   
 $C_{mq}$ : 縦揺れ減衰微係数  $(\partial M/\partial q)(4/\rho U S l^2)$   
 $C_{lp}$ : 横揺れ減衰微係数  $(\partial L/\partial p)(4/\rho U S l^2)$

### 3. 実験装置

試作された実験装置は模型を気流面内で振動させ、ピッチング・モーメントまたは偏揺モーメントを測定するピッチング試験装置と模型を気流内に固定した軸のまわりに回転してローリング・モーメントを測るローリング試験装置とからなり、いずれも共通なストラットにそれぞれのステイングを交換して取り付けられるようになっている。

#### 3.1 油圧源装置

ピッチング試験、ローリング試験の両装置に共通に用いられる油圧供給装置で、50 HP のモータで駆動される可変容量型プランジャーポンプと、これによって得られる高圧油をリリース、メイン、バイパス、プレッシャー、シャット・オフ等のバルブで所要の圧力、流量に調整する定置式油圧発生装置おのおの2式より構成される。本装置は風洞下部におかれ、高圧油は約 15m 隔たった測定部の加振機構に導かれ、40 G.P.M., 3,000 p.s.i. の高圧油をサーボ・バルブを通してアクチュエータを駆動する。油圧系の系統図を図1に示す。

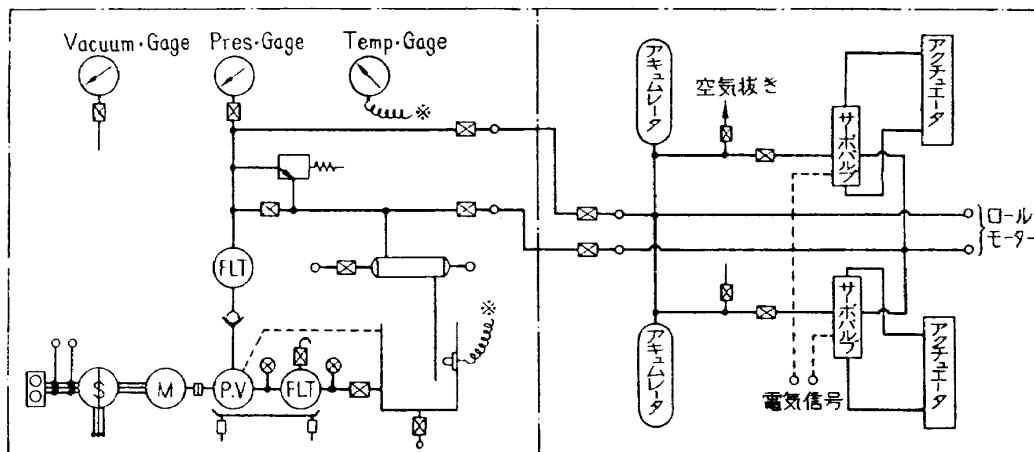


図 1

#### 3.2 ピッチング試験装置

模型を気流に垂直な面内で上下に振動させて、ピッチングまたは偏揺モーメントを測定する装置で、加振部と制御部からなる。

##### (1) 加振部

剛性をもった内そう型天秤で支持された模型にあらかじめ決められた縦方向の運動を行なわせるもので、図2に示すごとくストラット、ポッドおよびステイングとからなり、ポッドは前後2箇所のロッドを通して油圧によって作動するアクチュエータに連結されている。これらのアクチュエータはそれぞれ別個の油圧サーボ・バルブによって制御されており、振幅、位相を独立かつ任意に変えることができる。これによって模型に平行運動（プランジング）、角運動（ピッチング）のような

簡単な一自由度の運動からこれらを組み合わせた複雑な運動までを行なわせることができる。

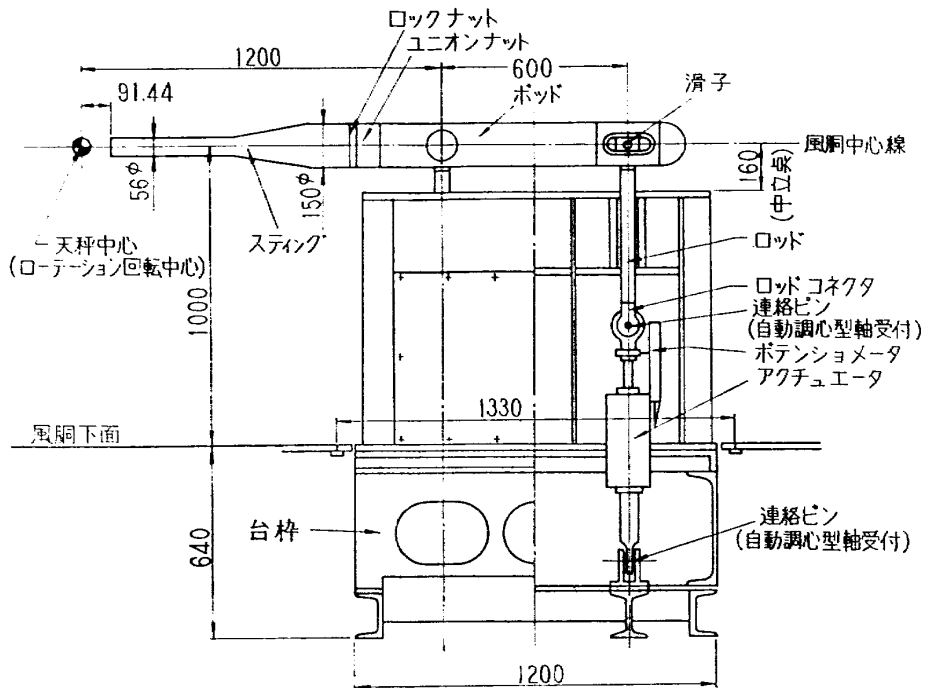


図 2

(2) 制御部

ピッチング加振機構を駆動し、模型の運動を制御するためのもので制御用の信号を発生する制御発振部と加振機構を駆動する加振サーボ系よりなっている。各部の構成は図3のブロックダイアグラムに示すとおりである。

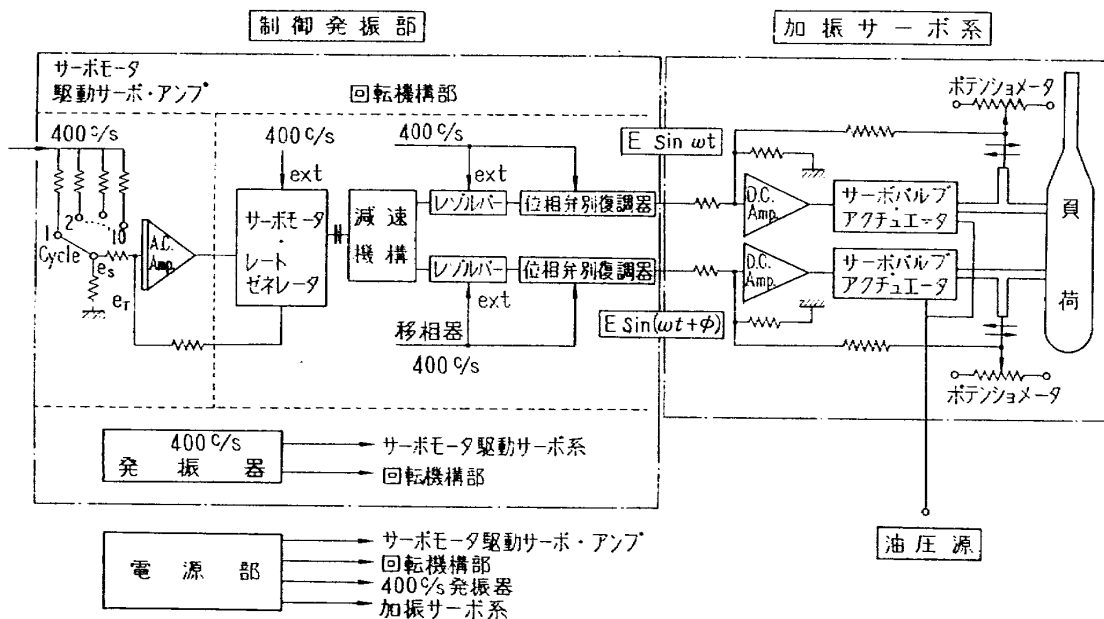


図 3

制御発振部は、電源、サーボアンプ、移相器および位相弁別復調回路よりなっている。電源は、

400 c.p.s. でウイン・ブリッジ回路によって安定化され、かつサーミスタにより自動振幅制限を行なっており、サーボ・モータ駆動サーボ系の設定入力、サーボ・モータ、レート・ゼネレータ、シンクロレゾルバー等の励磁用および位相弁別復調器のゲート信号用として用いられる。サーボ・モータおよびレート・ゼネレータへの励磁信号は発振器からの信号を前置増幅器で増幅し、位相反転したのち電力増幅器により所要の電力に増幅を行ない、出力トランスを介して供給されている。この出力トランスの二次側より前置増幅器へ約 30 db の負帰還をかけ励磁信号の安定化を図っている。またシンクロレゾルバーの励磁および復調器のゲート信号電圧は、発振器からの信号を前置増幅器および電力増幅器で増幅したのち、おのおのに供給されている。この場合も系の安定化のため出力端より前置増幅器の入力側に負帰還が施されている。

電源電圧は周波数選択用分圧抵抗により分圧されたのち、A・C サーボ増幅器に供給されて、これに応じた回転速度でサーボ・モータを駆動する。A・C サーボ増幅器はサーボ・モータの回転速度を一定に制御する回路で、① 加算器、② 低域ろ波器、③ バッファ増幅器および移相器、④ 前置、電力増幅器より構成されている。このサーボ・モータ駆動サーボ系は、模型制御用の指令信号がトルク変動や電源変動等に対して十分な安定度を持つようにサーボ・モータの回転速度をレート・ゼネレータにより検出し、この出力電圧と設定電圧を互いに逆相で A・C サーボ増幅器の加算器回路に加え、その差信号の第三高調波を低域ろ波器によって除去した後、バッファ増幅器および移相器を通じて励磁電圧の位相に対して  $90^\circ$  移相されたのち、前置増幅器および電力増幅器によって所要の電力に増幅されサーボ・モータに加えられる。移相器はサーボ・モータの回転出力を二つの電気信号に分岐し、そのおのおのの位相を相互に任意調整するための機構で、① サーボ・モータおよび二段の減速機構、② マグネチック・クラッチ、③ 2 個のシンクロレゾルバーおよび位相弁別復調器より構成されている。サーボ・モータの回転出力は第 1 段の減速機構を介して低速回転され、周波数選択用分圧抵抗を切り換えることにより 1~10 c.p.s. の範囲を 1 サイクルステップで与えることができるようになっており、さらに第 2 段の減速機構に切り換えることによってこれを 1/10 に減速し 0.1~1 c.p.s. の範囲を 0.1 サイクルステップで切り換えることができるようになっている。減速機構の切り換えはマグネチック・クラッチによって行なわれる。2 個のシンクロレゾルバーはサーボ・モータの減速出力によって並列に駆動され、回転出力を回転角に応じた電気信号に変換する。2 個のうち 1 個のレゾルバーのステーターはギヤーによって回転できる構造になっており、手動によって  $\pm 180^\circ$  の位相調整ができる。変換された信号はロータ側からの 400 c.p.s. 約 26 V の入力信号をサーボ・モータの回転出力によって変調した平衡変調波で、位相弁別復調器、低域ろ波器を経て加振用 D・C サーボ増幅器に送られる。

加振サーボ系は 2 組の全く同じ増幅回路から作られていて、制御発振部からの指令信号を入力とし、これに比例したピントン変位を出力とするものである。すなわち、電気入力信号はサーボ増幅



器を通じておのこのサーボ・バルブに伝達される。サーボ・バルブはその信号にしたがって油の流量を制御するもので、この油の流量変化はそれぞれのアクチュエータに送られピストン変位を与え、これと直結するポテンシオメータによって検出され、おのこの D・C サーボ増幅器の入力部にフィード・バックして閉ループを構成している。その構成要素は、① D・C サーボ増幅器、② サーボ・バルブ、③ アクチュエータ、④ ポテンシオメータ、⑤ 油圧配管よりなっている。D・C サーボ増幅器はサーボ・バルブを制御するための差動直流増幅器で感度は  $0.85 \text{ mA/V}$  (負荷抵抗  $1 \text{ k}\Omega \times 2$ ) に調整され、直線範囲は  $\pm 8 \text{ mA}$  (差電流) までとりうる。また、サーボ・バルブの分解能をよくするため  $400 \text{ c. p. s.}$ 、 $0.5 \text{ V}$  のディザーが D・C サーボ増幅器の出力電流に重畳して加えられている。サーボ・バルブはプレッシャーコントロール型 3 段制御方式でサーボ増幅器からの電気信号をスプールの機械的変位に変換し、高油圧源の流路を選択するとともに入力の大さに比例した流量を生じさせ、アクチュエータのピストンを負荷に抗して駆動する。このアクチュエータに直結された直線偏位型ポテンシオメータがアクチュエータと 1:1 の変位をするようになっており適当な割合で変位を電圧に変換する。なおサーボ・バルブの精度を持続するために油圧源のリザーバーおよび配管系の油のろ過に重点をおき油清浄装置を加え  $10 \mu$  以上のゴミを取り除いている。

