

# 旋回腕による 安定微係数 $N_v, N_r$ の測定

所 員 谷 一 郎  
航空學科 樋 口 周 雄  
學 生

## 序 言

飛行機の横安定に關しては、古來數多くの理論的研究が行はれてゐるけれども、之を實際問題に應用するに當つては、尙種々の困難に遭遇する様である。殊に小振動理論の安定微係數に關する在來の資料が極めて貧弱である事は、その有力な理由の一つに數へられるものと思はれる。横安定微係數のうち、横迂りに基く横力  $Y_v$ 、横揺モーメント  $L_v$  及び偏揺モーメント  $N_v$  は容易に風洞實驗によつて求め得られ、又横揺角速度に基く横揺及び偏揺モーメント  $L_r, N_r$  は模型を風洞軸の周りに定常に回轉させる事によつて、比較的容易に（少くともプロペラ實驗と同程度に容易に）測定されるけれども、偏揺角速度に基く横揺及び偏揺モーメント  $L_r, N_r$  を求めるには、風洞の中で模型に偏揺振動を與へて、特殊の計測を行はねばならない。この様な測定は、普通の風洞實驗に比べて複雑である許りでなく、模型は慣性モーメントを適度に整へる爲に、バルサその他の材料で軽く作る必要があり、従つて餘り高い風速を用ひる事が出来ぬ様になり、測定の精度の點に於ても、普通の風洞實驗に劣ることになるのである。又  $N_r$  は比較的簡單に求められるけれども、 $L_r$  の測定は極めて困難と思はれる。この様な理由から、 $L_r$  及び  $N_r$  の測定は、當然行はねばならないのを、簡単な計算式で間に合せて置くのが一般の様と思はれる。

一方に於て、静止した空氣の中で模型を水平に旋回させて、横揺及び偏揺モーメントを測定すれば、 $L_r$  及び  $N_r$  を求める事が出来る。これは所謂旋回腕であつて、古くから英國で用ひられてゐるものである。併し英國の旋回腕の様に腕を連続的に回轉させる場合には、模型は既に攪亂された空氣中を進行する事になる許りでなく、旋回腕の起風器的作用から誘起される放射氣流のために、横迂りの影響を受ける事になる。又モーメント測定装置にしても、旋回腕上に取付けられる關係上、普通の風洞天秤に比べて著しい遜色が見出される。併しこの様な缺陷は本質的なものではないから、適當に注意を拂へば避け得られるであらう。例へば、嘗てヴィ・ゼルスベルガー<sup>\*</sup>が主翼の偏揺に因る横揺モーメントの測定に用ひた様に、腕の最初の一回轉の間に計測を完了する事にすれば、速度の小さい難はあるが、空氣の攪亂に對する心配がなく、又モーメントの測定は、豫め見當をつけた分銅の遠心力によるモーメントと釣合ふか否かを一々探索するといふ原始的な方法を採用する事にすれば、何回も繰返す必要

\* C. Wieselsberger, *Zur Theorie des Tragflügels bei gekrümmter Flugbahn*. Z. A. M. M. Bd. 2 (1922), S. 325.

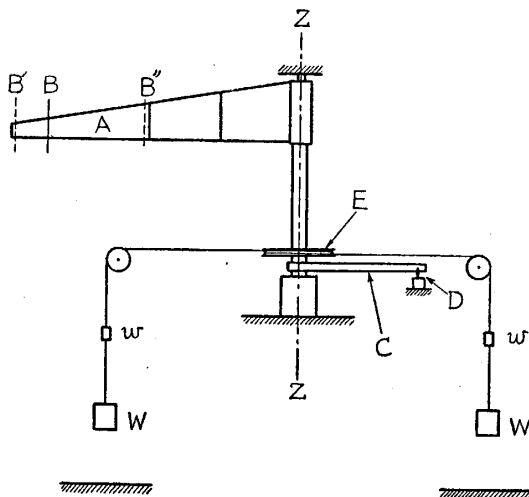
はあるが、機構の複雑さから解放されて、却つて信頼度も高く、手取り早くもなるのではなからうか。筆者は実際に斯様な旋回腕装置を試作し、二三の測定を行つたので、茲にその概要を報告する次第である。勿論これは一種の豫備実験であるから、測定結果そのものを直ちに飛行機設計上の資料となすことは望み難く、且その必要もなく、寧ろこの様な測定装置が有用であるか否か；若し有用ならば、これを改良し擴張するには如何にすべきかの指針を與へることが出来れば、豫備実験としての目的は達せられたと考へてよからう。實際この様な意味に於て、筆者の試みは略満足すべき成果を収め得たものと思はれる。

