

UDC 629.7.018.1  
: 533.6.011.35  
: 533.6.013.417

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-196

回転式動安定測定装置による遷音速試験

小橋安次郎・河野長正  
西武徳・宮沢政文

1970 年 5 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- |         |  |           |  |
|---------|--|-----------|--|
| TR-175  | 低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について<br>—失速フラッタの研究 II—<br>Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers  | 1969年 6 月 | 中村 泰治, 磯貝 紘二<br>江尻 宏                         |
| TR-176  | 軸流回転機の翼の振動について<br>(I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布<br>On the Vibration of Turbomachine Blades<br>(I) Natural Frequency Mode and Stress Distribution   | 1969年 7 月 | 宮地 敏雄, 星谷 昌二<br>祖父江 靖, 網干 三郎<br>岩部 柱相, 武田 克己 |
| TR-177  | 固体ロケットモータの推力大きさ制御の研究<br>—特性と小型モータによる実験—<br>Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors<br>—Characteristic Analysis and Small Motor Tests                                       | 1969年 7 月 | 五代 富文, 湯沢 克宜<br>伊藤 克弥, 西村 久雄                 |
| TR-178  | 測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリクスに対する必要条件<br>Necessary Conditions for the Optimal Weighting Matrices of Quadratic Performance Index to Maximize the Measure of the Controllable Set | 1969年 7 月 | 川 幡 長勝                                       |
| TR-179  | テフロン of 非定常アブレーションの測定<br>Measurements of Transient Ablation of Teflon  | 1969年 8 月 | 野 村 茂昭                                       |
| TR-180  | 鈴鹿山脈付近における乱気流の観測<br>Measurement and Analysis of Atmospheric Turbulence over the Suzuka   | 1969年 8 月 | 竹内 和之, 小野 幸一<br>山根 皓三郎, 岡 遠一<br>外崎 得雄        |
| TR-181  | 振動翼における表面非定常圧力の測定<br>—失速フラッタの研究(III)—<br>Unsteady Surface Pressure on an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter                | 1969年 8 月 | 中村 泰治, 磯貝 紘二<br>江尻 宏                         |
| TR-182  | 点束縛のある板の振動について<br>On the Natural Vibration of Plates Restrained at Several Points  | 1969年 9 月 | 塙 武敏, 多田 保夫<br>泉 日出夫, 越出 慎一                  |
| TR-183  | 軸流圧縮機動翼取付部の強度についての実験的研究<br>—隙間のあるピン接合部—<br>Experimental Investigation of Strength of Axial Flow Compressor Blade Root<br>—Pin Joint Lug having Clearance between Pin and Pin Hole— | 1969年 9 月 | 池田 為治, 山 岸 崇                                 |
| TR-184T | An Improved Method of Designing and Calculating the Minimal Wave Drag Configuration by Supersonic and Moment of Area Rules   | Oct. 1969 | Kenneth K. Yoshikawa                         |
| TR-185  | FRP ロケットノーズコーンの赤外線輻射による加熱実験<br>Thermal Characteristics of FRP Rocket Nosecone  | 1969年11月  | 小川 鑣一, 遠藤 修司                                 |
| TR-186  | ロケット搭載用伝送線路型アンテナの解析<br>The Analysis on Transmission-line Rocket Antennas   | 1969年12月  | 田 畑 浄治, 桜井 善雄<br>三浦 雅男, 松崎 良継<br>塚本 憲男       |
| TR-187  | ホール効果を用いた地磁気式姿勢計の研究<br>A Magnetic Attitude Measuring Instrument Applying the Hall Effect   | 1969年12月  | 木 村 茂, 田畑 浄治<br>松崎 良継                        |

# 回転式動安定測定装置による遷音速試験\*

小橋 安次郎\*\*・河野 長正\*\*\*

西 武徳\*\*・宮沢 政文\*\*

## Dynamic Stability Test in a Transonic Wind Tunnel with a Rotary System

By Yasujirō KOBASHI, Nagamasa KONO, Takenori NISHI,  
and Masafumi MIYAZAWA

A method is explored for extracting various kinds of aerodynamic derivatives from forces measured in a wind tunnel by rotating a model through a bent rotary sting and a straight rotary sting with attack angles. The experiments are conducted with several models, and the dynamic damping and stiffness derivatives of each longitudinal and lateral direction are obtained. The results of the experiments revealed that this technique is very suitable for dynamic tests in a wind tunnel because of small inertia effect, simple model drive and easy measurement of steady dynamic derivatives which are important at steady turning flight. As the measured derivatives are not obtained from pure modes of movement such as pitching or plunging, so that it is necessary to check whether the assumption of linearity is satisfied. Comparison between the present results and those obtained from the conventional methods showed fairly good agreement. The number of measurements is limited at present, but the obtained values agreed well with theoretical predictions.

### 1. 序 論

すでに発表した動安定測定装置は、ピストン駆動の強制加振方式によるもので、各種の動安定微係数を独立に求めることができる点できわめてすぐれた方法であることが明らかとなった。ただ、この方式では模型に正確な運動を与えるためピストンを駆動する油圧の精密な制御を必要とすること、また特に高い加振周波数領域で模型運動による慣性力が大きくなり、このため天秤の測定値から空気力と慣性力を区別しなければならない等の問題がある。これらの問題のうち模型運動の正確さを期待するためには、油圧の制御装置を電子計算機によってデジタル制御することが最も有効で、現に米国ではわれわれと全く同じ型式の装置を計算機と連動させて駆動し、きわめて高精度の試験を行なうことに成功している。筆者等は予算の関係もあり、また現在のアナログ制御方式で一応所期の成果を

得ているので、第一の問題は一応除外し、第二の問題すなわち慣性力の軽減とその打ち消しについて努力を払ってきた。しかし何分にも本装置を使つての試験は煩雑な手順を要するので、簡便に数多くの測定値を得るのには適さない。そこで、ピストン駆動方式の補助的装置として既に設備されたローリング試験装置を改造して回転方式による動安定微係数の測定法を開発した。

装置の原理は次の通りである。すなわち、流れに傾いておかれた模型が任意の軸まわりに回転した場合、その回転は機体の各軸まわりの回転に分解することができ、したがって機体に取り付けられた天秤には回転モーメントの形でそれに応じた空気力が検出される。回転する軸とこれに取り付ける支柱とを流れに対して任意の角度に傾けることによってすべての空力安定微係数の測定ができる。この場合、軸は定常回転をしているから、その駆動はきわめて容易で、その回転数を変えることによって無次元周波数の影響を調べることもでき、また模型重心を回転軸と一致させることによって慣性力の問題も解消させることができるので、ピスト

\* 昭和45年1月20日受付

\*\* 空気力学第二部

\*\*\* 空気力学第一部

ン駆動方式に比べてきわめて簡便である。ただ、模型が流れに傾いて回転するため、各種空力モーメントが同時に現われ、場合によってはこれらが互いに干渉し合う可能性があるから、運動を微小擾乱の範囲に限る必要がある。このため代表的な測定値についてはピストン駆動式動安定測定装置を使って結果をチェックしておくことが望ましい。試験が上述のように模型の回転に基づいているので、この新しい装置をピストン駆動による方式と比較するため回転式動安定測定装置と呼ぶことにし、本論文では主として回転式動安定測定装置の構造とその作動原理を述べ、これを使って得た 2, 3 の測定結果をピストン駆動方式の測定結果と比較する。

## 2. 記 号

$U_{\infty}$ : 一様流速度  
 $\rho_{\infty}$ : 一様流空気密度  
 $q_{\infty}$ : 一様流動圧  $\left(\frac{1}{2}\rho_{\infty}U_{\infty}^2\right)$   
 $M_{\infty}$ : 一様流マッハ数  
 $\alpha$ : 迎角  
 $\beta$ : 横切り角  
 $f$ : 振動数  
 $\omega$ : 角振動数  $(=2\pi f)$   
 $\varphi$ : 位相遅れ, 進む方向を正とする  
 $t$ : 時間  
 $S$ : 面積  
 $S_R$ : 基準面積  
 $b$ : 全翼幅, 横方向の空力係数, 微係数に対する基準長さ  
 $c$ : 翼弦長  
 $\bar{c}$ : 平均翼弦, 縦方向の空力係数, 微係数に対する基準長さ  
 $k$ : 無次元振動数  $(=\omega\bar{c}/2U_{\infty})$   
 $\bar{\omega}$ : 有効無次元振動数  $(=2kM_{\infty}/|M_{\infty}^2-1|)$   
 $i, j, k$ : 機体軸の単位ベクトル  
 $I, J, K$ : 風軸の単位ベクトル  
 $A$ : 模型の取付け角度 (図 1 参照)  
 $\Theta$ : ベクトル  $I \times i$  から  $k$  軸へ測られる角度  
 $x, y, z$ : 機体軸, 機体軸方向の変位  
 $X$ : 軸力 ( $x$  方向)  
 $Y$ : 横力 ( $y$  方向)  
 $Z$ : 垂直力 ( $z$  方向)  
 $L$ : 横揺れ (ローリングモーメント)  
 $M$ : 縦揺れ (ピッチングモーメント)  
 $N$ : 偏揺れ (ヨーイングモーメント)