### 3.3 ローリング試験装置

ピッチング加振装置のストラットを用いて風洞内に内そう型天秤によって支持された模型を定常回転させるための装置で図 4 にその機構を示してある。回転は油圧モータによって与えられるが、回転速度の制御は手動の流量調整バルブによって行なう。天秤出力はこれと同軸に組み込まれた 40 極のスリップ・リングにより風洞外に取り出される。また、回転数および位相角はギャボックスに取り付けた正弦波発生用ポテンシオメータによって読み取られる。

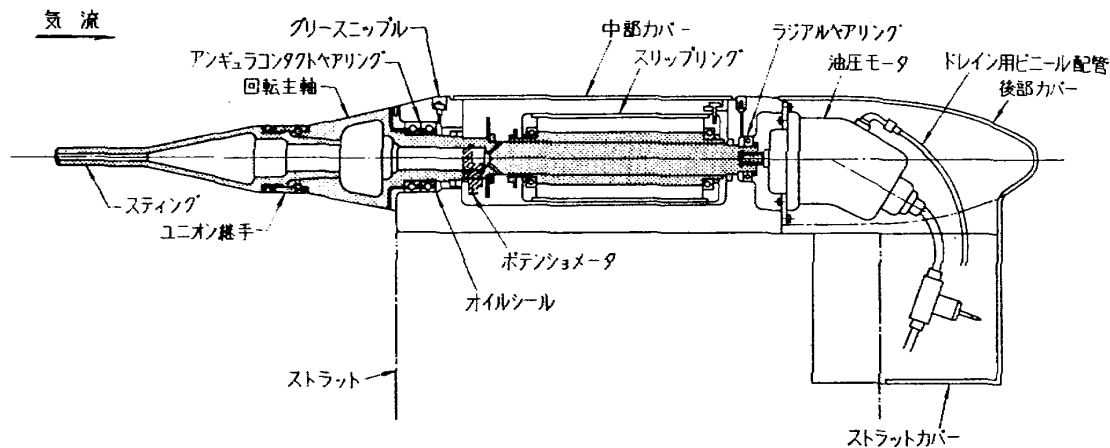


図 4

### 3.4 計測装置

ピッチング試験では模型の慣性力による見かけ出力を極力小さくする必要がある。このため、本装置では新しく試作されたモーメント型天秤が使用されている。これは図5に示すように、検出素子の両側に小型ベアリングからなる模型支持部を持つ構造で、これを模型重心位置と一致させることにより、模型質量による加速度の項をベアリング軸で吸収することができるようになっている。

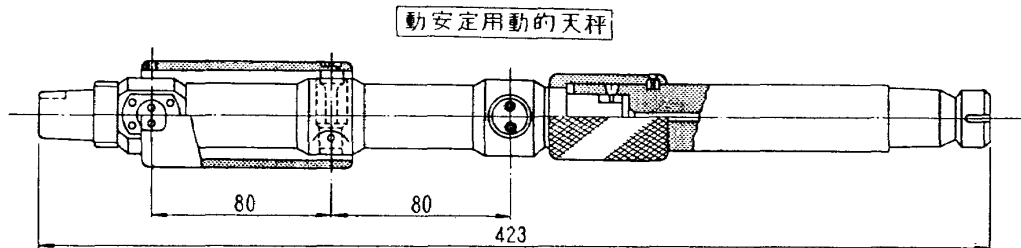


図 5

このため、供試模型には重心位置を移動させて天秤の支持点に一致させるための調整用ダミー重量が設けられている。天秤出力  $M_B$  の測定データは各アクチュエータの変位 ( $z_1, z_2$ ), 低域通過ろ波器を通じた天秤出力  $M_{BF}$  とともにマルチ・チャンネルのレコーダに同時に記録される。(図5参照) ローリング試験では普通の力測定用内そう型六分力天秤により計測する。

## 5. データ処理法

風洞内で内そう型天秤に支持されて運動する模型に対しては、これに作用する空気力、模型の慣性力、および天秤より模型に加えられる力の平衡を表わす運動方程式が得られるが、これらの方程式は動的風洞試験から空力微係数を決める基礎となる。ここでは線形化された微少擾乱の運動方程式を基として天秤出力より空力微係数を求める方法について述べる。

### 4.1. 模型運動

ピッチング加振装置により模型に与えられる運動は次の四とおりである。(図6参照)

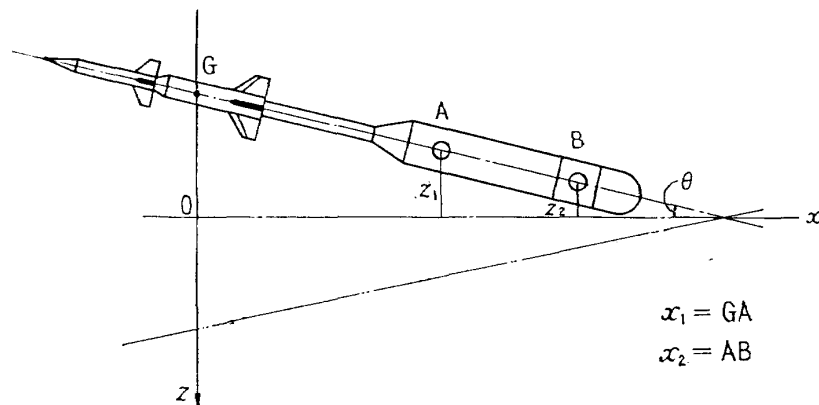


図 6

(a) プランジング運動: 上下方向の平行揺動 ( $z_1=z_2$ )

$$z = \bar{z}_1 e^{i\omega t} = \bar{z}_2 e^{i\omega t} \quad (1.a)$$

$$\theta = 0 \quad (1.b)$$

(b) 回転運動: ある一点を回転中心としたピッチング揺動 ( $z=0$ )

$$z = 0 \quad (2.a)$$

$$\theta = (\bar{z}_1/x_1) e^{i\omega t} \quad (2.b)$$

(c)  $z_2=0$  の運動: 前方 (No. 1) アクチュエータのみ作動させた揺動

$$z = (x_1 + x_2/x_2) \bar{z}_1 e^{i\omega t} \quad (3.a)$$

$$\theta = -(\bar{z}_1/x_2) e^{i\omega t} \quad (3.b)$$

(d)  $z_1=0$  の運動: 後方 (No. 2) アクチュエータのみ作動させた揺動

$$z = -(x_1/x_2) \bar{z}_2 e^{i\omega t} \quad (4.a)$$

$$\theta = (\bar{z}_2/x_2) e^{i\omega t} \quad (4.b)$$

## 4.2 運動方程式

気流方向の速度変動を無視し, 姿勢角を水平とすると力およびモーメントは次式で与えられる<sup>3)</sup>。

$$\left\{ (m - Z\dot{w}) \frac{d}{dt} - Z\dot{w} \right\} w - \left\{ (mU + Zq) \frac{d}{dt} \theta \right\} = Z_B \quad (5)$$

$$\left\{ (m - Y\dot{v}) \frac{d}{dt} - Y\dot{v} \right\} v - (mU - Yr)r = Y_B \quad (6)$$

$$\left( B \frac{d^2}{dt^2} - Mq \frac{d}{dt} \right) \theta - \left( M\dot{w} \frac{d}{dt} + M\dot{w} \right) w = M_B \quad (7)$$

$$\left( C \frac{d^2}{dt^2} - Nr \frac{d}{dt} \right) \varphi - \left( N\dot{v} \frac{d}{dt} + N\dot{v} \right) v = N_B \quad (8)$$

$$-L_p \cdot p = L_B \quad (9)$$

その他 Cross derivatives を含む式。

$Z_B, Y_B, M_B, N_B$  は天秤により測定される力およびモーメントである。(9) 式はそのまま  $L_p$  を求める式であり, また(6)式, (8)式は模型を  $90^\circ$  回転して加振する際の運動に相当し, (5), (7), 式と全く同じような取り扱いができるので, ここでは (5), (7) 式で表わされる運動についてのみ述べることとする。

迎角  $\alpha$  は

$$w = U \cdot \alpha \quad (10)$$

とおけるから (5), (7) 式は

$$mU(\dot{\alpha} - \dot{\theta}) - Z_a \dot{\alpha} - Z_a \alpha - Zq\dot{\theta} = Z_B \quad (11)$$

$$B\ddot{\theta} - Mq\dot{\theta} - M_a \dot{\alpha} - M_a \alpha = M_B \quad (12)$$

となり,  $Z_q, Z_a, Z_\alpha, M_q, M_a$  および  $M_\alpha$  を未定係数にもつ方程式に帰着される。ここで  $M_a, Z_a$  は振動数零で静的な値と一致する量である。

### 4.3 データ解析法

縦運動で迎角  $\alpha$  は  $z$  方向の速度により誘導されるものを含めると,

$$\alpha = \theta + \dot{z}/U \quad (13)$$

となり, (13) 式を (11), (12) 式に代入すると

$$Z_B = m\dot{z} - (Z_a + Z_q)\dot{\theta} - Z_a \frac{\ddot{z}}{U} - Z_\alpha \theta - Z_\alpha \frac{\dot{z}}{U} \quad (14)$$

$$M_B = B\ddot{\theta} - (M_a + M_q)\dot{\theta} - M_a \frac{\ddot{z}}{U} - M_\alpha \theta - M_\alpha \frac{\dot{z}}{U} \quad (15)$$

(14), (15) 式に適当な各加振モードの  $\theta$ , および  $z$  を代入し, これらを組み合わせると空力微係数の分離を行なうことができる。

(a) ローテーション  $z=0 \quad \therefore \alpha=\theta$

$$Z_{B(\text{rot})} = -(Z_a + Z_q)\dot{\theta} - Z_\alpha \theta = \frac{\bar{z}_1}{x_2} \left\{ -Z_\alpha - i\omega(Z_a + Z_q) \right\} e^{i\omega t} \quad (16)$$

天秤出力の変位に対する同相成分および  $90^\circ$  の移相成分, あるいは振幅および位相遅れの測定より二つの空力微係数  $(Z_a + Z_q)$ ,  $Z_\alpha$  を模型の慣性力に無関係に求めることができる。この運動単独で  $Z_a$  と  $Z_\alpha$  との分離は不可能である。

(b) プランジング  $\theta=0$

$$M_{B(\text{pran})} = -M_a \dot{\alpha} - M_\alpha \alpha = \frac{\omega \bar{z}_1}{U} (\omega M_a - iM_\alpha) e^{i\omega t} \quad (17)$$

(a) の場合と同様に天秤出力のモーメントより  $M_a$  と  $M_\alpha$  が求められる。

(c)  $z_2=0$ :  $z_1=0$  の加振

(14), (15) 式にそれぞれ (3.a), (3.b) 式を代入すると

$$Z_{B1} = \frac{\bar{z}_1}{x_2} \left[ -m\omega^2(x_1 + x_2) + \omega^2 Z_a \frac{x_1 + x_2}{U} + Z_\alpha + i\omega \left\{ (Z_a + Z_q) - Z_\alpha \frac{x_1 + x_2}{U} \right\} \right] e^{i\omega t} \quad (18)$$

$$M_{B1} = \frac{\bar{z}_1}{x_2} \left[ B\omega^2 + \omega^2 M_a \frac{x_1 + x_2}{U} + M_\alpha + i\omega \left\{ (M_a + M_q) - M_\alpha \frac{x_1 + x_2}{U} \right\} \right] e^{i\omega t} \quad (19)$$

同様に (14), (15) 式にそれぞれ (4.a), (4.b) を代入すると

$$Z_{B2} = \frac{\bar{z}_2}{x_2} \left[ -m\omega^2 x_1 + \omega^2 Z_a \frac{x_1}{U} + Z_\alpha + i\omega \left\{ (Z_a + Z_q) - Z_\alpha \frac{x_1}{U} \right\} \right] e^{i\omega t} \quad (20)$$

$$M_{B2} = -\frac{\bar{z}_2}{x_2} \left[ B\omega^2 + \omega^2 M_a \frac{x_1}{U} + M_\alpha + i\omega \left\{ (M_a + M_q) - M_\alpha \frac{x_1}{U} \right\} \right] e^{i\omega t} \quad (21)$$

