

UDC 533.6.011.5:
533.6.013.417
629.7.018.1:

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-244

超音速風洞における動安定微係数の測定

高島一明・榊原盛三・関根英夫

1971年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-221	先端のにおいフレヤつき物体の空力特性 Aerodynamic Characteristics of a Flared Body with Blunt Nose	1970年10月	谷 高, 河本 巖 榊原盛三, 野田順一 樋口 博 (東京大学)
TR-222	東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流 観測 Measurements and Analysis of Atmospheric Turbulence on the Pacific Coast Air Route of the Tohoku District	1970年 9 月	竹内和之, 山根皓三郎 矢沢健司, 小野幸一 外崎得雄
TR-223	球の仮想質量の円筒境界干渉 Cylindrical Boundary Interference on Virtual Mass of a Sphere	1970年 9 月	河野長正
TR-224	吹出しをともなう鈍頭物体の衝撃波離脱距離 Shock Stand-off-Distance with Mass Injection	1970年12月	吉永 崇
TR-225	NAL-35 DT 型ロケットの構造試験 Results of Structural Experiments on NAL-35 DT Rocket Vehicle	1970年11月	ロケット構造研究グループ
TR-226	薄い片持後退角翼の遷音速フラッタ特性におよぼす集中質量の位置の影響について Some Effects of Systematically Varied Location of One Concentrated Mass on Transonic Flutter Characteristics of Sweptback Thin Cantilever Wings	1970年11月	中井暎一, 森田甫之 高木俊朗
TR-227	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(II) —二孔の実験および簡単な解析方法— Investigation of Air Stream from Combustor-Liner Air-Entry Holes (II) Experiments with Paired Air-Entry Holes and A Numerical Analysis—	1970年12月	相波哲朗, 井上真幸
TR-228	自由飛行模型 FFM-10 の運動特性と飛しょう試験におけるデータ処理法 Flight Dynamics of Free-Flight Model FFM-10 and Data Analysis Method for Free-Flight Tests	1970年12月	高島一明
TR-229	単発 STOL 実験機 (FA-200 XS) について Development of the FA-200 XS Experimental Airplane	1970年12月	飛行実験部
TR-230	アナログトルク平衡方式による浮動振り型加速度計の研究 Study on the Analog Torque Rebalance Floated Pendulum Type Accelerometers for Guidance and Control Applications	1971年 1 月	大月正男, 鈴木孝雄 円居繁治
TR-231	高温タービンノズル翼二次元翼列試験 (第1報 対流冷却翼の実験結果について) Two-Dimensional Cascade Test of an Air-Cooled Turbine Nozzle (Part 1 On the Experimental Results of a Convection-Cooled Blade)	1971年 1 月	吉田豊明, 高原北雄 能瀬弘幸, 井上重雄 三村富嗣雄, 白井 弘
TR-232	高温タービンノズル翼二次元翼列試験 (第2報 対流冷却翼の数値計算およびアナログ法による翼表面温度分布について) Two-Dimensional Cascade Test of an Air-Cooled Turbine Nozzle (Part 2 On the Temperature Distributions of a Convection-Cooled Blade by Numerical Calculation and Analogue Simulation Test)	1971年 1 月	吉田豊明, 高原北雄 能瀬弘幸, 井上重雄 三村富嗣雄, 白井 弘
TR-233	P S D法の大気乱れに対する航空機強度設計への応用とその問題点 Studies on PSD Method to Aircraft Structural Design for Atmospheric Turbulence	1971年 1 月	竹内和之, 山根皓三郎

超音速風洞における動安定微係数の測定*

高島一明**・榊原盛三**・関根英夫**

Measurements of Dynamic Stability Derivatives in a Supersonic Blowdown Wind Tunnel

By Kazuaki TAKASHIMA, Seizo SAKAKIBARA
and Hideo SEKINE

Longitudinal dynamic stability derivatives of firstly several airplane configuration models at Mach numbers from 1.5 to 2.25 and also two rocket configuration models at Mach numbers from 1.5 to 3.0 were measured by the forced oscillation technique in the supersonic blowdown wind tunnel. The static stability derivatives measured by the dynamic test coincided with those measured by the static test. On the other hand, the dynamic stability derivatives, dependent on the length of the forebody, showed themselves to be of fairly large value compared with calculated ones.

In addition to the test results, some details of the test equipment, calibration techniques and error analysis for the data reduction system are included. It is shown by this error analysis, that, as the output of the balance is decomposed by the resolver into static and dynamic components, the latter is very much influenced by the former and that the interference factor can be obtained by test data under wind off conditions

Damping derivatives in the roll of the same models in the same Mach number range are also obtained by the small-amplitude forced oscillation technique or the forced rotation technique. Results of the forced rotation method agree precisely with calculated values.

1. まえがき

航空宇宙技術研究所の1m×1m吹出式超音速風洞で行なった三角翼模型、ロケット模型の動安定微係数測定試験結果について報告する。

航空機、飛しょう体の運動特性を解析する際に動安定微係数が必要であることは周知の事実であるが、一般に動安定微係数で表現される動的な空気力は、通常の場合、静的な空気力に比較してかなり小さく、また運動の安定性のみを考えると安全側に働く場合が多いこと、さらに風洞試験での測定が困難なこともあって従来軽視される傾向があった。しかし操縦性に関連した立場から見て、操舵時の減衰度を調べるとか、乗り心地、人工ダンパのゲイン設定等のためにはどうしても設計段階で動安定微係数を知る必要がある。

動安定微係数を得るには三つの方法が考えられる。

第1は理論的手法または実験式に頼るものであり、第2は風洞およびパリスティック・レンジでの試験、第3は実機または小型模型による自由飛行試験である。

理論的に動安定微係数を求める方法は種々の模型形状、広いマッハ数範囲に対して研究され、過去において多くの報告がなされているのは言うまでもない。しかし理論的取扱いの常として、模型形状は簡単なものに限られる。最近、どんな形状の場合にも適用できるように模型を小さな要素に細分割して計算する方法が試みられているが、それにはぼう大な記憶容量の計算機が必要である。また、遷音速領域での動安定微係数の理論的決定法は非常に制限されていると言える。

第3の自由飛行試験はしばしば用いられる方法であり、レイノルズ数を実機なみに大きくとれること、風洞壁、模型支持装置等による干渉がない等の利点を持つが、模型の形状を容易に変化できない、既設の風洞を利用した風洞での動安定試験に比べると費用が大きい、自由飛行試験のための適当な場所が必要である等

* 昭和46年6月11日受付

** 空気力学第2部

の欠点を持っている。

風洞における動的な試験法についての記述は多いが¹⁾²⁾³⁾、大別すると模型に全自由度の運動を許す場合と 1, 2 の自由度を許すにとどめる場合とにわかれる。前者は風洞またはバリスティック・レンジ等で行なわれる自由飛行試験である。後者の場合はさらに二つにわけられ、風洞模型の許された自由度での運動、すなわち変位を測定する自由振動法と、風洞模型に加わる力またはモーメントを測定する強制振動法とがある。自由振動法による試験は簡単な装置で精度のよい測定ができるが、動的に不安定な模型での測定は困難であり、また、振動振幅、振動数等による非線型性が存在する場合、その評価がむずかしい等の欠点を持っている。この方法は大型風洞に適用される場合もあるが、小型風洞で比較的良好に用いられている。

当風洞の場合は、模型に微小振動を与えて動安定試験を行なう強制振動法が採用されている。この方法は設備は大規模になるが応用範囲は、自由振動法に比べて広い。動安定試験装置は縦揺れおよび偏揺れ試験用のものと、横揺れ試験用のものがあり、いずれも微小振幅の強制振動法である。横揺れ動安定試験は、強制回転法によって、静的測定装置を利用し、縦揺れ動安定試験よりも簡単に行なえるから、微小振動法と強制回転法の両方法を行なった。

2. 記号

- A: 定数, 増幅度
- c: 天秤固有の減衰係数
- c_1 : 細長体の先端から基準点までの距離
- \bar{c} : 平均翼弦長
- d: 模型の胴体直径
- E, E': 信号電圧
- I: 模型の慣性能率
- j: $\sqrt{-1}$
- K: 天秤固有のばね定数
- $K_{W(B)}, K_{B(W)}$: 翼胴結合体の干渉係数
- k: 無次元振動数, $\omega l/2V$ または $\omega d/V$
- l: 基準長
- l_T : 細長体の全長
- M: 模型に加わっているモーメント, マッハ数
- p: 横揺れ角速度
- Q: 動圧
- q: 縦揺れ角速度
- r: 偏揺れ角速度
- S: 翼面積または胴体断面積, 基準面積

- t: 時間
 - V: 風速
 - x_1, x_2 : 無次元距離, 図 1 参照
 - α : 迎角
 - β : 横滑り角
 - ϵ, ϵ' : 漂遊容量による干渉係数
 - θ : 振動変位角
 - λ : 位相角
 - τ : $l/2V$ または d/V
 - ϕ_1 : レゾルバ取付角度誤差
 - ϕ' : レゾルバのロータ間の非直角角度誤差
 - ω : 角振動数
- 空力係数
- $C_{m\theta}, C_{m\alpha}, C_{n\beta}, C_{Na}$
 - $\frac{\partial C_m}{\partial \theta}, \frac{\partial C_m}{\partial \alpha}, \dots$
 - $C_{m\dot{\theta}}, C_{m\dot{q}}, C_{m\dot{\alpha}}, C_{nr}, C_{n\dot{\beta}}, C_{lp}$
 - $\frac{\partial C_m}{\partial(\tau\dot{\theta})}, \frac{\partial C_m}{\partial(\tau\dot{q})}, \dots$
 - $C_{m\ddot{\theta}}$
 - $\frac{\partial C_m}{\partial(\tau^2\ddot{\theta})}$
- 添字
- B: 胴体
 - e: 露出翼単独
 - j: 虚部
 - R_1, R_2 : レゾルバの第 1, 第 2 出力
 - r: 実部
 - 0: 振幅, 基準状態

3. 測定原理

詳細は文献 4), 5), 6) 等に記載されており、ここでは簡単に説明する。

風洞内で模型をある迎角に保ち、その迎角を中心として微小振動させた場合の運動方程式を考える。模型の運動は、ある固定軸まわりの一自由度の回転振動のみであり、模型に加わるモーメントとしては、慣性力、天秤からの機械力、空気力、重力、強制力による 5 種のモーメントが考えられる。このうち静的な状態でも作用しているモーメントは模型、天秤を支持しているスティングの支持力と平衡しているから運動方程式では考える必要がなく、重力によるものは小さいから無視すると

$$I\ddot{\theta} + c\dot{\theta} + K\theta - QSI(C_{m\theta}\dot{\theta} + \tau C_{m\dot{\theta}}\ddot{\theta}) + \tau^2 C_{m\ddot{\theta}}\ddot{\theta} = M_0 e^{j\omega t}$$

または

$$\left(\frac{I}{QSl} - \tau^2 C_{m\ddot{\theta}}\right)\ddot{\theta} + \left(\frac{c}{QSl} - \tau C_{m\dot{\theta}}\right)\dot{\theta} + \left(\frac{K}{QSl} - C_{m\theta}\right)\theta = \frac{M_0}{QSl} e^{j\omega t} \quad (1)$$

ここで $C_{m\theta}$ は空気力による復元モーメントを表わす係数で、縦揺れ、偏揺れ試験ではそれぞれ C_{ma} , $C_{n\beta} \cos \alpha$ に相当し、静安定微係数と呼ばれる。 $C_{m\dot{\theta}}$ は空気力による減衰モーメントを表わす係数で、縦揺れ、偏揺れ、横揺れ試験の場合、それぞれ $C_{mq} + C_{m\dot{\theta}}$, $C_{nr} - C_{n\beta} \cos \alpha$, C_{lp} に相当し、動安定微係数または空力減衰微係数と呼ばれる。 $C_{m\ddot{\theta}}$ は空気力による慣性モーメントを表わす係数であるが、通常は無視されるか $C_{m\theta}$ と一諸にして考えられる。

(1) 式の定常解

$$\theta = \theta_0 e^{j(\omega t - \lambda)} \quad (2)$$

を左辺に代入し、実部と虚部にわけて左辺、右辺を整理すれば次の2式が得られる。

$$\left. \begin{aligned} -\omega^2 \left(\frac{I}{QSl} - \tau^2 C_{m\ddot{\theta}}\right) + \left(\frac{K}{QSl} - C_{m\theta}\right) &= \frac{M_0}{QSl\theta_0} \cos \lambda \\ \omega \left(\frac{c}{QSl} - \tau C_{m\dot{\theta}}\right) &= \frac{M_0}{QSl\theta_0} \sin \lambda \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

左辺の空力微係数 $C_{m\theta}$, $C_{m\dot{\theta}}$, $C_{m\ddot{\theta}}$ は未知量であり、 S, l, I は模型に固有の定数、 K, c は天秤に固有の定数、 $Q, \tau, M_0, \theta_0, \lambda, \omega$ は実験で測定し得る量である。

今、無風時に通風時とまったく同じ試験を行なうと

$$\left. \begin{aligned} K - I\omega^2 &= \left(\frac{M_0 \cos \lambda}{\theta_0}\right)_{\text{wind off}} \\ c &= \left(\frac{M_0 \sin \lambda}{\theta_0 \omega}\right)_{\text{wind off}} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

が得られる。(3) と (4) から

$$\left. \begin{aligned} C_{m\theta} - \omega^2 \tau^2 C_{m\ddot{\theta}} &= \frac{-1}{QSl} \left\{ \left(\frac{M_0 \cos \lambda}{\theta_0}\right)_{\text{wind on}} - \left(\frac{M_0 \cos \lambda}{\theta_0}\right)_{\text{wind off}} \right\} \\ C_{m\dot{\theta}} &= \frac{-1}{QSl\tau} \left\{ \left(\frac{M_0 \sin \lambda}{\theta_0 \omega}\right)_{\text{wind on}} - \left(\frac{M_0 \sin \lambda}{\theta_0 \omega}\right)_{\text{wind off}} \right\} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