$C_x, C_y, C_z$ : 空力係数

$C_l, C_m, C_n$ : モーメント係数

以下のベクトル表示および演算において, たとえばベクトル  $I$  と  $J$  の内積を  $I \cdot J$ , 外積を  $I \times J$  で示すことにする。

$E_s$ : 歪計増幅器の感度

$\theta$ : 縦揺れ角 (ピッチ角)

$\phi$ : 横揺れ角 (ロール角)

$\psi$ : 偏揺れ角

$p$ : 横揺れ角速度

$q$ : 縦揺れ角速度

$r$ : 偏揺れ角速度

$\dot{p}$ : 無次元横揺れ角速度

$\dot{q}$ : 無次元縦揺れ角速度

$\dot{r}$ : 無次元偏揺れ角速度

$U_{\infty}$ : 機体基準点の風軸方向の速度ベクトル  
 $(=U_{\infty} \cdot I)$

$U$ : 機体の  $x$  軸方向の速度ベクトル  $(=U \cdot i)$

$v$ : 機体の  $y$  軸方向の速度ベクトル  $(=v \cdot j)$

$w$ : 機体の  $z$  軸方向の速度ベクトル  $(=w \cdot k)$

$r$ : 位置ベクトル

$r_0$ :  $\tan A$

添 字

$\infty$ : 一様流

0: 振幅

$R$ : 基準 (面積)

$W$ : 胴体部を含む一対の翼

$EW$ : 胴体部を除いた一対の露出翼

$B$ : 胴体

$\alpha, \dot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}, p, q, r$ : 微係数

なお本報告で取扱う範囲内で必要な諸量の無次元化方式を表 1 に示した。各種の空気力学的特性量および無次元量の無次元化は NASA 方式がとられている。

## 3. 回転式動安定装置の作動原理

いま機体が流れに対して傾いておかれているものとし, 流れについての座標系風胴軸をあらわす単位ベクトルを  $(I, J, K)$  (ただし流れの方向を  $I$ ) とする。また機体軸単位ベクトルを  $(i, j, k)$  としてあらわすものとする。

いま, 流れの方向に対する機体の傾き角  $I \cdot i$  を  $A$  で表わすものとする, (図 1, 2 参照) 風胴軸と機体軸の間には

表 1 主要な物理量の無次元表示

|       |   |   |  |
|-------|---|---|--|
| 力     | $C_x = \frac{X}{q_\infty S_R}$                  | $C_y = \frac{Y}{q_\infty S_R}$          | $C_z = \frac{Z}{q_\infty S_R}$           |
| モーメント | $C_l = \frac{L}{q_\infty S_R b}$                | $C_m = \frac{M}{q_\infty S_R \bar{c}}$  | $C_n = \frac{N}{q_\infty S_R b}$         |
| 速度    |   | $\beta = \frac{v}{U_\infty}$            | $\alpha = \frac{w}{U_\infty}$            |
| 角速度   | $\dot{\beta} = \frac{\dot{\beta} b}{2U_\infty}$ | $\dot{q} = \frac{q \bar{c}}{2U_\infty}$ | $\dot{r} = \frac{r b}{2U_\infty}$        |
| 加速度   |   | $\frac{\dot{\beta} b}{2U_\infty}$       | $\frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2U_\infty}$ |

|  |  |  |  |
|--|--|--|--|
| $C_{x\alpha} = \frac{\partial C_x}{\partial \alpha}$ | $C_{x\dot{\alpha}} = \frac{\partial C_x}{\partial (\dot{\alpha} \bar{c} / 2U_\infty)}$ | $C_{xq} = \frac{\partial C_x}{\partial \dot{q}}$ |  |
| $C_{m\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$ | $C_{m\dot{\alpha}} = \frac{\partial C_m}{\partial (\dot{\alpha} \bar{c} / 2U_\infty)}$ | $C_{mq} = \frac{\partial C_m}{\partial \dot{q}}$ |  |
| $C_{y\beta} = \frac{\partial C_y}{\partial \beta}$   | $C_{y\dot{\beta}} = \frac{\partial C_y}{\partial (\dot{\beta} b / 2U_\infty)}$         | $C_{yp} = \frac{\partial C_y}{\partial \dot{p}}$ | $C_{yr} = \frac{\partial C_y}{\partial \dot{r}}$ |
| $C_{l\beta} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta}$   | $C_{l\dot{\beta}} = \frac{\partial C_l}{\partial (\dot{\beta} b / 2U_\infty)}$         | $C_{lp} = \frac{\partial C_l}{\partial \dot{p}}$ | $C_{lr} = \frac{\partial C_l}{\partial \dot{r}}$ |
| $C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta}$   | $C_{n\dot{\beta}} = \frac{\partial C_n}{\partial (\dot{\beta} b / 2U_\infty)}$         | $C_{np} = \frac{\partial C_n}{\partial \dot{p}}$ | $C_{nr} = \frac{\partial C_n}{\partial \dot{r}}$ |

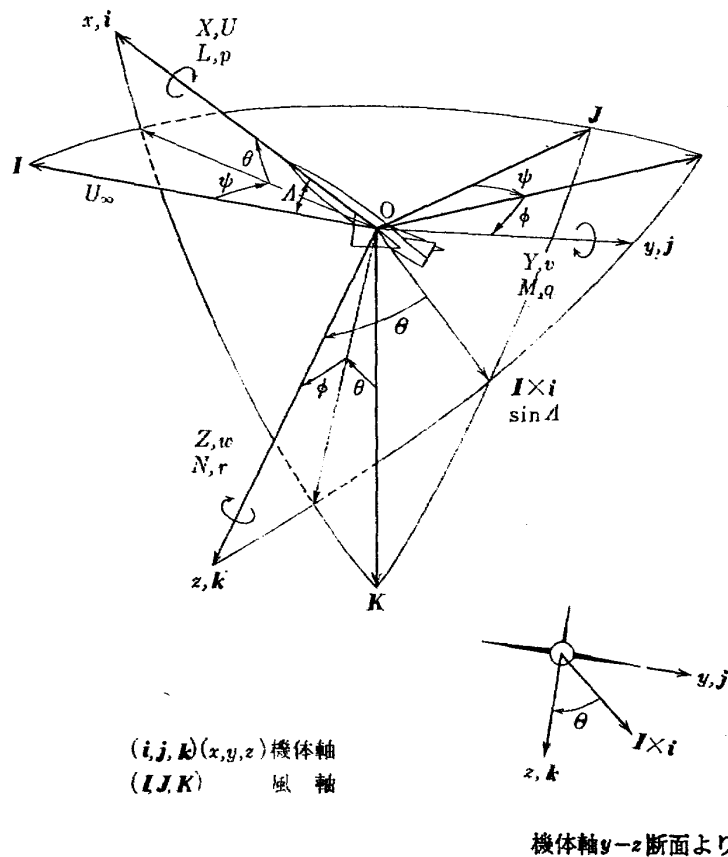


図 1 基準軸および記号



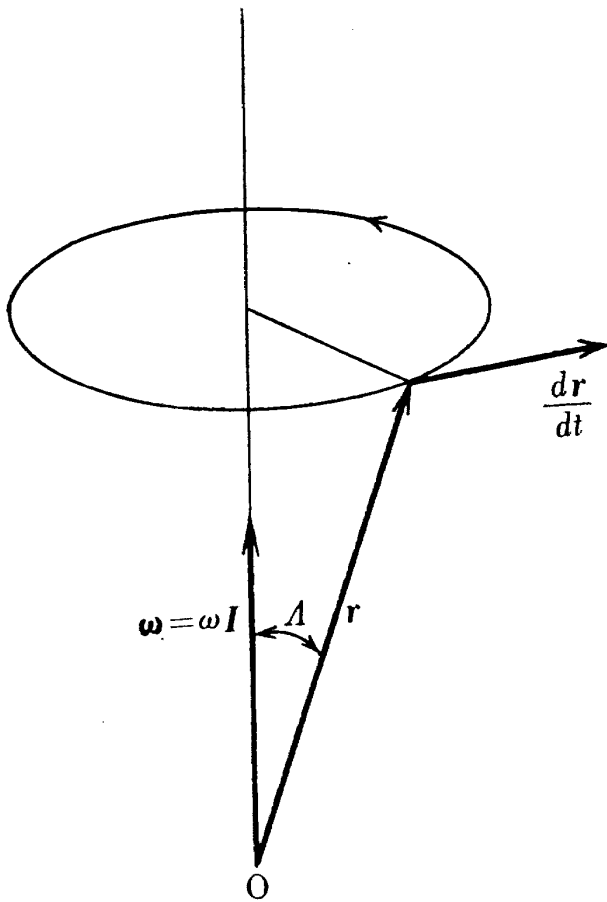


図 3 剛体の図転

|        |                                  |
|--------|----------------------------------|
| 横揺れ角速度 | $p = \omega \cos A$              |
| 縦揺れ角速度 | $q = -\omega \cos \theta \sin A$ |
| 偏揺れ角速度 | $r = \omega \sin \theta \sin A$  |