この実験は工学部航空學科學生の卒業論文の一部として行はれたものである。先づその準備的な一部分は、昭和14年度卒業生赤澤忠彦・森武治兩君の勞による所多いことを記して、筆者の謝意を表したい。次に筆者と共に本実験の前半に協働し、當然本報告の筆者として名を連ねる筈であつた故今村正勝君の靈に弔意を捧げたい。同君は偏搖モーメント測定装置の製作圖面を完成した翌日、即ち昭和14年7月15日に長野縣霧ヶ峰高原を旅行して雷禍に遭ひ、忽然として25年の生涯を閉じた。この報告が聊かなりとも同君の靈を慰め得れば幸である。最後に、供試模型を貸與された糸川英夫君、並びに實驗遂行に當つて援助を煩はした清水惣治、栗崎正之、中野道三、伊藤 一の諸君に謝意を表する次第である。

### 測定装置及び方法

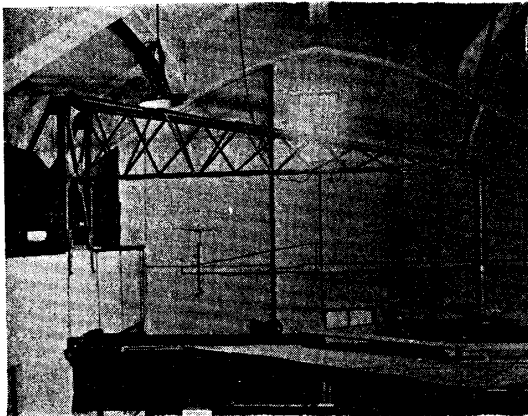
#### 旋 回 腕

旋回腕は嘗てヴィゼルスベルガーが主翼の偏搖に因る横搖モーメントの測定に用ひた装置と同様のものである。本所飛行機部2m風洞のコンクリート胴部と、同發電室天蓋から水平に突出した梁との間に鉛直に旋回軸を立て、その周りに流線形鋼管でトラスに組んだ腕Aを旋回させる(第1, 2, 3圖参照)。模型及び測定装置Bは、旋回半径を變へ得る様に、腕の上

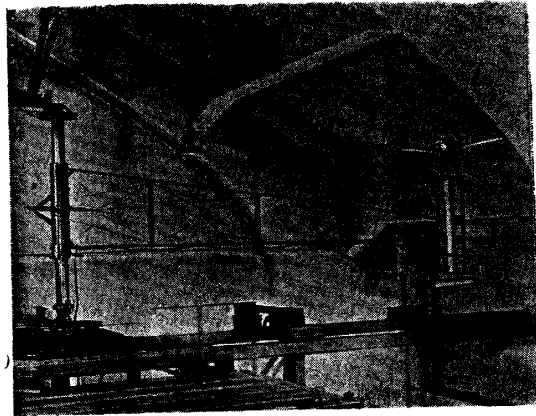


第 1 圖

で  $B'$   $B''$  の間の任意の位置に固定される。旋回によつて攪亂された空氣中を模型が動くことを避けるために、腕の最初の1回轉の間に測定を完了する。即ち最初の約  $\frac{1}{3}$  回轉は加速に、次の約  $\frac{1}{3}$  回轉は計測に、殘餘は減速制止に用ひ、計測は静止空氣中の定常回轉で行はれる。動力は落下重錘を用ひ、これを吊る鋼索で車輪E。従つて軸ZZを回轉させる。重錘を吊上げた状態は、腕Cを鉤Dで押へることによつて保つ。索を引いてDを倒すと、重錘が落ちて加速回轉が始まるが、腕が約  $\frac{1}{3}$  回轉したところで大重錘Wが床に着き、その後は小重錘wによつて定常回轉が行はれる。丁度定常回轉が行はれる様にwの重さを加減する必要があるので、wは圓筒狀の容器を用ひ、その中に散彈を入れ得るやうにした。腕が1回轉すると、Eに捲きつけた索が伸び切つて、その後は減速され、遂に停止すると、逆に回轉を始める。最初の位置の近くまで戻つて再び回轉し始める時に、楔形制動機を自動的に働かせて回轉を制止する。