となり動安定微係数が得られる。

この試験で直接得られる空力微係数は、ある基準点まわりの $C_{m\theta}$ (C_{ma}) と $C_{m\dot{\theta}}$ ($C_{mq} + C_{m\dot{\theta}}$) であり、縦揺れ微係数 C_{mq} と加速度微係数 $C_{m\ddot{\theta}}$ を分離して求めることはできない。また、cross derivatives の C_{lr} , C_{np} も求めることはできない。

任意の基準点まわりの微係数を求めるには2種類の基準点まわりの動安定試験を行なって、その結果から計算して求めることができる。この場合には、垂直力傾斜 C_{Na} や、縦揺れ垂直力微係数と加速度垂直力微係数の和 $C_{Nq} + C_{Na}$ 等も求められる。各基準点に対応した微係数、距離を図1のように表わすと

$$\left. \begin{aligned} C_{Na} &= \frac{C_{ma2} - C_{ma1}}{x_1 - x_2} \\ C_{ma0} &= C_{ma1} + x_1 C_{Na} \\ (C_{Nq} + C_{Na})_0 &= - \left\{ \frac{A - B - C(x_1 - x_2) + D(x_1^2 - x_2^2)}{x_1 - x_2} \right\} \\ (C_{mq} + C_{m\dot{\theta}})_0 &= A - x_1 [C - (C_{Nq} + C_{Na})_0] + Dx_1^2 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

ただし

$$\begin{aligned} A &= (C_{mq} + C_{m\dot{\theta}})_1 \\ B &= (C_{mq} + C_{m\dot{\theta}})_2 \end{aligned}$$

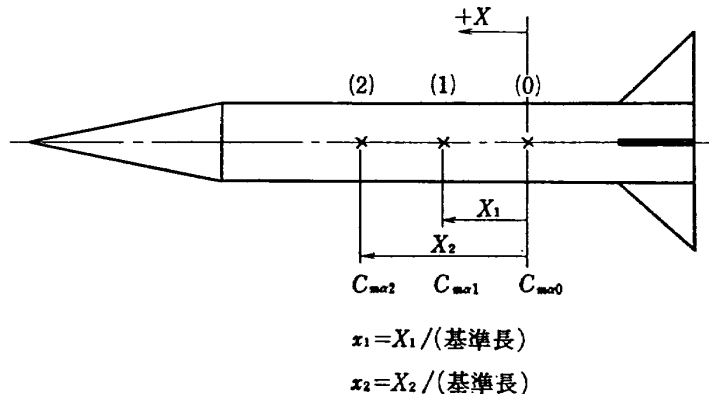


図1 基準点の移動

$$C=2C_{m\alpha 0}$$

$$D=2C_{N\alpha}$$

この場合も、やはり C_{Nq} と C_{Na} の分離はできない。

4. 試験装置

超音速風洞は文献 7), 8), 9) に記述されているが主要諸元として

測定部断面	1m×1m
マッハ数	1.4~4.0
レイノルズ数	$2.0 \times 10^5 \sim 3.5 \times 10^5$ (1 cm あたり)
通常通風時間	15~25 秒
起動, 停止時負荷	1.2 kg/cm ² 程度
使用空気露点温度	-40°C 以下

である。

この風洞に設置されている動安定微係数測定装置は、縦揺れ試験用スティングと天秤, 横揺れ試験用スティングと天秤, 駆動モータ電源, 計測装置から成っている。偏揺れ試験は縦揺れ試験天秤に模型を 90° バンクさせて取付けることによって行なわれる。

4.1 縦揺れ試験用スティングと天秤

静的風洞試験では模型は通常, 内挿式 6 分力天秤に取付けられ, 模型および天秤はスティングで風洞内に支持される。動的試験の場合も同じで, 模型は動的天秤に取付けられ, 両者は動的試験用スティングで支持される。動的試験用スティングの内部には動的試験を行なうに必要な装置類が内蔵されている。図 2 はその概念図である。

スティング後端に小型大出力のいわゆるモデルモータがあり, 遊星歯車で減速された後, 軸を駆動する。軸には, はずみ車, 電磁クラッチが取付けられ, さらに歯数比 1:1 の歯車を介して 2 個のレゾルバと 1 個の回転数測定用発電機が装備されている。駆動軸の先端にはクランクが取付けられ, 天秤内部のスコッチョークと組合されて, 軸の回転運動を天秤駆動片の往復

運動にかえるようになっている。振動振幅はクランクを交換することによって可変である。主要諸元は次の通りである。

モデルモータ:

水冷減速機付 3 相かご型誘導電動機	
強制水冷	電動機 1500 cc/min
	減速歯車 1000 cc/min
外形	80φ mm×310.5 mmL
入力	3 相可変電圧, 可変周波数電源
出力	3 kW (電動機回転数 18000 rpm)
トルク	1.62 kg-m 一定 (出力軸端)
電動機回転数	3000~18000 rpm
時間定格	30分運転, 10分休止
減速比	1/9.85

はずみ車: 98 kg-cm²

振動振幅: 0.5°, 1°, 2°

さらにスティング内部には模型中立位置設定機構が取付けられている。これは任意の振動位置で静止している模型を, 振動中心位置へ遠隔操作で設定するものである。動安定試験の際, 電磁クラッチをはずすと模型はある振動角の所で停止する。計器の零調整をするにはこのままでは都合が悪く, 模型を振動角零の中立位置に設定する必要がある。そのための機構で実際の動安定試験の際には非常に便利である。

この機構全体は一つの台の上であり, この機構のための小型電磁クラッチを励起して台全体を駆動軸に近づけ, 駆動軸の大歯車と中立位置設定機構の小歯車をかみ合わせる。次に機構内のマイクロモータを励起させ, 上記の歯車を介して駆動軸を除々に回転させる。中立位置は軸のある回転位置と対応しているから, その位置を機構内にあるリミットスイッチが検出し, 自動的にマイクロモータを停止させる。設定機構のための小型クラッチを off にすると台全体が駆動軸からはなれ, このリミットスイッチは駆動軸の回転位置を検

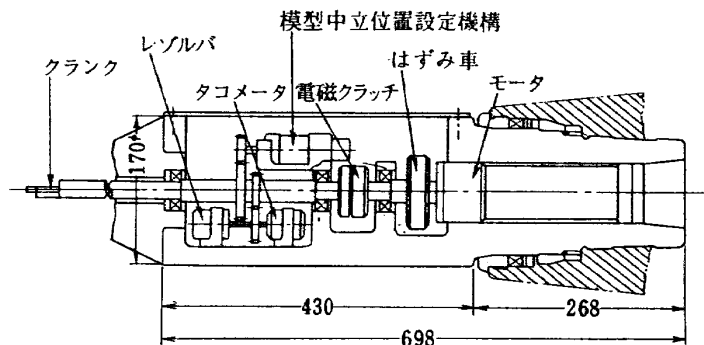


図 2 縦揺れ試験用スティング

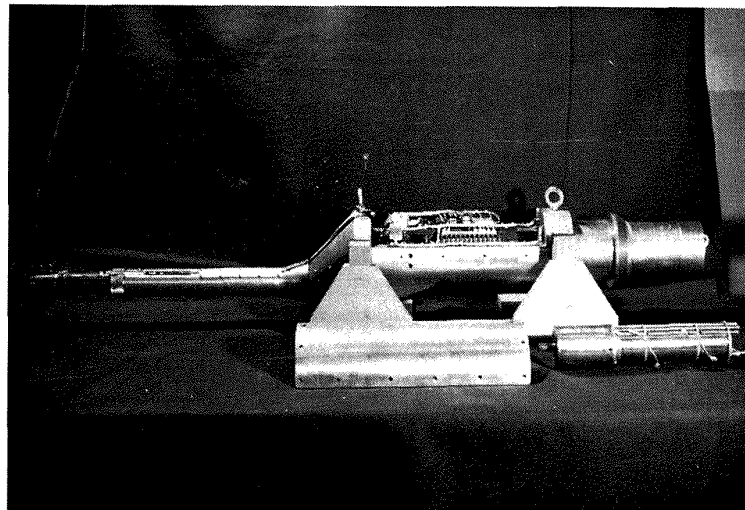
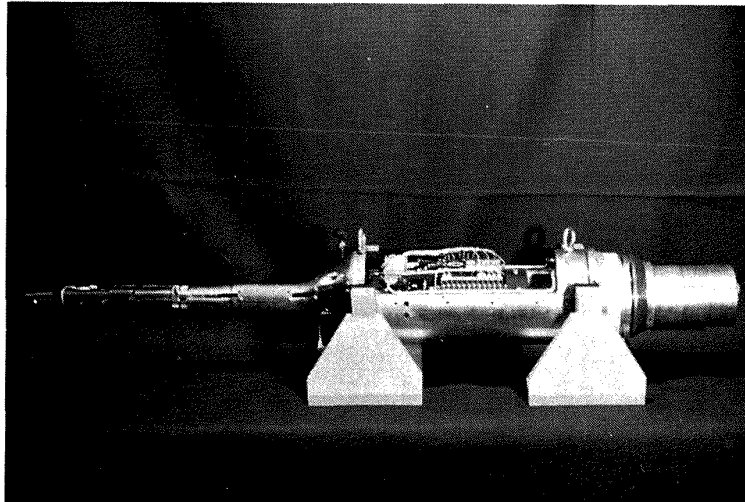


図 3 (a) 上: 縦揺れ試験用スティング
下: 横揺れ試験用スティングとモータ

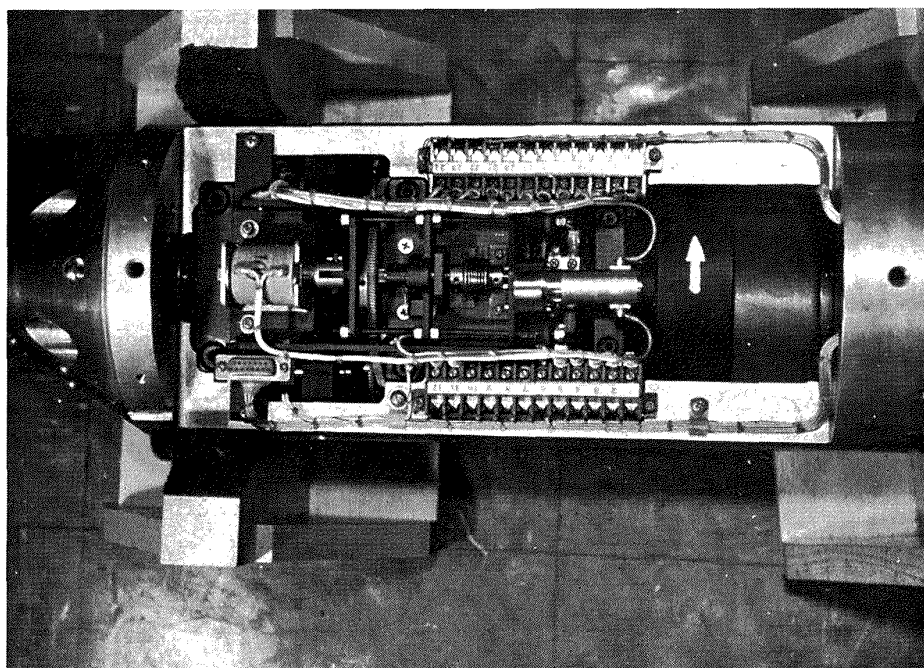


図 3 (b) 縦揺れ試験用スティング内部

出できなくなるから通常の運転中にリミットスイッチが軸の1回転ごとに働くようなことはない。駆動軸側の電磁クラッチが on の場合、中立位置設定機構を働かせるのは危険だから、必要な表示、インタロック類が用意されている。図3(a),(b)は縦揺れ試験用スティングの外観、内部の写真である。図4は模型中立位置設定機構の制御系統図である。

縦揺れ試験用動的天秤は図5に示される。すでに述べたように駆動軸先端のクランクの回転がスコッチョ

ークによって天秤の回転中心まわりの振動となる。計測すべき量は強制モーメントと変位であり、モーメントはモーメント受感部に貼付けられた半導体歪ゲージで検出される。この際、歪ゲージブリッジの出力信号は回転中心まわりのモーメントに比例した信号となるように特別の注意が払われている³⁾。モーメント受感部は十分な剛性を持っているから検出すべき信号は非常に小さく、半導体歪ゲージを使用している。変位に比例した信号は天秤内部の固定部と可動部間を連結し