と表わされる。したがって模型の取付角度  $\theta, A$  に対して  $\alpha, \beta$  が一定にきまり、また模型の軸まわりの回転角速度  $p, q, r$  も  $\omega$  だけの関数で、回転の角位置による変化がないから空気力は定常的に働く。模型にこのような回転を行なわせるためには、流れに沿った回転軸に腕と支柱からなるスティング(曲げスティング)に天秤を介して模型をとりつけ、その重心位置が回転軸と一致するようにすればよい。

この場合、測定された空気力は縦運動に関する諸量と横運動に関する諸量とが互いにカップルしないものとする

縦運動では

$$\begin{cases} Z = Z_\alpha \alpha + Z_q q = Z_\alpha \alpha - Z_q \omega \cos \theta \sin A \\ M = M_\alpha \alpha + M_q q = M_\alpha \alpha - M_q \omega \cos \theta \sin A \end{cases} \quad (7)$$

であるから  $\omega$  を変化させて  $Z$  および  $M$  を測ることによって、 $Z_\alpha, M_\alpha, Z_q, M_q$  を求めることができる。同様に

横運動では

$$\begin{cases} Y = Y_\beta \beta + Y_p p = Y_r r = Y_\beta \beta + Y_p \omega \cos A \\ \quad + Y_r \omega \sin \theta \sin A \\ L = L_\beta \beta + L_p p + L_r r \\ N = N_\beta \beta + N_p p + N_r r \end{cases} \quad (8)$$

において、 $\beta$  は一定であるから  $\theta$  および  $A$  の異なる値に対して  $Y, L, N$  を測ればすべての安定微係数を分離して求めることができる。

以上は機体の各運動モードが互いに独立で、したがって縦運動と横運動の間に干渉がないと仮定しており、機体を過ぎる流れのはく離や、衝撃波の様子が著しく変わらないことを前提としている。このためには  $A$  と  $\theta$  の値および  $\omega$  を余り大きく変えることは許されない。これらの角度範囲の最大値は、 $15^\circ$ 、回転角速度は  $20\pi \text{ rad/sec}$  程度であろうと考えられる。 $\theta, A$  および  $\omega$  を著しく大きくすると最早や線形の仮定が成立しなくなって空気力は、一次の安定微係数だけではなく二次の安定微係数の影響をも受けると考えられる。最も重要な二次微係数はいわゆる Magnus 効果によるもので  $C_{Yap}, C_{Nap}, C_{Z\beta p}, C_{M\beta p}$  などである。一般にこれらの項はロール速度  $p$  が大きいときに現われるものであるが、曲げスティングを使えばこれらの評価も行なうことが可能である。たとえば  $C_{Yap}$  を求めるには、まず  $\theta = 90^\circ$  にセットして模型を回転すると式 (8) より  $\beta = 0, q = 0$  であるから変数は  $\alpha, p$  および  $q$  のみとなる。したがって

$$Y = Y_p p + Y_r r \quad (9)$$

となるが、 $Y_r$  は他の変数の影響を受けず一定であるが、 $Y_p$  は  $\alpha$  に影響されて

$$Y_p = Y_p(0) + Y_p(\alpha) \quad (10)$$

のように表わされる。ここで  $Y_p$  は Magnus 効果によると考えられるから、 $\alpha$  はしたがって  $A$  を変えて実験を繰り返せば  $C_{Yap}$  を求めることができる。 $C_{Nap}$  も全く同様にして求められるし、 $\theta = 0^\circ$  の条件のもとで  $\beta$  を変えて試験を行なえば  $C_{Z\beta p}, C_{M\beta p}$  等が得られる。そのほか、二つの対称面を持つ十字翼ロケットの場合には、上下左右の対称性により縦方向と横方向の微係数のあるものが同程度の大きさとなり、このため、これらの量の相互間の干渉によって  $C_{L\alpha\beta}, C_{L\alpha p}, C_{L\beta p}$  などの二次の項を無視できなくなる。 $C_{L\alpha p}, C_{L\beta p}$  は Magnus 効果の場合と全く同様にして曲げスティング試験によって測定できる。 $C_{L\alpha\beta}$  は普通の静的試験と同様に  $\alpha, \beta$  の値を  $A, \theta$  によって変え、模型を回転しないようにロックした状態で出力  $L$  を繰返し

測定することによって求められる。同様な手続きによって、その他必要な二次微係数を測定することが可能であるが、一般の試験では一次微係数で十分な場合が多い。以上をまとめて曲げスティング試験によって次の安定微係数が求められる。

回転なしのデータより

$$C_{za}, C_{ma}, C_{y\beta}, C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{la\beta}$$

回転を加えたデータより

$$C_{zq}, C_{mq}, C_{yp}, C_{lp}, C_{np}$$

$$C_{yr}, C_{lr}, C_{nr}, C_{y\alpha q}, C_{n\alpha p}, C_{z\beta p}$$

$$C_{m\beta p}, C_{la p}, C_{l\beta p}$$

ただし、測定の状態変数は  $\alpha, \beta$  および  $p, q, r$  で、したがって  $A, \theta$  および  $\omega$  によって与えられる。

(ii) 迎角スティング

模型が  $i$  軸まわりに角速度  $\omega$  で回転しているものとする

$$\begin{cases} \theta = \omega t \\ \frac{dr}{dt} = \omega \times r = \omega (i \times r), \quad \omega = \omega i \end{cases} \quad (11)$$

から迎角、横切り角については、

$$\begin{cases} \tan \alpha = \frac{U_{\infty} \cdot k}{U_{\infty} \cdot i} = \tan A \sin \theta = \tan A \sin \omega t \\ \tan \beta = \frac{U_{\infty} \cdot j}{U_{\infty} \cdot i} = -\tan A \cos \theta = -\tan A \cos \omega t \end{cases} \quad (12)$$

ここで  $A$  を  $15^\circ$  程度に限るものとする、

$$\tan \alpha \approx \alpha, \tan \beta \approx \beta$$

が近似的に成立ち

$$\begin{cases} \alpha = r_0 \sin \omega t & \text{但し, } r_0 \tan A \\ \beta = -r_0 \cos \omega t \\ p = \omega \\ q = r = 0 \end{cases} \quad (13)$$

となり、横揺れ速度  $p$  は一定で  $\alpha, \beta$  が時間的に変化する。

曲げスティングの場合と同様に、縦運動と横運動を分離して扱うものとする、たとえば縦方向の空気力  $Z$  については、

$$\begin{cases} Z = Z_{\alpha} \alpha + Z_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} = r_0 (Z_{\alpha} \sin \omega t + \omega Z_{\dot{\alpha}} \cos \omega t) \\ \quad = Z_0 \sin(\omega t + \varphi_z)^* \end{cases} \quad (14)$$

\* 天秤の出力には空気力のほか慣性力も含まれているが、一般にこれは小さい。また必要のある場合には後述のピストン駆動方式動安定測定装置の慣性力消去法を適用して純粋な空気力のみを取り出すことができる。

ただし

$$\begin{cases} Z_0 = \sqrt{Z_{\alpha}^2 + \omega^2 Z_{\dot{\alpha}}^2} \cdot r_0 \\ \varphi_z = \tan^{-1} \frac{Z_{\dot{\alpha}} \omega}{Z_{\alpha}} \end{cases}$$

となり、空気力の振幅と模型運動からの位相おくれを測定することによって  $Z_{\alpha}$  と  $Z_{\dot{\alpha}}$  を求めることができる。

同様にして横方向の空気力成分  $Y_{\beta}, Y_{\dot{\beta}}, Y_p, L_p, N_p$  を求めることができる。この場合、回転数  $\omega$  したがって  $p$  を変え  $\omega=0$  の極限として  $Y_{\beta}$  をまた測定値の  $\omega$  に対する勾配から  $Y_p, L_p, N_p$  を決定すればよい。最後に迎角スティングによって得られる安定微係数をまとめると次のようになる。

縦方向

$$C_{za}, C_{z\dot{a}}, C_{ma}, C_{m\dot{a}}$$

横方向

$$C_{y\beta}, C_{y\dot{\beta}}, C_{yp}, C_{l\beta}, C_{l\dot{\beta}}, C_{lp}$$

$$C_{n\beta}, C_{n\dot{\beta}}, C_{np}$$

以上の運動を模型に与えるためには、流れに対して  $A$  だけ傾けた回転軸に直線状の迎角スティングをとりつけこれに天秤を介して模型をとりつけければよい。

#### 4. 回転方式動安定測定装置の概要

回転方式動安定測定装置の架台はピストン駆動式動安定測定装置の枠組をそのまま使用し、ロッドの代りに回転軸、油圧モータおよびスリッパリング等を収納したロール・ポッドを取付ける。

ロール・ポッドには油圧モータとこれに直結する回転軸があり、その両端をベアリングによって支えられている。回転軸にはこれと同軸に 40 極のスリッパリングが固定されていて、天秤からの出力を取り出すことができるようになっている。このほか、回転軸の回転数および回転角位置を検知するため、回転軸とギアでつながれた回転ポテンシオメータがある。