(18), (20) および (19), (21) 式の組み合わせによりそれぞれの微係数を求めるが, この場合各式

の右辺第一項に現われる慣性力は無風状態の試験によりあらかじめ求めておき通風状態のデータよりさし引く必要がある。これらをそれぞれ  $Z_{B10}$ ,  $M_{B10}$ ,  $Z_{B20}$ ,  $M_{B20}$  とし, おのをおのを重心の振幅に対する割合で示すと

$$\frac{Z_{B1} - Z_{B10}}{\bar{z}} = \frac{\omega^2 Z_a}{U} + \frac{Z_a}{x_1 + x_2} - i\omega \left\{ \frac{Z_a}{U} - \frac{Z_a + Z_q}{x_1 + x_2} \right\} \quad (22)$$

$$\frac{M_{B1} - M_{B10}}{\bar{z}} = \frac{\omega^2 M_a}{U} + \frac{M_a}{x_1 + x_2} - i\omega \left\{ \frac{M_a}{U} - \frac{M_a + M_q}{x_1 + x_2} \right\} \quad (23)$$

および

$$\frac{Z_{B2} - Z_{B20}}{\bar{z}} = - \left[ \frac{\omega^2 Z_a}{U} + \frac{Z_a}{x_1} - i\omega \left\{ \frac{Z_a}{U} - \frac{Z_a + Z_q}{x_1} \right\} \right] \quad (24)$$

$$\frac{M_{B2} - M_{B20}}{\bar{z}} = - \left[ \frac{\omega^2 M_a}{U} + \frac{M_a}{x_1} - i\omega \left\{ \frac{M_a}{U} - \frac{M_a + M_q}{x_1} \right\} \right] \quad (25)$$

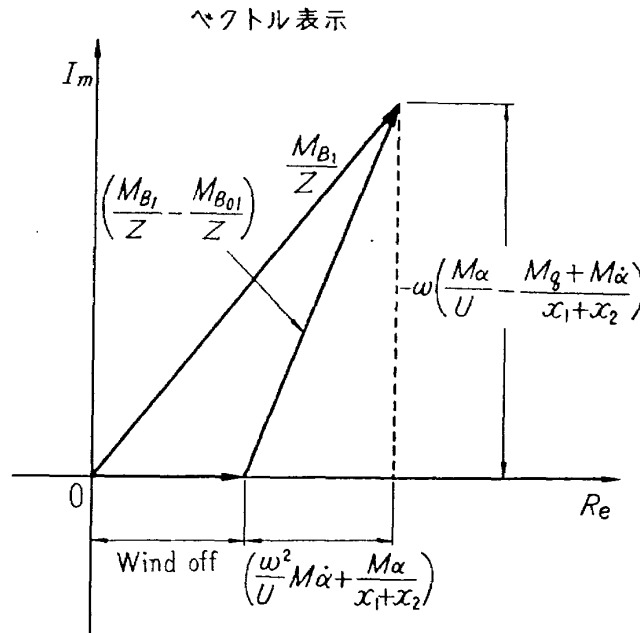


図 7

となる。例として (23) 式をベクトル図で示すと図7で示される。ただし、ここで注意しなければならないのは位相角零を無風時の天秤出力にとってあるが、これは模型—天秤系の固有振動数が加振振動数に比して十分高いことを確認し、その間の位相遅れを無視したものである。(22), (24) 式で右辺は単位振幅あたりの模型にかかるベクトル的な空気力で、振幅および天秤出力の実測値からその絶対値と位相が求められる。したがって  $Z_a$ ,  $(Z_a + Z_q)$ ,  $Z_a$  はその振動数について (22), (24) の両式の実数部および虚数部のそれぞれの差あるいは和を作ることにより容易に求めることができる。同様にモーメントについても (23), (25) 式より同様な方法で  $M_a$ ,  $(M_a + M_q)$ ,  $M_a$  が求められる。なお軸対称模型については支持点の異なる二つのモーメント微係数より力に関する空力微

係数を計算することが可能である。求められた力，モーメントはそれぞれ標準の係数の形式で無次元化して示される。

## 5. 実験結果

(a) 風洞：航空宇宙技術研究所 2m×2m 遷音速風洞のハーフ・モデル・カートに取り付けて試験を行なった。測定マッハ数 0.5~1.3，レイノルズ数  $6.5 \times 10^6 \sim 10.0 \times 10^6$  である。

(b) 模型：試験に用いられた模型，および測定された微係数の一覧表が図 8 に示されている。

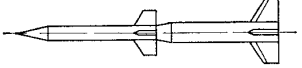
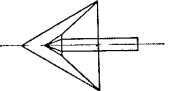
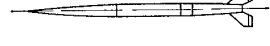
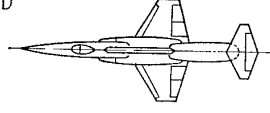
模 型	寸 法 mm <sup>2</sup>	マッハ数および 無次元振動数	測定空力微係数
A 	$L = 1.079$ $S = 0.00196$	$M = 0.5 \sim 1.3$ $k = 0.008 \sim 0.198$	$C_{m\dot{\alpha}}$ $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ $C_{m\ddot{\alpha}}$ $C_{lp}$
B 	$b = 0.692$ $S = 0.208$	$M = 0.5 \sim 0.8$ $k = 0.002 \sim 0.040$	$C_{lp}$
C 	$b = 0.21$ $S = 0.04725$	$M = 0.5 \sim 1.3$ $k = 0.002 \sim 0.040$	$C_{lp}$
D 	$b = 0.418$ $S = 0.0713$	$M = 0.5 \sim 1.3$ $k = 0.00328 \sim 0.0384$	$C_{lp}$

図 8

この予備的試験では A の模型についてはピッチングおよびローリングの両試験を，そのほかの模型についてはローリング試験のみを行なった。図 9 (a), (b) に模型 A の先端よりそれぞれ 24.1% および 38.9% 全長のまわりのピッチング・モーメント係数傾斜を無次元周波数に対してとったものをおのおのマッハ数について示してある。なお，振動数零の値は静的な測定より求めたものである。図より明らかなごとく，無次元振動数が大きくなるとその影響が徐々に著しくなっている。(a), (b) 図を比較すると両支持点が空力中心を間にしているため符号が逆になっており，両方の値より揚力係数傾斜を求めることができる。図 10 (a), (b) は図 9 の無次元振動数をパラメータとしてマッハ数について示したものである。図よりマッハ数が 1 の付近で無次元振動数が増すとマッハ数の効果が著しく影響していることが認められる。図 11 (a), (b) に同じ実験より求めた両支持点まわりの total damping derivative ( $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ ) を無次元振動数についてとったものを示す。両図とも，符号を含めてほしい同一の傾向を示し，振動数の小さい所で減衰し大きい所で不安定の傾向を示す。

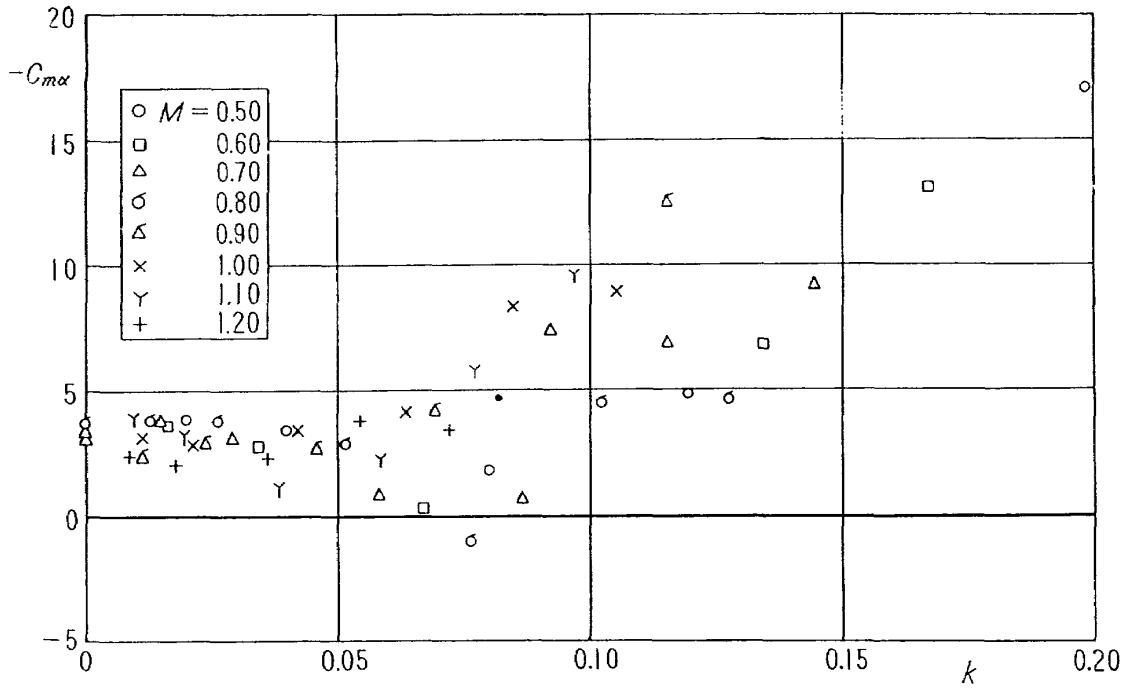


図 9 (a)

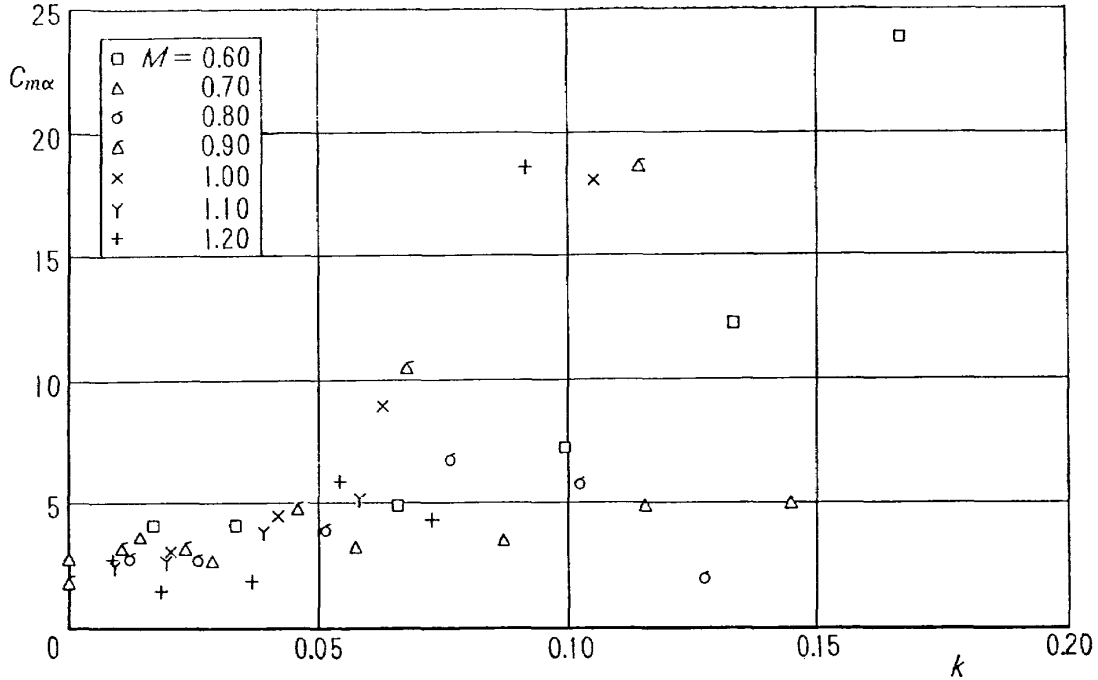


図 9 (b)

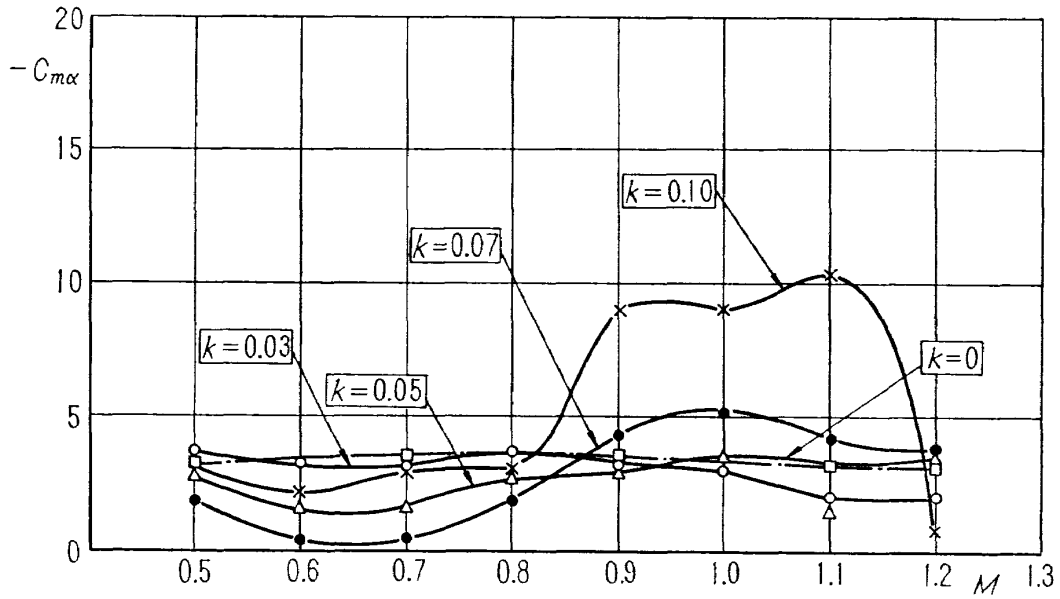


図 10 (a)