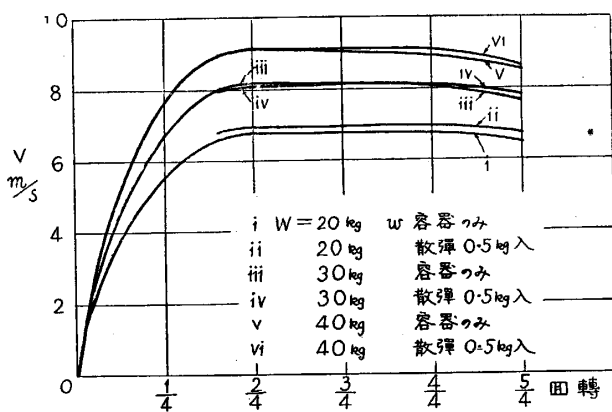
第 2 圖



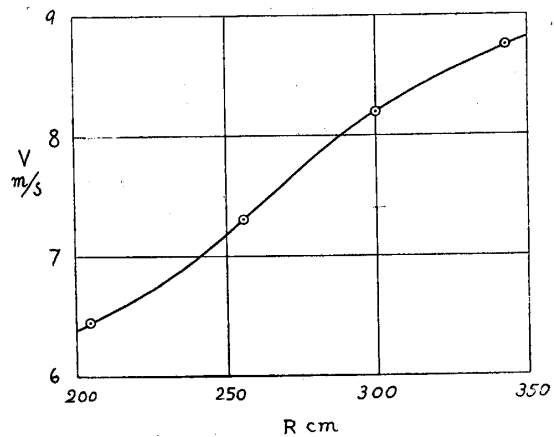
第 3 圖

腕の旋回速度を測定するために、旋回軸上部軸承の周りに真鍮製圓環を置き、その内周壁を20等分して絶縁部を設けてある。腕と共に回轉する刷子を接觸させることによつて電流を斷續させ、一方之を音叉による等時的な電流の斷續と共にクロノメータに導き、テープの記録を解析して旋回速度を求めるのである。

重錘  $W$  及び  $w$  の重さを種々に變へて測定した結果を第4圖に示す。此の時の模型の旋回半徑は 298cm である。 $w$  は重量 1.8kg の容器で、容器のみの場合と、0.5kg の散弾を入れた場合とを實驗してみたが、結局  $W = 30\text{kg}$ ,  $w = 1.8\text{kg}$  (容器のみ) の場合が一番適當であるから [一定速度 8.2 m/s], 以後これを採用することにした。勿論一定速度の値は模型の旋回半徑  $R$  によつて異なり、その變化は第5圖に示す通りである。尙模型を取外せば、一定速度の値は約 0.2m/s 増加する。



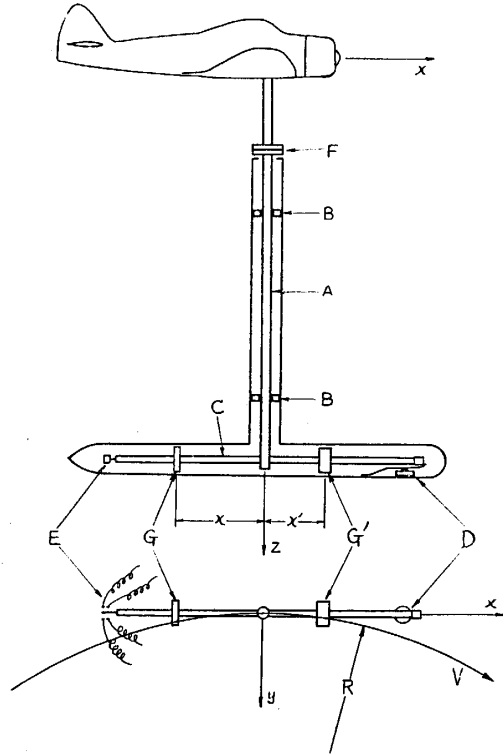
第 4 圖



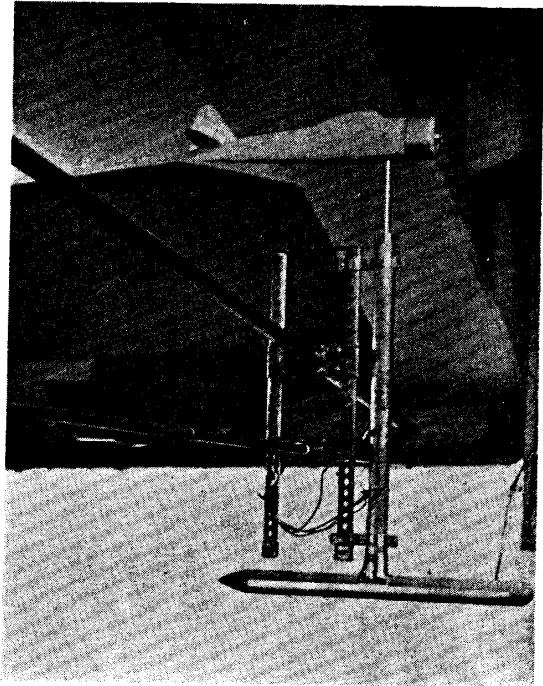
第 5 圖

### 偏搖モーメント測定装置

偏搖モーメント測定に對しても、やはりヴィゼルスベルガーが偏搖による主翼の横搖モーメントの測定に用ひたものと同様の方法に據つた。これは旋回に因る遠心力を利用する方法で、その構造は第6圖、第7圖に示す通りである。