曲げスティング試験の場合には、回転軸は流れの方向に一致し、模型の軸を傾けなければならない。このためロール・ポッドに腕と支柱からなるスティング（曲げスティング）が取付けられている。腕はスティングの曲げ角（ $A$ ）だけ傾いた取付面をもち、これに直線状の支柱が固定されている。この場合、支柱に取付けた模型の重心が丁度回転軸上にあるように取付位置が調整される。腕は  $A=5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$  の 3 通りに対して用意されている。腕の支柱取付面と反対側には動的不平衡を打消すダミー重量を取付ける座があり、ダミーの重錘を加減して平衡をとることができる。支



柱は長さ 90 cm で 1.5"φ および 2"φ の内挿型天秤を取付けることができる。

迎角スティング試験の場合には回転軸は機体の  $x$  軸であるから、ロール・ポッドの流れに対して傾ける必要がある。このため杵組とロール・ポッドの間にアダプタを挿入し、傾き角が調整される。アダプタは  $A$  の  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$  に対する 3 通りが用意されている。なお模型のバンク角  $\theta$  は模型を天秤に取付ける部分のネジ位置によって変えることができる。

回転式動安定装置の計測は普通の 6 分力内挿天秤を使って行なうことができる。これはピストン駆動方式と異なり、慣性力項が非常に小さく、空気力に対して無視できる程度に小さいため、また多少の慣性力項があってもピストン駆動方式で使われる慣性力打消の方法を使って消去することができるからである。天秤の出力はスリップ・リングを経て歪計増幅器におくられる。

すでに述べた通り曲げスティング試験では天秤の

$$\text{軸力要素: } X = X_a \cdot \alpha$$

$$\text{揚力要素: } Z = Z_a \cdot \alpha + Z_q \cdot q$$

$$M = M_a \cdot \alpha + M_q \cdot q$$

$$\text{横力要素: } Y = Y_\beta \cdot \beta + Y_r \cdot r$$

$$N = N_\beta \cdot \beta + N_r \cdot r$$

回転モーメント要素:

$$L = L_p \cdot p$$

がそれぞれ検出され、しかも力およびモーメントの各成分は回転数による項とこれに無関係な項とからなるから、たとえば揚力成分の場合  $\omega=0$  の測定値から  $Z_a$  を、また  $Z_0$  の  $\omega$  に対する勾配から  $Z_q$  を求めることができ、同様にしてすべての安定微係数が得られる。迎角  $\alpha$  および横回り角  $\beta$  による影響は曲げ角  $A$  の異なった曲げスティングを取りかえること、および模型の天秤軸に対する取付角  $\theta$  を変えることによって調べることができる。これらの量はまた静的試験の量と比較することができるから、揚力成分と横力成分の干渉の程度などを評価するよりどころを与えてい

る。回転数は回転軸とギアで連動する正弦波発信器の信号を周波数カウンタで直読すればよい。計測系統図を第 4 図に示す。

迎角スティング試験では天秤の

$$\text{軸力要素: } X = X_a \cdot \alpha$$

$$\text{揚力要素: } Z = Z_a \cdot \alpha + Z_q \cdot \dot{\alpha}$$

$$M = M_a \cdot \alpha + M_q \cdot \dot{\alpha}$$

$$\text{横力要素: } Y = Y_\beta \cdot \beta + X_\beta \cdot \dot{\beta}$$

$$N = N_\beta \cdot \beta + N_\beta \cdot \dot{\beta}$$

回転モーメント要素:

$$L = L_p \cdot p$$

が測定され、そのうち、たとえば揚力要素の出力については、 $\alpha$  も  $\dot{\alpha}$  もともに回転軸の回転の一周期に応じて正弦波的に変化するから静的試験装置を使用することができない。この場合、横型の運動が  $\sin \omega t$  のような回転であるとする、測定出力は

$$Z = Z_a \sin \omega t + \omega Z_q \cos \omega t$$

$$= Z^* \sin(\omega t + \varphi)$$

ただし

$$Z^* = \sqrt{Z_a^2 + \omega^2 Z_q^2}$$

$$\tan \varphi = \frac{\omega Z_q}{Z_a}$$

のように  $\omega$  に比例した位相おくれを生じるから、模型の姿勢角に対する天秤出力の遅れを測定する必要がある。位相角の遅れはピストン駆動式に用いられた方法すなわち模型運動と連動した正弦波および余弦波発信器の発信電圧を歪ゲージに印加し、その直流分の値から

$$E_0 = \frac{E_s}{2} (Z_a - Z_a \cos 2\omega t + Z_q \sin 2\omega t)$$

または

$$\frac{E_s}{2} (\omega Z_q + \omega Z_a \cos 2\omega t + Z_a \sin 2\omega t)$$

より  $Z_a$ ,  $\omega Z_q$  を求めてその比から  $\tan \varphi$  を計算するか、あるいは直流で励起された天秤の出力電圧の時間変化に回転表示器の出力を掛け上述の計算を行なうことによってこれを求めることができる。あとの場合には天秤の出力と回転表示器の出力は磁気テープに同時記録されており計算はこれらの記録を再生したうえ電子計算機を使って行なわれる。

## 5. 試験およびデータ

回転式動安定測定装置を用いて航空機模型 (FFM) および飛しょう体模型 (観測ロケット) について試験を行なった。いずれの場合も試験マッハ数範囲は 0.6 ~ 1.35 で、模型の 1 m 当りのレイノルズ数は約  $10^7$

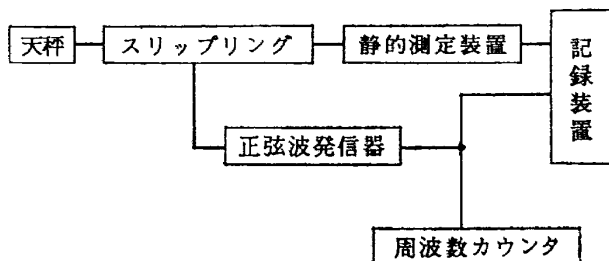
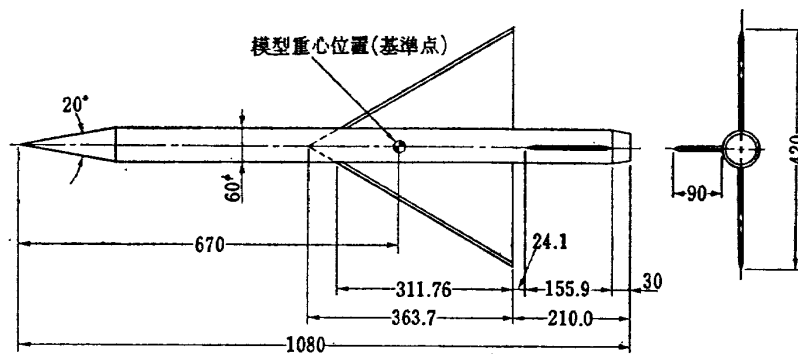
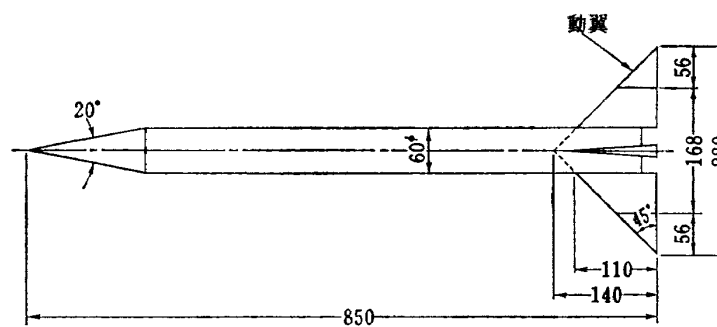


図 4 計測系統図



自由飛行模型 (FFM) 単位 mm

図 5 模型概略図



観測ロケット模型 単位 mm

図 6 模型概略図

表 2

| FFM の図 (図-5)   | 観測ロケットの図 (図-6)   |
|--|--|
| 基準面積: $S_R = S_W = 0.07638\text{m}^2$<br>(胴体部を含む全翼面積)            | 基準面積: $S_R = S_{EW} = 0.01210\text{m}^2$<br>(一対の露出翼面積) |
| 基準長さ: $\bar{c} = 0.2425\text{m}$ 縦方向<br>$b = 0.4200\text{m}$ 横方向 | 基準長さ: $b = 0.2800\text{m}$                             |
| 基準点: 模型重心位置<br>先端より 0.67m  | 重量: 3.7 kg<br>ただし動翼つき $\delta$ は動翼の迎角                  |
| 重量: 2.5 kg   |  |
| (a) 自由飛行模型 (FFM)   | (b) 観測ロケット模型   |

であった。以下に模型の概略および測定条件ならびに測定微係数の表を示す。(図 5, 6, 模型の概略)

