

UDC 533.6.013.417:
629.735.017.27

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-173

FA-200 改機の動安定微係数

遠藤 浩・林 良生
海老沼幸成・中谷輝臣

1970年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-136	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井 暎一, 飯田宗四郎 高木 俊朗, 安藤 泰勝 菊地 孝男,
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のための ためのプログラム	1968年5月	毛利 浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	埴 武敏, 越出 慎一 林 洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年6月	竹内和之, 野原利雄 飯田宗四郎
TM-140	二次元スラットおよびスロッチッドフ ラップの実験的研究 (II)	1968年7月	犬丸 矩夫, 北村 清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞につい て	1968年7月	近藤 博, 坂口 一晋 八山 優, 高森 晋
TM-142	二次元スラットおよびスロッチッドフ ラップの実験的研究 (III)	1968年7月	犬丸 矩夫, 高橋 俣
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインデ ィング容器の静圧強度および疲れ強 度	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算す るプログラム	1968年8月	戸川 隼人, 石黒登美子 山本 浩道
TM-146	双発 STOL 機の飛行試験 (実用運用包囲線および離着陸特性)	1968年8月	幸尾 治朗, 岡 遠一 塚野 雄吉, 鎌田 幸男 小野 孝次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月 正男, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋安次郎, 宮沢 政文 西 武徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェット VTOL 機の着陸にお ける水平方向の減速について	1968年11月	西村 博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討 —フラッタ解析法の研究その1—	1968年12月	市川 輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエン ジンの側分力	1969年1月	檜崎 哲二, 中野 富雄
TM-153	FA-200 改機の風洞試験 (I) プロペラ付き	1969年2月	広末 健一, 坂井 紀穂 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-154	FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き	1969年2月	広末 健一, 木村 友昭 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-155	極超音速風洞 M7 ノズル較正試験	1969年2月	橋本 登, 吉沢 昭 穂積 弘一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算 機により模擬するための汎用プログ ラム	1969年3月	戸川 隼人, 丸山 治雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中 正夫, 山本 芳樹 大石 晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の 実験	1969年5月	西村 博史, 藤枝 郭俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲 秀夫, 吉沢 昭 松崎 貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究 (II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木 邦男, 田丸 卓 乙幡 安雄

FA-200 改機 の 動 安 定 微 係 数

遠 藤 浩**・林 良 生**
海 老 沼 幸 成**・中 谷 輝 臣**

Dynamic Stability Derivatives of A Modified FA-200 Airplane

By Hiroshi ENDO, Yoshio HAYASHI, Yukinari EBINUMA,
and Teruomi NAKAYA

The low-subsonic rotary dynamic derivatives of a conventional type of airplane, FA-200 modified, were measured by means of the forced-oscillation apparatus in the NAL 6m low-speed wind-tunnel. The results were compared with the theoretical values calculated by the standard estimation formulae worked out by various authors.

It is shown that the calculated values are in fairly good agreement with the measured ones, except when the separation of air-flow is supposed to occur on the wings in course of the pitching oscillation.

The accuracy of measurement of C_{nr} was rather low, presumably because the vertical tail moved, crossing the unsteady wake behind the fuselage, in yawing oscillation.

1. は し が き

航空機の動応答特性を表現する空気力学的パラメータである動安定微係数は、実機による飛行実験、模型による風洞実験、理論的推定などから求められる。理論的に推定する方法は、現在まで多くの研究が行なわれており、低速領域では多くの微係数についてかなり信頼性の高い推定値が得られるようになっている。したがって、実験的方法が多大の費用と労力を要することにかんがみ、初期設計の段階では理論的方法が重要な役割を演ずるものと考えられる。しかし、非定常運動を行なう航空機の周囲の流れは複雑で、理論的方法の限界もここからきている。

この報告は、今般、当所の大型低速風洞に設備された動安定微係数測定装置によって、ある定型的な航空機の動安定微係数を測定し、その結果を理論的推定法を用いて求めた計算値と比較し、検討を加えたものである。その目的は、一つには理論的方法と実験的方法の双方の妥当性を確認すること、二つには、この風洞で今後行なわれるさまざまな動安定試験の結果を判断す

る場合の一つの基準点を与えることにある。

実験に使用された模型は、FA-200 改機の 1/3 模型である。この機体は単発 STOL 機の研究に関連して、当所の飛行実験部の手で静的試験がすでに実施されており¹⁾、また実機による動安定試験も進行中であるから、この結果との比較は有意義であろう。

動安定試験用の模型は、慣性をできるだけ小さくすることが必要である。そのため、われわれは FRP を主材とした軽量模型を製作して使用したので、これについても簡単に触れる。

2. 記号および微係数の定義

- a_0 : 二次元揚力傾斜
- A : 主翼アスペクト比
- b : 主翼翼幅
- c : 主翼の空力平均弦長
- k : 無次元角振動数; 縦揺れに対し $\omega c/2U$, 横揺れ, 偏揺れに対し $\omega b/2U$
- l_B : 胴体の長さ
- l_t : 回転中心と尾翼の圧力中心との距離
- L : 横揺れモーメント
- M : 縦揺れモーメント
- N : 偏揺れモーメント

* 昭和 45 年 1 月 22 日 受付

** 空気力学第二部

p : 横揺れ角速度
 q : 縦揺れ角速度
 q_H : 尾翼での動圧
 q_∞ : 一様流動動圧
 r : 偏揺れ角速度
 S : 主翼面積
 S_b : 胴体ベース面積
 $S(x)$: 胴体断面面積
 U : 一様流速度
 V_B : 胴体体積
 x : 回転中心と主翼前縁との距離
 x_m : 胴体先端と回転中心との距離
 x_c : $\left(\int_0^{l_B} S(x)xdx\right)/V_B$
 z : x 安定軸と垂直尾翼圧力中心の距離

$$C_{nr}: \partial C_n / \partial \left(\frac{rb}{2U}\right)$$

$$C_{lr}: \partial C_l / \partial \left(\frac{rb}{2U}\right)$$

$(\Delta C_{np})_1 / C_L$: C_L による C_{np} への寄与

$(\Delta C_{np})_2 / (C_{D0})_\alpha$: $(C_{D0})_\alpha$ による C_{np} への寄与

$(\Delta C_{nr})_1 / C_L^2$: C_L^2 による C_{nr} への寄与

$(\Delta C_{nr})_2 / C_{D0}$: C_{D0} による C_{nr} への寄与

$(\Delta C_{lr} / C_L)$: C_L による C_{lr} への寄与

$(\Delta C_{lr} / \Gamma)$: Γ による C_{lr} への寄与

$\left(\Delta C_{lr} / \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_f}\right) C_L$: δ_f による C_{lr} への寄与