第 6 圖



第 7 圖

模型は支棒 A に固定され、球軸承 B で z 軸のまわりに回轉し得る様に支へられる。又支棒の他の端には、桿 C を前後軸 (x 軸) の方向に取付けてある。x 軸が旋回圓の接線となるやうな状態が測定装置の釣合の状態である。若し模型及び桿の重心が z 軸の上にあつて、これに働く遠心力による z 軸周りの偏搖モーメントが無視出來るとすれば、模型に働く空氣力による偏搖モーメントと桿上の分銅 G, G' に働く遠心力によるモーメントとが相等しい場合に測定装置が釣合ふ譯である。即ち

$$\frac{2}{1} \rho V^2 S b C_n = \frac{G' x' - G x}{g} \frac{V^2}{R} .$$

茲に

- $\rho$  : 空氣密度,
- $V$  : 速 度,
- $S$  : 主翼面積,
- $b$  : 主翼々幅,
- $C_n$  : 偏搖モーメント係數,
- $g$  : 重力加速度,
- $R$  : 旋回半徑,
- $G, G'$  : 分銅重量,
- $x, x'$  : 分銅の z 軸からの距離.

上式の兩邊から  $V$  を落すと

$$C_n = \frac{G'x' - Gx}{\frac{1}{2} \rho g S b R}$$

となり、 $C_n$ を求めるには、 $(G'x' - Gx)$ を測定すればよいことになる。従つて此の實驗では、腕の旋回速度は一定でありさへすれば、實際何程であるかを知らなくてよい譯である。

$C$ の前端  $D$ は測定せぬときに桿が勝手に動かぬ様にする拘束装置、後端  $E$ は桿が何れの方向にふれたかを示す電気コンタクトになつてゐる。尚桿には圓筒状の覆ひをかける。覆ひの役目は  $D$ 及び  $E$ のために適當な支持を與へる他、桿及び分銅を空氣に曝さぬことが重要である。豫備實驗で桿を露出して測定した結果は再現性に乏しく、偶然誤差が著しい様であつた。模型は  $F$ の所で取外しが出來、横之角を與へる時には  $F$ より上を廻して固定する。又模型の前後軸は支棒に對して適當な角度に固定される。

測定を始める時には、手許のスキッチを入れて拘束  $D$ を外す。このときコンタクト  $E$ が旋回圓の内外何れかに觸れると、手許に置いた豆ランプの何れかが點燈される。點燈の具合によつて  $G, G'$ の位置を修正して行けば、旋回中何れの豆ランプも點燈せぬ様な中立の状態が捉へられる。然し残念ながら、この中立の状態は一點ではなくて、ある範圍に亘つてゐた。これは支棒を支へる軸承  $B$ の摩擦に因るのであるが、試みに桿に靜的のモーメントを加へ、その大きさを次第に増して行つて點燈するときの値を測定した結果、内側のコンタクトが點燈するまでに約 10gr cm, 外側のコンタクトが點燈するまでに約 20gr cm のモーメントを要することが知られた。即ち中立状態が約 30gr cm あることになる。それ故實際に測定を行ふ場合には、内側及び外側のコンタクトが夫々點燈する分銅の位置の間を 1:2 の比に内分して釣合の位置と見做すことにした。假に 30gr cm の 1/3 が最大誤差になるものとすれば、偏搖モーメント係数  $C_n$ に於ける誤差は 0.002 の程度となるのである。

測定は一點を出すのに大體 10 回位旋回腕を廻さねばならなかつた。一例を示せば

$$G' = 10.0 \text{ gr}, \quad x' = 6.0 \text{ cm}, \quad G = 19.85 \text{ gr}$$

として  $x$ を變へてみた結果は

$$\begin{array}{cccccc} x = 5.0 \text{ (内)}, & 6.0 \text{ (内)}, & 7.0 \text{ (中)}, & 6.5 \text{ (中)}, & 6.4 \text{ (内)}, \\ & 8.0 \text{ (中)}, & 8.5 \text{ (外)}, & 8.2 \text{ (中)}, & 8.4 \text{ (外)}, & 8.3 \text{ (外)}, \end{array}$$