縦揺れ試験はピストン駆動法によって測定されたもので、FFM についての結果を図 7, 8 に示す。一般的に  $C_{ma}$  は  $k$  が増すにつれて減少するが  $C_{za}$  はそれほど著しくない。図中  $\triangle$  および  $\bullet$  印は  $k=0$  の場合の推定値および静的試験による値である。 $C_{ma} + C_{mq}$  については  $k$  の増加とともにこれらの値はわずかに増加する傾向を示している。次に観測ロケットのロール・ダン

ピングの試験結果を図 9 に示す。理論値は亜音速前縁の場合のもので文献 (11) によって求められ、これらは測定値より大きい絶対値を示している。また、模型の翼端の動翼に迎角をとると  $C_{lp}$  の絶対値が著しく小さくなっていく。曲げスティング試験では FFM 模型について二種類の実験 I, II を行なった。実験 I, II は模型取付角がそれぞれ  $\Lambda=10^\circ$ ,  $\theta=0^\circ$  および  $\Lambda=10^\circ$ ,  $\theta=22.5^\circ$  の場合である。図 10(a)(b) は静安定微係数  $C_{za}$ ,  $C_{ma}$  であり、3 分力試験および推定

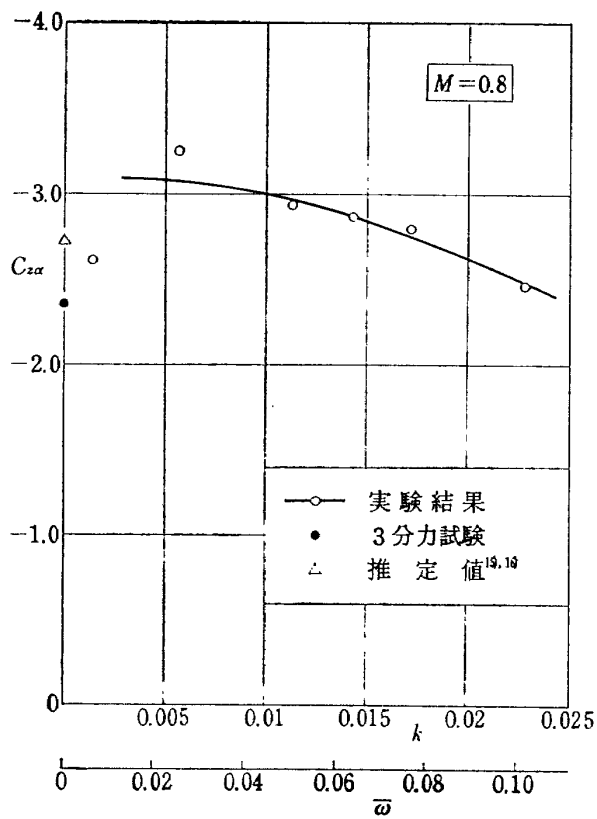
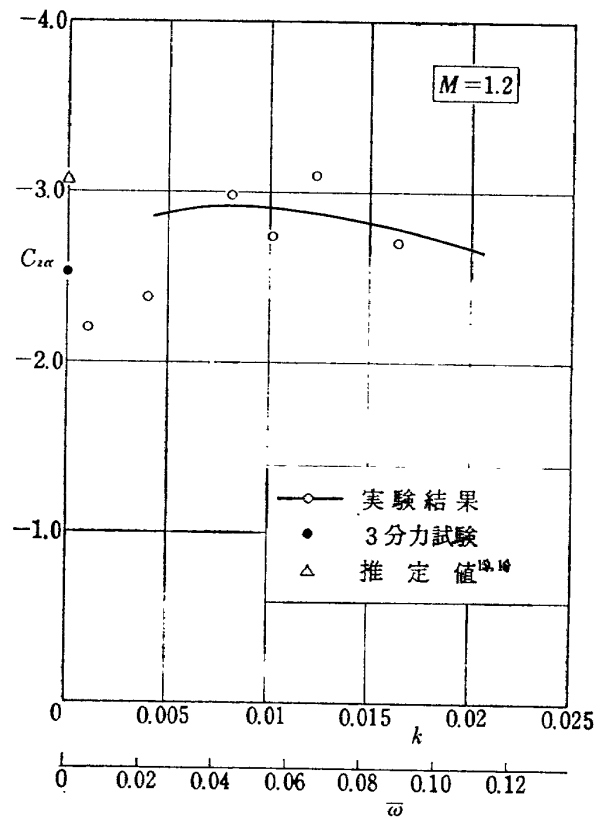
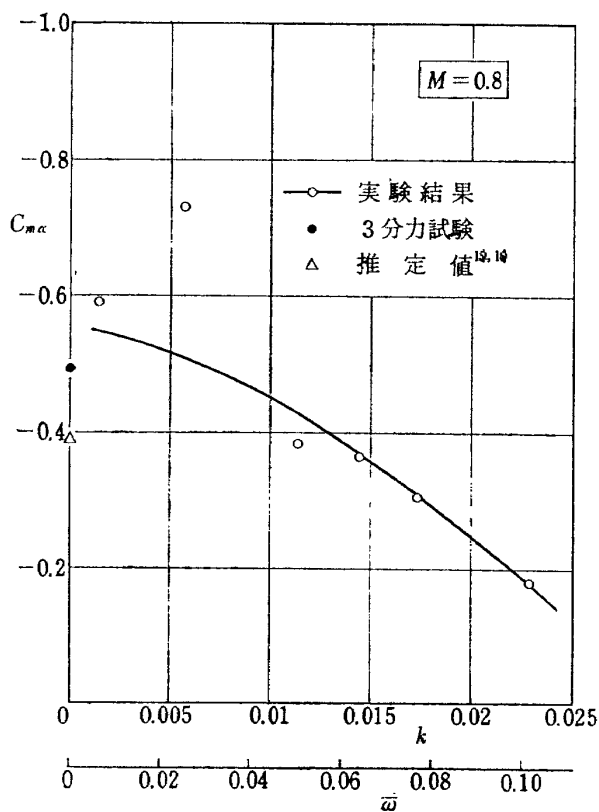
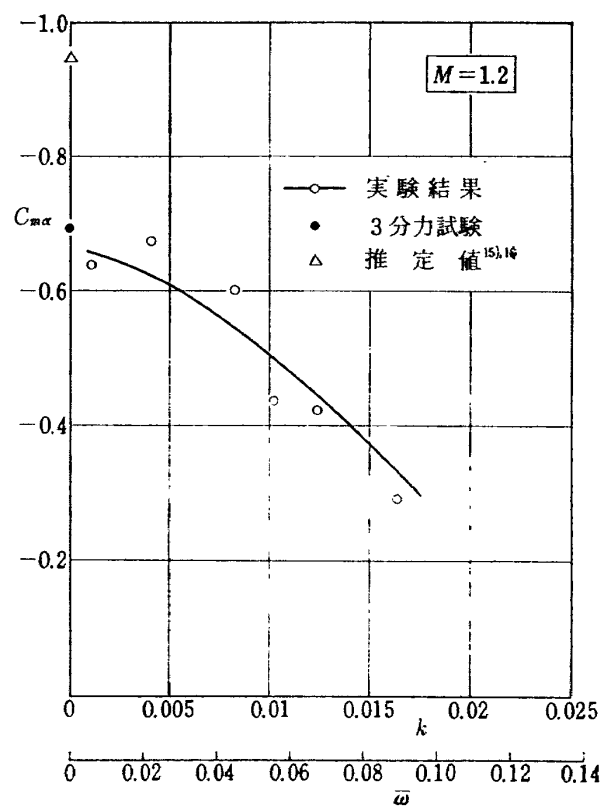
表 3 試験一覧表

| 試験の種類         | 模 型         | 試 験 範 囲, 条 件  |         |          | 測定微係数                    | 付 図         |
|---------------|-------------|---|---------|----------|--------------------------|-------------|
| 曲げスティ<br>ング試験 | FFM         |   | 実 験 I   | 実 験 II   | $C_{s\alpha}, C_{sq}$    | 図-10        |
|               |             | $M$   | 0.6~1.3 | 0.6~1.3  | $C_{ma}, C_{mq}$         |             |
|               |             | $\alpha$  | 0       | -7.1°    |                          |             |
|               |             | $\beta$   | -10°    | 7.1°     |                          | 図-11        |
|               |             | $\hat{p}$   | 0~0.03  | 0~0.04   | $C_{lp}, C_{l\beta}$     |             |
|               |             | $\hat{q}$   | 0~0.003 | 0~0.003  | $C_{y\beta}, C_{n\beta}$ |             |
|               |             | $\hat{r}$   | 0       | 0~-0.005 |                          |             |
| 迎角スティ<br>ング試験 | FFM         | $M=0.6\sim 1.3$<br>$\alpha=-5^\circ\sim 5^\circ$<br>$\beta=-5^\circ\sim 5^\circ$<br>$\hat{p}=0\sim 0.05$<br>$\hat{q}=\hat{r}=0$ |         |          | $C_{l\beta}$             | 図-11<br>に含む |
| ローリング<br>試験   | 観 測<br>ロケット | $M=0.6\sim 1.35$<br>$\hat{p}=0\sim 0.04$<br>$\alpha=\beta=\hat{q}=\hat{r}=0$  |         |          | $C_{lp}$                 | 図-9         |
| ピッチング<br>試験   | FFM         | $M=0.8, 1.2$<br>$k=\frac{w\bar{c}}{2U_\infty}=0\sim 0.02$<br>$\beta=\hat{p}=\hat{r}=0$  |         |          | $C_{sa}, C_{ma}$         | 図-7         |
|               |             |   |         |          | $C_{md}+C_{mq}$          | 図-8         |

