あるかもしれない。

参考文献

1) NORTHROP AIRCRAFT, INC.: Dynamics of the Air-

frame, D. D. C. Report, AD 11366, (1952).

2) 吉武幸夫ほか2名: 動安定風洞試験の1方法について, 飛行機シンポジウム講演集, (1970/11), p. 21-22.

3) 宮川洋ほか2名: 不規則信号論と動特性推定, コロナ社.

遷音速風洞および超音速風洞における動安定試験法とその結果*

Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives and Test Results in Transonic and Supersonic Wind Tunnels at NAL

高 島 一 明**

Kazuaki TAKASHIMA

Abstract

Longitudinal dynamic stability derivatives of firstly a rocket configuration model at Mach numbers from 0.6 to 3.0 and secondly several airplane configuration models at Mach numbers from 1.5 to 2.25 were measured by the forced-oscillation technique in the transonic and the supersonic wind tunnels at NAL. The static stability derivatives measured by dynamic test coincided with those measured by static test. The dynamic stability derivatives, on the other hand, showed themselves being of fairly large values compared with calculated ones.

In addition to the test results, some details of the test equipments and the 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 the static and the dynamic derivative components, the latter is very much influenced by the former and that the interference factor can be obtained by the data of wind off condition tests.

Also presented are the damping derivatives in roll, which are measured by another test rig, and which agree precisely with calculated values.

1. ま え が き

動安定微係数で表現される動的な空気力は静的な空気力に比して一般に小さく、測定も困難であるが、航空機、飛しょう体の安定性、操縦性を考える際には不可欠の要素である。動安定微係数を得るには3種の方法が考えられる。第1は理論的方法(実験式を含む)であり、第2は風洞等での試験^{1),2)}、第3は実機または小型模型による自由飛行試験である。各方法はそれぞれ得失を持っており、たとえば理論的方法は便利であるが簡単な模型形状に限られ、また遷音速領域では非常に制約をうける。風洞での動的試験は模型形状の

制限は小さいが相似パラメータに難点があり、自由飛行試験は理想的だが模型形状の変化を容易にできない、適当な試験場所が必要等の欠点を持っている。

風洞における動的試験法についての記述は多いが大別すると模型に全自由度の運動を許す風洞内での自由飛行試験と、若干の自由度に制限する場合とがある。後者はさらに、許された自由度での運動即ち変位を測定する自由振動法と、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に分けられる。

ここでは航技研の遷音速、超音速の大型風洞において全機模型の動安定試験を行なうために開発された強制振動による1自由度の縦揺れ試験法と、強制回転による横揺れ試験法について原理、方法、測定誤差、結果等について述べる。

2. 記 号

c : 天秤固有の減衰係数

d : 模型の胴体直径

E, E' : 信号電圧

I : 模型の慣性モーメント

K : 天秤固有のばね定数

k : 無次元振動数, $\omega l/2V$ または $\omega d/V$

l : 基準長

M : マッハ数

M_0 : 模型に加わっている振動モーメントの振幅

Q : 動圧

S : 基準面積, 翼面積または胴体断面積

t : 時間

V : 風速

$\varepsilon, \varepsilon'$: 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 : レゾルバの取り付け角度誤差

* 昭和46年7月1日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所

ω : 角振動数

添字

j : 虚部

$Ri, R1, R2$: レゾルバの入力, 第1出力, 第2出力

r : 実部

wf, wn : 無風時, 通風時

3. 原理, 方法, 測定誤差

3.1 原理 模型をある一定の迎角で風洞内に支持し, その迎角を中心として縦揺れ微小振動を与えた場合の運動方程式を考える. 模型の運動は Y 軸まわりの1自由度の回転振動で, 加わるモーメントとしては慣性力, 空気力, 天秤からの機械力, 重力, 強制力によるものが考えられる. このうち静的な状態でも作用しているモーメントは天秤, 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はなく, 重力によるものは小さいから無視すると