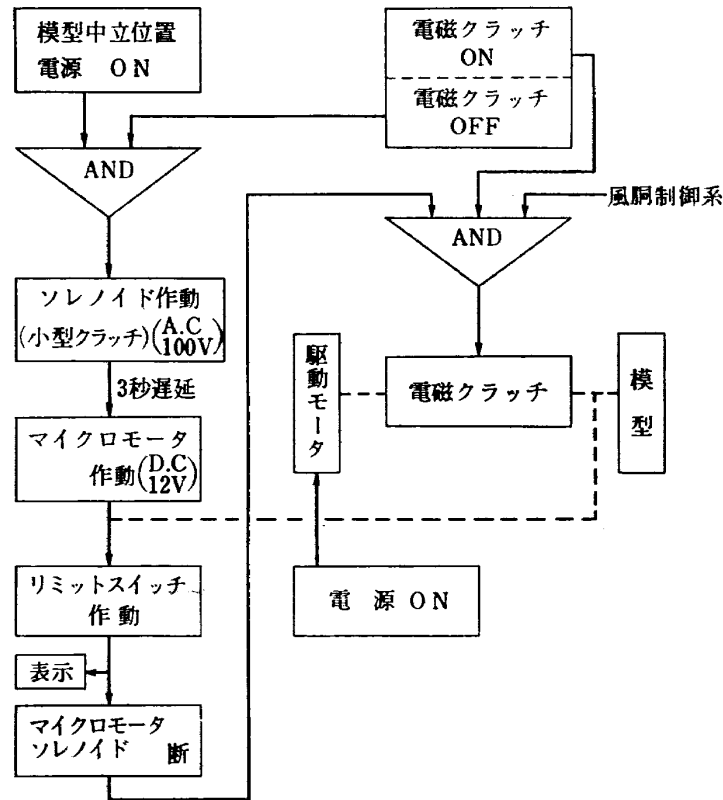


図4 模型中立位置設定機構の制御系統

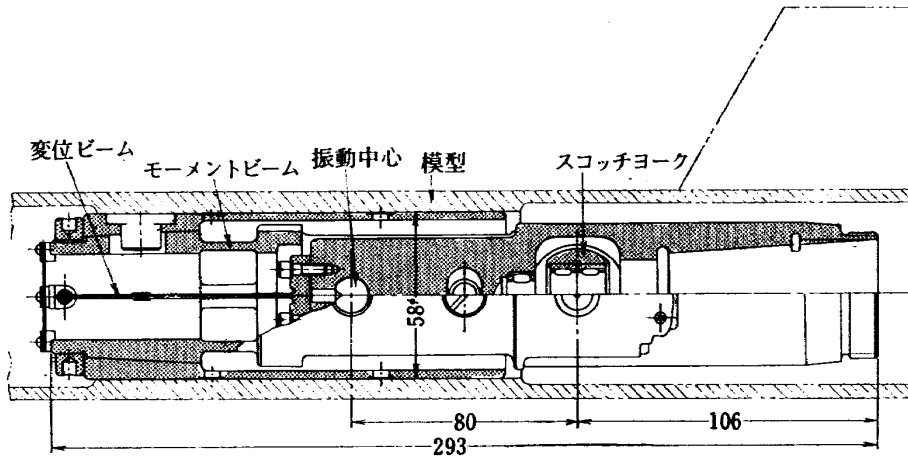


図5 縦揺れ試験用天秤

ている板ばね上に貼られた歪ゲージブリッジから得られる。

この天秤は模型取付部外径 58 mm で静的試験用 6 分力天秤の外径 1.5 インチより大きい。これは動的天秤内部に可動部分があり、構造が複雑なことから、文献 9) に示される風洞起動、停止時に加わる大きな空気に耐えうるためやむを得ない。風洞試験において静的試験用模型を動的試験に用いることはこの場合寸法的に不可能である。また動的試験用模型は慣性力をへらすため、できるだけ軽量に作る必要があるから動的試験を行なう際は始めから、その目的に適した模型を設計しなければならない。動的試験用模型については、静的 6 分力天秤の外側にアダプタを取付けることにより、容易に静的試験が行なえる。

この種の方法による縦揺れ試験の場合、模型の細長比と基準点(回転中心)の位置は、ある関係があり、細長比が大きいロケットのような模型の試験では、しばしば問題となる。今、ある長さの円柱状模型を考えてみる。回転中心を模型の軸上のある位置におくと、模型後端での縦揺れ振動によるふれの大きさがきまる。模型胴体は当然このふれを許すだけの穴径を持つ必要がある。さらに尾翼取付のため、ある程度の胴体肉厚が必要となる。そのための胴体外径は始めの計画のものより太くなっている可能性があり、細長比を予定

の値にするには、より長い模型が必要になる。そして基準点位置を指定の場所にするには、回転中心は始めの検討値より前方に移動させねばならない。このことはさらに大きな後端でのふれを意味し悪循環を招く。

模型後端で 4 mm の胴体肉厚と、最大ふれの状態でスティングとの間に 1 mm のすきまを保たせるという条件で、実験可能な最大細長比と基準点～模型後端間距離の関係を示すと図 6 となる。観測用小型ロケットでは細長比 20 程度、基準点つまり重心位置は模型のほぼ中心位置であるから、その状態を完全に相似させた動的試験はこの場合できない。解決法としては次の 3 方法が考えられる。

- (1) いくつかの細長比の小さい模型を、全長に対して同じ基準点位置で実験し、それらの結果から外挿する。
- (2) 同じ細長比の模型で、実験可能な種々の基準点位置で実験し、先の (6) 式を利用して、所要の結果を計算する。
- (3) 別な実験法を利用する¹⁰⁾。

この報告での試験は(1)の場合を多少念頭において実行したものである。(2)は、場合によっては、空力中心が基準点より前、すなわち静的に不安定な状態での試験を行なわねばならない。後で述べるが、基準点は空力中心のごく近くにある方が種々の影響が少なくすむから、その意味では(2)の方が実験しやすいが実際の試験では、(1)、(2)を適当に併用するのが望ましい。(3)の場合は内挿天秤によらない模型支持法での試験であるが、模型支持装置の影響が試験結果に表われるのは避けられない。

4.2 横揺れ試験用スティングと天秤

動的横揺れ試験は C_{ip} を求めるのが目的であるから、文献 1) に示されるように通常の静的 6 分力天秤を用いて、模型を X 軸まわりに定常回転させて行なうのが簡単で便利であるが、迎角のある場合の試験が行ないにくいこととスリッピングが必要であるから、微小振動法でも試験ができるようになっている。微小振動法の場合、スティングの構造は縦揺れ試験用とほぼ同じである。ただ、クランクとスコッチヨーク部をスティング内部におき、スティングの出力軸部分は $\pm 1^\circ$ または $\pm 2^\circ$ の回転振動を天秤に与えるようになっている。外形は図 3 に示されている。

天秤は図 7 に示され、縦揺れ試験用天秤と同じように軸まわりのモーメントを半導体歪ゲージで、変位を板ばねを利用して歪ゲージで検出できる。

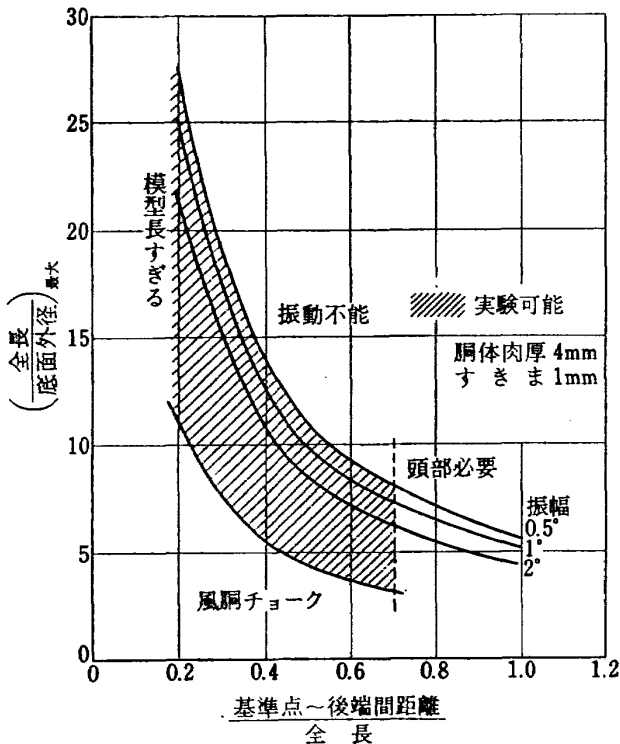


図 6 最大細長比と基準点位置の関係

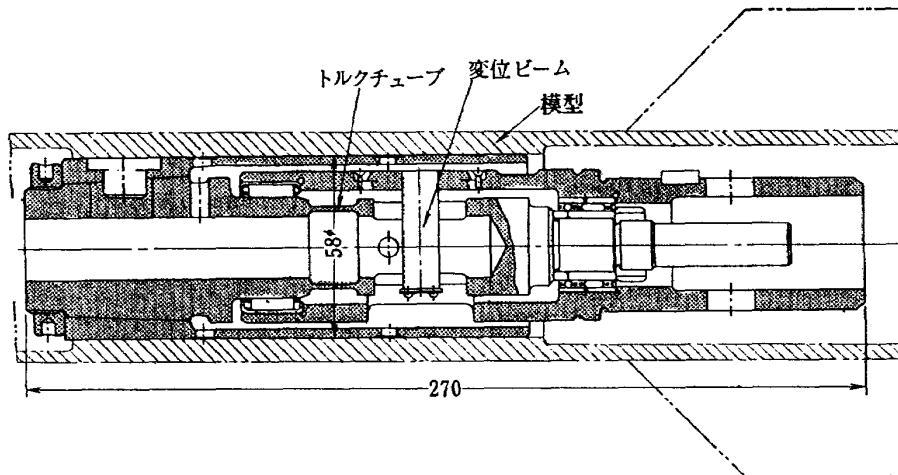


図 7 横揺れ試験用天秤

4.3 駆動モータ用電源

動安定試験では種々の振動数で模型を加振する必要があり、一方、模型に振動を与えるための電動機は前記のように誘導電動機であるから、回転数を変化させるためには電源周波数をかえねばならない。そのための可変周波数、可変電圧の電源で、電動機～発電機の直結型である。

4.4 計測装置

強制振動法の場合の計測法は二通りあって、一つは文献 3), 11) に示される零位法的なものであるが、測定時間が長いから、当風洞の場合は不相当と考えられる。当風洞の場合は文献 4), 6) で示される偏位法的なものが採用されている。計測装置のブロック図は図 8 に示される。模型に加わる振動的なモーメントおよび模型の変位は、天秤で検出され、その信号は増幅

された後再びスティング内に送られ、レゾルバの入力となる。レゾルバは一種のトランスで入力信号がステータ（一次側）に入り、出力信号はロータ（二次側）から得られる。ロータは2ケの直交したコイルから成り、駆動軸と同じ回転数で回転している。したがって、レゾルバは入力信号を、レゾルバを基準とした同じ振動数の正弦信号および余弦信号で変調した二つの出力を復調器に与えることになる。復調器で搬送波成分を除去すると、出力信号には表 1 で示される振動数に無関係な直流成分があり、それが求める信号である。濾波器に信号を送ることによって必要な直流成分の信号のみを簡単に取りだせる。すなわちレゾルバを基準とした、ある直交軸系の横座標、縦座標の値に比例した信号が得られ、2台の2チャンネル記録計に、それぞれ記録される。レゾルバと濾波器は結果的に

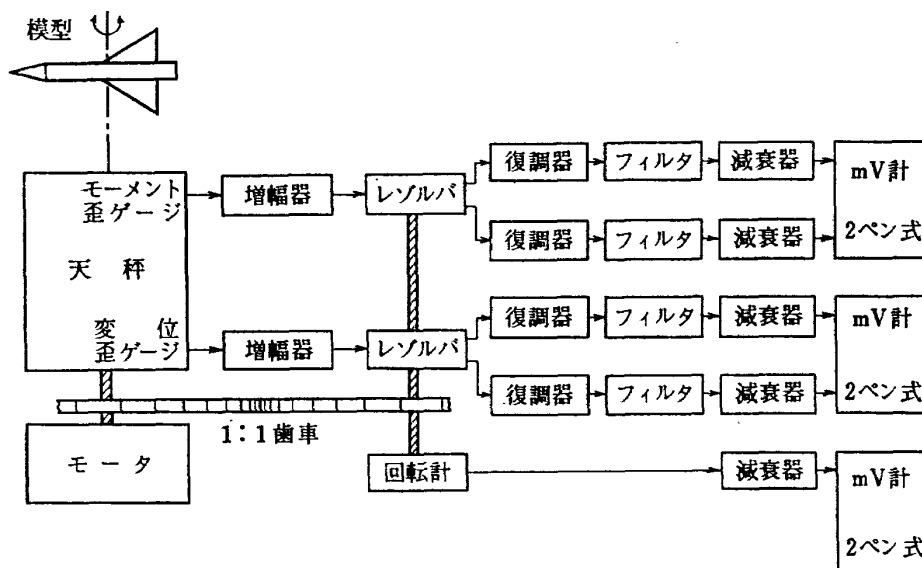


図 8 動安定係数測定装置 ブロック図

表1 計測要素と信号

天 秤 出 力	$\left[a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin(n\omega t + \lambda_n) \right] \sin \omega_c t$ <p> a_0: 静的モーメントによるもの 重力, トリムされない空気力 a_1: 基本振動数のモーメントベクトルの大きさ $I, K, c, C_{m\theta}, C_{m\dot{\theta}} \dots$によって変化する。 λ_1: a_1 ベクトルの位相, θ に比例したモーメントによる。 $a_2 \sim a_{\infty}$: 高調波 $\sin \omega_c t$: 搬送波 </p>
増 幅 器 出 力	$A \left[a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin(n\omega t + \lambda_n) \right] \sin \omega_c t$
レゾルバ出力	<ol style="list-style-type: none"> $A \left[a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin(n\omega t + \lambda_n) \right] \sin \omega t \sin \omega_c t$ $A \left[a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin(n\omega t + \lambda_n) \right] \cos \omega t \sin \omega_c t$
復 調 器 出 力	<ol style="list-style-type: none"> $A \left\{ a_0 \sin \omega t + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{a_n}{2} [\cos \{(n-1)\omega t + \lambda_n\} - \cos \{(n+1)\omega t + \lambda_n\}] \right\}$ $A \left\{ a_0 \cos \omega t + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{a_n}{2} [\sin \{(n+1)\omega t + \lambda_n\} + \sin \{(n-1)\omega t + \lambda_n\}] \right\}$
汎 波 器 出 力	<ol style="list-style-type: none"> $\frac{A}{2} a_1 \cos \lambda_1$ $\frac{A}{2} a_1 \sin \lambda_1$

注: 増幅器以外の測定機器の増幅度は簡単のため1とした。

は、模型の強制振動数と等しい中心周波数を持つ、非常に狭帯域の帯域通過汎波器とまったく同じ働きをしている。理想的な場合、天秤出力信号中の直流成分、高調波成分は、結果に何の影響も与えないことは表1からも明らかである。

レゾルバを基準とした直交軸系は、丁度模型の運動を基準とした直交軸系に一致するように、レゾルバの取付けを調整してある。したがって、実際に測定される変位の信号は殆ど同位相成分のみで、90° 移相成分は零に近い。またモーメント信号は、一方が変位 θ に、他方が速度 $\dot{\theta}$ に比例する信号となっている。(1)式、または測定値の関係をベクトルの的に表わすと図9となり、モーメントの実部成分 M_r すなわち (3) の第1式と、虚部成分 M_j すなわち (3) の第2式が測定される。