実験レイノルズ数:  $Re \approx 0.9 \sim 1.1 \times 10^7$  [1/m]

表 4 各係数推定計算の文献

| $M$                                      | 0  | $0 < M < 1$ | 1       | $M > 1$ | 備 考  |
|--|----|-------------|---------|---------|--|
| $C_{sa}, C_{ma}$                         |    | 15)         | 16)     |         |  |
| $C_{sq}, C_{mq}$                         | 9) | 10)         | 2)      | 11)     | $M=0.9$ において $a_0=5.67$ また基準点=空力中心 ( $x=0$ ) の場合を計算。その後基準点の移動を考慮   |
| $C_{lp}$                                 | 9) | 10)         | 2), 13) | 11)     | FFM; 主翼 (2枚) と尾翼 (1枚) の値を加え, その間の干渉は考えない。胴体の影響を主翼にのみ考慮し, 細長体理論値を用いる。<br>ロケット模型; $\beta A=0$ ( $M=1$ ) における十字型翼 (4枚) と平板翼 (2枚) との比を細長体理論によって求め, これに三角翼 (2枚) の計算値をかける, 胴体の影響も考慮に入れる。 |
| $C_{md}$                                 |    | 2)          |         | 11)     | $M < 1$ については適当な資料がなく細長体理論を用いた。  |
| $C_{l\beta}, C_{m\beta}$<br>$C_{y\beta}$ |    | 2), 27)     |         | 2), 27) | FFM 機体各部分の微係数を加え合せて計算したもの。<br>計算の基礎は細長体理論による。実際に有効な成分は頭部および尾翼のみ。<br>全て $\alpha=0$ についての計算値   |

図 7 (a) 縦揺れ試験  $M=0.8$ ,  $C_{z\alpha}$  (FFM)図 7 (c) 縦揺れ試験  $M=1.2$ ,  $C_{z\alpha}$  (FFM)図 7 (b) 縦揺れ試験  $M=0.8$ ,  $C_{m\alpha}$  (FFM)図 7 (d) 縦揺れ試験  $M=1.2$ ,  $C_{m\alpha}$  (FFM)

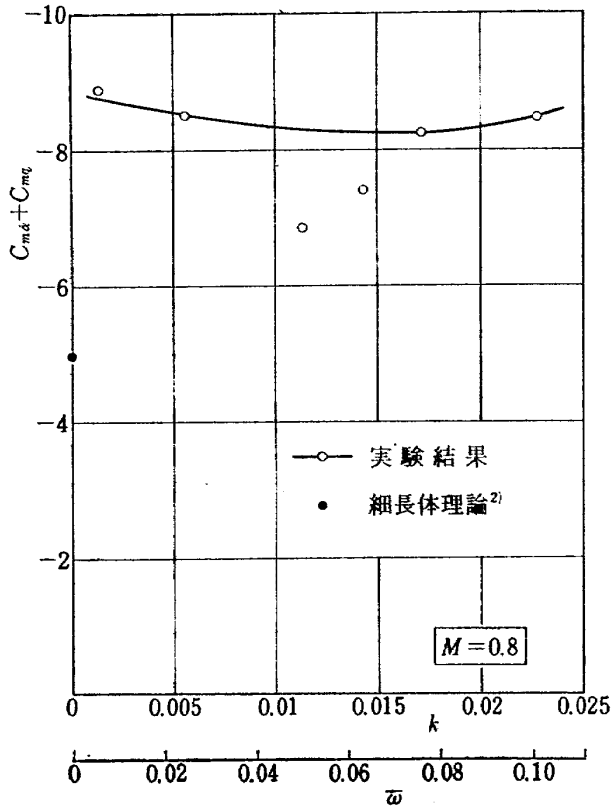


図 8 (a) 縦揺れ試験  $M=0.8$ ,  $C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}$  (FFM)

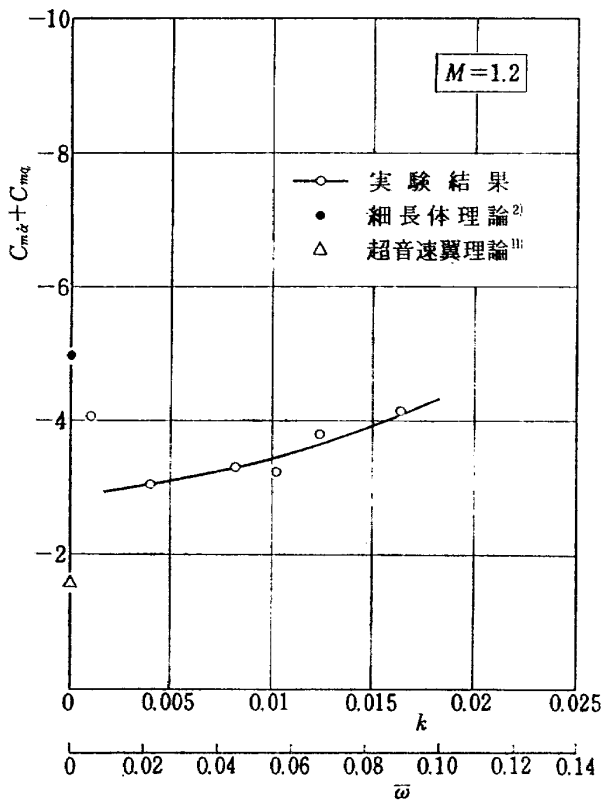


図 8 (b) 縦揺れ試験  $M=1.2$ ,  $C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}$  (FFM)

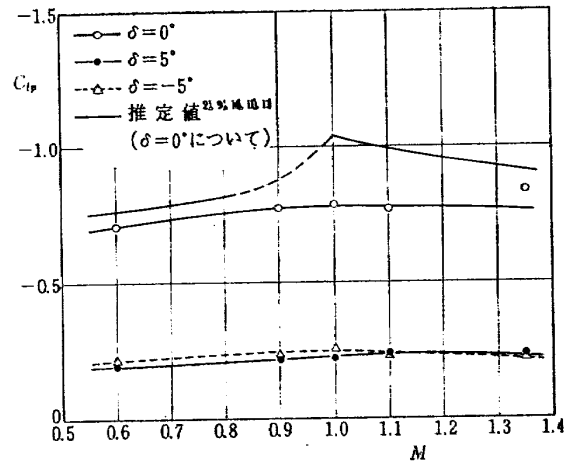


図 9 横揺れ試験 (観測ロケット)