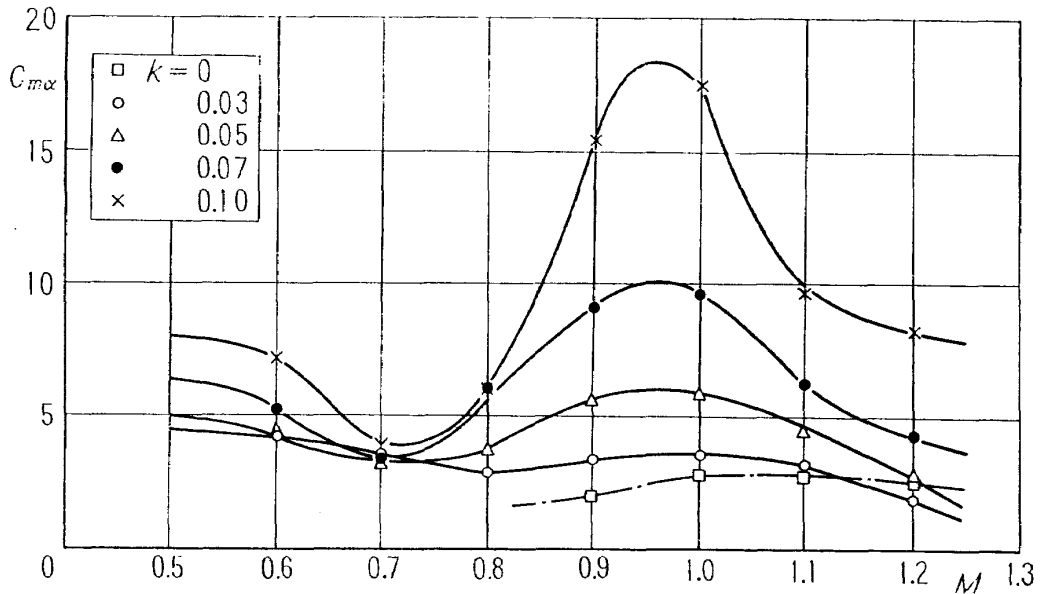


図 10 (b)

その無次元振動数をパラメータとしてマッハ数について示すと図 12 (a), (b) のごとくなり、音速付近でそれぞれの絶対値が大きくなっている。これらをさらに詳しく調べるために down wash lag derivative  $C_{m\dot{\alpha}}$  と pitch damping derivative  $C_{m\dot{q}}$  に分離し、図 13 (a), (b) におおのこの down wash lag derivative  $C_{m\dot{\alpha}}$  を図 14 (a), (b) におおのこの pitch damping derivative  $C_{m\dot{q}}$  を示す。これらの図より振動数が小さいときは  $C_{m\dot{q}}$  は減衰で、 $C_{m\dot{\alpha}}$  が不安定であることが理解される。一方、振動数が大きくなると支持点が前方にあるときに  $C_{m\dot{q}}$  は減衰で  $C_{m\dot{\alpha}}$  は不安定となる傾向を示し、支持点が後方にある場合には  $C_{m\dot{q}}$  は不安定で  $C_{m\dot{\alpha}}$  は減衰し安定である。マッハ数についての影響はあまり明らかでないが遷音速域で著しく変動し、複雑な様相を示していることが理解され



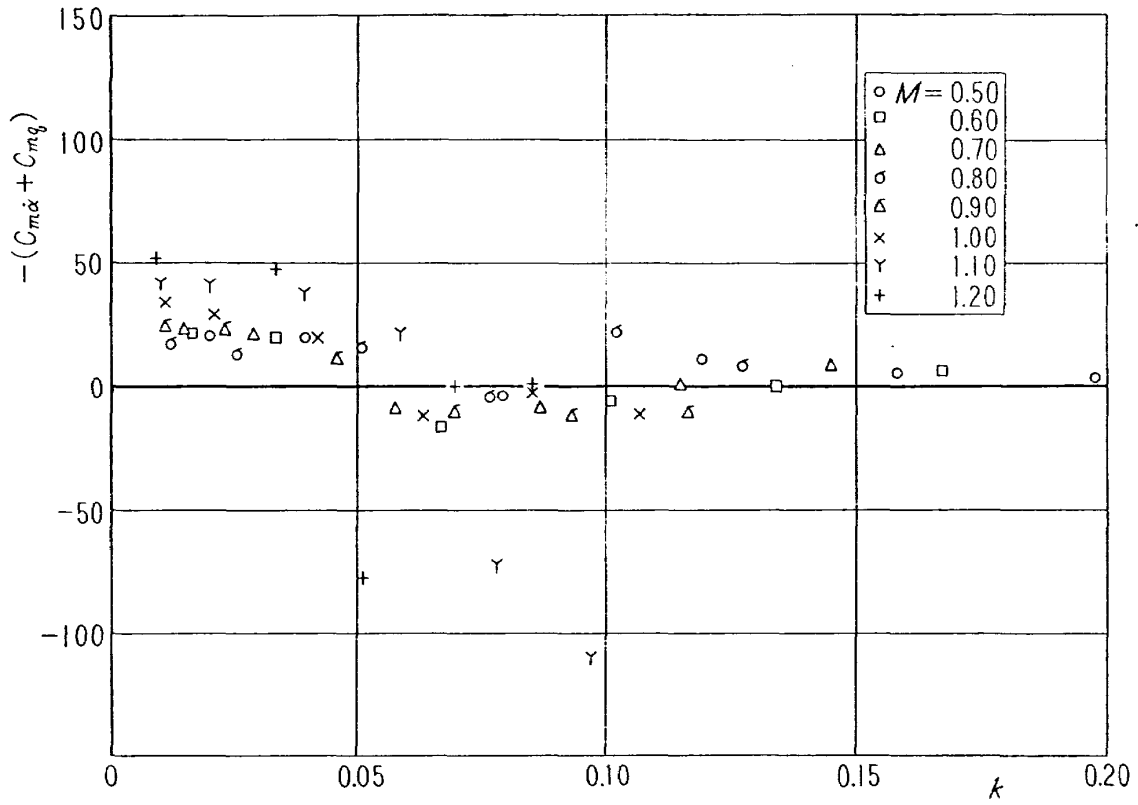


図 11 (a)

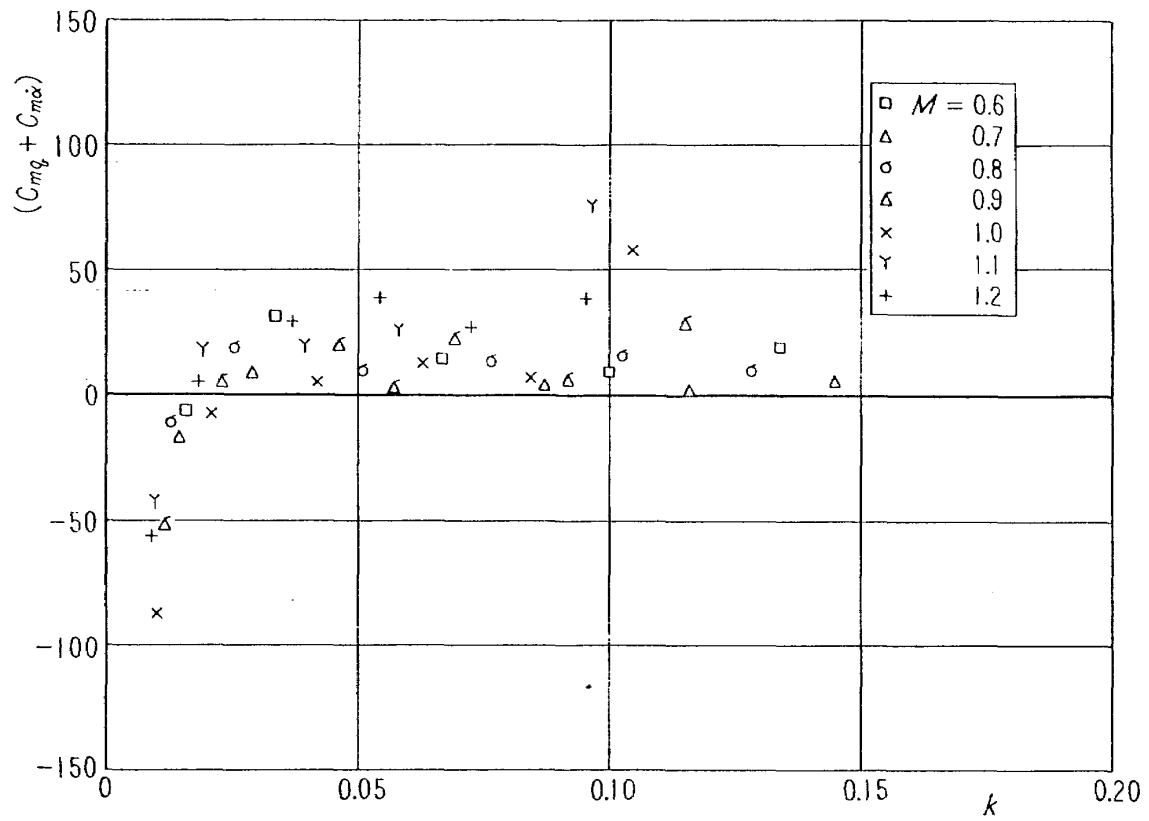


図 11 (b)

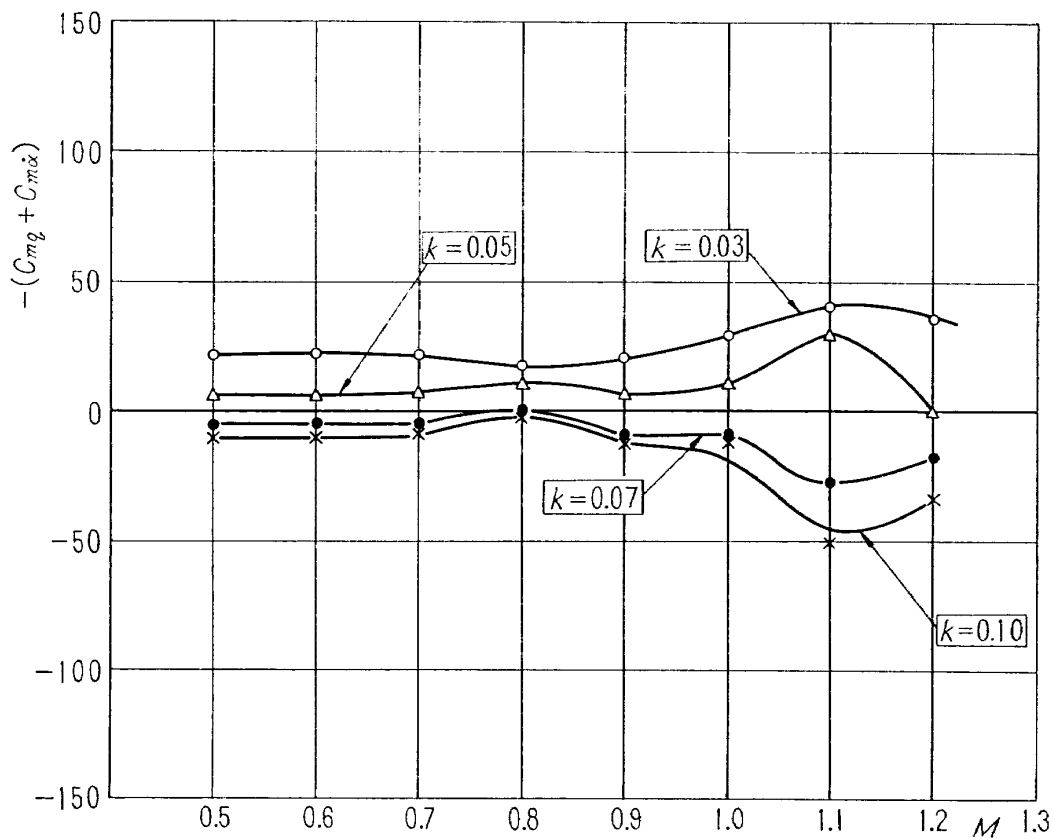


図 12 (a)