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

定常解 $\theta = \theta_0 e^{j(\omega t - \lambda)}$ を代入し, 実部と虚部にわけて整理をし, 無風時の試験結果を考えると³⁾

$$C_{m\theta} - \omega^2 \tau^2 C_{m\ddot{\theta}} = \frac{-1}{QSl} \left\{ \left(\frac{M_0 \cos \lambda}{\theta_0} \right)_{wn} - \left(\frac{M_0 \sin \lambda}{\theta_0 \omega} \right)_{wf} \right\} \quad (2)$$

$$C_{m\dot{\theta}} = \frac{-1}{QSl\tau} \left\{ \left(\frac{M_0 \sin \lambda}{\theta_0 \omega} \right)_{wn} - \left(\frac{M_0 \sin \lambda}{\theta_0 \omega} \right)_{wf} \right\} \quad (2)$$

となり, 静安定微係数とともに動安定微係数がえられる. $C_{m\dot{\theta}}$ は C_{mq} と $C_{m\dot{\alpha}}$ の和で両者を分離して測定することはこの場合できない.

3.2 方法と試験装置 第1図は縦揺れ試験用スティングと天秤である. スティング内にある小型大馬力の駆動モータの回転は, はずみ車, 電磁クラッチ, 駆動軸をへて先端のクランクに伝えられる. クランクは天秤内のスコッチ・ヨーク部と組み合せて天秤駆動片に往復運動を与える. クランクを交換することによって振動振幅は $0.5^\circ, 1^\circ, 2^\circ$ と可変である. さらにスティング内にはデータ処理に必要なレゾルバ2こ, タコメータ等が装備されるとともに風洞実験をやりやすくするための模型中立位置設定機構がある. 模型に与える強制振動を停止したとき模型はある振動角で停止するがこの機構を働かすことによって振動角零の位置, すなわちある中心迎角の位置に自動的に設定できる.

天秤の駆動片は振動中心まわりに既定の振幅で振動し, モーメントビームを介して模型に振動を与える. モーメント・ビーム部に貼り付けられた半導体歪みゲージによって模型に働くモーメントが振動中心まわりの値として測定されるようになっている⁴⁾. 変位は模

第1図 縦揺れ試験用スティングと天秤 (上: 天秤, 下: スティング)

型と固定部間をつなぐ板ばねのたわみから求められる。

この天秤～スティング系では細長比の大きい模型で、基準点(振動中心)を前の方においた試験は実行不可能な場合がある。適当な強度を持った模型で基準点位置が全長の中心にあり、 1° の振動振幅を与えるとすれば実験可能な細長比の最大値は約10である。

3.3 計測装置 計測系は零位法的なもの⁵⁾と偏位法的なもの⁶⁾があり後者の方が簡単であり、また通風時間の関係もあってこれを採用した。第2図はブロック図である。模型における振動的なモーメント、変位は天秤で検出され、その信号は増幅後再びスティング内に送られ、レゾルバの入力となる。このときの信号は、例えばモーメントについては

$$E_{R1} = A \left[a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin(n\omega t + \lambda_n) \right] \sin \omega_c t \quad (3)$$

である。 A は増幅度、 a_0 はトリムされていない空気力、重力による静的モーメントを表わす。 a_1 は基本振動数のモーメント・ベクトルの大きさを(1),(2)式の M_0 であり $I, K, c, C_{m\theta}, C_{m\dot{\theta}} \dots$ によって変化する。 ω_c は搬送波の角周波数である。

レゾルバは駆動軸と同じ回転数で回転しているから、振動数と同じ周波数の信号で上記の入力を変調することになる。したがってレゾルバの2つの出力の形は

$$\left. \begin{aligned} E_{R1} &= A \left[a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin(n\omega t + \lambda_n) \right] \times \sin \omega t \sin \omega_c t \\ E_{R2} &= A \left[a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin(n\omega t + \lambda_n) \right] \times \cos \omega t \sin \omega_c t \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