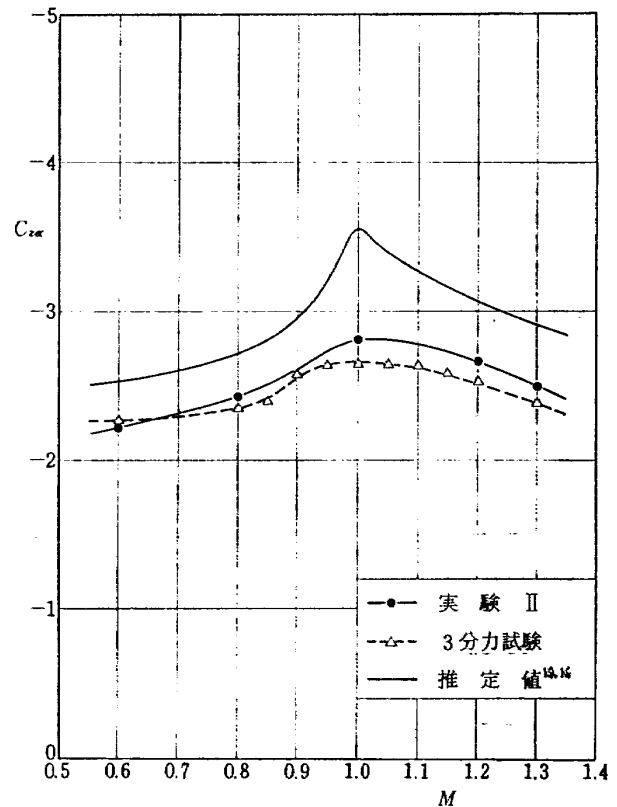
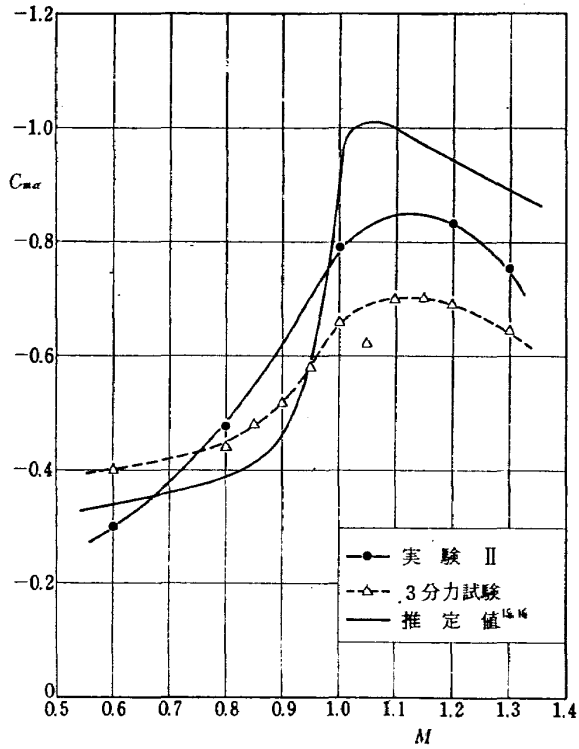
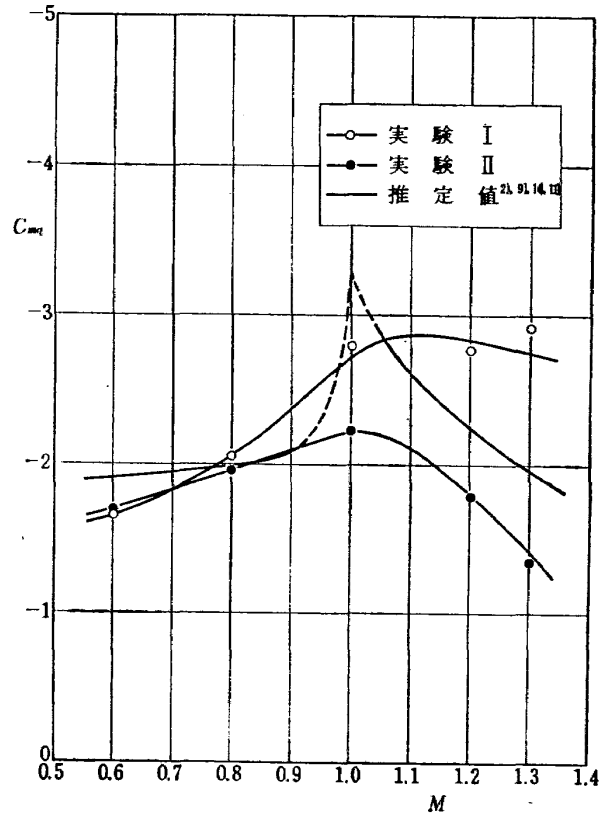
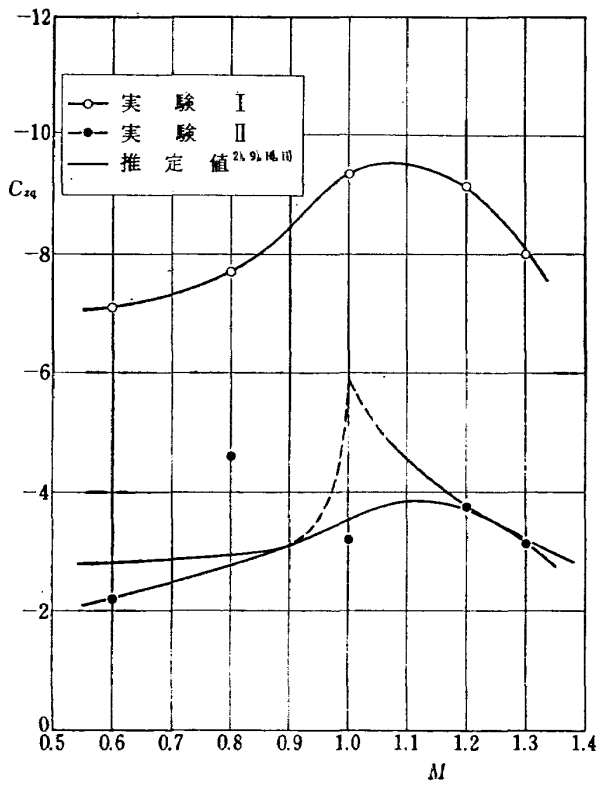
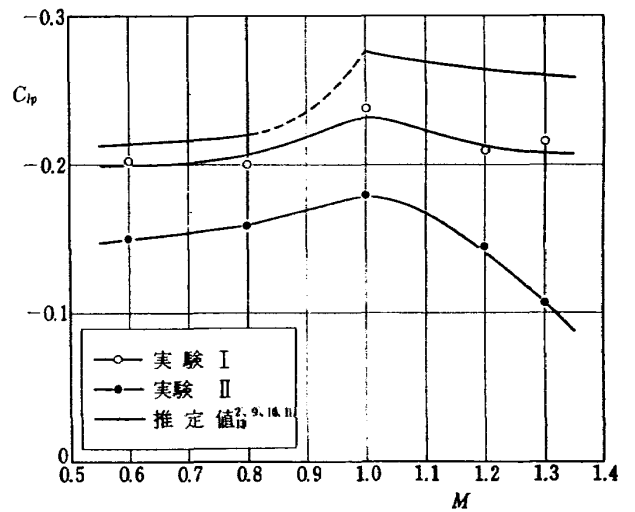
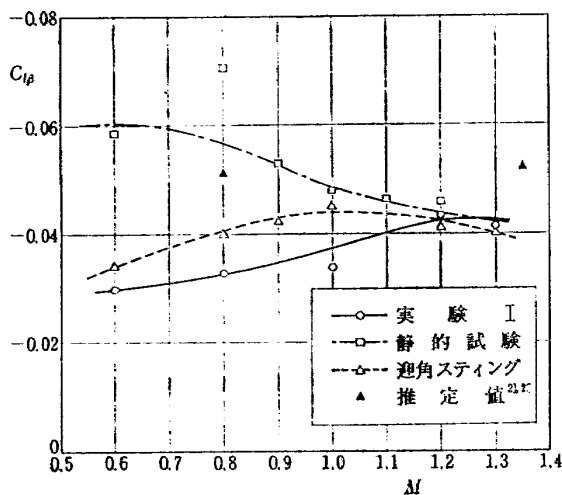
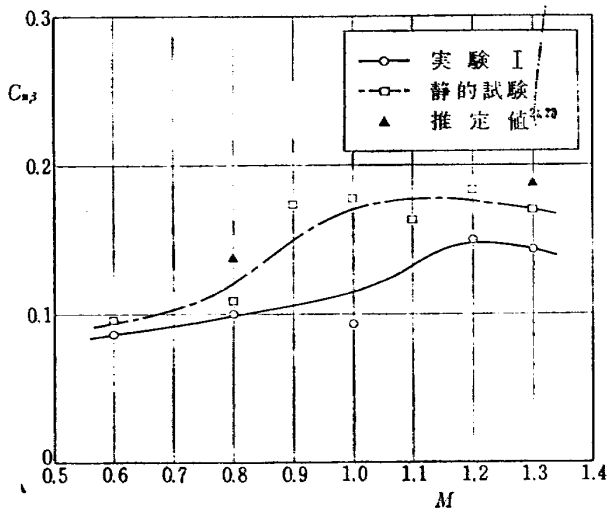
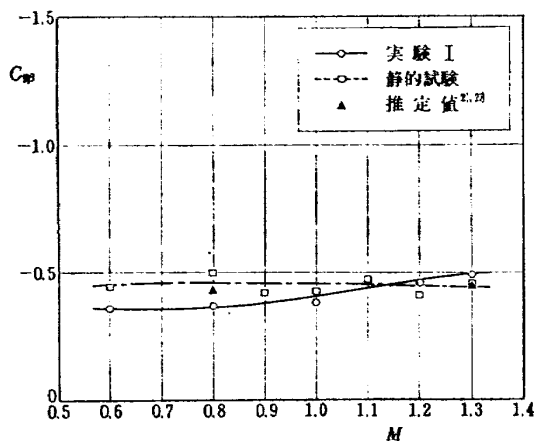


図 10 (a) 曲げスティング試験  $C_{z\alpha}$  (FFM)

図 10 (b) 曲げスティング試験  $C_{ma}$  (FFM)図 10 (d) 曲げスティング試験  $C_{mq}$  (FFM)図 10 (c) 曲げスティング試験  $C_{sq}$  (FFM)図 11 (a) 曲げスティング試験  $C_{ip}$  (FFM)


 図 11 (b) 曲げスティング試験  $C_{l\beta}$  (FFM)

 図 11 (c) 曲げスティング試験  $C_{n\beta}$  (FFM)

 図 11 (d) 曲げスティング試験  $C_{y\beta}$  (FFM)

値ともよく一致している。図 10(c), (d) に  $C_{xq}$ ,  $C_{mq}$  の値を示す。これらの値は実験 I, II の差が大きく表われているがこの原因の一つとして大きな取付角による干渉の増大が考えられる。横方向の微係数は図 11 (a)~(d) に静的試験および推定値とともに示されている。実験値はいずれも理論値より小さい、しかし  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ ,  $C_{y\beta}$  はいずれも静的試験結果および推定値と比較的によく一致している。迎角スティングで得られた  $C_{l\beta}$  を図 11(b) に曲げスティングの結果とともに示したが他の実験結果および推定値と比較的よく合っている。