但し (内), (外) 及び (中) は夫々内側が點燈すること、外側が點燈すること、及び何れも點燈せぬことを示す。これで點燈しない範圍が

$$6.4 \text{ cm} < x < 8.3 \text{ cm}$$

であることがわかる。従つて釣合の時の  $x$ は次の様にして求められる。

$$x = 6.4 + \frac{1}{2} (8.3 - 6.4) = 7.03 \text{ cm.}$$

模型に横之角を與へて測定を行へば、結局横之りによる偏搖モーメント  $N_v$  と偏搖角速度による偏搖モーメント  $N_r$  の和が測定される。併し横之角を種々に變へて測定を繰返せば、 $N_v$  と  $N_r$  とを分離する事が出来る。

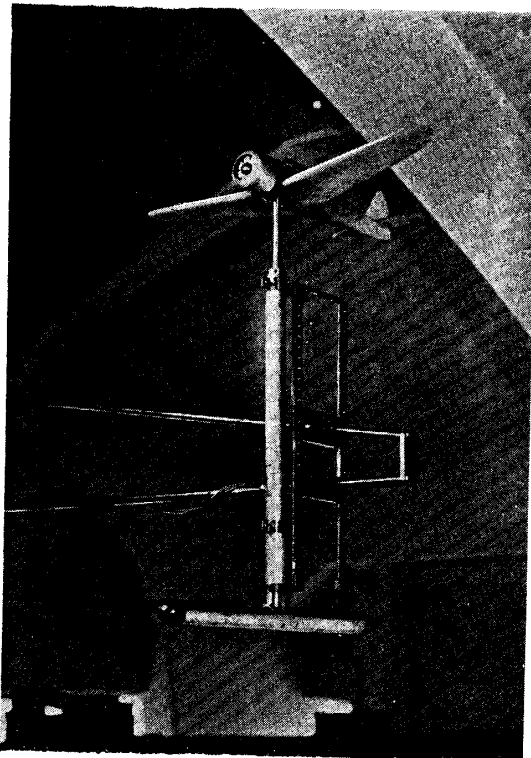
こゝに述べた測定装置は偏搖モーメントだけに對するもので、横搖モーメントを測定することは出來ない。併し装置に多少の變更を加へれば、 $L_v, L_r$ を測定することも容易である。これらに就いては豫備實驗を行つただけであるから、次の機會に讓つて此處には觸れない。

尙現在の装置では、模型の左右軸は水平であるが、若しこれを鉛直に立て、同様の測定を行ふならば、縦揺角速度による縦揺モーメント  $M_y$  が測定出来る事を附加へて置かう。

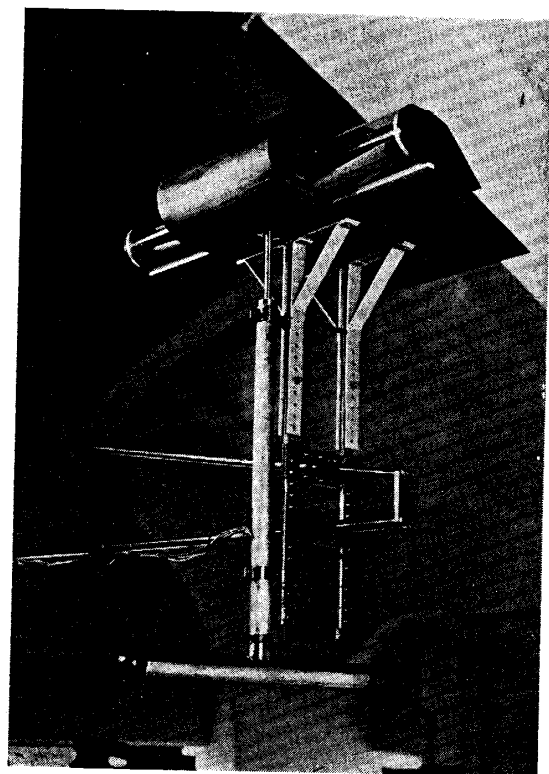
### 供試模型

供試模型は第 7, 8 圖に示す様なバルサ製単葉飛行機模型で、要目は次の通りである。

全長：	47.7 cm,
主翼：—	
翼幅 $b$ ：	68.4 cm,
最大弦長：	13.1 cm,
取付角：	3.6°,
上反角：	7.0°,
面積（補助翼，胴體を含む） $S$ ：	667cm <sup>2</sup> ,
尾翼：—	
水平尾翼々幅：	24cm,
水平尾翼最大弦長（昇降舵を含む）：	5.7 cm,
水平尾翼面積：	99 cm <sup>2</sup> ,
垂直尾翼面積 $S_v$ ：	46 cm <sup>2</sup> ,
垂直尾翼高さ $b_v$ ：	9.2 cm,
重心位置：—	
主翼前縁後方：	3.95 cm,



第 8 圖



第 9 圖

方向舵軸までの距離 $l_r$ :	34.5 cm,
重量 : —	
主翼 :	70 gr,
胴體 :	450 gr,
全機 :	505 gr.