この信号はレゾルバを基準とした直角座標系における信号ベクトルの横座標、縦座標の値に比例した信号を含んでいて、それが求める値である。

復調器を通過させて搬送波を除去し、濾波器で直流分のみをとると上の二つの信号は

第2図 計測装置ブロック図

第3図 ベクトル関係図

$$\left. \begin{aligned} \bar{E}_{R1} &= 0.5 A a_1 \cos \lambda_1 \\ \bar{E}_{R2} &= 0.5 A a_1 \sin \lambda_1 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

となり、求める値が得られる。「 $\bar{}$ 」は搬送波を除去し、平均値をとった意味である。

変位信号についても同様な結果を得るが $\lambda_{1\theta}=0$ になるよう、レゾルバの取り付け位置を調整してある。また、変位とモーメント各チャンネルのレゾルバ取り付け位置は同じになるようにしてあるから、モーメントの2つの出力信号のうち一方は θ に、他方は $\dot{\theta}$ に比例した信号となっている。第3図にその関係を示す。角振動数 ω 、動圧 Q を別に求めれば(2)式の右辺は決定され、静安定微係数とともに動安定微係数が得られる。

3.4 誤差⁷⁾ モーメント信号系のレゾルバ取り付け位置について考えて見る。実際の取り付け位置は理想的な場合からずれており、また出力側コイル間の直交性にも誤差がある。さらに1kHz程度の搬送波を

(a) 理想的な場合

(b) 実際の場合

第4図 レゾルバ詳細

使用しているから、各配線部、機器内での漂遊容量の影響が考えられる。第4図はこの状態を説明したものである。したがって(4)式は次のように書くべきである。

$$\left. \begin{aligned} E_{R1}' &= E_{R1} \sin(\omega t + \phi_1) + \varepsilon_1 E_{R1} + \varepsilon_1' E_{R2}' \\ E_{R2}' &= E_{R1} \cos(\omega t + \phi_2) + \varepsilon_2 E_{R1} + \varepsilon_2' E_{R1}' \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

ϕ_1, ϕ_2 はレゾルバの各ロータの取り付け角度を表わし、 $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots$ は漂遊容量による影響を示す。これらの量はいずれも小さい量である。(5)の右辺の E_{R2}' , E_{R1}' の代わりに E_{R2}, E_{R1} を用いて計算することにし、搬送波除去後の長時間平均をとると

$$\left. \begin{aligned} \bar{E}_{R1}' &= 0.5Aa_1 \cos \lambda_1 + 0.5Aa_1(\phi_1 + \varepsilon_1') \\ &\quad \times \sin \lambda_1 + \varepsilon_1 Aa_0 \\ \bar{E}_{R2}' &= 0.5Aa_1 \sin \lambda_1 + 0.5Aa_1(-\phi_2 + \varepsilon_2') \\ &\quad \times \cos \lambda_1 + \varepsilon_2 Aa_0 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

この値の無風時、通風時の差をとり前と同じようにして

$$\left. \begin{aligned} -\frac{[\bar{E}_{R1}']_{wn} - [\bar{E}_{R2}']_{wf}}{0.5AQSl\theta_0} &= C_m\theta - k^2C_m\delta \\ &\quad + k(\phi_1 + \varepsilon_1')C_m\delta + \frac{2\varepsilon_1}{\theta_0}C_{m0} \\ -\frac{[\bar{E}_{R2}']_{wn} - [\bar{E}_{R2}']_{wf}}{0.5AQSl\theta_0k} &= C_m\delta + (C_m\theta \\ &\quad - k^2C_m\delta)\frac{(-\phi_2 + \varepsilon_2')}{k} + \frac{2\varepsilon_2}{\theta_0k}C_{m0} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