$[K_{W(B)} + K_{B(W)}]_T$: 尾翼の寄与に対する翼と胴体の干渉による係数

α : 迎角
 β : 横滑り角
 Γ : 主翼上反角
 δ_f : フラップ角
 ϵ : 吹き下し角
 $A_{\frac{c}{4}}$: 1/4 弦長線の後退角
 θ_0 : 縦揺れ角振幅
 ϕ_0 : 偏揺れ角振幅
 ϕ_0 : 横揺れ角振幅

C_L : 揚力/ $q_\infty S$

C_D : 抗力/ $q_\infty S$

C_Y : 横力/ $q_\infty S$

C_l : $L/q_\infty S_b$

C_m : $M/q_\infty S \bar{c}$

C_n : $N/q_\infty S_b$

$C_{l\alpha}$: 主翼の二次元揚力傾斜

$C_{L\alpha}$: 三次元揚力傾斜

$(C_{D0})_\alpha$: $\partial(C_D - C_L^2/\pi A)/\partial \alpha$

$C_{m\alpha}$: $\partial C_m / \partial \alpha$

$C_{Y\beta}$: $\partial C_Y / \partial \beta$

$C_{n\beta}$: $\partial C_n / \partial \beta$

$C_{m\dot{\alpha}}$: $\partial C_m / \partial \left(\frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2U}\right)$

C_{mq} : $\partial C_m / \partial \left(\frac{q \bar{c}}{2U}\right)$

C_{ip} : $\partial C_l / \partial \left(\frac{pb}{2U}\right)$

C_{np} : $\partial C_n / \partial \left(\frac{pb}{2U}\right)$

3. 動安定微係数測定試験

この項では大型低速風洞で行なわれた動安定試験の供試模型、測定法およびデータ処理について述べる。得られた結果は 5 において、計算結果と比較検討される。

3.1 模型

使用した模型は広末他¹⁾が用いた FA-200 改機模型と同形同寸であるが、プロペラと脚は付けていない。われわれの動安定微係数測定装置では、天秤を介して模型を強制加振し、各回転軸のまわりのモーメントを測定するという、いわゆる強制振動法を採用しているので、天秤の出力は模型の慣性によるモーメントと、模型に働く空気力のモーメントの和からなる。前者は後者の数倍に達するのが普通なので、後者を精度よく測定するためには模型の慣性をできるだけ小さくしなければならない。木材や金属を主体とした模型では、材料の比重が大きくなって、模型を軽く作るのは困難である。そこでわれわれは、外板として FRP を、補強材として比重 0.1 程度の発泡プラスチックを用いた。また、翼の前縁やヒンジ金具の取付部分には、木材も使用している。模型の形状と構造の概略を図 1 に、また、空力諸元と重量および慣性能率を、表 1 と 2 に示した。

模型は前胴、中胴、後胴、主翼、水平尾翼および垂直尾翼に分割されており、これらは中央部枠組に固定されて一体となり、この枠組の内部に天秤が取り付けられる。また、尾翼なしの実験ができるように、水平、垂直尾翼は簡単に取はずしできるようになっている。表 2 からわかるように、従来の木製模型に比べて重量は 1/3 程度であるが、重量物である鉄製の中央枠組は回

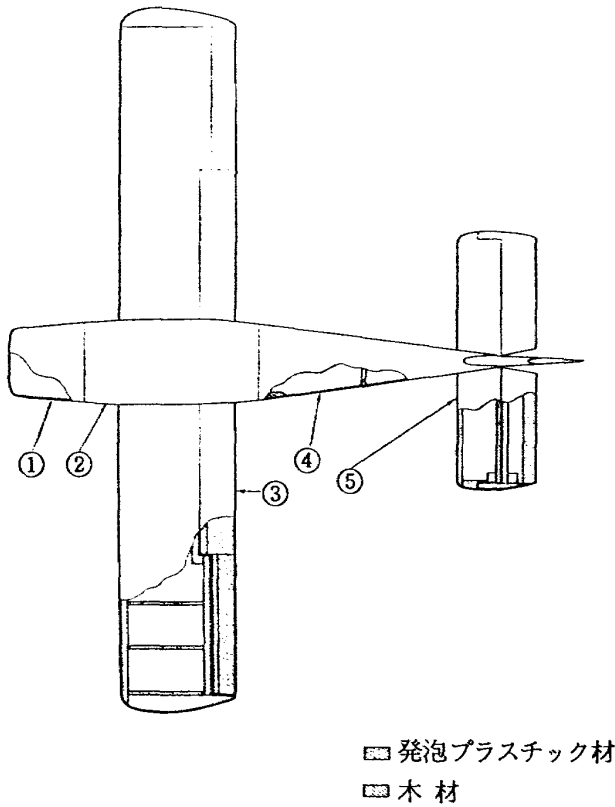


図 1 模型構造

1—前胴, 2—中胴, 3—主翼, 4—後胴, 5—水平尾翼, 6—中央部枠組, 7—垂直尾翼

転中心付近にあるので、慣性率への寄与は小さく、したがって模型の揺動による慣性負荷は、木製模型に比べてさらに小さくなっている。

主翼のフラップと補助翼, 昇降舵および方向舵の角度は可変である。また, 後述するように, 天秤の出力から慣性力を除去するため, 加速度計が取付けられている。胴体後部に内蔵されたものは, 縦揺れと偏揺れに感じ, また, 左主翼に内蔵されたものは横揺れに感じよう取り付けられた。