図9からわかるように空気力による復元力係数 $C_{m\alpha}$ が増加すると M_r は正の方向に移動し、また減衰力が増加すると M_j も正の方向に移動する。模型の慣性能率 I が増加した場合、または振動数を増加させた場合 M_r は負の方向に移動し、 M_j には変化はない。レゾルバの取付けの調整が不十分で、レゾルバを基準

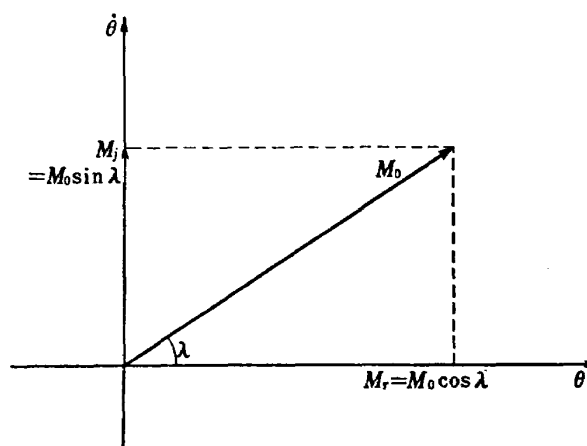


図9 測定値のベクトルの表現

とした軸系と模型の運動を基準とした直交軸系が一致していない場合は誤差が生じる。このことについては後で詳しく述べる。

振動数の測定は回転数の測定と同じであり、タコメータで容易に測定、記録される。

図10は、ある実験でのモーメント信号のデータである。無風時に比較して通風中の M_r はこの場合正の方向に移動しており、移動分が空気力による復元モ

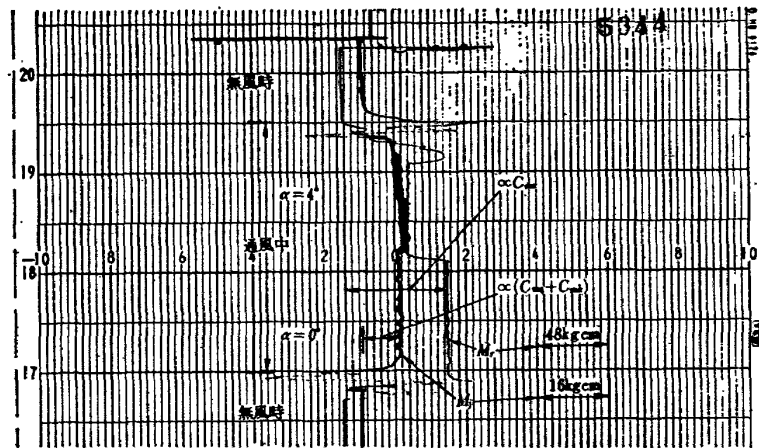


図 10 動的試験結果例

ーメントに比例している。図では正の復元で $C_{m\alpha}$ は負である。また M_j も空気力による正の減衰モーメントを示している。 $\alpha=4^\circ$ の場合は 0° の場合と比べて非常にデータが変化しているがこれは実験上の不注意の例であつて詳しく説明する。

理論的にはレゾルバ、濾波器によって振動成分を完全に除去できることが言えるが平均化の時間が有限であること、装置の振動、気流の乱れ、信号/雑音比等の理由により図のような若干の振動分が存在するが、さほど問題はない。

5. 較正と誤差

動安定試験装置で信頼性のある試験結果を得るには厳密な較正が必要であることは言うまでもない。ところが動安定試験装置の較正とは一体どんなものであつて、かつそれは実現可能なものかと言うと難しいことになる。動安定試験データが静的試験データに比べて信頼性に欠くところがある一つの原因はここにある。考えられる較正内容としては

- (1) 天秤への静的な荷重と出力読みとの関係
- (2) 慣性力のみと出力読みとの関係
- (3) 復元力のみと出力読みとの関係
- (4) 減衰力のみと出力読みとの関係
- (5) (1)~(4)の場合の出力間の干渉
- (6) (1)~(5)で出力に直接影響を与えないはずの荷重が天秤入力に加わった時の出力への影響

例、抗力(軸力)が存在する場合の出力への影響

等があげられる。静的風洞試験用の6分力測定装置に関しては(1)、(5)、(6)だけでよく、静荷重を与えて実際に行なわれる。ところが動的試験装置については、静荷重による較正だけでは不十分であるとわれわれは

考える。測定しようとする量は減衰、復元モーメントであるから、その目的のためには被測定量と同じもので較正すべきである。静荷重較正によって荷重の大きさと出力との一応の対応はつくが、レゾルバによって減衰、復元モーメントを分離したりする動的な状態についての較正を行なつた方がよいのはいうまでもない。その動的較正とも言える(2)~(4)特に既知の減衰力のみを発生させて行なう較正はむづかしく、結局(1)の較正のみで終る場合が非常に多い。しかしながら(2)の慣性力のみを与える方法は既知の形状のおもりを天秤軸上の種々の位置において振動させることにより可能である。(3)の復元力のみを変化させる較正は種々のばねを用意することによって可能のようではあるが、振動試験をするとはばねの一部も動くので慣性項は変化し、またばねに固有の構造減衰も各々のばねによって異なるから、ばねを利用して(3)を行なうことは不可能である。さらに、天秤を振動させた動的な状態で一定既知の6分力を与えて出力への影響度を調べる試験(6)は、できないことはないがかなり大規模な装置を必要とするから、ここでは行なわないことにした。実行したのは(1)、(2)の較正と、(5)、(6)に対する検討である。この検討からデータへの補正法、実験上の注意等が導かれる。

まづ、縦揺れ試験用天秤によってモーメントを回転中心まわりに測定できるかどうかを調べる必要があり、その結果を図11に示す。荷重位置に無関係に、回転中心まわりのモーメントを測定できることがわかる。較正係数は天秤に静荷重を与え、記録計で読まれる二つの信号の二乗和の平方根(図11の縦座標)と荷重との比をまづ求める。その値を2倍すれば動的試験時の較正係数となる。2倍する理由は表1からも明らかであるが、動的試験時の濾波器出力は

$$\frac{\omega}{2\pi} \int_0^{2\pi} A a_1 \sin(\omega t + \lambda_1) \sin \omega t dt = \frac{A}{2} a_1 \cos \lambda_1$$

となり、レゾルバ～汎波器の測定系で信号に1/2の因子が働くからである。

次に動的な較正方法の一つとして、回転中心まわりの慣性能率がわかっているものを天秤に取り付けて、種々の振動数で振動させ、変位と同相側の出力信号との

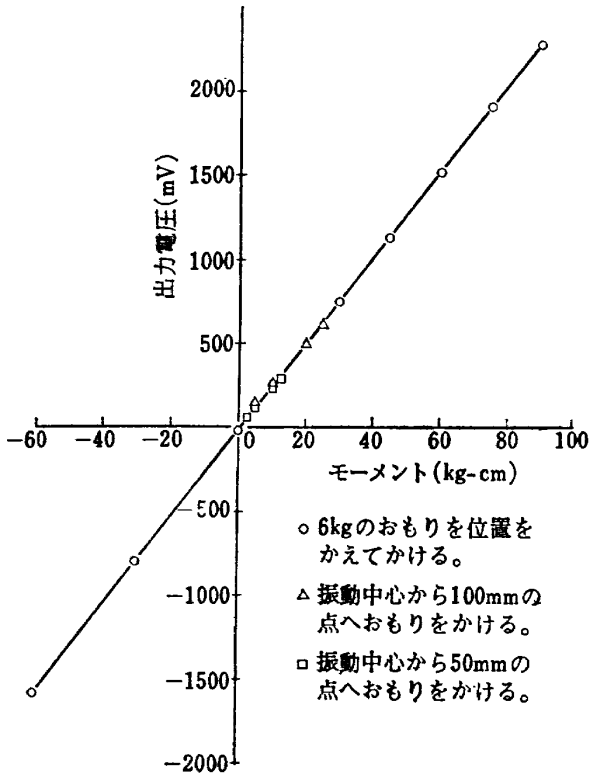


図 11 動的天秤の静的較正

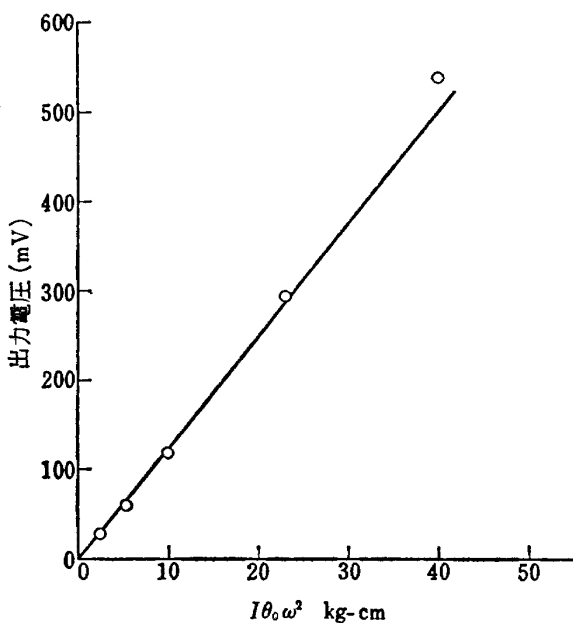


図 12 慣性力変化による動的較正

関係から較正係数を求める。図 12 にそれを示す。縦揺れ試験の場合、静的方法で得た較正係数が 0.080 kg-cm/mV の時、動的方法による値は 0.078 kg-cm/mV で両者はよく一致している。実験結果の処理には静的方法で得た較正係数を用いた。動的較正は後で述べる誤差の評価の際、大いに役立つものである。

静的および動的較正の際、レゾルバの取付位置がよく調整されていると、天秤を中立位置に保って静荷重をかければモーメントの出力信号のうち、変位と同相の信号は零で 90° 移相側（速度と同相側）にのみ出力信号が得られる。したがって図 8 のブロック図においてモーメントチャンネルのうち、レゾルバ以降は、ある片方のチャンネルのみの較正になる。このチャンネルは動的試験の場合は $C_{m\dot{\theta}}$ を与えるチャンネルである。同様なことは動的較正についても言え、この場合はもう一方の側、即ち実験では $C_{m\theta}$ を与えるチャンネルのみの較正になるから、切替えるか、中立位置でなく天秤の最大振幅位置にしてレゾルバのロータを 90° 回転させた上で静的較正の必要がある。

ここで測定系についてももう少し詳しく考えてみる。レゾルバは一つのモーメント信号を変位 θ と同相の成分、 $\dot{\theta}$ と同相の成分に分解するもので測定系の中で最も重要な働きをする。実際にレゾルバを取付ける際、十分注意深く調整しても若干取付の誤差が生じる。このことはモーメントの出力信号が上に述べた関係に分解されず、各信号は真の θ および $\dot{\theta}$ にくらべ取付角度差だけずれた信号にわけられることである。さらに各出力信号を与えるロータ間は正確に 90° の角度差を保たず若干の誤差がある。またレゾルバの入出力は、この測定系では 1 kHz の交流搬送波を含んでいるから、レゾルバ内およびその他の測定機器内、配線系で漂遊容量による漏話を招くことになる。この状態を図 13 に示す。図 13 (a) は理想的な場合であり、信号の関係はすでに表 1 に示されている。図 13 (b) は漂遊容量を集中化して書いてあるが実際の場合と言える。レゾルバの出力信号は次のように書ける。

$$\left. \begin{aligned} E_{R1}' &= E_{Ri} \sin(\omega t + \phi_1) + \varepsilon_1 E_{Ri} + \varepsilon_1' E_{R2}' \\ E_{R2}' &= E_{Ri} \cos(\omega t + \phi_2) + \varepsilon_2 E_{Ri} + \varepsilon_2' E_{R1}' \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

ただし

$$E_{Ri} = A \left[a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin(n\omega t + \lambda_n) \right] \sin \omega_c t$$

(7) 式の第 1 項はレゾルバの取付角度差 ϕ_1 およびロータ間の直交性の不完全さ ϕ' による誤差の和

$$\phi_2 = \phi_1 + \phi' \quad (8)$$

を含んでいる。第 2 項は入力側からの信号もれ、第 3

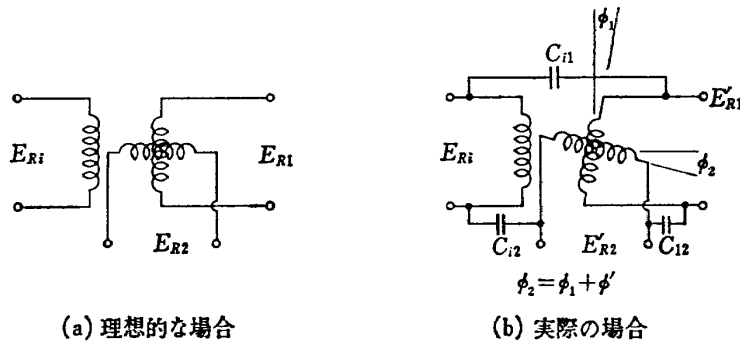


図 13 レゾルバ

項は出力間の漏話によるものである。 $\phi_1, \phi_2, \epsilon_1, \dots$ はすべて小さい量である。(7) 式で表わされる信号が復調器、濾波器を通過してどういう形になるかを計算するのであるが(7)の右辺の E_{R2}, E_{R1} として次の近似値を用いる。

$$\left. \begin{aligned} E_{R2}' &\doteq E_{R2} = E_{Ri} \cos \omega t \\ E_{R1}' &\doteq E_{R1} = E_{Ri} \sin \omega t \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

(9) 式を (7) 式の右辺に代入し、搬送波分を除き、長時間にわたる平均をとると

$$\left. \begin{aligned} \overline{E_{R1}} &= \frac{A}{2} a_1 \cos \lambda_1 + \frac{A}{2} a_1 (\phi_1 + \epsilon_1') \sin \lambda_1 + \epsilon_1 A a_0 \\ \overline{E_{R2}} &= \frac{A}{2} a_1 \sin \lambda_1 + \frac{A}{2} a_1 (-\phi_2 + \epsilon_2') \cos \lambda_1 + \epsilon_2 A a_0 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