つまり右辺の測定値は求めようとする真値とその他の値による干渉を含んでいる。これは静的な6分力試験でも常に問題になることである。無次元振動数 k は遷音速、超音速の試験ではどうしても小さくなっていくから(7)の第2式、第2、第3項はある程度有意の誤差を $C_m\delta$ の測定値に与える。対称模型の $\alpha=0$ の場合の試験では、(7)の第3項は考えなくてよく、結局

第5図 実際の場合のベクトル関係

$$\left. \begin{aligned} (C_m\theta - k^2C_m\delta)_{\text{meas}} &\doteq (C_m\theta - k^2C_m\delta)_{\text{true}} \\ (C_m\delta)_{\text{meas}} &\doteq (C_m\delta)_{\text{true}} + \frac{(-\phi_2 + \varepsilon_2')}{k} \\ &\quad \times (C_m\theta - k^2C_m\delta)_{\text{true}} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

となり、静安定微係数 $C_{m\theta}$ が動安定微係数の測定値に大きな干渉を与えることがわかる。第5図は、理想的な場合の第3図に対応するこの場合のベクトル図である。

(8)式の干渉係数 $(-\phi_2 + \varepsilon_2')$ は次のようにして求められる。無風時にいくつかの既知の慣性能率 I_n に対する振動試験を行ない、レゾルバの第2出力を求めると(6)から

$$\begin{aligned} \frac{2}{A\theta_0} \{ [\bar{E}_{R2n}']_{wf} - [\bar{E}_{R21}']_{wf} \} \\ = (-\phi_2 + \varepsilon_2') [-I_n - (-I_1)] \omega^2 \quad (9) \\ n=2, 3, \dots, N \end{aligned}$$

この式で $(-\phi_2 + \varepsilon_2')$ 以外はすでに求められている既知量であり、干渉係数を求めることができる。

また、一定の慣性能率 I と、tare damping c が変化しない程度の振動数範囲で、振動数をかえたいいくつかの試験結果を用いても(9)式と同様な式

$$\begin{aligned} \frac{2}{A} \{ [\bar{E}_{R2n}']_{wf} - [\bar{E}_{R21}']_{wf} \} &\doteq c\theta_0(\omega_n - \omega_1) \\ &\quad + \frac{2}{A} (-\phi_2 + \varepsilon_2') \{ [\bar{E}_{R1n}']_{wf} - [\bar{E}_{R11}']_{wf} \} \\ n=2, 3, \dots, N \end{aligned} \quad (10)$$

が得られ $N \geq 3$ であれば c と干渉係数 $(\phi_2 + \varepsilon_2')$ を同時に求めることができる。

遷音速風洞、超音速風洞の各動安定試験装置に対して干渉係数を求めたところ、遷音速風洞の場合は -0.144 、超音速風洞の場合は 0.0209 であった。これはレゾルバ取り付け角度に換算するとそれぞれ $-8^\circ 17'$, $1^\circ 12'$ に相当する。超音速風洞の試験装置については十分な時間と労力を使ってレゾルバ取り付け位置を調整したが遷音速風洞の場合その余裕がなかったため、このように大きい値を示している。なお、 1° 以下に調整することは信号/雑音比等多数の問題があり非常に困難である。

ほかに C_{m0} による影響、校正の方法等の問題もあるが省略する。

4. 試験結果

第6図は遷、超音速にわたって縦揺れ動安定試験を行なったロケット模型の外形図である。飛しょう試験用のものに比べて細長比が小さく、翼は大きい。基準点は全長に対して先端から 63.9% の位置にある。翼は先を切った三角翼で前縁後退角 $25^\circ 28'$ 、前縁は頂角