3.2 測定装置

この実験に使用した大型低速風洞動安定微係数測定装置については, 詳細な報告²⁾が予定されているので, ここではごく簡単に述べる。

本装置では機体軸系に準拠した動安定微係数が測定される。

模型は機体軸のまわりに揺動される。この揺動機構はモータの回転運動をクランク機構によって揺動軸

表 1 横型空力諸元

項	目	寸 度	備 考	
主翼	翼 幅	m	3.14	
	弦 長	m	0.5083	
	空力平均翼弦長	m	0.5083	
	面積 (胴体部を含む)	m ²	1.556	
	アスペクト比 (胴体部分を含む)		6.34	
	上反角	度	7	
	取付角	度	2.5	
	振り下げ	度	0	
	翼 型		U-615M	
補助翼	翼 幅	m	0.638	片翼幅
	翼弦長	m	0.0987	
	面積 (一对)	m ²	0.125	
フラップ	型 式		plain flap	
	翼 幅	m	0.6723	片翼幅
	弦 長	m	0.155	
	面積 (一对)	m ²	0.2082	
水平尾翼	翼 幅	m	1.155	
	弦 長	m	0.3443	
	面 積	m ²	0.3685	
	アスペクト比		3.62	
	上反角	度	0	
	取付角	度	0	
	昇降舵弦長	m	0.1483	
	昇降舵面積 (一对)	m ²	0.1552	
	尾翼容積 $S_t \cdot l_t / S_c$		0.678	
垂直尾翼	面 積	m ²	0.1662	
	方向舵面積	m ²	0.099	
	尾翼容積 $S_v \cdot l_v / S_b$		0.054	
胴体	最大断面高さ	m	0.4463	
	最大断面幅	m	0.3686	
	全 長	m	2.627	

表 2 模型の重量と慣性常数

部 分	重 量	機 体 軸 基 準 慣 性 率 乗 積	
主 翼	23.0 kg	I_x	1.39 kg·m·s ²
水平尾翼	3.80	I_y	2.68
垂直尾翼	1.95	I_z	4.23
前 胴	1.05	I_{xz}	-0.12
中 胴	4.00	I_{yz}	-0.44
後 胴	4.90		
枠 組	19.6		
合 計	58.3 kg		

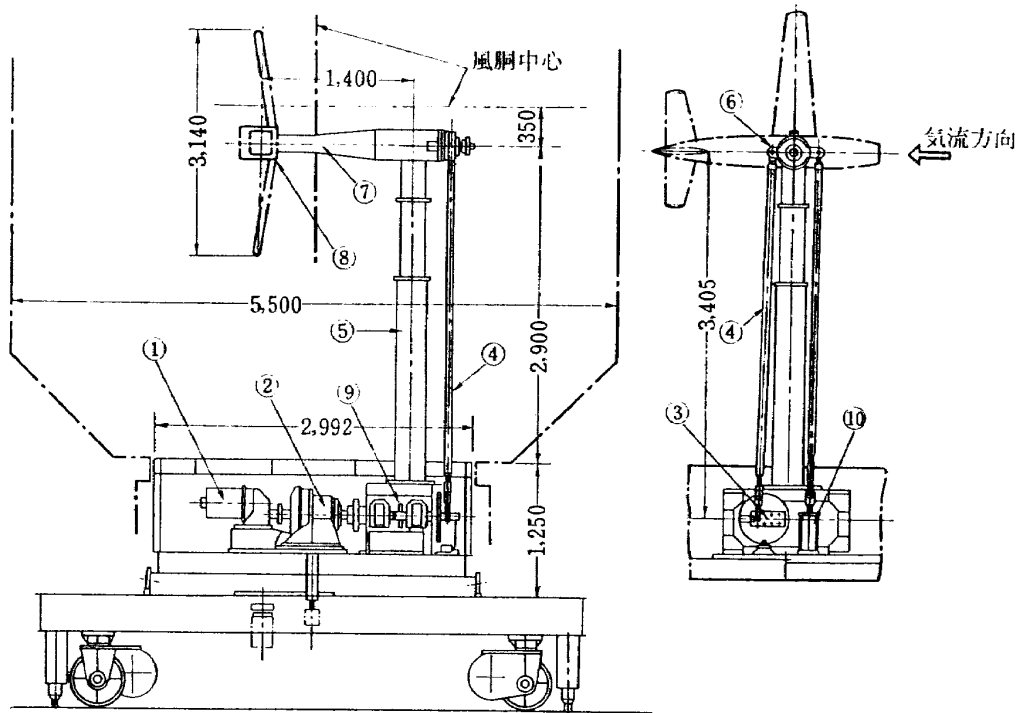


図 2 模型揺動機構

- 1—加変速電動機, 2—減速機, 3—クランク軸, 4—連結管, 5—支柱, 6—揺動腕,
7—揺動軸, 8—歯車箱, 9—レゾルバ, 10—バックラッシュ防止用空気筒

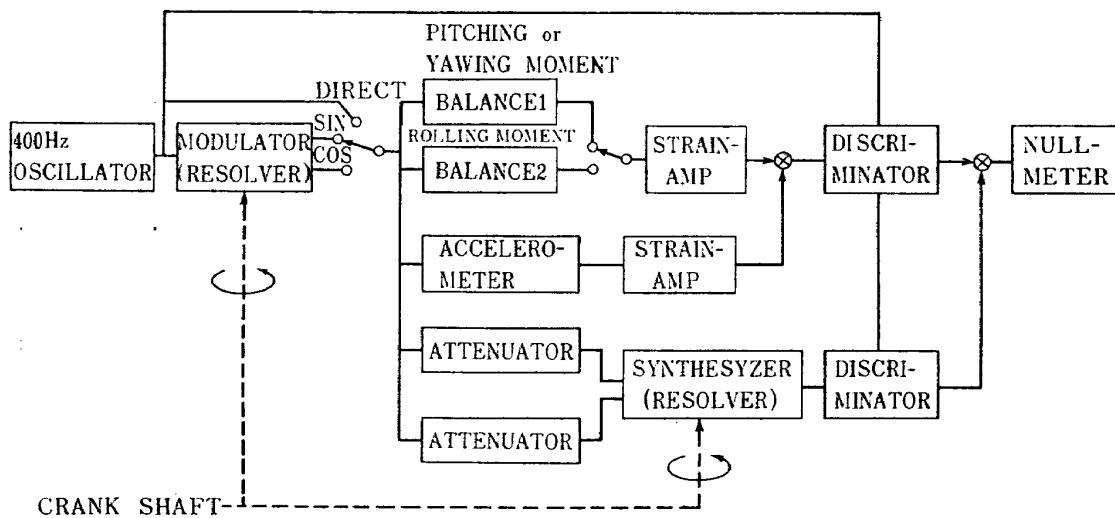


図 3 アナログ処理装置ブロック図

の往復回転運動に変えるものである(図2)。模型は水平な揺動軸の先端の歯車箱に、天秤を介して取り付けられる。

天秤は抵抗線ひずみゲージを用いたもので、2体に分かれており、歯車箱の前後に取り付けられる。一つの天秤は左右の側面に一対の受感部をもつから、2体の天秤は前後左右の4点でひずみを検出する。前後のひずみの差を与えるように組まれたブリッジの出力が