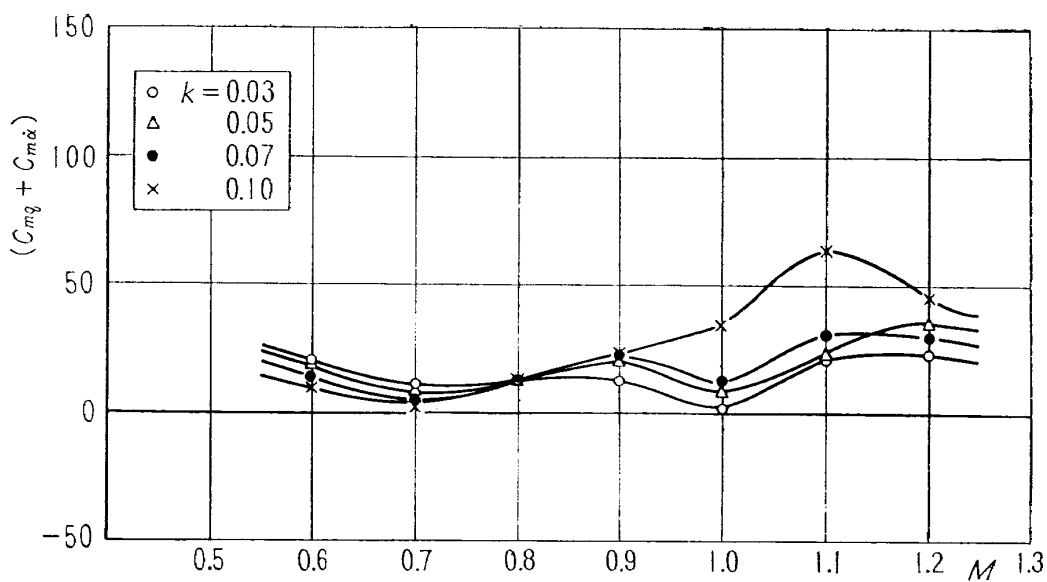


図 12 (b)

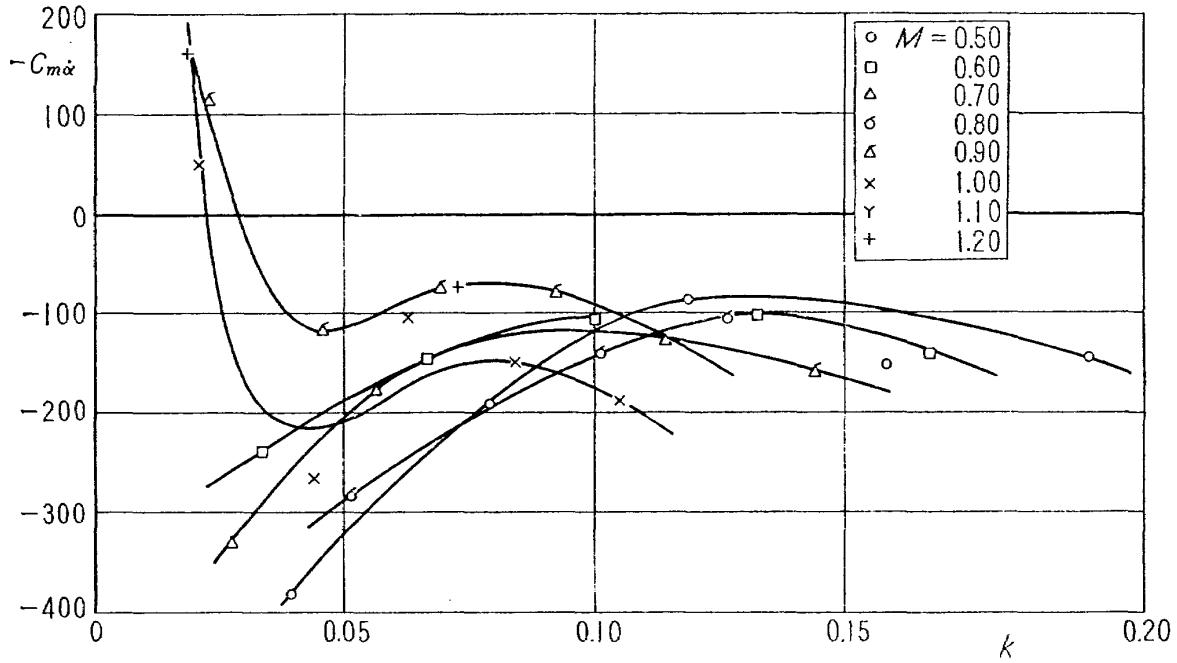


図 13 (a)

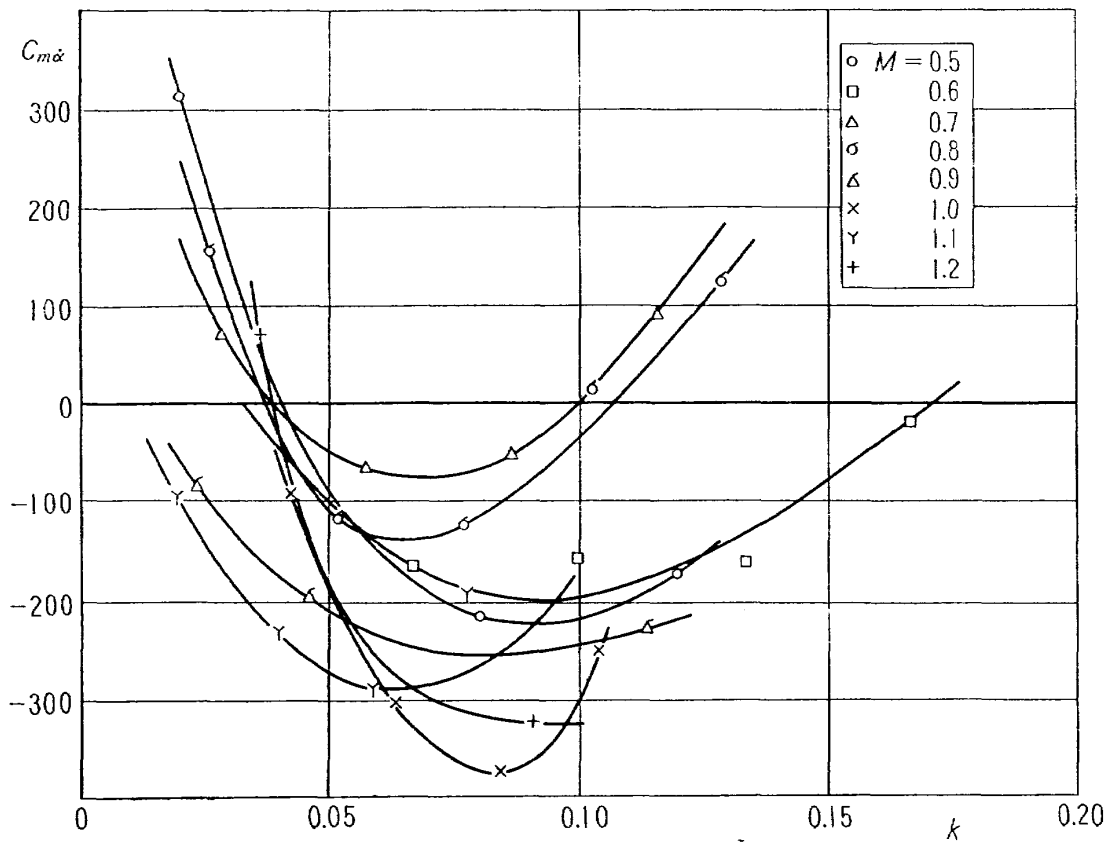


図 13 (b)

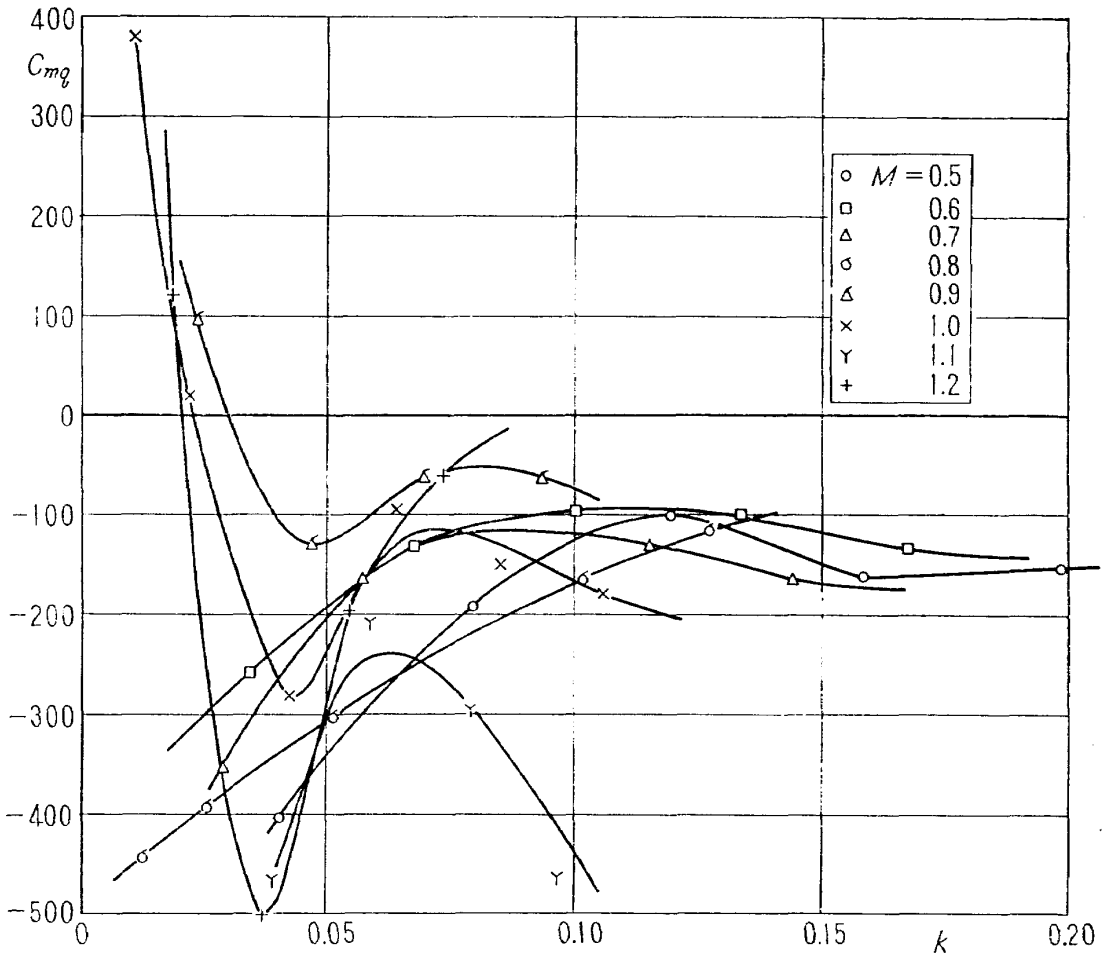


图 13 (a)

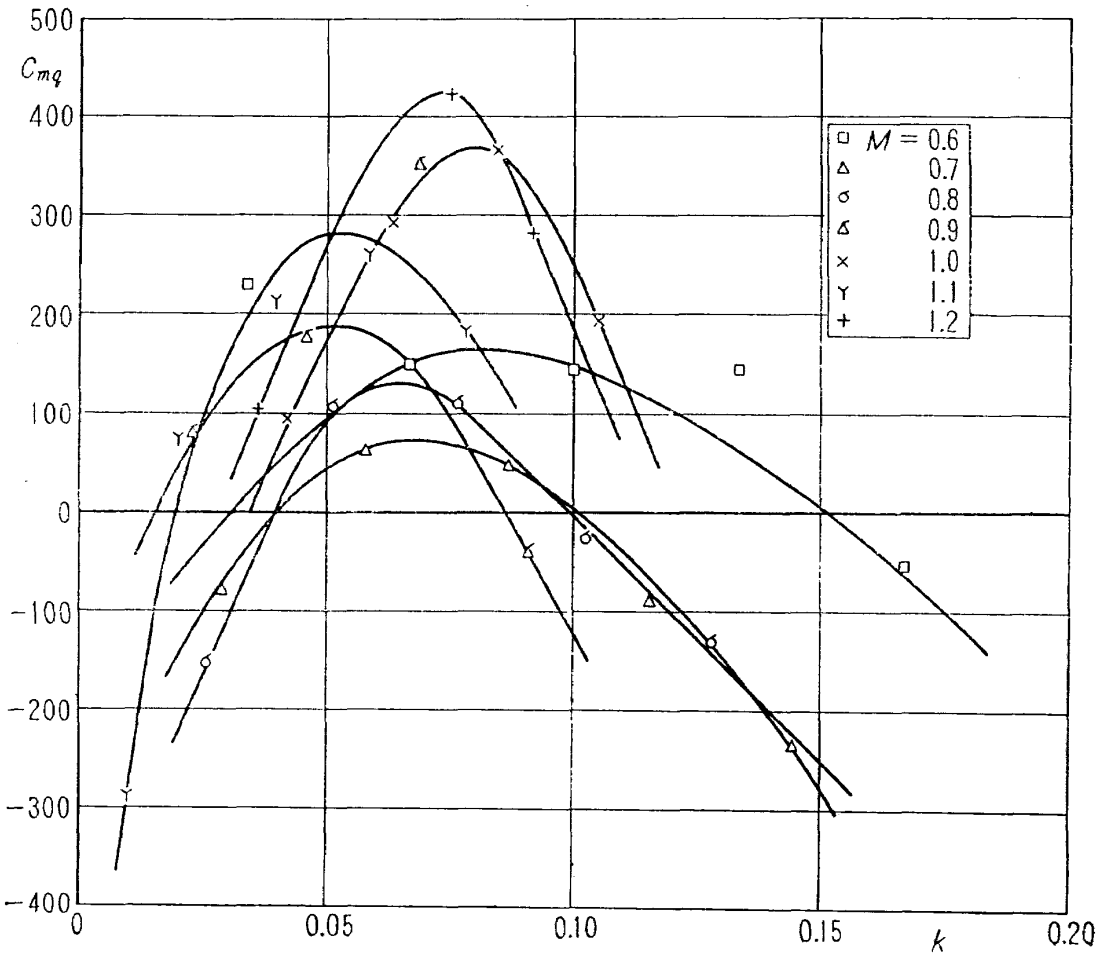


图 14 (b)