第6図 ロケット模型 (9926 B) 外形

10° のくさびであり、他は平板である。胴体は頭部が半頂角 10° の円錐で後部は円柱体である。第7図はこの模型の動安定試験結果で $M \leq 1.4$ は遷音速風洞⁹⁾、 $M \geq 1.5$ は超音速風洞¹⁰⁾における試験である。第7図(a)は後方から見て翼の配列が+になっている場合、第7図(b)は×になっている場合の試験結果である。いずれの場合も静安定微係数は静的試験から得たものとよく一致している。しかしよく見ると $0.95 < M < 1.2$ の範囲では静的試験で得た値がやや大きくなっており、また $M=1.05$ 付近の静的試験値、動的試験値とも低い値を示す谷の部分が存在している。ここでデータの大小を言うのは $-C_{m\alpha}$ または $-(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})$ についてであり、静的または動的に、より安定であるという意味で使用する。

動安定微係数はすでに述べた静安定微係数による影響を差引いた補正值とそうでない未補正值を第7図(a)に示した。遷音速風洞で行なった試験では干渉係数が大きく、未補正值は動的に不安定な値を示している。補正されたものは超音速風洞側のデータと滑らかにつながっていてデータの質は向上していると考えられる。補正值は推定値とはほぼ同じ変化をマッハ数に対して示しているが、推定値よりかなり大きい。また翼位置が×状態のものが+状態の場合より大きい値を示している。推定値は

$$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = -(l_e/d)^2 C_{N\alpha}$$

で求めた¹⁰⁾。ただし l_e は基準点から模型後端までの距離、 $C_{N\alpha}$ は静的風洞試験から得た揚力傾斜係数である。実験値は模型の強制振動数によってかなり変化があり、第8図はそれを示す。静安定微係数は無次元振動数 k の小さい場合に静的試験値より小さくなり、その後 k の増加とともに大きくなるが変化程度は小さい。動安定微係数は $M=0.6 \sim 1.4$ の場合、 k の小さい所で大きな変化を示している。この理由は空力的なもののほかに測定上のものが考えられる。 k が小さいときは動的な空気力は非常に小さいわけであり、その値を測定してさらに小さい k の値で割ることからおこ

(a) 9926 B 試験結果

(b) 9926 B' 試験結果

第7図

る現象で、ちょうど静的風洞試験の際に、迎角の小さい所で空力中心位置を求めると著しく異なった値が得られることと同じである。したがって第7図の場合は各マッハ数において実験時の最大の k の値に相当する微係数の値をプロットしてある。さらに大きい k の値で試験を行なえばもっとよい結果が得られると思われる

第8図 無次元振動数に対する変化

第9図 三角翼胴結合体の動的試験

る。

第9図は胴体のある 60° 後退角三角翼模型に対する超音速での実験結果である。胴体は頭部が半頂角 10° の円錐でその他の部分は円柱である。この試験は前部胴体の長短の影響を調べるために行なったものである。前部胴体を長くすると頭部に働く揚力のため空力

中心は前方に移動するから静安定微係数は不安定側にずれる。この場合の基準点は全翼の中心にある。マッハ数の増加に対しても C_{ma} は+側へ移動している。静的試験結果と動的試験結果を比べてみると前部胴体の短い模型については良く一致しているが他の模型ではやや開きがあり、動的試験結果が不安定側に表われている。

動安定微係数については前部胴体の影響は著しく、理論的な予想とはかなり異なる。この推定値は、翼胴結合体の揚力傾斜係数を翼単独、胴体単独の揚力傾斜係数から計算するのと同じ要領で、翼単独、胴体単独の動安定微係数から計算したものである¹¹⁾。推定値と実験結果の違いは種々考えられる。推定値計算の際、後部胴体の影響の評価、模型表面の丸み、かどの部分の問題等があげられる。前部胴体のない模型の実験結果は三角翼単独の推定値とほぼ一致しているといえる。マッハ数に対する変化状況は全模型について推定値と同じである。

次に強制回転法による横揺れ減衰係数の測定結果について述べる。模型と内挿式天秤とを一体としたまま X 軸まわりに回転させると、回転のため模型の右翼、左翼で迎角が生じその符号は反対である。したがって回転を停止させようとする方向に横揺れモーメントが働き、そのモーメントを天秤で検出できる。種々の回転数に対するデータから横揺れ減衰係数 C_{ip} が得られる。この場合、左右翼に働く揚力ベクトルの傾きの違い等から生ずる偏揺れモーメントも天秤で検出すれば adverse yaw 効果の C_{nr} を求めることができる。