模型の重心を調整するために、發動機の装着すべき部分に眞鍮塊を置き、これをネジ棒上で前後出来る様にした。この様にして主翼なしの場合には、重心は殆ど  $z$  軸上に置くことが出来た。然し主翼のみの場合並びに全機模型の場合には、この様な配慮を拂はなかつたので、模型の分布質量に働く遠心力によつて偏揺モーメントを生ずることになる。併しこのモーメントは模型全體を覆ひに入れて旋回させれば測定出来るから、これを覆ひなしの場合のモーメントから差引けば、空氣力によるモーメントを求めることが出来る。尙念の爲に重心位置を調整した主翼なしの場合に覆ひをかけて測定したが、モーメントの値は測定誤差の範囲に収まる程度のものであつた。第8圖、第9圖は全機模型のモーメントを測定した時の状況で、第9圖が覆ひを被せたところである。

### 測定結果及び検討

測定結果を示す前に、一應使用記號の説明をしておく。

- $N = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_n$  : 偏揺モーメント, 左翼前進のとき正;
- $r$  : 偏揺角速度, 左翼前進のとき正;
- $\alpha$  : 主翼迎角,
- $\beta$  : 横二角, 右へたるとき正;
- $R$  : 旋回半径.

旋回の向きは上から見て時計の針の回轉と同じであるから、左翼とは旋回の外側にある部分である。又偏揺角速度は  $rb/2V$  なる無元の形で表はすが、 $V = rR$  であるから

$$\frac{rb}{2V} = \frac{b}{2R}$$

となり、結局旋回半径  $R$  を變へて測定を行へば、種々の  $rb/2V$  が得られることになる。

### 主翼なしの模型、即ち胴體及び尾翼に基くモーメント

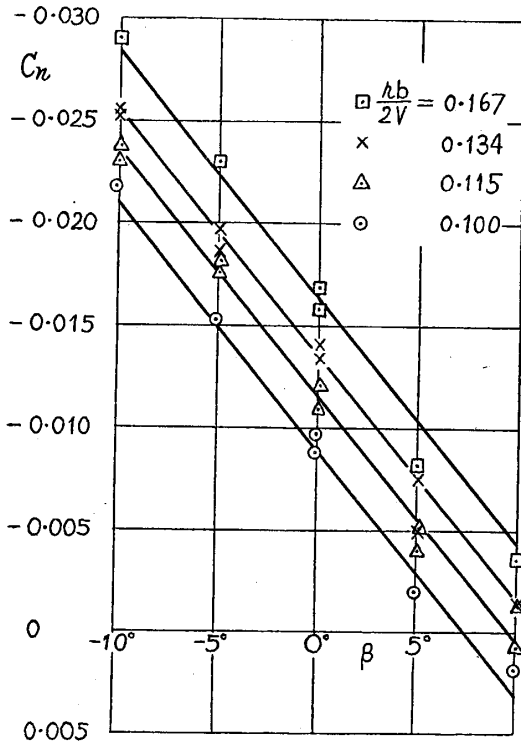
主翼なしの模型、即ち胴體及び尾翼のみの場合に就いて (但し胴體軸に關する迎角  $-0.5^\circ$ )、 $C_n$  の値を  $\beta$  に對して示せば第10圖の通りである。傾斜  $dC_n/d\beta$  は  $rb/2V$  の値にかゝはらず略一定であるが、これは  $rb/2V$  が小さい限り、當然さうあるべきであらう。圖から

$$\frac{dC_n}{d\beta} = 0.069$$

なる値が得られる。一方、同じ模型を飛行機部 2m 風洞で同様に低い風速 ( $V = 6 \text{ m/s}$  及び  $12 \text{ m/s}$ ) で實驗したところ