表 1 と (4), (5) 式の関係を利用すると

$$\left. \begin{aligned} &\frac{[\overline{E_{R1}'}]_{\text{wind on}} - [\overline{E_{R1}'}]_{\text{wind off}}}{QSl\theta_0 \left(\frac{A}{2}\right)} \\ &= (C_{m\theta} - k^2 C_{m\ddot{\theta}}) + C_{m\theta} k (\phi_1 + \epsilon_1') + \frac{2\epsilon_1}{\theta_0} C_{m0} \\ &\frac{[\overline{E_{R2}'}]_{\text{wind on}} - [\overline{E_{R2}'}]_{\text{wind off}}}{QSl\theta_0 k \left(\frac{A}{2}\right)} \\ &= C_{m\theta} + (C_{m\theta} - k^2 C_{m\ddot{\theta}}) \frac{(-\phi_2 + \epsilon_2')}{k} + \frac{2\epsilon_2}{\theta_0 k} C_{m0} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

(11) の第 1 式について考える。第 1 項は (5) 式から明らかのように、求めようとする量であり、第 2, 第 3 項が誤差の項である。第 2 項は求めようとするもう一つの量 $C_{m\theta}$ による干渉である。この項の中には、無次元振動数 k が含まれている。超音速での試験では k は小さく、模型の大きさにもよるが 0.01~0.02 程度である。 $\phi_1 + \epsilon_1'$ は取付角度差と漂遊容量による影響の和であるが小さい量である。一方 $C_{m\theta}$ と $C_{m\ddot{\theta}}$ の大きさは空力中心位置にもよるが $C_{m\ddot{\theta}}$ の方が一桁程度大きいと考えてよいであろう。結局第 1 式の第 2 項は

第 1 項に比してかなり小さい量であり、無視できる。次に第 3 項は動安定試験時に働いていた一定モーメントによる影響である。風洞試験ではある迎角の状態でトリムすることは殆どないから、その迎角での一定の空力モーメントが働いている。この迎角を中心として微小振動させた動安定試験ではこのように静的に加わっている空力モーメントが誤差項として表われる。 θ_0 は小さく、 C_{m0} がある程度の大きさになると、干渉係数 ϵ_1 の大きさによっては有意の誤差をもたらす場合がある。しかしここでは対称模型の迎角零の場合の試験をおもに考えることにし、 C_{m0} は小さいから第 3 項は無視する。次に (11) の第 2 式について考える。上と同様なことが言えるが、注意すべきは第 2 項の $C_{m\theta}$ による干渉項の中で、無次元振動数 k が分母にあることである。取付角度差、ロータ直交性および漂遊容量の影響の和 $(-\phi_2 + \epsilon_2')$ を見かけの取付角度差と呼ぶことにし、それが 0.02 ($1^\circ 9'$) 程度とすると第 2 項全体は $C_{m\theta}$ と同程度のものになる。もしも見かけの取付角度差が大きいとか、無次元振動数が小さい場合は、この第 2 項が第 1 項と同じ程度の大きさになる場合も十分起り得る。したがって実験データに、この第 2 項の影響を考えないわけにはいかない。第 3 項についても無次元振動数、振幅等が分母にあるから、場合によってはかなりの影響をもたらすことが予想されるが $C_{m0} = 0$ 附近での試験を考え、無視する。結局、実際のデータと真値間の関係として

$$\left. \begin{aligned} (C_{m\theta})_{\text{meas}} &\doteq (C_{m\theta})_{\text{true}} \\ (C_{m\theta})_{\text{meas}} &\doteq (C_{m\theta})_{\text{true}} + \frac{-\phi_2 + \epsilon_2'}{k} (C_{m\theta})_{\text{true}} \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

図 14 はこの関係を示すベクトル図である。ただし ϵ_2' は ϕ_2 に含めて書いてある。

次にこの式の干渉係数 $-\phi_2 + \epsilon_2'$ を求める方法を調べてみる。当然のことだが、実際にレゾルバの取付角度差を測定したり、漂遊容量を測定するのは非実用的

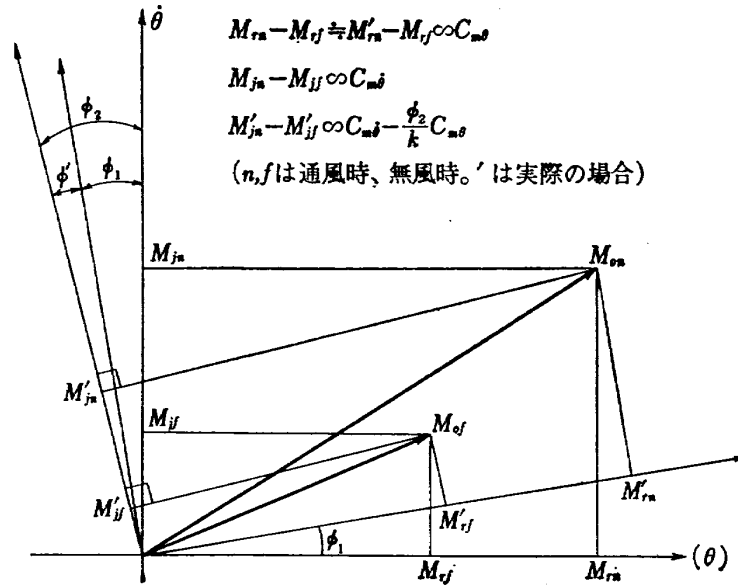


図 14 レゾルバの取付角度差による影響

な方法と思われる。

実際に測定されるデータは

$$\left. \begin{aligned} \overline{E_{R1'}} &= \frac{A}{2} M_0 \cos \lambda + \frac{A}{2} M_0 (\phi_1 + \epsilon_1') \sin \lambda + \epsilon_1 A M_{00} \\ \overline{E_{R2'}} &= \frac{A}{2} M_0 \sin \lambda + \frac{A}{2} M_0 (-\phi_2 + \epsilon_2') \cos \lambda + \epsilon_2 A M_{00} \end{aligned} \right\} (10)'$$

ここで

$$\begin{aligned} M_0 &\equiv a_1 \\ M_{00} &\equiv a_0 \end{aligned}$$

である。一方、無風時については (4) 式から

$$\left. \begin{aligned} (M_0 \cos \lambda)_{\text{wind off}} &= \theta_0 (-I \omega^2 + K) \\ (M_0 \sin \lambda)_{\text{wind off}} &= \theta_0 \omega c \end{aligned} \right\} (4)'$$

(10)' と (4)' を組み合わせることにより、無風時のデータについては

$$\left. \begin{aligned} \frac{2}{A \theta_0} [\overline{E_{R1'}}]_{\text{wind off}} &= (-I \omega^2 + K) \\ &+ (\phi_1 + \epsilon_1') \theta_0 \omega c + \frac{2 \epsilon_1}{\theta_0} [M_{00}]_{\text{wind off}} \\ \frac{2}{A \theta_0 \omega} [\overline{E_{R2'}}]_{\text{wind off}} &= c + (-\phi_2 + \epsilon_2') \frac{(-I \omega^2 + K)}{\omega} \\ &+ \frac{2 \epsilon_2}{\theta_0 \omega} [M_{00}]_{\text{wind off}} \end{aligned} \right\} (13)$$

$[M_{00}]_{\text{wind off}}$ は例へば重力による一定のモーメントのための項である。今、 c , $[M_{00}]_{\text{wind off}}$ は一定と仮定し、ある振動数で種々の I に対する試験を行なうと、(13) の第 2 式について次の測定値が得られる。

$$\frac{2}{A \theta_0 \omega} [\overline{E'_{R2n}}]_{\text{wind off}} = c + (-\phi_2 + \epsilon_2') \frac{(-I_n \omega^2 + K)}{\omega}$$

$$+ \frac{2 \epsilon_2}{\theta_0 \omega} [M_{00}]_{\text{wind off}} \quad (14)$$

$n=1, 2, \dots, N$

または

$$\begin{aligned} &\frac{2}{A \theta_0} \{ [\overline{E'_{R2n}}]_{\text{wind off}} - [\overline{E'_{R21}}]_{\text{wind off}} \} \\ &= (-\phi_2 + \epsilon_2') [-I_n - (-I_1)] \omega^2 \quad (15) \end{aligned}$$

$n=2, 3, \dots, N$

すなわち横軸に I の変化分を、縦軸に出力信号の変化分をプロットすると一本の直線が得られることが予想され、その勾配から干渉係数 $-\phi_2 + \epsilon_2'$ を求めることができる。種々のばねに対する同様な試験からは、前に述べたように慣性能率、構造減衰の変化を伴うからこの場合不相当である。

また、変位と同相のモーメント信号 $\overline{E_{R1'}}$ について考えると、干渉係数 $\phi_1 + \epsilon_1'$ は小さく、構造減衰 c も小さいから (13) の第 1 式の第 2 項は、共振点の近傍以外では第 1 項に比して無視できる。さらに模型の重心が振動軸の近くにあり $[M_{00}]_{\text{wind off}}$ が無視できるとすると

$$[\overline{E_{R1'}}]_{\text{wind off}} \approx \frac{A}{2} \theta_0 (-I \omega^2 + K) \quad (16)$$

この式はすでに述べた動的較正の根拠となるものである。(16) を (14) に代入して

$$\begin{aligned} &\frac{2}{A} [\overline{E'_{R2n}}]_{\text{wind off}} = c \omega \theta_0 + (-\phi_2 + \epsilon_2') \\ &\times \frac{2}{A} [\overline{E'_{R1n}}]_{\text{wind off}} + 2 \epsilon_2 [M_{00}]_{\text{wind off}} \quad (17) \end{aligned}$$

$n=1, 2, \dots, N$

慣性能率 I をかえるとか、一定の I と、 c が変化しない程度の振動数範囲で振動数をかえる試験のいく

つかの結果を用いると干渉係数を求めることができる。種々の振動数に対する結果を用いると (17) に対応して

$$\frac{2}{A} \{ [\overline{E'_{R2n}}] - [\overline{E'_{R21}}] \}_{\text{wind off}} = c \theta_0 (\omega_n - \omega_1) \\ + \frac{2}{A} (-\phi_2 + \varepsilon_2') \{ [\overline{E'_{R1n}}] - [\overline{E'_{R11}}] \}_{\text{wind off}} \\ n=2, 3, \dots, N \quad (18)$$

ここで c , $(-\phi_2 + \varepsilon_2')$ は未知量であるから $N \geq 3$ の場合は最小二乗法を用いて正規方程式を作り、二つの未知量を求めることができる。その結果 c は零に近く、 $(-\phi_2 + \varepsilon_2') \doteq 0.0209$ であった。すなわちレゾルバの第 2 出力側ロータの見かけの取付角度差は $1^\circ 12'$ 程度である。以上の検討はレゾルバについてはほぼ実際に近いと言えるがその他の機械部分、電気部分はかなり理想化したものである。例えば全体の振動系を集中定数系で表現しているが実際のばねはそうではない。しかし上の方法で得た干渉係数を用い (12) 式の補正を行えばデータの精度は改善されると思われる。

振動面内に一定のモーメントが加わっている場合は上に述べたように C_{m0} の影響が漂遊容量のため出力に表われる場合がある。さらにもう一つの大きな影響がこの場合存在することに注意しなければならない。表 1 で示されるようにレゾルバの出力即ち復調器の入力は、たとえ漂遊容量、レゾルバ取付角度差がなくても、一定モーメント成分 $M_{00} = a_0$ を含んでいる。この信号の大きさは迎角に依存するが迎角が大きい場合には他の信号成分に比べてはるかに大きくなる。

すなわち

$$\text{Amp}(a_0 \sin \omega t) > \text{Amp}(a_1 \sin(\omega t + \lambda_1) \sin \omega t)$$

ところが上式の左辺は理想的な測定系では最終結果に表われない。と言うことは、迎角の大きい試験では最終結果から判定される信号の大きさよりはるかに大きい信号が測定系の中に存在していることを意味する。もし測定系の一部に、そのような大信号に対しては飽和等の非線型性を示すものがあれば、その非線型性の影響ははっきり最終結果に表われるはずである。つまり最終結果の大きさだけから言えば非線型性の影響を受けない場合がある、ある実験状態では非線型性の影響を受けていて、その程度はよくわからないという困ったことになる。この場合問題となる部分は、増幅器、レゾルバ、復調器、濾波器等の増幅器以降の測定機器である。復調器の非線型性は入力側信号の大きさと、基準側信号の大きさととの比できまり、図 15 のような非線型性を示す。図から明らかなように入力信号が基準信号より小さいと線型性は保たれる。したがって基準側信号が大きい方が有利である。

迎角の大きな試験では実際にこの問題がおこり、先に示した図 10 は $\alpha = 4^\circ$ の場合、誤った結果を与えている。

この問題を解決する方法として次の二つが考えられる。まづ、増幅器の増幅度をさげ復調器への入力を小さくし、そこでの非線型性が問題にならないようにする。この場合、増幅器のゲインは小さいからそこでの非線型性もやはり問題にならないであろう。次に増幅器の入力側で信号を調節する方法がある。ある迎角を中心として微小振動を模型に与える場合、その中心迎角である中立位置で通風時に模型を保持する。その際存在する静的な一定モーメントのため増幅器の出力が