## 6. む す び

動的試験は一般に静的試験に比して一桁高い技術が必要とするといわれている。これは装置そのものが模型に高い精度の運動を与える必要のあること、また計測値が非定常的で解析が複雑なことに起因するもので、特に慣性力の影響は実験技術上無視することのできない点である。

筆者等はさきに開発したピストン駆動方式によって一応所期の目的を達するに十分な測定装置を得ることができたが、なお制御方式、慣性力の問題に難点が残っていたので、特に軽量模型、動的天秤およびデータ処理装置等の改善を行なって同装置の性能向上を計った。さらに、より簡便な回転式測定装置の開発を行なって測定簡易化を計った。

回転式動安定測定装置は動力として油圧モータのみを使用できる点でピストン駆動方式に比し著しく簡単化することができたこと、また慣性力の影響をほとんど考慮する必要がないために計測が容易になった等の多くのすぐれた点があり計測結果を十分信頼するに足るものであることが明らかになった。ただこの装置は原理的に各種の安定微係数を同時に測ることになるため、各微係数間の干渉による影響を明らかにすることが困難である。この点ピストン駆動方式が純粋に各係数を測定できるのと異っており、したがって複雑な模型について試験を行なう場合には両方式を併用し、回転式装置で一般的な性質を明らかにするとともに代表的ないくつかの状態についてピストン駆動装置で確認試験を行なって、干渉の程度を評価するようにすることが望ましい。

## 文 献

- 1) Bernard Etkin; Dynamics of Flight. John Wiley & Sons, Inc., (1959).

- 2) Jack N. Nielsen; Missile Aerodynamics. McGraw-Hill Book Company, Inc., (1960)
- 3) Lee Arnold; Dynamic Measurements in Wind Tunnels. AGARDograph 11, (1955).
- 4) Benjamin H. Beam; A Wind-Tunnel Test Technique for Measuring the Dynamic Rotary Stability Derivatives at Subsonic and Supersonic Speed, NACA Rep. 1258, (1956).
- 5) J.S. Thompson and R.A. Fail; Oscillatory-Derivative Measurements on Sting-Mounted Wind-Tunnel Models: Method of Test and Results for Pitch and Yaw on a Cambered Ogee Wing at Mach Numbers up to 2.6. ARC R&M 3355, (1964).
- 6) 小橋安次郎, 河野長正, 西 武徳; 遷音速動安定試験. 航空宇宙技術研究所報告 TR-93(1965).
- 7) 前田 弘; 風洞における機体の安定係数の測定法. 日本航空学会誌, 第8巻, 第79号(1960).
- 8) 小橋安次郎, 河野長正; 風洞における動安定試験法. 日本航空学会誌, 第13巻, 第138号(1965).
- 9) Thomas A. Toll and M.J. Queijo; Approximate Relations and Charts for Low-Speed Stability Derivatives of Swept Wings. NACA TN 1581, (1948).
- 10) Lewis R. Fischer; Approximate Corrections for the Effects of Compressibility on the Subsonic Stability Derivatives of Swept Wings. NACA TN 1854, (1949).
- 11) Herbert S. Ribner and Frank S. Malvestuto, Jr.; Stability Derivatives of Triangular Wings at Supersonic Speeds. NACA Rep. 908, (1948).
- 12) Arther L. Jones and Alberta Alksne; A Summary of Lateral-Stability Derivatives Calculated for Wing Plan Forms in Supersonic Flow. NACA Rep. 1052, (1951).
- 13) Gaynor J. Adams and Duane W. Dugan; Theoretical Damping in Roll and Rolling Moment due to Differential Wing Incidence for Slender Crusiform Wings and Wing-Body Combinations. NACA Rep. 1088, (1952).
- 14) Warren A. Tucker and Robert O. Piland; Estimation of the Damping in Roll of Supersonic-Leading-Edge Wing-Body Combinations. NACA TN 2151, (1950).
- 15) William C. Pitts, Jack N. Nielsen, and George E. Kaattari; Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds. NACA Rep. 1307, (1957).
- 16) 小橋安次郎, 宮沢政文; 二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法. 航空宇宙技術研究所資料 TM-30 (1964)
- 17) I.C. Statler; Dynamic Stability at High Speeds from Unsteady Flow Theory. Jour. Aero. Sci., Vol. 17, No. 4, (1950/4) pp. 232-242, 255.
- 18) Arther E. Bryson, Jr.; Stability Derivatives for a Slender Missile with Application to a Wing-Body-Vertical-Tail Configuration. Jour. Aero. Sci., Vol. 20. No. 5. (1953/5) pp. 297-308.
- 19) Clinton E. Brown and Mac C. Adams; Damping in Pitch and Roll of Triangular Wings at Supersonic Speeds. NACA Rep. 892, (1948).
- 20) W.E.A. Acum and H.C. Garner; The Estimation of Oscillatory Wing and Control Derivatives. ARC CP 623, (1964).
- 21) Robert L. Halfman; Experimental Aerodynamic Derivatives of a Sinusoidally Oscillating Airfoil in Two-Dimensional Flow. NACA Rep. 1108, (1952).
- 22) W.E.A. Acum; The Comparison of Theory and Experiment for Oscillating Wings. ARC CP 681, (1962).
- 23) L. Woodgate, J.F.M. Maybrey, and C. Scruton; Measurement of the Pitching-Moment Derivatives for Rigid Tapered Wings of Hexagonal Planform Oscillating in Supersonic Flow. ARC R&M 3294, (1962).
- 24) Grady L. Mitcham, Norman L. Crabill, and Joseph E. Stevens; Flight Determination of the Drag and Longitudinal Stability and Control Characteristics of a Rocket-Powered Model of a 60° Delta-Wing Airplane from Mach Numbers of 0.75 to 1.70. NACA RM L51I04, (1951).
- 25) Horace F. Emerson and Robert C. Robinson; Experimental Wind-Tunnel Investigation of the Transonic Damping-in-Pitch Characteristics of Two Wing-Body Combinations. NASA MEMO 11-30-58A, (1958).
- 26) Murray Tobak; Damping in Pitch of Low-Aspect-Ratio Wings at Subsonic and Supersonic Speeds. NACA RM A52L04a, (1953).
- 27) 河崎俊夫, 斎藤秀夫, 河本 巖; 自由飛行模型の空力特性について, 航空宇宙技術研究所資料 TM に発表予定 (1969)
- 28) H. Glauert; A Non-Dimensional Form of the Stability Equations of an Aeroplane. ARC R&M 1093, (1927).



|         |   |         |                                    |
|---------|---|---------|------------------------------------|
| TR-188  | 浮動型1自由度積分ジャイロの不等弾性誤差<br>Analysis of the Anisoelastic Errors of a<br>Floated Single Degree of Freedom Integra-<br>ting   | 1970年1月 | 大月正男, 新宮博公<br>田畑浄治, 鈴木孝雄<br>円居繁治   |
| TR-189  | 誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリ<br>ッドシミュレーション<br>The Hybrid Simulation of Guided and<br>Controlled Flight of Rocket  | 1970年1月 | 興石肇, 中正夫<br>森英彦, 大石晃造<br>冠昭夫, 本間幸造 |
| TR-190  | 超音速における鈍い物体の干渉<br>Interaction of Blunt Bodies in Superssonic<br>Flow  | 1970年2月 | 谷番, 河本巖<br>榊原盛三, 野田順一              |
| TR-191  | Nearly-Free-Molecule-Flow の物体抵抗<br>Drag Measwemnt in Nearly-Free-<br>Molecule-Flom Regime   | 1970年2月 | 恩地瑛, 山本稀義                          |
| TR-192T | Transient Couette Flow of Rarefied<br>Binary Gas Mixtures   | 1970年3月 | Katsuhisa Koura                    |
| TR-193  | サーボ弁の非線形流量特性を考慮した油圧サ<br>ーボ系のシミュレーション研究<br>Simulation Study of Hydraulic Servo System<br>with Consideration of non-linear flow<br>Characteristic of Servo Valve  | 1970年3月 | 興石肇, 鈴木崇弘<br>中村光義                  |
| TR-194  | 直接式誘導法を用いた誘導システムの誤差<br>—観測および制御システムの誤差の影響—<br>Guidance Errons<br>—The Effects of the Navigation and<br>Control Systems on the Guided Trajec-<br>tories—         | 1970年4月 | 松島弘一, 新田慶治<br>大坪孔治, 志甫徹            |
| TR-195  | 箱型主翼構造模型のひずみ分布とたわみに関<br>する計算と実験<br>Results of Strain and Deflection Measure-<br>ments Carried out on Model wings and<br>their Comparison with Cakulated Results | 1970年5月 | 久能和夫                               |

---

## 航空宇宙技術研究所報告196号

昭和45年5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

---