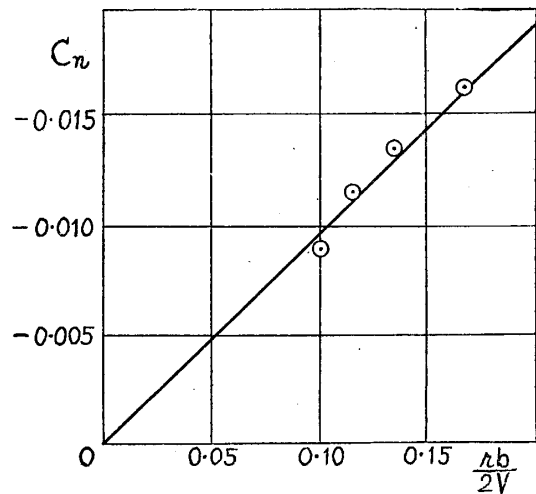
$$\frac{dC_n}{d\beta} = 0.068$$

なる値が得られた。この一致はモーメントの測定が相当正確に行はれてゐることを示すものと思はれる。



第 10 圖

次に第10圖から  $\beta=0$  に対する  $C_n$  を求め、これを  $rb/2V$  に對して描けば第11圖が得られる。測點が直線から外れてゐるのは、測定誤差の爲であるから、原點を通つて測點の平均を通る様に直線を引けば、その傾斜から無元微係數



第 11 圖

$$\frac{dC_n}{d\frac{rb}{2V}} = -0.098$$

が得られる。

この微係數に對しては、次の様な計算式が實用されてゐる：

$$\frac{dC_n}{d\frac{rb}{2V}} = -2\eta_v \frac{l_r^2 S_r}{b^2 S} \frac{5.5}{1 + \frac{2S_r}{b_r^2}}$$

模型の値を代入すれば、 $\eta_v=1$  として

$$\frac{dC_n}{d\frac{rb}{2V}} = -0.092$$

となり、實驗によるものに近い値が得られる。

### 主翼のモーメント

實驗は横じりを與へずに ( $\beta=0$ ) 行ひ、四通りの迎角  $\alpha$  の値につき、旋回半徑  $R$  を夫々四通りに變へてモーメント  $N$  を測定したのであるが、その値は略  $R$  に無關係であつた。このことは  $C_n$  と  $rb/2V$  との關係が直線的であることを意味する。即ち各迎角に就いて次の計算を行へば、第1表に示す結果が得られる。



$$\frac{dC_n}{d \frac{rb}{2V}} = \frac{N}{\frac{1}{4} \rho g S b^2}$$

第 1 表

$\alpha$	$N$ gr cm	$dC_n/d \frac{rb}{2V}$	計算式 $-C_{xII}/3$
$-2^\circ$	-1.3	-0.001	-0.005
$2^\circ$	-5.3	-0.006	-0.006
$6^\circ$	-8.4	-0.009	-0.017
$10^\circ$	-9.6	-0.010	-0.035

同じ表に簡単な計算式

$$\frac{dC_n}{d \frac{rb}{2V}} = -\frac{C_{xIV}}{3}$$

による結果を書き込んでみたが、迎角の大きいときには、測定値との間に相當の開きが見られる。

### 全機模型のモーメント

全機模型の場合も主翼のみの場合と同様に、横ばりを與へずに ( $\beta=0$ )、四通りの迎角  $\alpha$  につき、旋回半径  $R$  を夫々四通りに變へてモーメントを測定した。その平均値を  $N$  として

$$\frac{dC_n}{d \frac{rb}{2V}} = \frac{N}{\frac{1}{4} \rho g S b^2}$$

によつて計算を行へば、第 2 表に示す結果が得られる。

第 2 表

$\alpha$	$N$ grem	$dC_n/d \frac{rb}{2V}$
$-1.1^\circ$	-90.8	-0.095
$3.1^\circ$	-98.7	-0.103
$7.3^\circ$	-97.2	-0.102
$10.3^\circ$	-97.7	-0.102

さて胴體及び尾翼のみの場合、並に主翼のみの場合の  $dC_n/d(rb/2V)$  は前節で得られてゐるから、それを單に加へ合せて全機の場合を推算して見よう。胴體及び尾翼のみの場合には、機軸迎角  $-0.5^\circ$  に就いてのみ測定を行つたに過ぎないが、その結果は近似的に他の迎角に適用しても差支ないであらう。推定の結果は第 3 表に示す通りであつて、大體に於て單純な組合せが許されることが認められる。