ら、縦揺れあるいは偏揺れモーメントが求められ、左右のひずみの差を与えるように組まれたブリッジの出力から、横揺れモーメントが求められる。横揺れあるいは偏揺れ加振の場合は、横揺れモーメントと偏揺れモーメントが同時に測定できる。

動安定微係数の測定は、結局、模型が気流中で揺動するときの天秤の出力から、空気力による部分だけを分離して調和解析し、揺動と同周期の成分の振幅と

位相を求めることに帰せられる。この調和解析は特殊なアナログ処理回路 (図3) によって行なわれる。これは、2個の減衰器の抵抗を手動で調整することにより、帰零法で調和成分の振幅を読み取るものである。

実験は風速 30 m/s (一部 40 m/s) で、迎角を $-3^\circ \sim 9^\circ$ の範囲で、また振動数は 0.3~1.0 Hz の範囲で、それぞれ5段階に変えて行なわれた。フラップ角は 0° と 35° 、揺動振幅は 5° 一定であった。主翼弦長にもとづくレイノルズ数は、 $1.0 \sim 1.4 \times 10^6$ であった。

3.3 データ処理

天秤出力から調和解析して求められる動安定微係数は、表3に示す通りである。 M_s, M_c 等は各モーメントの調和成分の振幅を表わし、添字 s は sin 成分、添字 c は cos 成分を示す。ただし揺動角は sin に比例して変化するとした。

この表を見ると、sin 成分は静安定微係数 $C_{ma}, C_{n\beta}, C_{l\beta}$ と k^2 を含む付加項から成るが、後者はわれわれの k の範囲ではきわめて小さい。それで cos 成分は実質的には静安定微係数 C_{mq}, C_{nr}, C_{lp} 、あるいはクロスカップリング微係数 C_{lr} と C_{np} に、並進加速度項 $C_{ma}, C_{n\beta}$ あるいは $C_{l\beta}$ を含む項がつけ加わったものである。これらの加速度項は必ずしも微小とは限らないので、個々の場合について検討する必要がある。定型的な機体については、 C_{nr} と C_{lp} につけ加わる項は微小であることが多く、したがって、cos 成分は近似的にダンピング微係数を与えるのみでよい。

測定値に対する境界修正と支柱干渉の修正は施さなかった。その理由は、縦揺れモーメントに対する修

正理論はあるが、横揺れと偏揺れに対しては見当らないためである。また、縦揺れモーメントに対しては、むしろ支柱干渉の方が大きくて、境界修正だけでは意味がない。2本支柱で支持した場合の C_{ma} (文献1) に比べて、本実験で得られた C_{ma} は約 20% 大きい。動的試験時の支柱の影響については検討していないが、大体この程度のものと予想される。

天秤の受感部の撓みによる模型揺動角の振幅と位相の修正は必要ないと思われる。なぜなら天秤の素子は十字ばねの一方素子の伸縮を検出する方式のもの (文献2参照) であって、撓みを検出する方式のものに比べて変位が小さくしかも、30 cm 以上離れた4点で模型を受けているから、ひずみによる角度変化は無視できる。位相遅れについては、天秤模型系の固有振動が、加振の振動数の 10 倍程度なので、問題はないと考えられる。

4. 理論的推定

動安定微係数の理論的推定法の研究は、参考文献の4以下に数例を示したように、戦後盛んに研究された。中でも設計資料を与えることを主眼とした研究では、理論の不足を実験的研究の成果を取り入れて補い、一部に経験的ファクタを導入することによって、実用価値を高めようと努力している。このような行き方は各種のデータシートあるいはハンドブックに端的に現われている³⁾。ここで実験値と比較された計算式も、このような方法にもとづく。

4.1 計算式

(a) 縦揺れモーメント微係数 C_{mq}, C_{ma}

この微係数については、われわれの模型のように後

表3 計測される調和成分と安定微係数の関係

揺動軸	sin 成分	cos 成分
縦揺	$C_{ma} - k^2 C_{mq} = \frac{M_s}{\theta_0 q_{\infty} c S}$	$C_{mq} + C_{ma} = \frac{M_c}{k \theta_0 q_{\infty} c S}$
偏揺	$C_{n\beta} \cos \alpha + k^2 C_{nr} = -\frac{N_s}{\phi_0 q_{\infty} b S}$	$C_{nr} - C_{n\beta} \cos \alpha = \frac{N_c}{k \phi_0 q_{\infty} b S}$
横揺	$C_{l\beta} \cos \alpha + k^2 C_{lr} = -\frac{L_s}{\phi_0 q_{\infty} b S}$	$C_{lr} - C_{l\beta} \cos \alpha = \frac{L_c}{k \phi_0 q_{\infty} b S}$
縦揺	$C_{l\beta} \sin \alpha - k^2 C_{lp} = \frac{L_s}{\phi_0 q_{\infty} b S}$	$C_{lp} + C_{l\beta} \sin \alpha = \frac{L_c}{k \phi_0 q_{\infty} b S}$
偏揺	$C_{n\beta} \sin \alpha - k^2 C_{np} = \frac{N_s}{\phi_0 q_{\infty} b S}$	$C_{np} + C_{n\beta} \sin \alpha = \frac{N_c}{k \phi_0 q_{\infty} b S}$

退角のない矩形翼では、主翼の寄与は小さく、尾翼の寄与が主である。その上、胴体が比較的大きいから、胴体自身の寄与と主翼との干渉の影響が無視できなくなる。主翼による $C_{m\dot{\alpha}}$ への寄与は小さいので無視する。ここで使用した計算式は、文献 4 による。

i) 主翼による寄与 $C_{mq(W)}$,

$$C_{mq(W)} = -0.7 C_{L\alpha} \cos \Lambda \frac{c}{4} \left\{ \frac{A \left[\frac{1}{2} \frac{\bar{x}}{\bar{c}} + 2 \left(\frac{\bar{x}}{\bar{c}} \right)^2 \right]}{A + 2 \cos \Lambda \frac{c}{4}} + \frac{1}{24} \left(\frac{A^3 \tan^2 \Lambda \frac{c}{4}}{A + 6 \cos \Lambda \frac{c}{4}} \right) + \frac{1}{8} \right\}$$