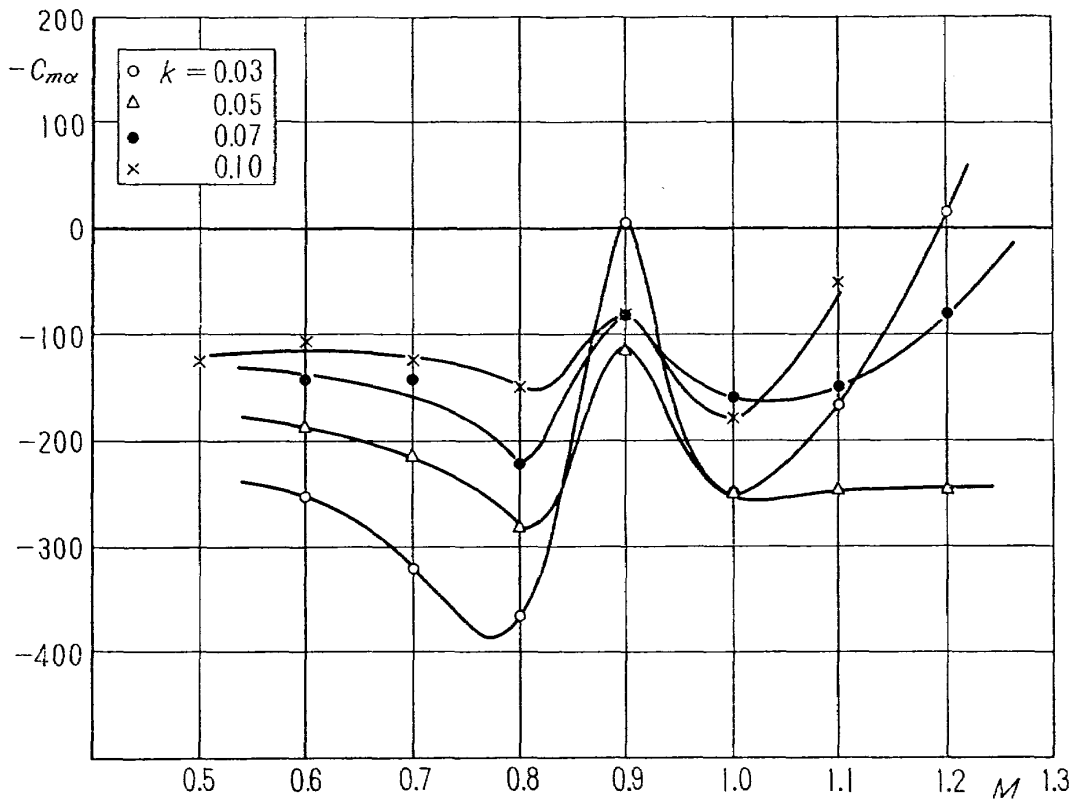


図 15 (a)

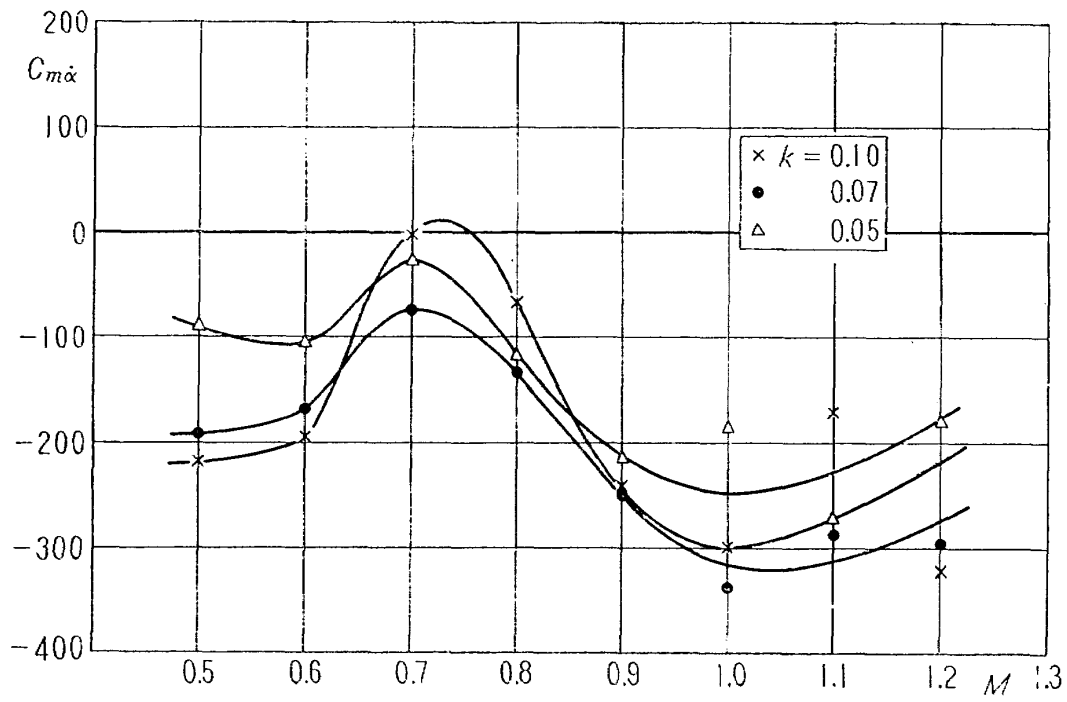


図 15 (b)

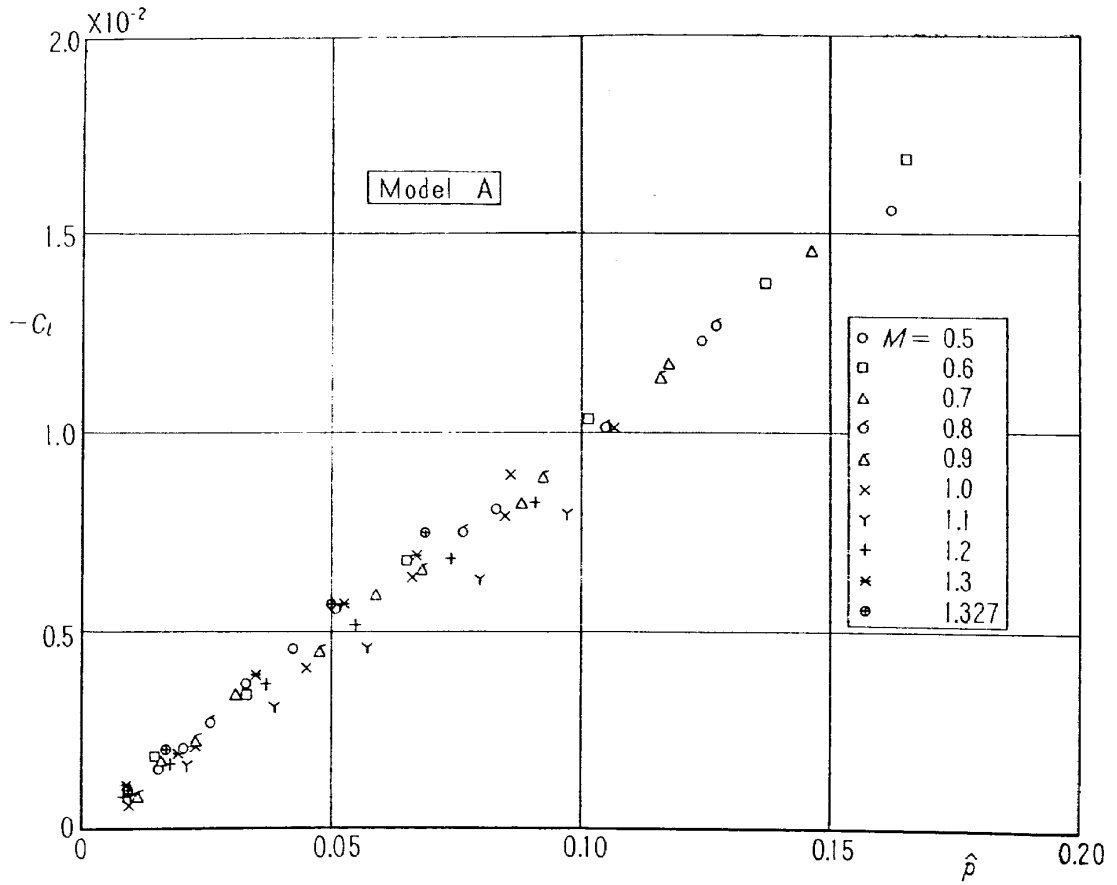


图 16 (a)

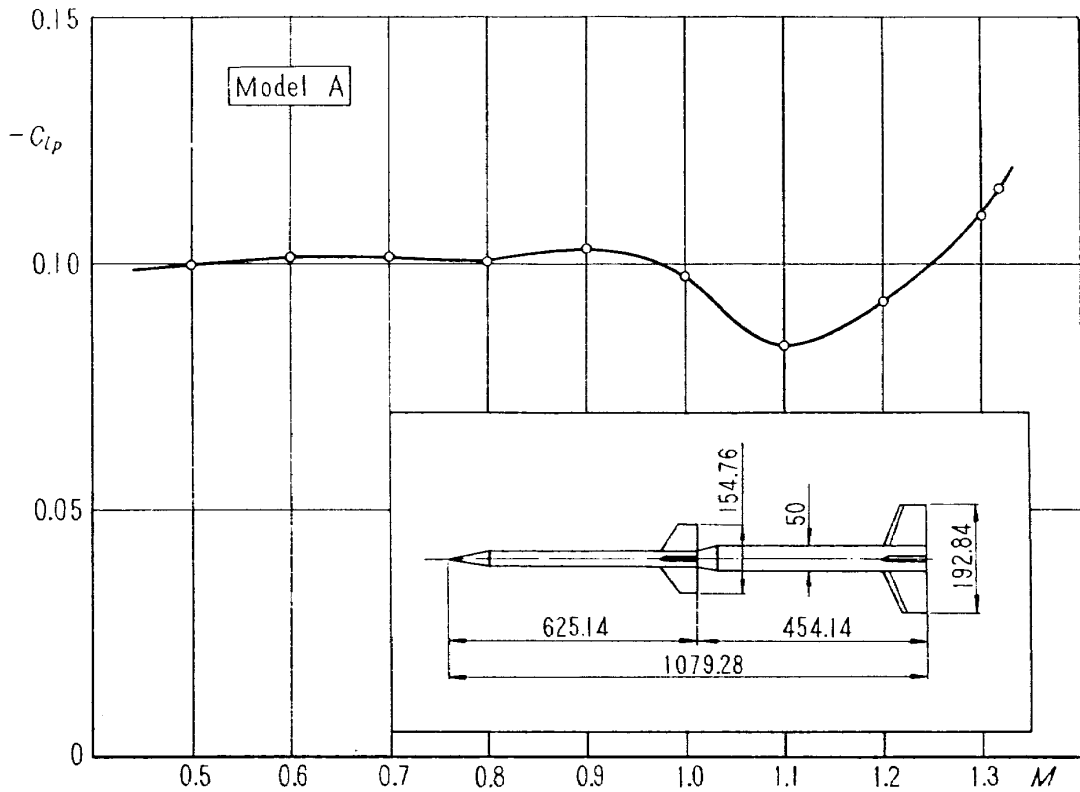


图 16 (b)