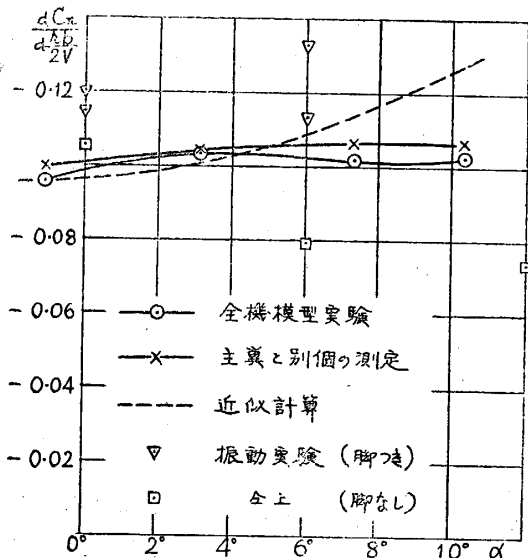
第 3 表

機軸迎角	主翼迎角 $\alpha$	$dC_n / d(rb/2V)$		
		胴體及び尾翼	主翼	全機
-4.7°	-1.1°	-0.098	-0.002	-0.100
-0.5°	3.1°	-0.098	-0.006	-0.104
3.7°	7.3°	-0.098	-0.009	-0.107
6.7°	10.3°	-0.098	-0.010	-0.108

次に筆者の實驗に用ひた模型と殆ど同一で、唯胴體の長さが稍短く、 $l_r^2 S_r / b^2 S = 0.0146$ なる模型の  $N_r$  が、中島飛行機株式會社で振動實驗によつて求められてゐる。その結果を筆者の模型 ( $l_r^2 S_r / b^2 S = 0.0175$ ) に相當する様に、 $0.0175/0.0146$  倍して換算すれば、第4表に示す結果が得られる。筆者の模型は全機といふも、實は無脚の場合に相當するのである。

第 4 表

$\alpha$	$dC_n / d(rb/2V)$	
	全機	脚なし
0°	-0.115 ( $V = 16$ m/s)	-0.106 ( $V = 10$ m/s)
	-0.120 ( $V = 13$ m/s)	
6°	-0.114 ( $V = 13$ m/s)	-0.079 ( $V = 10$ m/s)
	-0.133 ( $V = 10$ m/s)	
12°		-0.074 ( $V = 13$ m/s)



第 12 圖

以上得られた結果を一括して第12圖に示す。之によつて知られる事柄は、先づ主翼なしの場合と主翼のみの場合の値を加へ合せたものは、全機模型の測定値に極めて近いこと、次に近似計算式

$$\frac{dC_n}{d \frac{rb}{2V}} = -\frac{C_{xw}}{3} - 2\eta_r \frac{l_r^2 S_r}{b^2 S} \frac{5.5}{1 + \frac{2S_r}{b_r^2}}$$

による値は大體に於て正しいが、迎角が増すに従つて不正確になること、最後に無脚模型の振動實驗による結果とは迎角の小さいところでは一致するが、迎角を増すと著しい差違が現はれること等である。勿論これらの事柄が一般的に適用されるか否かは明かでない、

\* 糸川英夫，風洞實驗による方向動搖減衰モーメントの測定及び方向安定の研究。中島飛行機株式會社研究報告 132 號 (1938)。

寧ろこの豫備實驗的研究の目的外に屬するところであらう。しかしこれらの事柄を確めることは、將來の問題として重要な點であらうと思はれる。

### 總括並に結言

この報告は、低翼單葉機模型を靜止空氣中で旋回させて、それに働く偏搖モーメントを測り、横迂りに基く偏搖モーメント  $N_v$ 、並に偏搖角速度に基く偏搖モーメント  $N_r$  を實驗的に求めることを研究したものである。落下重錘で驅動する旋回腕を用ひ、その最初の1回轉(3回轉が加速、5回轉が定常旋回で計測に適する)の間に測定を行ふやうにした。又モーメントの測定には、これが豫め見當をつけた分銅の遠心力によるモーメントと釣合ふか否かを一々探索檢證するといふ原始的な、しかし誤差の入り難い方法を採用することにした。測定の方法が大體満足すべきものであることは、得られた  $N_v$  が同じ模型に就いて風洞で求められた値と略一致することによつて確められた。

$N_r$  に関しては、先づ主翼なしの場合と主翼のみの場合の値を加へ合せたものが、全機模型の測定値に極めて近いこと、次に近似計算式

$$\frac{dC_n}{d\frac{rb}{2V}} = -\frac{C_{xw}}{3} - 2\eta_v \frac{l_v^2 S_r}{b^2 S} \frac{5.5}{1 + \frac{2S_r}{b^2}}$$

による値は大體に於て正しいが、迎角が増すに従つて不正確になること、最後に振動實驗による結果とは迎角の小さいところでは一致するが、迎角を増すと著しい差違が現はれること等が知られる。これらの事柄が供試模型に限られるものであるか、或は一般的に適用されるものであるかは明かでなく、今後の研究問題として残される譯である。

(昭和15年3月)