ここで、係数 0.7 は経験的の常数である。

ii) 胴体による寄与 $C_{mq(B)}$, $C_{m\dot{\alpha}(B)}$

$$C_{mq(B)} = 2 C_{m\dot{\alpha}(B)} \left[\frac{\left(1 - \frac{x_m}{l_B} \right)^2 - \frac{V_B}{S_b l_B} \left(\frac{x_c}{l_B} - \frac{x_m}{l_B} \right)}{\left(1 - \frac{x_m}{l_B} \right) - \frac{V_B}{S_b l_B}} \right]$$

$$C_{m\dot{\alpha}(B)} = 2 C_{m\dot{\alpha}(B)} \left[\frac{\frac{V_B}{S_b l_B} \left(\frac{x_c}{l_B} - \frac{x_m}{l_B} \right)}{\left(1 - \frac{x_m}{l_B} \right) - \frac{V_B}{S_b l_B}} \right]$$

iii) 尾翼による寄与 $C_{mq(T)}$, $C_{m\dot{\alpha}(T)}$

$$C_{mq(T)} = -2 [K_{W(B)} + K_{B(W)}] \Gamma \times \left(\frac{S_H}{S} \right) \left(\frac{l_t}{\bar{c}} \right)^2 \left(\frac{q_H}{q_\infty} \right) (C_{L\alpha})_H$$

$$C_{m\dot{\alpha}(T)} = -2 [K_{W(B)} + K_{B(W)}] \Gamma \times \left(\frac{S_H}{S} \right) \left(\frac{l_t}{\bar{c}} \right)^2 \left(\frac{q_H}{q_\infty} \right) \left(\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) (C_{L\alpha})_H$$

$$= C_{mq(T)} \left(\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right)$$

(b) 横揺れ微係数 C_{lp} , C_{np}

この微係数には主翼と垂直尾翼の寄与が大きい。計算式は文献 5 による。垂直尾翼の寄与を計算するに必要な尾翼の $C_{Y\beta}$ と $C_{n\beta}$ は、文献 2 およびわれわれの静的試験から得られた値を用いた。

i) 主翼による寄与 $C_{lp(W)}$, $C_{np(W)}$

$$(C_{lp(W)})_{C_L=0} = (C_{lp})_{C_L=0} \frac{A + 4 \cos \Lambda \frac{c}{4}}{a_0 = 2\pi \left(\frac{2\pi}{a_0} \right) A + 4 \cos \Lambda \frac{c}{4}}$$

$$C_{lp(W)} = (C_{lp(W)})_{C_L=0} \frac{(C_{L\alpha})_{C_L}}{(C_{L\alpha})_{C_L=0}} - \frac{1}{8} \frac{C_L^2}{\pi A \cos^2 \Lambda \frac{c}{4}} \left(1 + 2 \sin^2 \Lambda \frac{c}{4} \frac{A + 2 \cos \Lambda \frac{c}{4}}{A + 4 \cos \Lambda \frac{c}{4}} \right) - \frac{1}{8} \left(C_D - \frac{C_L^2}{\pi A} \right)$$

$$C_{np(W)} = \frac{(\Delta C_{np})_1}{C_L} C_L + \frac{(\Delta C_{np})_2}{(C_{D0})_\alpha} (C_{D0})_\alpha$$

ここで $(\Delta C_{np})_1/C_L$ と $(\Delta C_{np})_2/(C_{D0})_\alpha$ は文献 5 の図表から読み取られる。また、 $(C_{D0})_\alpha = \partial(C_D - C_L^2/\pi A)/\partial \alpha$ である。

ii) 尾翼による寄与 $C_{lp(T)}$, $C_{np(T)}$

$$C_{lp(T)} = 2 \left(\frac{z}{b} \right)^2 C_{Y\beta(T)}, \quad C_{np(T)} = 2 \left(\frac{z}{b} \right)^2 C_{n\beta(T)}$$

(c) 偏揺れ微係数 C_{nr} , C_{lr}

この微係数には主翼と垂直尾翼の寄与が大きい。計算式は文献 5 による。

i) 主翼による寄与 $C_{nr(W)}$, $C_{lr(W)}$

$$C_{nr(W)} = \frac{(\Delta C_{nr})_1}{C_L^2} C_L^2 + \frac{(\Delta C_{nr})_2}{C_{D0}} C_{D0}$$

$$C_{lr(W)} = \left(\frac{\Delta C_{lr}}{C_L} \right) C_L + \left(\frac{\Delta C_{lr}}{\Gamma} \right) \Gamma + \left(\frac{\Delta C_{lr}}{\frac{\partial \alpha}{\partial \delta}} \right) C_L \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) \delta_f$$

表 4 縦揺れモーメント微係数 C_{mq} , $C_{m\dot{\alpha}}$ の計算値

		$C_{m\dot{\alpha}(T)}$	
		δ_f	
α	δ_f	0°	35°
$C_{mq(W)}$	-0.51		
$C_{mq(B)}$	-0.61		
$C_{mq(T)}$	-13.55	-3°	-6.72
$C_{m\dot{\alpha}(B)}$	-0.34	0°	-6.98
		3°	-7.17
		6°	-7.32

表 5 横揺れ微係数 C_{lp} , C_{np} の計算値

C_{lp}					C_{np}				
		0°		35°					
α	δ_f	$C_{lp(W)}$	$C_{lp(T)}$	$C_{lp(W)}$	$C_{lp(T)}$	α	δ_f	$C_{np(W)}$	$C_{np(T)}$
-3°		-0.358	-0.001	-0.365	-0.001	-3°		-0.006	0.024
0°		-0.374	-0.001	-0.383	-0.001	0°		-0.023	0.015
3°		-0.375	-0.001	-0.387	-0.001	3°		-0.041	0.008
6°		-0.344	-0.001	-0.357	-0.001	6°		-0.058	0.002
								-0.054	0.025
								-0.074	0.016
								-0.094	0.009
								-0.114	0.003

表 6 偏揺れ微係数 C_{nr} , C_{lr} の計算値

δ_f		C_{nr}			
		0°		35°	
α		$C_{nr(W)}$	$C_{nr(T)}$	$C_{nr(W)}$	$C_{nr(T)}$
-3°		-0.012	-0.133	-0.028	-0.141
0°		-0.010	-0.117	-0.032	-0.126
3°		-0.012	-0.111	-0.037	-0.127
6°		-0.015	-0.104	-0.045	-0.120