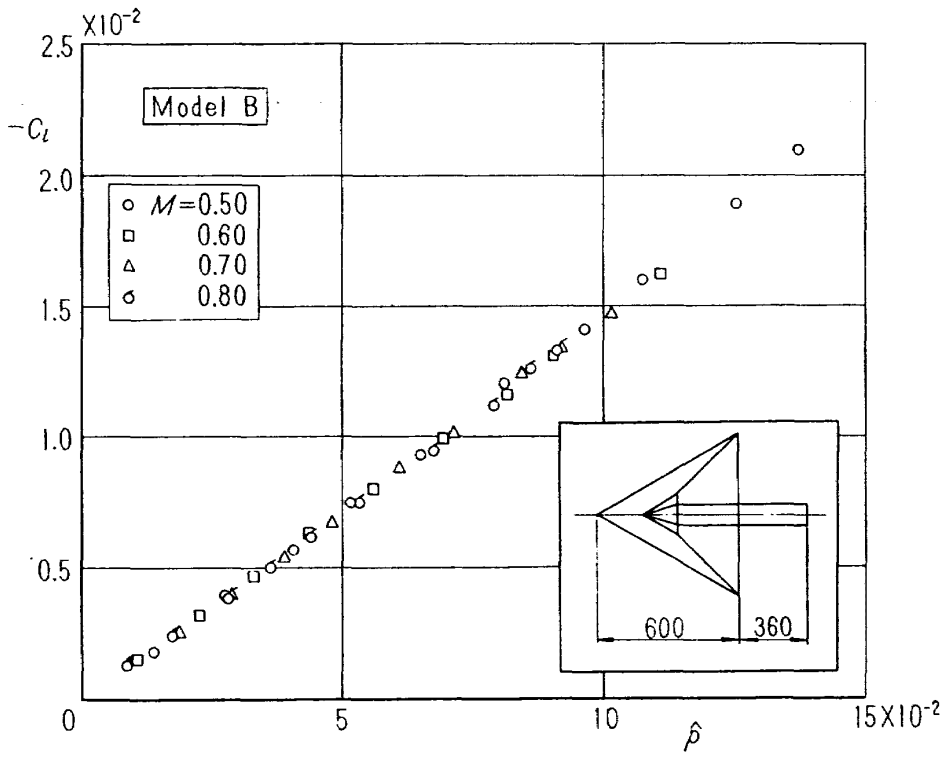


図 17 (a)

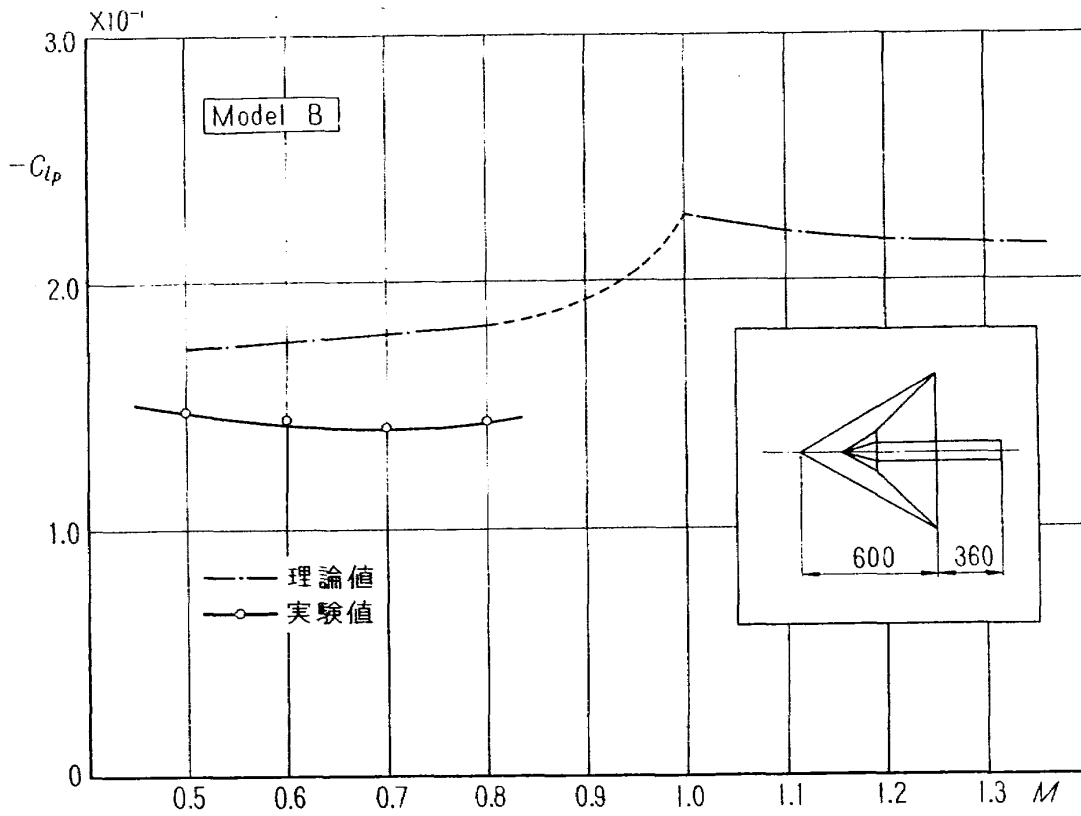


図 17 (b)

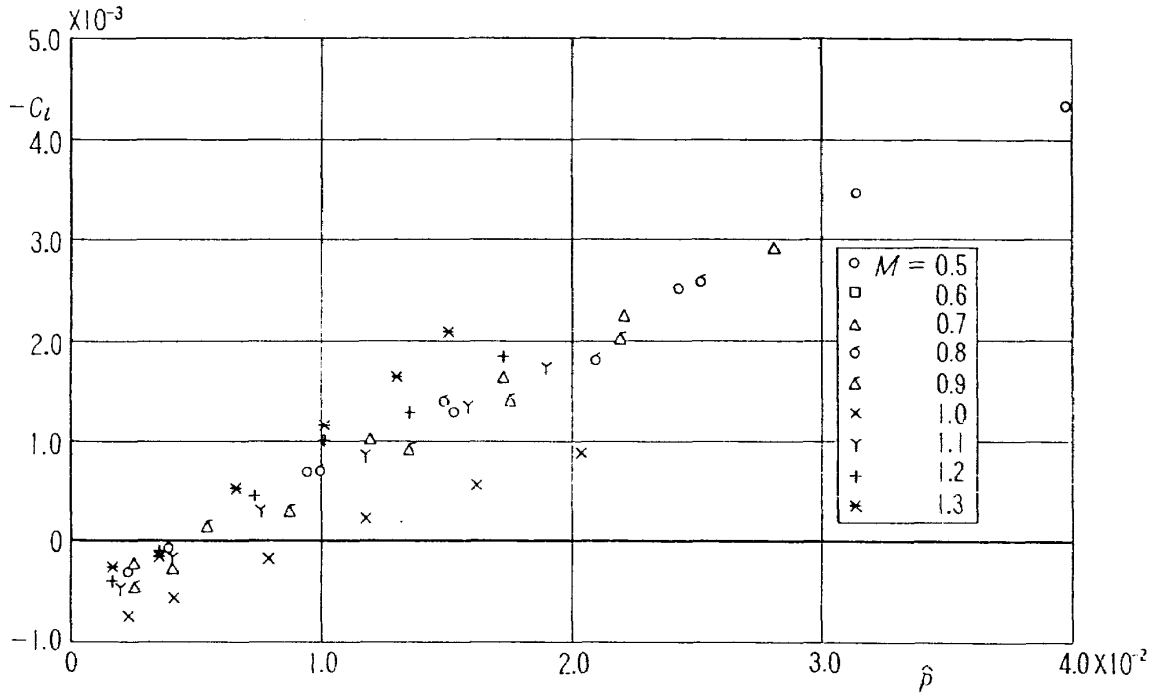


図 18 (a)

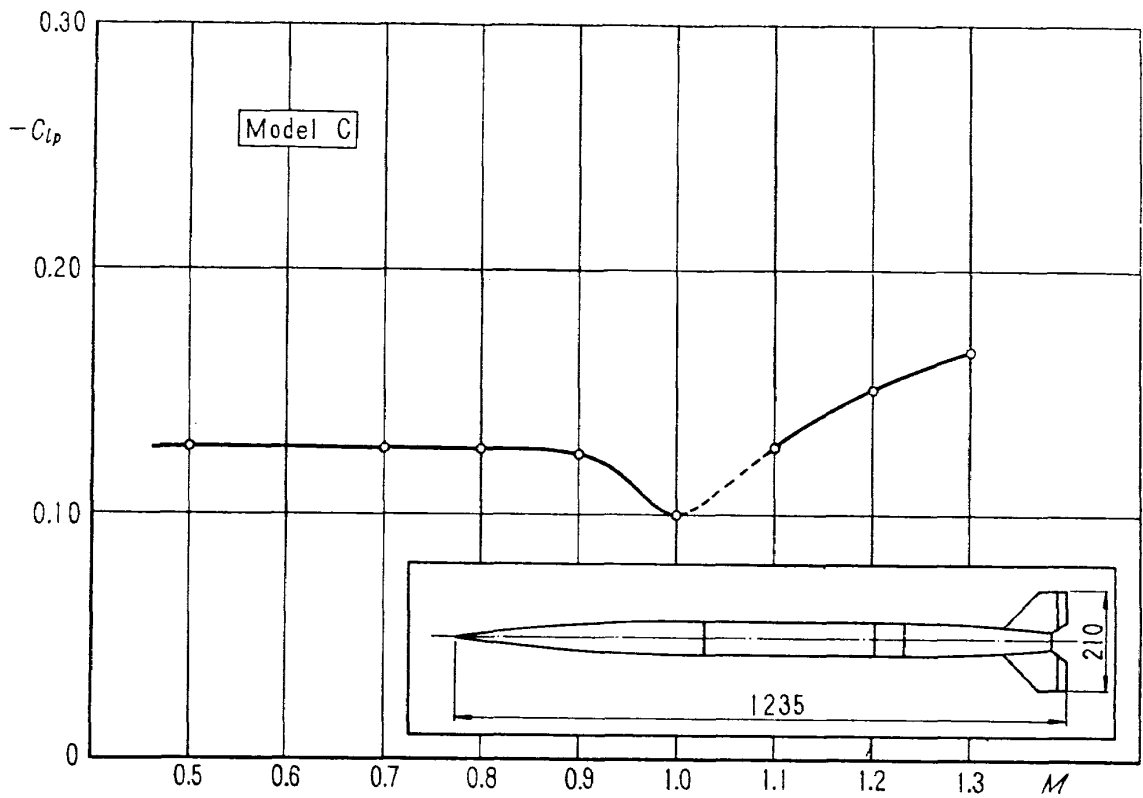


図 18 (b)



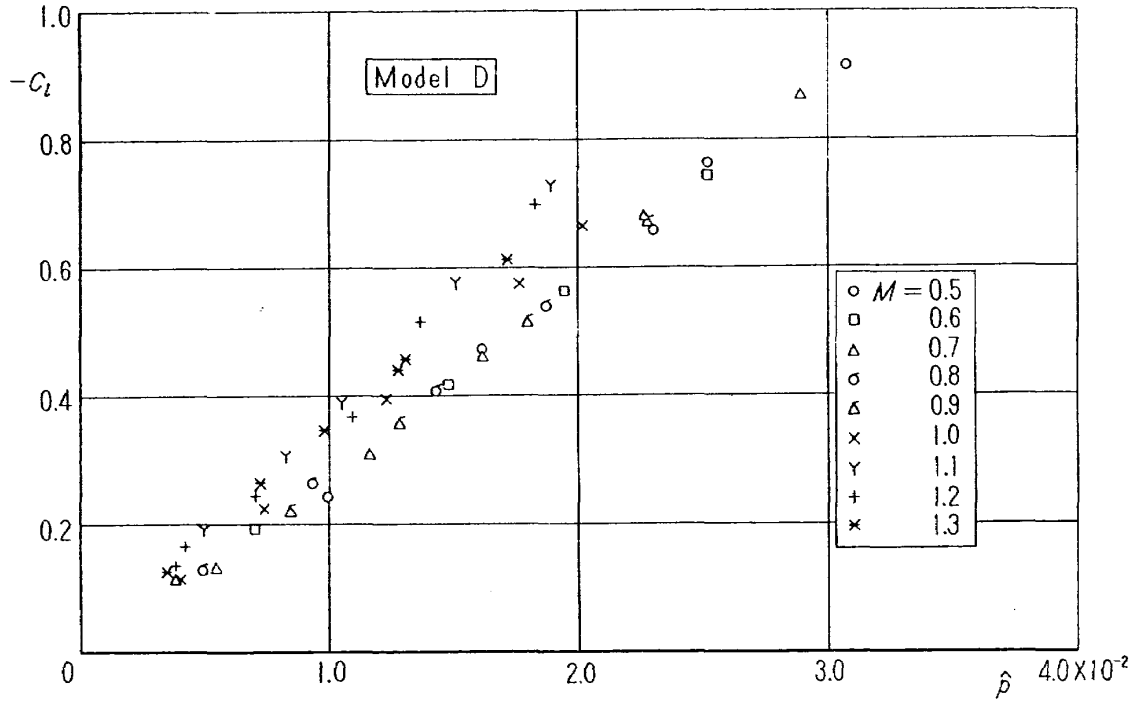


図 19 (a)