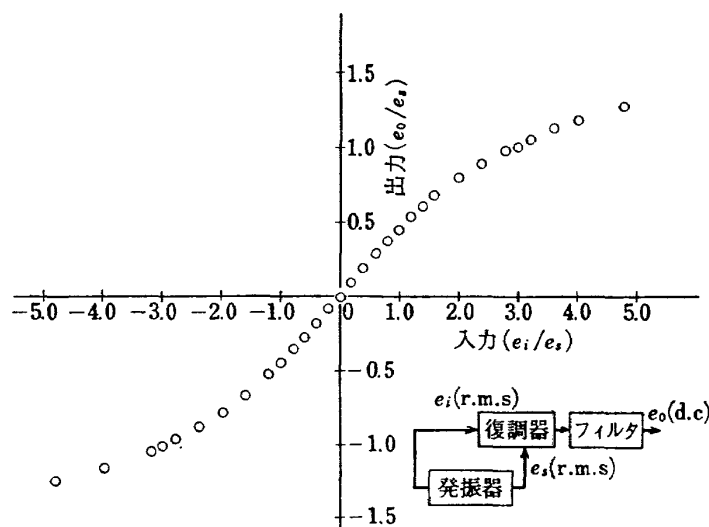


図 15 復調器における非線型性

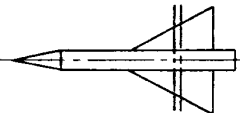
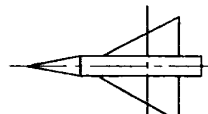
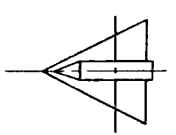
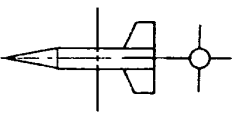

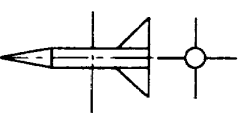

あるが、その信号が零になるように歪ゲージブリッジのブリッジバランスを調節する。そのあとで模型に微小振動を与えて動安定試験を行なえばよい。しかし、いずれの場合も天秤のブリッジ部で非線型性が生じた時はそれを避けることができない。また、当風洞の場合は通風時間が短かく、ブリッジバランス調節法は使用困難である。

6. 試験結果

表2は縦揺れ動安定試験の場合の模型、実験条件を示す。模型の強制振動数は、ある模型については一種類であるがマッハ数の変化に伴ない風速が変化するため無次元振動数は変化している。模型の外形詳細は図16(a), (b), (c) に示される。8901-1, 2模型は、60°

後退角の三角翼と円錐一円柱体の胴体との組合せである。頭部円錐の半頂角は 10°, 翼断面は双菱形で図16(a) に示される。この両模型は前部胴体の長さのみが異なる模型であり、7903 模型は前部胴体のまったく異なる 60° 後退角三角翼模型である。しかし 7903 模型も天秤を内挿するため中央部には胴体が存在する(図 16 (b))。これらの模型の動安定試験は胴体の影響、特に細長比の違いが動安定微係数に与える効果を見ようとしたものである。すでに述べたように細長比の大きい模型は実験困難であるから、そういう模型の動安定試験の必要性が生じた時、細長比の小さい 2, 3 の模型で試験を行ない、外挿法で所定の安定微係数を得ようとする場合が考えられる。この試験はそのための資料を求める試験である。

表 2 縦揺れ動安定試験の実験条件

模型名	模型形状	マッハ数 無次元振動数 迎角	基準点位置 (全長に対し 先端から)	備考
8901 - 1		$M=1.5\sim 2.25$ $\frac{\omega c}{2V} = 0.0144\sim 0.0107$ $\alpha = 0^\circ$	0.7082 0.7416	
8901 - 2		$M=1.5\sim 2.25$ $\frac{\omega c}{2V} = 0.0136\sim 0.0108$ $\alpha = 0^\circ$	0.6676	
7903		$M=1.5\sim 2.25$ $\frac{\omega c}{2V} = 0.0202\sim 0.0151$ $\alpha = 0^\circ$	0.6190	予備試験装置による。 (未補正データ)
9926B		$M=1.5\sim 3.0$ $\frac{\omega d}{V} = 0.0095\sim 0.0069$ $\alpha = 0^\circ, 4^\circ$	0.6388	
9926B'	同上 	$M=1.5\sim 3.0$ $\frac{\omega d}{V} = 0.0099\sim 0.0067$ $\alpha = 0^\circ, 4^\circ$	0.6388	
9926D		$M=1.5\sim 3.0$ $\frac{\omega d}{V} = 0.0097\sim 0.0069$ $\alpha = 0^\circ, 4^\circ$	0.6388	
9926D'	同上 	$M=1.5\sim 3.0$ $\frac{\omega d}{V} = 0.0096\sim 0.0067$ $\alpha = 0^\circ$	0.6388	静的試験なし

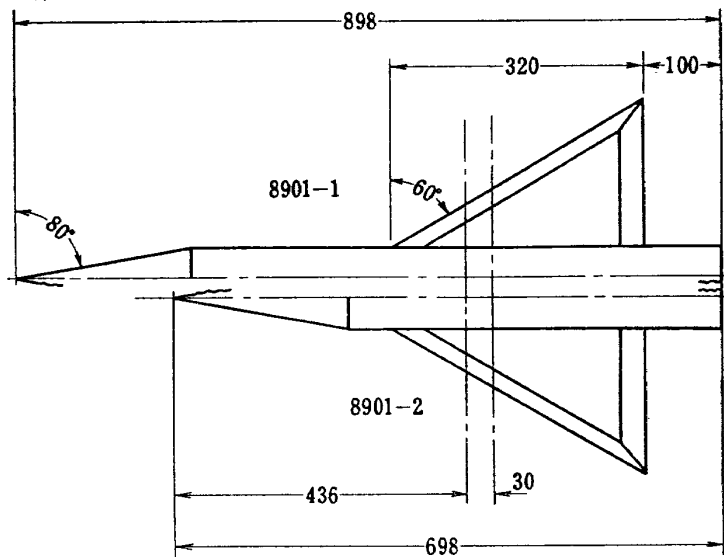


図 16 (a) 8901-1, 2 模型

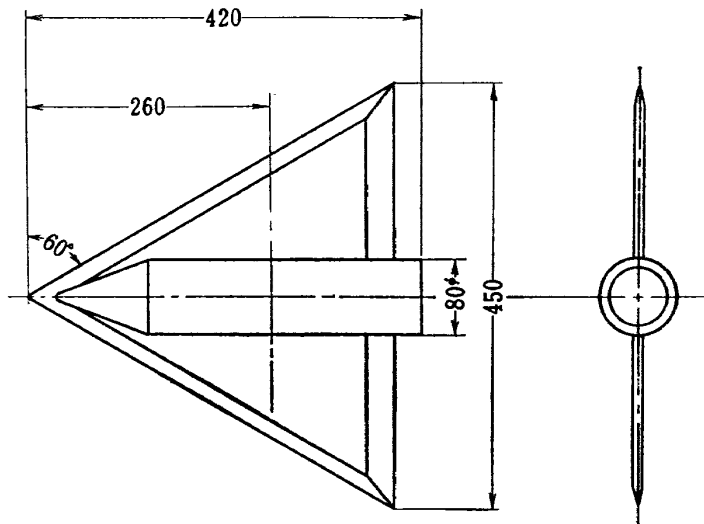


図 16 (b) 7903 模型

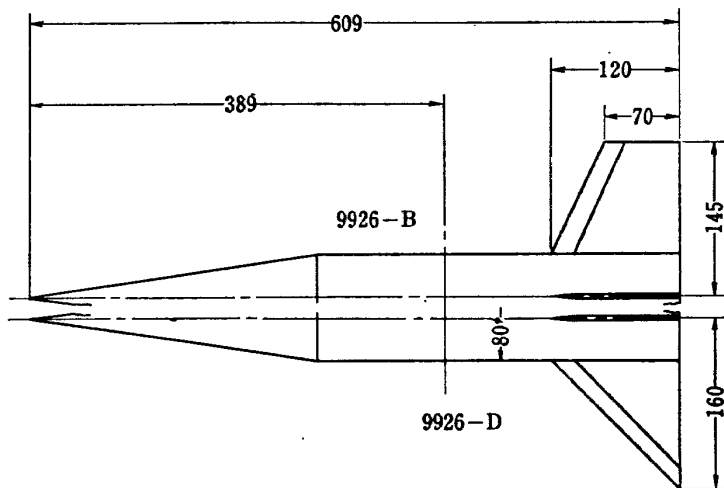


図 16 (c) 9926-B, D 模型

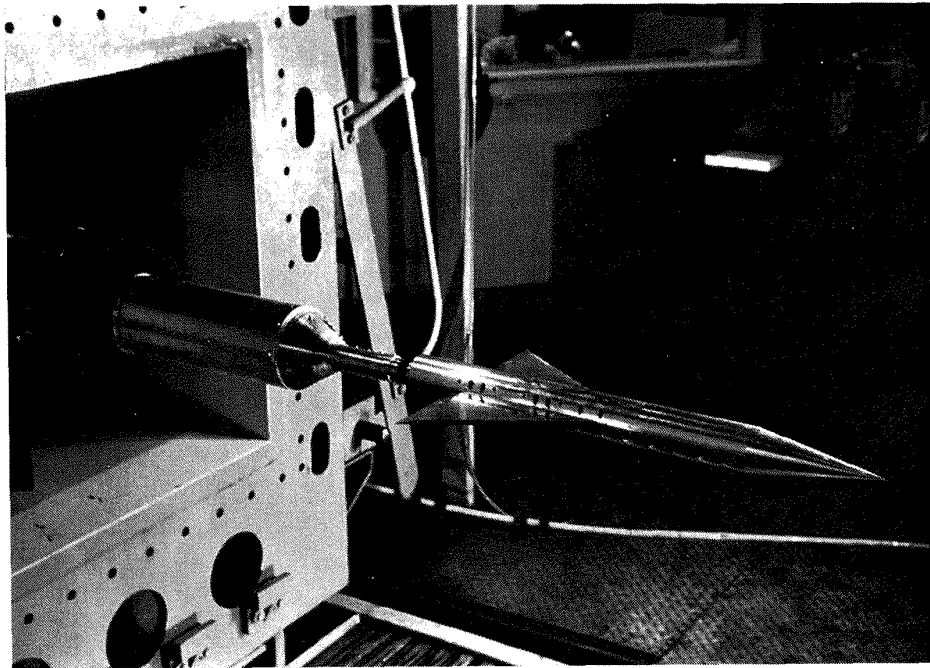


図 17 8901-1 模型の動安定試験

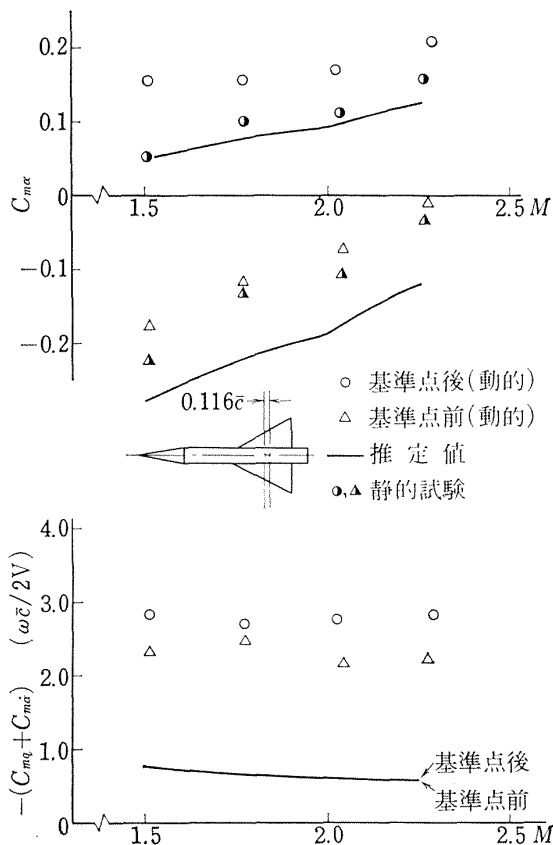


図 18 8901-1 模型, 基準点違いの動安定試験

9926-B および D 模型は円錐-円柱体の胴体と台形翼または三角翼をもったロケット形状の模型であり、両模型とも模型取付の際、軸まわりに 45° 回転させて取付けた試験をも行なった。各模型はすべてア

ルミニウム合金で製作され、軽量化がはかられている。

なお、模型表面にはラフネスバンドを設けず、すべて自然遷移である。レイノルズ数が高いから乱流域は広い。

図 17 は 8901-1 模型を縦揺れ試験のため風洞に取付けた場合の写真である。

図 18 は 8901-1 模型で振動軸の位置を $0.116\bar{c}$ へえた動安定試験結果をマッハ数に対してプロットしたものである。静安定微係数 $C_{m\alpha}$ は推定値、静的風洞試験結果とマッハ数に対して同じ傾向を示し、その値も比較的良好にあって推定値、静的風洞試験、動的風洞試験の順に正の方向に移動し不安定さを示しているのは興味深い。動安定微係数については試験結果と推定値の間かなりの差が認められ実験値の方が大きい。ここで「大きい」という表現は数学的なものではなく $-C_{m\alpha}$ または $-(C_{mq} + C_{m\alpha})$ が大きいということ、それぞれ静的、動的により安定側にあるという意味である。以下特に断わらない限りこの意味で使用する。軸位置の違いによる微係数の変化の傾向は推定値と同じだがその大きさはかなり違っている。マッハ数に対する傾向は推定値と同じである。この動安定微係数のデータはすでに述べた方法で $C_{m\alpha}$ による干渉を補正したものである。補正量は $C_{m\alpha}$ によって違い、その一例は後で示されるが大略の大きさは測定値の 20% 程度である。推定値は文献 12) の方法を

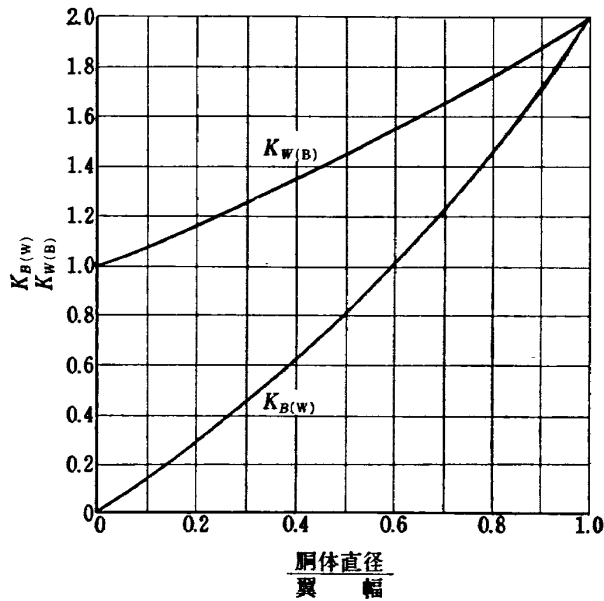


図 19 干渉係数 (文献 12) から転写)