δ_f		C_{lr}			
		0°		35°	
α		$C_{lr(W)}$	$C_{lr(T)}$	$C_{lr(W)}$	$C_{lr(T)}$
-3°		0.019	0.021	0.077	0.021
0°		0.070	0.016	0.128	0.014
3°		0.121	0.015	0.181	0.009
6°		0.174	0.018	0.232	-0.012

ii) 尾翼による寄与 $C_{nr(T)}$, $C_{lr(T)}$

$$C_{nr(T)} = 2 \left(\frac{l_t}{b} \right)^2 C_{Y\beta(T)}$$

$$C_{lr(T)} = -2 \left(\frac{l_t}{b} \right) C_{l\beta(T)}$$

4.2 計算結果

前項の式で計算された結果を、表4～6に示す。迎角とフラップ角は実験に対応する。

5. 実験値と計算値の比較検討

実測される微係数は動安定微係数だけでなく、静安定微係数をも含む。後者を静的試験から求めた値と比較することは、動安定微係数の測定の信頼性を判定するためにも役立つので、始めにそれを行ない、ついで動安定微係数の検討に移る。

(a) 静安定微係数 $C_{m\alpha}$, $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$

i) $C_{m\alpha}$

これは縦の静安定微係数である。直接測定される値は $C_{m\alpha} + k^2 C_{mq}$ であるが、3.3 で行なった考察から、これは $C_{m\alpha}$ を表わすと見てさしつかえない。以下の $C_{l\beta}$ と $C_{n\beta}$ についても同様である。図4に実験値が

記号で、また静的試験結果が実線で記入されている。両者の一致は良好である。実験値のばらつきは、動的試験の測定精度を表わす。

ii) $C_{l\beta}$

この微係数についても、静的試験と動的試験の結果は、よく一致している。図5は尾翼付き、図6は尾翼なしの場合であるが、両者の比較から、尾翼の寄与はわずかであることがわかる。

iii) $C_{n\beta}$

図7と図8の比較から、 $C_{n\beta}$ では尾翼の寄与が大部分であることがわかる。静的試験と動的試験の結果は、平均として合っているが、 k によるばらつきが $C_{l\beta}$ の場合に比べて大きい。これは偏揺れ振動を行なうときの機体周囲の流れが、横揺れ振動の場合より複雑なためと考えられる。このことは、後述の偏揺れ微係数 C_{nr} にも起る。

(b) 縦揺れモーメント微係数 $C_{mq} + C_{m\alpha}$

この微係数の実測値を図9に示した。また、図の実線は理論的推定である。尾翼の有り、なしの場合の比較から明らかなように、尾翼の寄与が大部分である。迎角が増しても計算値はあまり変化しないが、実験値

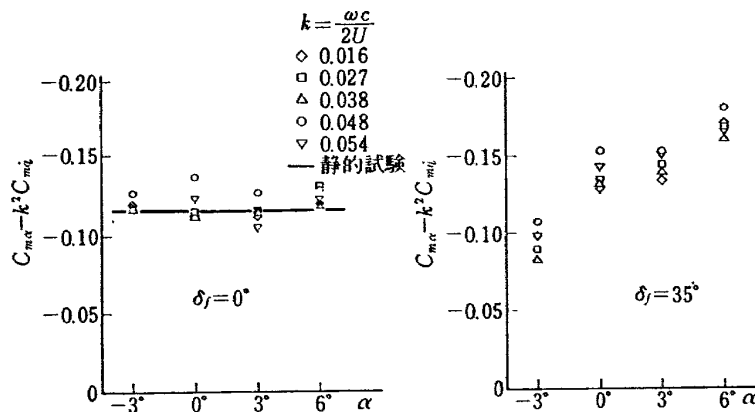


図4 縦の静安定微係数 (尾翼付き)

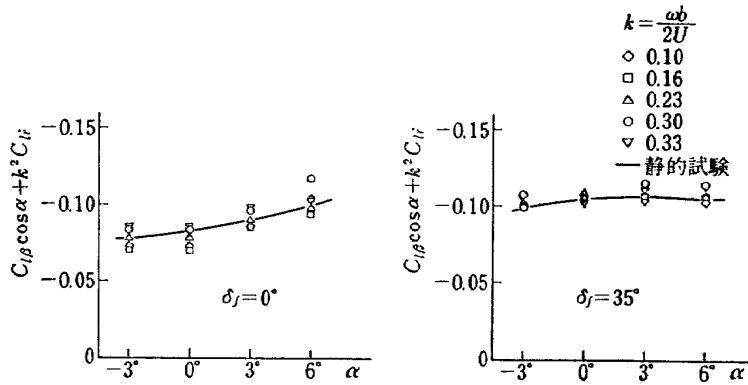


図 5 横滑りによる横揺れモーメント微係数 (尾翼付き)

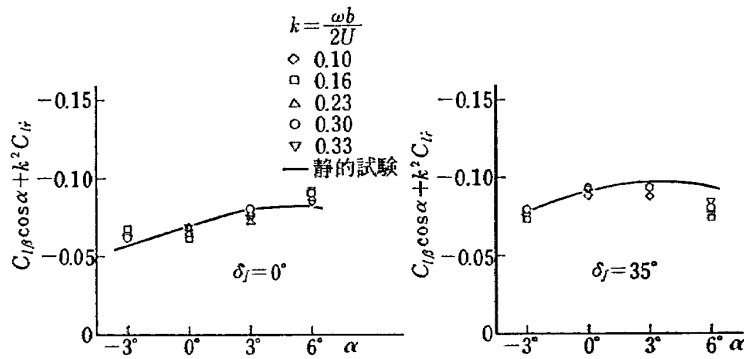


図 6 横滑りによる横揺れモーメント微係数 (尾翼なし)

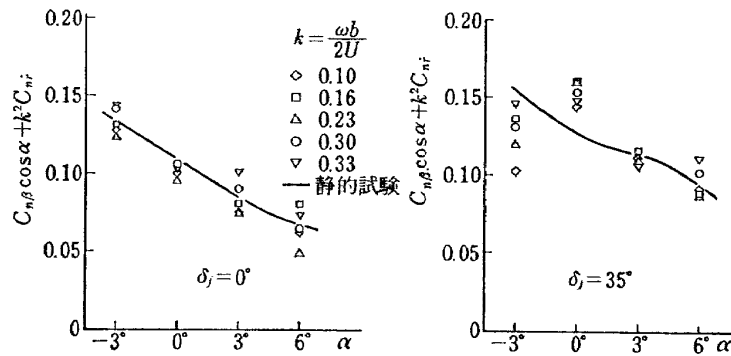


図 7 横滑りによる偏揺れモーメント微係数 (尾翼付き)