第10図は遷音速風洞における試験結果である。模型は頭部が ogive, 主翼、尾翼とも $1/4$ 弦線が 40° の後退角を持ち、テーパー比はともに 0.5 である。図に示すようにマッハ数の増加とともに減衰微係数は増大するが迎角が 6° の場合は逆の傾向になる。また各マッハ数において迎角 2° までは $-C_{ip}$ は増大し、その後

第10図 航空機模型の横揺れ減衰係数

第11図 ロケット模型の横揺れ減衰係数

迎角増加とともに減少している。推定値¹¹⁾は迎角零の場合に対するもので実験結果と極めて良く一致している。この強制回転法の場合は、曲がりスティングを用い、模型を一定迎角で安定軸系の X 軸まわりに回転させ、図のように迎角のある場合の C_{ip} 、必要ならば C_{np} を容易に求めることができる。この方法をさらに拡張して同様な方法で縦揺れ、偏揺れ動安定微係数を得ようとする試みもある^{12), 13)}。

ロケット模型に対する横揺れ動安定試験結果は第11図に示される。迎角は零度の場合のみであるが推定値に近い傾向を示し、特に $M \geq 1.5$ では推定値とよく一致している。

5. 結 論

(1) 強制振動法によって動安定微係数を測定できるが計測装置の一部を詳しく解析して、データに表われる誤差を求め、その修正法を示した。これによってデータの精度はよくなることがわかる。

(2) あるロケット模型の動安定試験を行ない、縦揺れ動安定微係数は尾翼が×状態の方が+状態の場合より大きい結果を得た。

(3) 前部胴体長をかえたある翼胴結合体の動安定試験で縦揺れ動安定微係数は前部胴体長によって大きく影響をうけることがわかった。

(4) 強制回転による横揺れ動安定試験では極めて良好な結果を得た。迎角のある場合のデータも曲がり

スティングを利用して容易に得られる。

終わりに、試験装置の設計、風洞試験にあたって常に援助、協力して頂きました航空宇宙技術研究所の重見部長を始め、遷音速風洞第一、第二制御室、計測室、超音速風洞制御、計測室の諸氏に深く感謝します。

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) 前田弘: 風洞における機体の安定微係数の測定法, 日本航空学会誌, Vol. 8, No. 79 (1960), pp. 215~224.
- 3) R. P. Bielat and H. G. Wiley: Dynamic Longitudinal and Directional Stability Derivatives for a 45° Sweptback-Wing Airplane Model at Transonic Speeds, NASA TM X-39 (1959).
- 4) 高島一明, 榊原盛三, 原巨利, 北出大三, 金成正好: 動安定微係数測定用風洞天秤について, 航技研資料, TM-106 (1967).
- 5) 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 5-20-59 L (1959).
- 6) 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).
- 7) 高島一明, 榊原盛三, 関根英夫: 超音速風洞における動安定微係数の測定, 航技研報告発表予定.
- 8) 航空技術研究所: 航空技術研究所 $2\text{m} \times 2\text{m}$ 遷音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-25 (1962).
- 9) 空気力学第二部: $1\text{m} \times 1\text{m}$ 吹出し式超音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-29 (1962).
- 10) A. H. Sacks: Aerodynamic Forces, Moments, and Stability Derivatives for Slender Bodies of General Cross Section, NACA TN 3283 (1954).
- 11) USAF Stability and Control DATCOM, (1968) AFFDL Wright Patterson Air Force Base, OHIO.
- 12) 小橋安次郎, 河野長正, 西武徳, 宮沢政文: 回転式動安定測定装置による遷音速試験, 航技研報告 TR-196 (1970).
- 13) 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).