用いた。静安定微係数については文献 13) に示されている方法と同じである。またこのような翼胴結合体に対する動安定微係数の推定値は次式で与えられている。

$$(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_{WB} = [K_{B(W)} + K_{W(B)}] \frac{S_e}{S} \left(\frac{\bar{c}_e}{\bar{c}} \right)^2 \times (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_e + \frac{S_B}{S} \left(\frac{l_B}{\bar{c}} \right)^2 (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})_B \quad (19)$$

$K_{W(B)}$, $K_{B(W)}$ は翼胴結合体に対する干渉係数で図 19 は文献 12) から転写したものである。この式によって翼単独, 胴体単独の各動安定微係数から翼胴結合体の動安定微係数を知ることができる。翼単独の動安定微係数は超音速線型理論によってすでに計算されている¹⁴⁾¹⁵⁾。また胴体単独の動安定微係数は apparent mass 法で容易に計算される¹⁶⁾¹⁷⁾。この方法による計算結果はマッハ数, 模型形状の軸方向変化に無関係であり, より詳しい計算方法が文献 18), 19) 等に見られるがここでは最も簡単な apparent mass 法を利用した。

図 20 は (6) 式を利用して動的試験結果の 2 種の $C_{m\dot{\alpha}}$ から $C_{N\dot{\alpha}}$ を求め, その結果と推定値, 静的風洞試験結果を比較したものでよく合っている。

図 21 は前部胴体の影響を示す実験結果である。振動中心は正三角形である全翼の中心にあるから空力中心のごく近くである。静安定微係数は推定値, 静的風洞試験, 動的風洞試験ともよく一致している。7903 模型は翼のみと考慮して推定値を計算したが胴体部の影響のため, マッハ数の変化とともに若干の変化が見られ

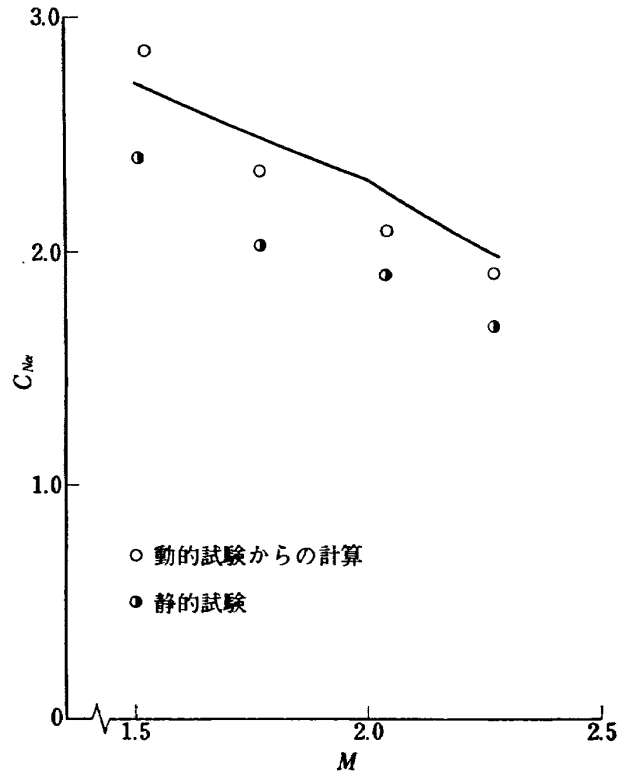


図 20 動的試験から $C_{N\dot{\alpha}}$ の計算結果

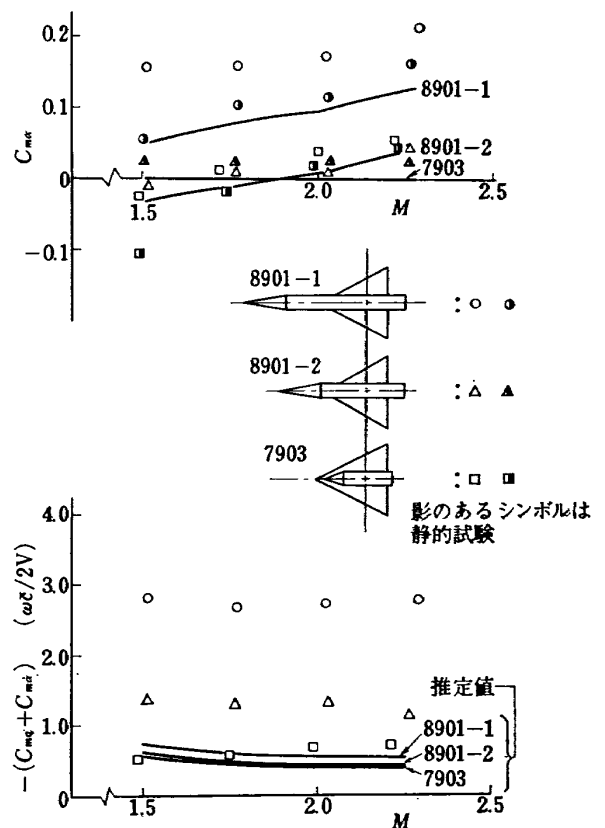


図 21 前部胴体長さの影響

る。動安定微係数に対する実験結果は前部胴体の影響がきわめて著しく、推定値と強い対比を示している。前部胴体の長いもの程、動安定微係数が大きくなることは推定値、実験値とも同じであるが、その程度がかなり違っている。この原因は種々考えられる。例へば(19)式による推定がこの場合後部胴体の影響の表現についてあまり適当でないこと、翼、胴体の角の部分の影響等があげられる。動安定微係数が模型尾部の状態、模型表面上の角、丸み等によって大きく変化することはいくつかの実験結果²⁰⁾²¹⁾が報告されている。前部胴体のない7903模型の動安定微係数は三角翼に対する推定値と比較的よくあっていると云える。

次に台形翼ロケット模型9926BおよびB'に対する結果を図22、図23に示す。この模型は迎角0°と4°の場合について動安定試験を行なった。静安定微係数は静的試験、動的試験0°、4°の場合とも非常によく一致している。静的試験による $C_{m\alpha}$ は $C_m \sim \alpha$ 曲線の $\alpha=0^\circ$ の点での勾配である。模型の取付状態による違いB、B'を比べても $C_{m\alpha}$ はよく一致しており、尾翼が+または×の状態での差はない。動安定微係数は $\alpha=0^\circ$ の場合の値が推定値に近いがそれより大きく、 $\alpha=4^\circ$ の場合には非常に大きい値を示している。しかしマッハ数に対する変化の傾向は同じである。図22では $C_{m\alpha}$ の干渉未補正のデータをもプロットしてあり、補正によって推定値に近くなっている

ことがわかる。

ここでの推定値は先の(19)式を用いて計算してもよいが次の方法を使用した。模型全体を細長体とみなすと縦揺れ動安定微係数は apparent mass 法によれば

$$C_{mq} + C_{ma} = - \left(\frac{l_T - c_1}{l} \right)^2 C_{N\alpha} \quad (20)$$

の関係がある¹⁶⁾。ここで左辺に対する無次元振動数は $\omega/2V$ ではなく ω/V である。この方法は apparent mass 法によるため模型の軸方向形状変化、マッハ数変化等を表わさないから、その影響を実験的に補正するものとして(20)式の右辺 $C_{N\alpha}$ に静的風洞試験による実験値を使用することになると

$$C_{mq} + C_{ma} = - \left(\frac{l_T - c_1}{l} \right)^2 C_{N\alpha \text{ exp}} \quad (21)$$

が得られる。図22、23、24、25の推定値は(21)式によるものである。

動安定微係数の推定値はB、B'模型とも殆ど同じであるが迎角0°の実験値はB'模型即ち尾翼が×状態のものが大きい。

図24、25は三角翼ロケット模型9926D、D'に対する試験結果である。 $C_{m\alpha}$ については今迄の模型と同じようなことが言え、静的試験、動的試験ともよく一致している。動安定微係数についてもB模型と同じようなことが言え、 $\alpha=4^\circ$ の場合が $\alpha=0^\circ$ の場合よ

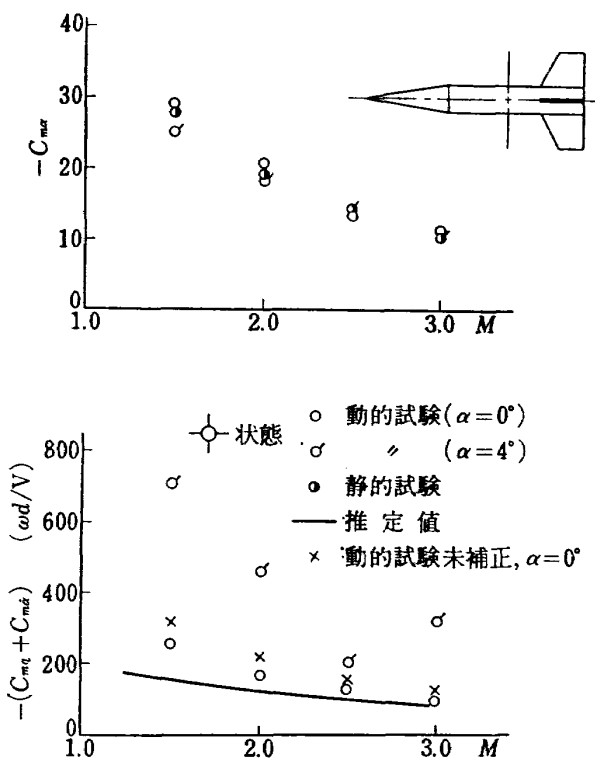


図 22 9926 B 動安定試験結果

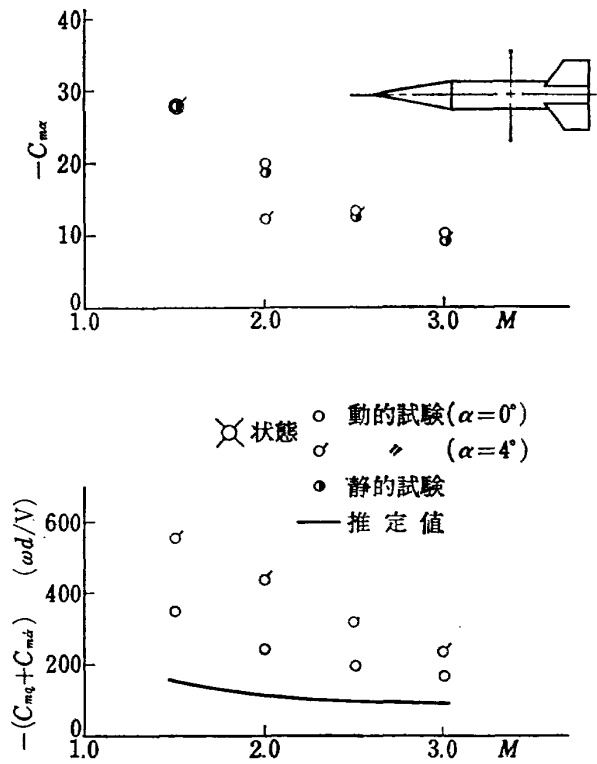


図 23 9926 B' 動安定試験結果

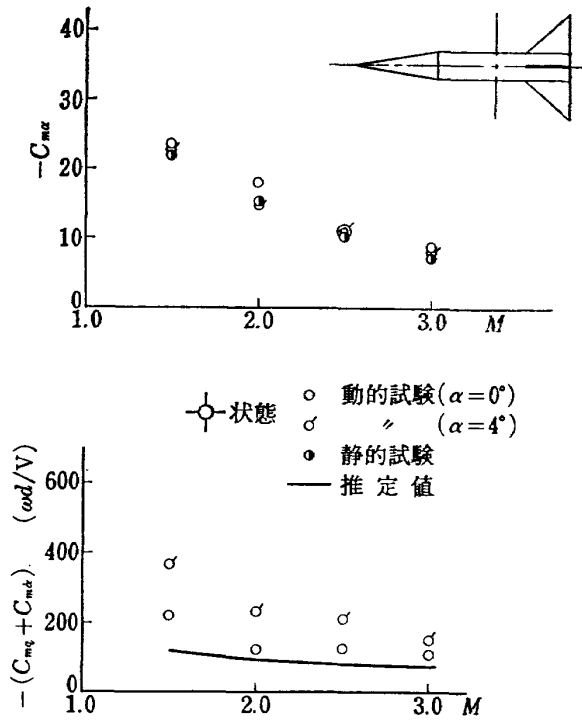


図 24 9926 D 動安定試験結果

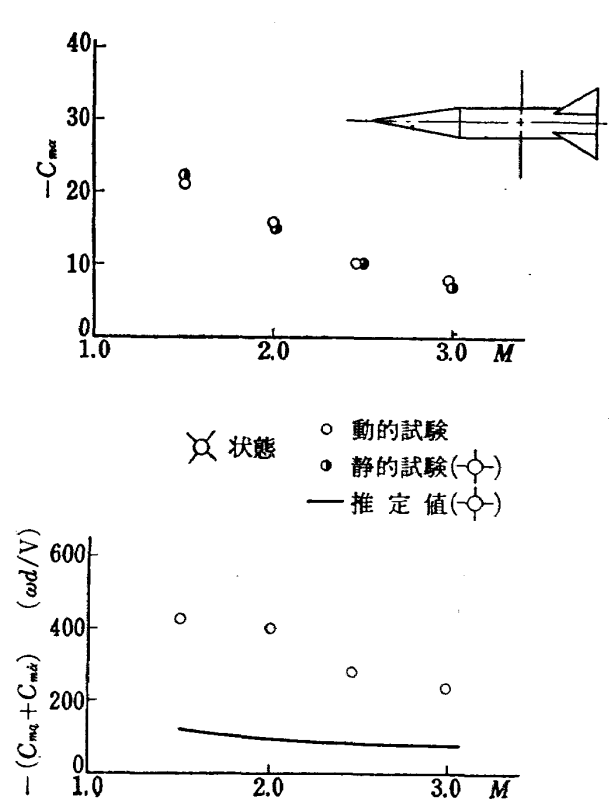


図 25 9926 D' 動安定試験結果

り大きく、また推定値よりも実験値の方が大きくなっている。さらに尾翼が X 状態の D' 模型の方が D 模型より大きい値を示していることも興味深い。マッハ数に対する変化傾向は推定値、いずれの場合の試験結果ともよく一致している。