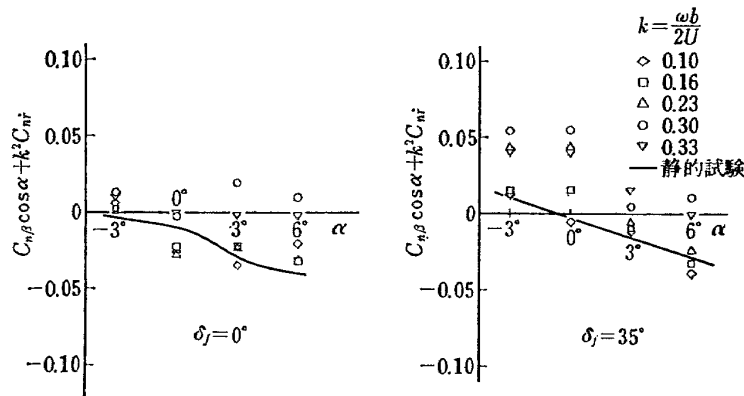


図 8 横滑りによる偏揺れモーメント微係数 (尾翼なし)

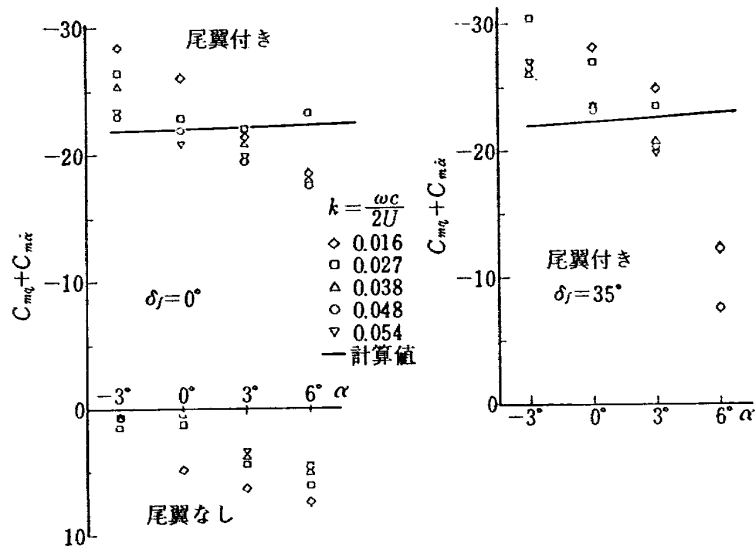


図 9 縦揺れ微係数

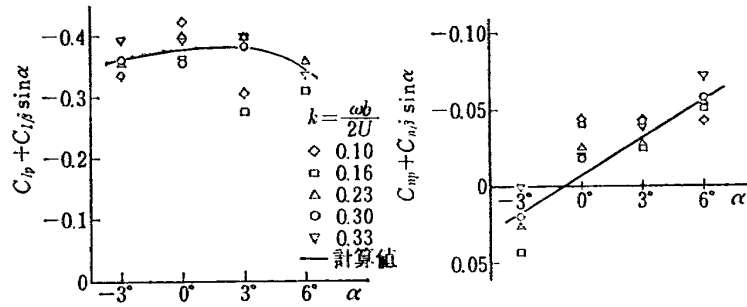


図 10 横揺れ微係数 (尾翼付き, $\delta_f = 0^\circ$)

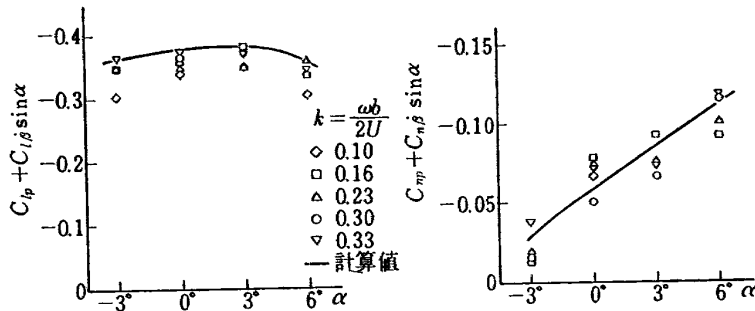


図 11 横揺れ微係数 (尾翼付き, $\delta_f = 35^\circ$)

は減少の傾向を示す。尾翼なしの場合でも、この傾向は同程度に現われていることから考えて、この原因は主翼か胴体にあると判断され、さらに、フラップ角が大きいとこの傾向が増大することから、主翼に原因があるとみてよいであろう。このような主翼の寄与は、現在の計算法からは全く予想できない。これは縦揺れ加振に伴う迎角変動によって引き起される、翼面上

の流れのはく離に関するかも知れない*。もし、そうであるとすれば、加振の振幅をどのように設定すべきかは、重要な問題となる。

(c) 横揺れ微係数 $C_{l\beta}$, C_{np} (図 10~12)

実測値は横滑り加速度による寄与 $C_{n\beta} \sin \alpha$ あるいは $C_{l\beta} \sin \alpha$ を含むが、 $C_{n\beta}$ と $C_{l\beta}$ は微小で、 $\sin \alpha \ll 1$ であるから、これらの付加項は無視できる。図 10~図 12 に実験値と計算値の比較を示した。図 11 と図 12 を比べるとわかるように、これらの微係数はほとんど主翼の寄与からなる。計算値と実験値の一致は良好である。前述の $C_{l\beta}$ の場合と同様、一般に主翼

* 中村, 磯貝, 江尻の研究^{9,10})によれば、失速域で縦揺れ振動を行なう翼前縁付近のはく離泡の破裂、発生は、翼の運動に相対的に遅れることが観測された。

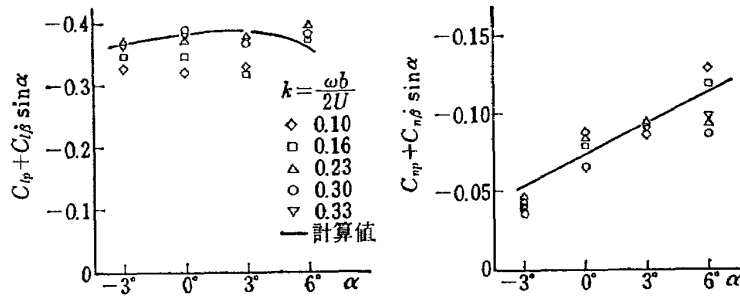


図 12 横揺れ微係数 (尾翼なし, $\delta_f=35^\circ$)