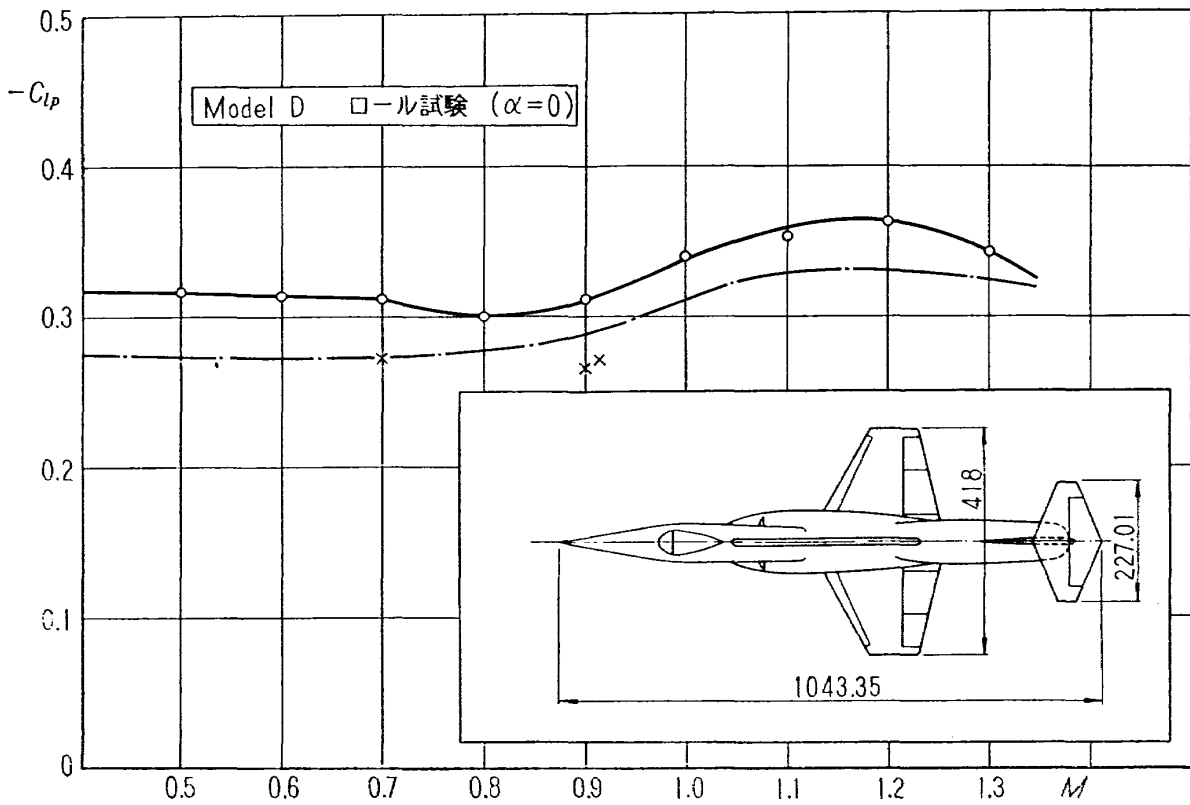


図 19 (b)

る。図 15 (a), (b) 参照)。

次に 4 種類の模型 A, B, C および D について行なわれたローリング試験の結果を示す。図 16 (a) は模型 A を主軸まわりに定常回転して測定したローリング・モーメント係数と無次元回転数の関係を示す。図より明らかなごとく、各マッハ数についてローリング・モーメント係数は無次元回転数に比例し、亜音速で相似則を満足している。これより roll damping derivative を求めたものを同図 (b) に示す。マッハ数 1.1 付近でいったん減少し、超音速でふたたび増加する傾向を示している。図 17 (a), (b) に模型 B について同様なローリング・モーメント係数と roll damping derivative を示す。図より明らかなごとく亜音速でほとんど完全に相似則を満足し、一定の roll damping derivative の値を示している。図中、破線で示された曲線は slender body theory により計算された理論値で、実験値と相当の差が見られる。図 18 (a), (b), 図 19 (a), (b) にそれぞれ模型 C, D について測定されたデータを示す。

#### 実験方法および結果についての考察

ピッチング試験の測定精度は、 $C_{m\dot{\alpha}}$  については振動数の低い所で精度がよく、逆に時間微分を含む  $C_{m\ddot{\alpha}} + C_{m\dot{q}}$ ,  $C_{m\ddot{\alpha}}$  および  $C_{m\dot{q}}$  は振動数が十分高くないと精度よく測定できない。これは運動方程式の性質上避けられない点であり、無次元振動数を広範囲に変えることの困難さの一因でもある。実験に際して模型の大きさ、振動数を適当に選ぶこと、およびこれらに適した天秤受感素子を選ぶことが重要である。

模型の慣性力の影響についてはできるだけこれを軽減する方針で、今回の細長物体模型は強度的に許される範囲で可能な限り軽量に作られ、ただ重心位置を支持点とすることにより重心移動による慣性力を除いた。

加振機構の機械系の非直線性のため、その加速度は高い振動数で高調波歪が現われてくる。したがってデータは天秤出力に電気的な低域ろ波器を用いて基本波について解析を行なった。データの解析に電気的アナライザーを用いる場合慣性力をいかに取り扱うか今後の問題と考えられる。

ピッチング試験に用いた模型は動的試験が最も困難と考えられる二段式ロケット模型で、空気力が慣性力に比して小さく、理論的にも前後翼の干渉があり空力微係数の推定が非常に困難なものである。得られた結果は  $C_{m\dot{q}} + C_{m\ddot{\alpha}}$  が無次元振動数のある値より符号が変わり安定より不安定に移ることがわかった。

## 6. 結 論

- (1) 油圧サーボ方式を用い、inexorable method の動安定試験装置を試作し、遷音速風洞で作動させた。
- (2) 供試模型はピッチングに関しては二段式ロケット模型の  $C_{m\dot{\alpha}}$ ,  $C_{m\ddot{\alpha}}$ ,  $C_{m\dot{q}} + C_{m\ddot{\alpha}}$  を、ローリ

ング試験で AGARD-F, 一段式ロケットおよび二段式ロケット模型, 小型高速機のロール減衰微係数を測定した。

(3) 得られた結果はピッチング試験で測定精度の点で若干の不備があるが今後の改良により本方式で多種類の動安定微係数を測定し, 広範囲のパラメータについて試験が可能であることがわかった。

(4) 測定された空力微係数はローリング試験に関してはこれまでの結果とだいたい一致し, よい結果を得た。ピッチング試験については動安定微係数の無次元周波数・マッハ数に対する効果がわかった。

本実験の遂行にあたっては, 動安定装置の設計, 製作について三菱重工業(株)名古屋航空機製作所に, また, その運転, 計測については遷音風洞制御研究室および計測研究室の多大の協力を得た。また, 模型計画およびデータ処理については研究室の相沢敏明技官に負うところが大きであった。

## 文 献

- 1) Lee Arnold: Dynamic Measurements in Wind Tunnels, AGARD graph 11, (1955).
- 2) Orlik.Ruckemann, K., Olsson. C. O.: A Method for the Determination of the Damping-in-pitch of semi-span Models in High-speed Wind Tunnels and some Resules for a Triangular Wing. FFA Report 62, (1956).
- 3) 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 (第一報), 航技研報告 TR-56, (昭和 38).
- 4) Bratt, J. B., Wight, K. C. and Chinneck, A.: Free Oscillations of an Aerofoil about the Half-chord Axis at High Incidences, and Pitching Moment Derivatives for Decaying Oscillations. ARC R & M 2214. (1940).
- 5) W. J. Tuovila and Robert W. Hess: Aerodynamic Damping at Mach Number of 1.3 ank 1.6 of a Control Surface on a Two-dimensional Wing by the Free-Oscillation Method. NASA TN D-116, (1960/2).
- 6) H. Daughady, E. Duwaldt and I. Statler: Measurement of Dynamic Stability Derivatives in the Wind Tunnel. WADC TR 57-274, (1957).
- 7) Bernard Etkin: Dynamics of Flight. John Willey & Sons, (1958).
- 8) H. F. Emerson and R. C. Robinson: Experimental Wind Tunnel Investigation of the Transonic Damping-in-Pitch Characteristics of Two Wing-Body Combination. NASA MEMO 11-30-58A. (1958).
- 9) J. B. Bratt, W. G. Raymer and K. C. Wight: Measurements of the direct pitching moment derivar-tives for two dimensional flow at subsonic and supersonic speeds. ARC & M 3257 (1959/1).
- 10) R. L. Halfman: Experimental aerodynamic derivatives of a sinusoidally oscillating airfoil in two-dimensional flow. NASA Report 1108, (1952).
- 11) B. H. Beam: A Wind-Tunnel Test Technique for measuring the Dynamic Rotary Stability Deriva-tives including the Cross Derivatives at High Mach Number. NASA Report 1258, (1956).
- 12) J. B. Bratt: Wind Tunnel Technique for the Measurements of oscillatory Derivatives. ARC R & M 3319, (1960).

<p>NAL TR-93 航空宇宙技術研究所 遷音速動安定試験</p> <p>1965年10月 25ページ</p> <p>遷音速動安定係数測定装置について、その概要と計測データ処理の原理について説明し、さらに二三の模型の風洞試験結果について示した。</p> <p>測定した微係数は、二段式ロケット模型の <math>C_{ma}</math>, <math>C_{ma}^i</math> および <math>C_{mq} + C_{ma}^i</math> と AGARD-F, 一段式, 二段式ロケット模型および小型高速機の <math>C_{lp}</math> である。この試験結果によれば、ローリング試験は良好であったが、ピッチング試験については精度の点で、多少の不備が認められた。今後若干の改良を施すことによって、さらに多くの動安定微係数測定が可能になるものと期待される。</p>	<p>I. 小橋安次郎 河野 長正 西 武徳</p> <p>II. NAL TR-93</p> <p>III. 533.6.07</p>	<p>NAL TR-93 航空宇宙技術研究所 遷音速動安定試験</p> <p>1965年10月 25ページ</p> <p>遷音速動安定係数測定装置について、その概要と計測データ処理の原理について説明し、さらに二三の模型の風洞試験結果について示した。</p> <p>測定した微係数は、二段式ロケット模型の <math>C_{ma}</math>, <math>C_{ma}^i</math> および <math>C_{mq} + C_{ma}^i</math> と AGARD-F, 一段式, 二段式ロケット模型および小型高速機の <math>C_{lp}</math> である。この試験結果によれば、ローリング試験は良好であったが、ピッチング試験については精度の点で、多少の不備が認められた。今後若干の改良を施すことによって、さらに多くの動安定微係数測定が可能になるものと期待される。</p>	<p>I. 小橋安次郎 河野 長正 西 武徳</p> <p>II. NAL TR-93</p> <p>III. 533.6.07</p>
<p>NAL TR-93 航空宇宙技術研究所 遷音速動安定試験</p> <p>1965年10月 25ページ</p> <p>遷音速動安定係数測定装置について、その概要と計測データ処理の原理について説明し、さらに二三の模型の風洞試験結果について示した。</p> <p>測定した微係数は、二段式ロケット模型の <math>C_{ma}</math>, <math>C_{ma}^i</math> および <math>C_{mq} + C_{ma}^i</math> と AGARD-F, 一段式, 二段式ロケット模型および小型高速機の <math>C_{lp}</math> である。この試験結果によれば、ローリング試験は良好であったが、ピッチング試験については精度の点で、多少の不備が認められた。今後若干の改良を施すことによって、さらに多くの動安定微係数測定が可能になるものと期待される。</p>	<p>I. 小橋安次郎 河野 長正 西 武徳</p> <p>II. NAL TR-93</p> <p>III. 533.6.07</p>	<p>NAL TR-93 航空宇宙技術研究所 遷音速動安定試験</p> <p>1965年10月 25ページ</p> <p>遷音速動安定係数測定装置について、その概要と計測データ処理の原理について説明し、さらに二三の模型の風洞試験結果について示した。</p> <p>測定した微係数は、二段式ロケット模型の <math>C_{ma}</math>, <math>C_{ma}^i</math> および <math>C_{mq} + C_{ma}^i</math> と AGARD-F, 一段式, 二段式ロケット模型および小型高速機の <math>C_{lp}</math> である。この試験結果によれば、ローリング試験は良好であったが、ピッチング試験については精度の点で、多少の不備が認められた。今後若干の改良を施すことによって、さらに多くの動安定微係数測定が可能になるものと期待される。</p>	<p>I. 小橋安次郎 河野 長正 西 武徳</p> <p>II. NAL TR-93</p> <p>III. 533.6.07</p>

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)	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, 藪田光弘 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)	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	埴武敏, 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
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 振りの場合の理論 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8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 喬

## 航空宇宙技術研究所報告93号

昭和40年10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 1,880  
電話武蔵野(0422)(4)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