次に横揺れ減衰係数 C_{ip} の測定結果についてのべる。この減衰係数は航空機に対しては操縦性、ロールカップリング現象等に関連し、きわめて重要な微係数である。幸いなことに通常の内挿式 6 分力天秤および静的測定装置を用いても模型を回転させることができれば容易に測定できる微係数である。表 3 に示したよ

うにロケット模型については強制回転法によって左右翼の迎角の違いから生じるローリングモーメントを静的天秤で種々の回転数の場合に測定し、両者をプロットして一本の直線を得、その勾配から横揺れ減衰係数 C_{ip} を求めた。図 26 はその一例である。この図で横揺れモーメント係数は回転数に比例していることがよくわかる。図の直線が原点を通らないのは製作上の誤差のため、模型の翼が僅かに非対称になっていて、静的な状態でも横揺れモーメントを発生しているからで

表 3 横揺れ動安定試験の実験条件

模型名	模型形状	マッハ数 無次元振動数	備考
8901 ①		$M=1.5\sim 2.25$ $\frac{\omega b}{2V} = 0.0505\sim 0.0396$	微小振動
9926 B		$M=1.5\sim 3.0$ $\frac{p_{\max d}}{V} = 0.0103\sim 0.0077$	強制回転
9926 D		$M=1.5\sim 3.0$ $\frac{p_{\max d}}{V} = 0.0109\sim 0.0083$	強制回転

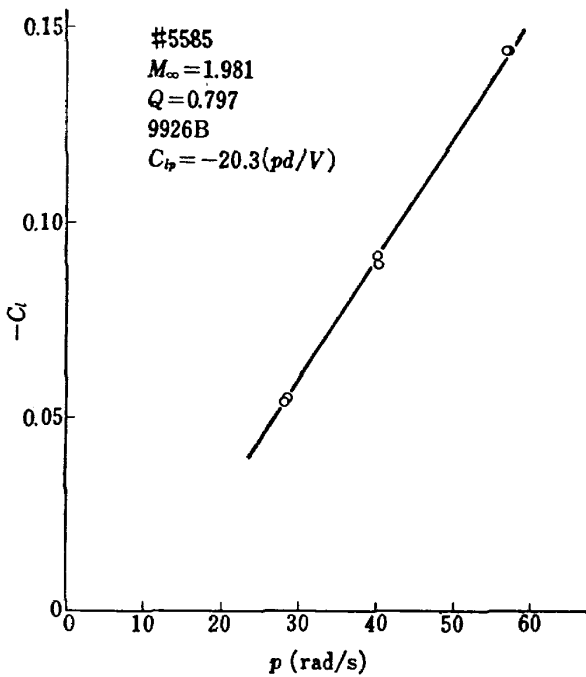


図 26 回転数～横揺れモーメント係数の一例

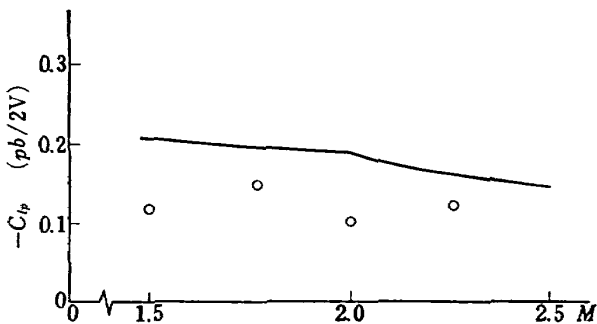


図 27 8901-1 の横揺れ減衰係数

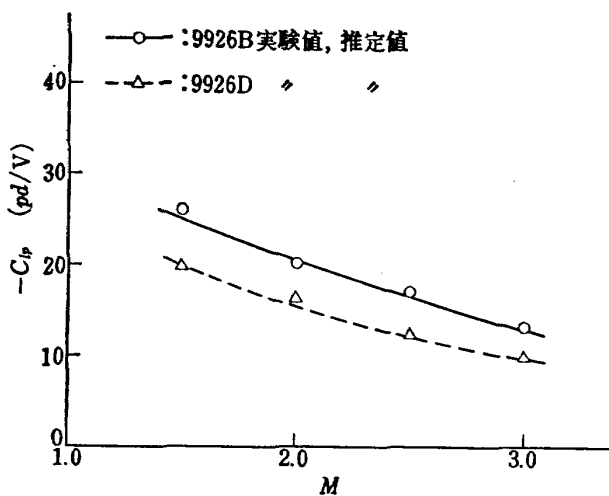


図 28 ロケット模型の横揺れ減衰係数

ある。

航空機模型 8901-1 に対しては縦揺れ動安定試験と同じようにして微小振動法で C_{lp} を求めた。図 27 に示されている。実験結果は推定値¹²⁾よりかなり小さくでている。この試験では測定される信号の大きさが小さく信号/雑音比が悪く精度が低かった。

図 28 は 9926-B, D のロケット横型に対する横揺れ減衰係数で推定値¹²⁾と非常に良く一致している。この場合は強制回転法であるため、模型の状況、流れの状況等が定常的であり、微小強制振動法に比べると実験が非常にやりやすい。

横揺れ動安定試験をさらに発展させてマグナスモーメントを測定するような試みがあり²³⁾、将来その方面の実験への検討が必要であろう。特に細長比の大きいロケットの飛ばし試験では燃焼終了後高空で動的に不安定な運動がいくつか観察されており²³⁾²⁴⁾、その原因に関連してマグナスモーメントの測定は重要なものになっている²⁵⁾。

7. 結 論

(1) 超音速風洞に設置されている動安定微係数測定装置の要目、性能を示し、動安定微係数を強制振動法で測定可能なことを述べた。

(2) 動安定試験における較正方法について、とるべき態度を明らかにし、動的較正の必要性を述べ実行可能な動的較正を行ない、良い結果を得た。

(3) 動安定微係数測定装置の信号処理部、特にレゾルバを中心とした測定機器の信号解析を詳しく行ない、測定されるデータは (11) または (12) 式で表わされるように C_{ma} 等の干渉を含んでいることを示し、さらにその干渉係数の求め方を述べ、補正計算を可能とした。

(4) 三角翼の翼胴結合体について、振動軸位置変化、前部胴体の細長比変化が動安定微係数に与える影響を実験した。

(5) 台形翼、三角翼ロケット模型について、尾翼の +, X 状態、迎角変化のある場合の動安定試験を行なった。

(6) (4), (5) の試験において、静安定微係数は静的風洞試験結果ともよく一致し、動安定微係数は推定値よりかなり大きく表われているがマッハ数に対する変化傾向は同じであった。

(7) 航空機模型、ロケット模型の横揺れ減衰係数を微小振動法、強制回転法で測定し、後者の方法の場合極めて良好な結果を得た。

文 献

- 1) C.J. Schueler, L.K. Ward and A.E. Hodapp, Jr; Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities, AGARDograph 121 (1967)
- 2) 柳沢三憲; 高速における円錐体および三角翼の動安定係数の測定, 航技研報告, TR-172 (1969)
- 3) 小橋安次郎, 河野長正, 西 武徳; 遷音速動安定試験, 航技研報告, TR-93 (1965)
- 4) R.P. Bielat and H.G. Wiley; Dynamic and Directional Stability Derivatives for a 45° Sweptback-Wing Airplane Model at Transonic Speeds, NASA TM X-39 (1959)
- 5) A.L. Braslow, H.G. Wiley and C.Q. Lee; A Rigidly Forced Oscillation System for Measuring Dynamic-Stability Parameters in Transonic and Supersonic Wind Tunnels, NASA TN D-1231 (1962)
- 6) 高島一明, 榊原盛三, 原 亘利, 北出大三, 金成正好; 動安定係数測定用風洞天秤について, 航技研資料, TM-106 (1967)
- 7) 空気力学第二部; 1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造, 航技研報告, TR-29 (1962)
- 8) 原 亘利, 高島一明, 関根英夫, 中 正夫, 戸川保子; 吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について(II), 航技研資料, TM-60 (1965)
- 9) 石原久蔵, 齊藤秀夫, 外立政隆, 榊原盛三, 宗美 均; 吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置, 航技研資料, TM-81 (1966)
- 10) W.A. Millard and W.C. Curry; A Thin Strap Support for the Measurement of the Dynamic Stability Characteristics of High Fineness Ratio Wind Tunnel Models, AIAA paper No. 69-350 (1969)
- 11) D.E. Hewes; Low-Subsonic Measurements of the Static and Oscillatory Lateral Stability Derivatives of a Sweptback-Wing Airplane Configuration at Angles of Attack from -10° to 90°, NASA MEMO 5-20-59L (1959)
- 12) USAF Stability and Control DATCOM, (1968) AFFDL Wright Patterson Air Force Base, OHIO
- 13) W.C. Pitts, J.N. Nielsen and G.E. Kaattari; Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic and Supersonic Speeds, NACA TR 1307 (1957)
- 14) H.S. Ribner and F.S. Malvestuto, Jr; Stability Derivatives of Triangular Wings at Supersonic Speeds, NACA TR 908, (1948)
- 15) J.W. Miles; The Potential Theory of Unsteady Supersonic Flow, (1959) pp. 128-149, Cambridge The University Press
- 16) A.H. Sacks; Aerodynamic Forces, Moments, and Stability Derivatives for Slender Bodies of General Cross Section, NACA TN 3283 (1954)
- 17) J.N. Nielsen; Missile Aerodynamics, (1960) pp. 349-431, Mcgraw-Hill Book Co., Inc.
- 18) R. Bond and B.B. Packard; Unsteady Aerodynamic Forces on a Slender Body of Revolution in Supersonic Flow, NASA TN D-859 (1961)
- 19) M.F. Platzler and A.D. Sherer; Dynamic Stability Analysis of Bodies of Revolution in Supersonic Flow, J. Spacecraft and Rockets Vol. 5, No. 7 (1968)
- 20) R.A. Kilgore and B.T. Averett; A Forced-Oscillation Method for Dynamic-Stability Testing, AIAA Aerodynamic Testing Conference (1964) pp. 59-62
- 21) W.R. Wehrend, Jr; An Experimental Evaluation of Aerodynamic Damping Moments of Cones with Different Centers of Rotation, NASA TN D-1768 (1963)
- 22) L.B. Schiff and M. Tobak; Results from a New Wind-Tunnel Apparatus for Studying Coning and Spinning Motions of Bodies of Revolution, AIAA J. Vol. 8, No. 11 (1970)
- 23) W.H. Curry; Some Comments on the Aerodynamic Characteristics of the Tomahawk Sounding Rocket, AIAA Sounding Rocket Technology Specialist Conference, (1967) pp. 119-131
- 24) R.A. Falanga; Supersonic Investigation of a Spinning and Nonspinning Model of a Cajun (or Apache) Rocket Vehicle with Roll-Control Tabs, NASA TN D-2576 (1965)
- 25) G.W. Stone; The Magnus Instability of a Sounding Rocket, AIAA paper No. 66-62 (1966)

TR-234	Green 関数をラプラス方程式に適用した解法による冷却タービン翼の温度分布の計算 A Calculation of Temperature Distribution with applying Green Function to Two-Dimensional Laplace's equation	1971年1月	西村 英明
TR-235	自動着陸予備実験 (1) 電波高度計の性能試験 Preliminary Experiments for Automatic Landing (1) On the Performance Tests of Radio Altimeters	1971年4月	樋口 一雄, 堀川 勇壯 森 幹彦, 小川 敏一 真 柳光美, 渡辺 顕 名 越 孝行
TR-236T	Small-Strain Deformations Superposed on Finite Deformations of Highly Elastic Incompressible Materials, Part I Constitutive Equation	1971年6月	Tastuzo Koga
TR-237	自由飛行模型 FFM-10 による縦の動安定特性の飛しよう実験 Free Flight Tests on Longitudinal Dynamics Characteristics of FFM-10 Model	1971年4月	河崎 俊夫, 堀 武敏 斎藤 秀夫, 高島 一明 河本 巖
TR-238	リフトジェットエンジン JR 100H の動特性について Dynamic Characteristic of Lift Jet Engine JR 100H	1971年5月	西尾 健二, 遠藤 征紀 杉山 七契, 越 沼 威 大畑 敏美
TR-239	昇華アブレーションの直接解法 A Direct Calculation of Sublimating Ablation	1971年6月	久保田弘敏
TR-240T	A Method for the Calculation of Lifting Potential Flow Problems —Part (I) —Theoretical Basis	1971年7月	Masao Ebihara
TR-241	YS-11 A-500/600 型主翼疲れ試験 (1 セーフライフ試験荷重と試験方式) Full-Scale Fatigue Test of YS-11 A-500/600 Turboprop Transport Wing (1 Safe-Life Fatigue Test Loads and Test Method)	1971年7月	竹内 和之, 野原 利雄 朝田 洋雄
TR-242	熱線による3次元平均速度ベクトルとレイノルズ応力の測定 Measurement of Three-Dimensional mean Velocity Vector and Reynolds stress by Single Rotatable Hot-wire	1971年7月	林 良生, 中谷 輝臣
TR-243	揚力をもつ物体のまわりのポテンシャル流れの計算法 I. その理論的基礎 A Method for the Calculation of Lifting Potential Flow Problems—Part 1—Theoretical Basis	1971年7月	海老原正夫

航空宇宙技術研究所報告 244 号

昭和 46 年 7 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