の寄与が大部分を占める微係数では、計算と実測が良好な一致を示すといえる。

(d) 偏揺れ微係数 C_{nr}, C_{lr} (図 13~図 16)

i) C_{nr}

これは偏揺れ振動のダンピングを与える微係数である。実測値は $C_{nr} - C_{n\beta} \cos \alpha$ の形で与えられる。第 2 項を理論的に推定する方法がないので、実測と計算との直接の比較はできない。しかし、他の実験例⁸⁾によれば、第 2 項は比較的小さいので、大まかな比較なら許されよう。尾翼の有り、なしの場合の比較から、 C_{nr} では尾翼の寄与が大部分を占めることがわかる。実験値のばらつきが大きくて、はっきりしたことはいえないが、実験と計算は大まかな意味で合っている。尾翼なしの場合にこのばらつきは比較的小さいことか

ら、尾翼の寄与の測定精度があまり良くないといえる。これは $C_{n\beta}$ の項でも述べたように、尾翼が胴体の後流中の複雑な気流中を運動するため、出力の波形がくずれて、測定精度に悪影響を及ぼしているものと考えられる。その上、 C_{nr} は $C_{n\beta}$ と同じ出力を分解した結果求められるが、前者は後者に比べて数分の 1 程度なので、その相対誤差は数倍になる。

ii) C_{lr}

これは偏揺れによる横揺れモーメント微係数で、クロスカップリング微係数の一つである。実測値は $C_{lr} - C_{l\beta} \cos \alpha$ の形で求められているが、第 2 項を理論的に推定する方法はない。図 13~16 には、参考のため C_{lr} の計算値が実線で記入されている。 C_{lr} を実験から求めるためには、並進運動の加振機構によ

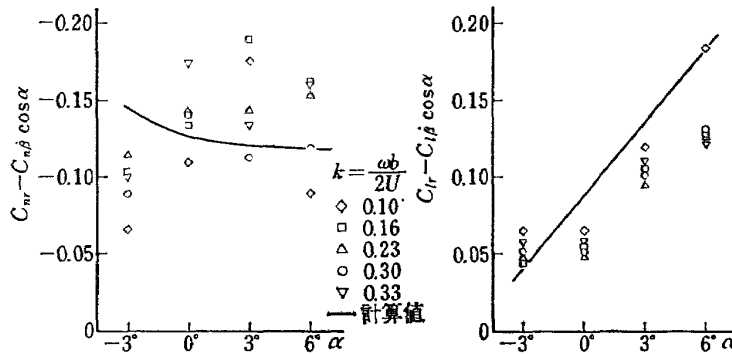


図 13 偏揺れ微係数 (尾翼付き, $\delta_f=0^\circ$)

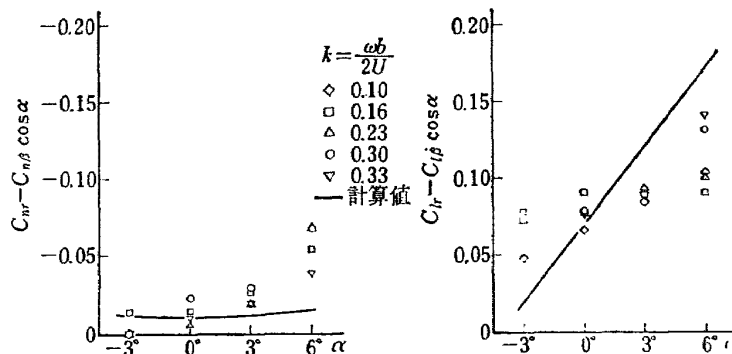


図 14 偏揺れ微係数 (尾翼なし, $\delta_f=0^\circ$)

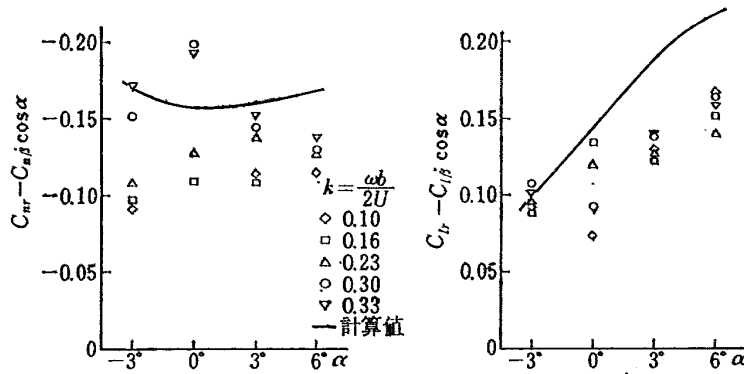


図 15 偏揺れ微係数 (尾翼付き, $\delta_f = 35^\circ$)

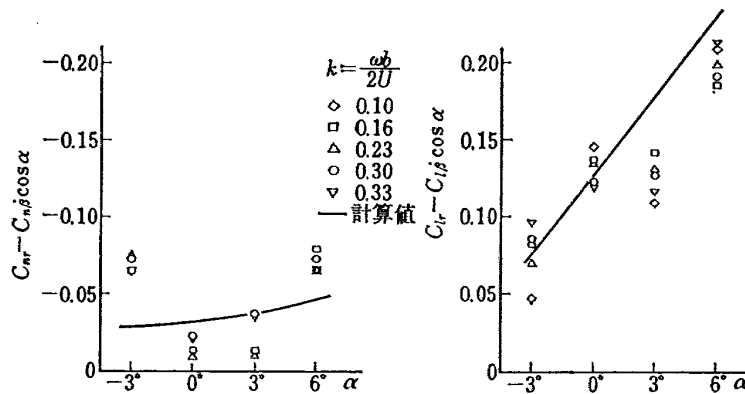


図 16 偏揺れ微係数 (尾翼なし, $\delta_f = 35^\circ$)

て横滑り加速度微係数 $C_{l\beta}$ を独立に測定しなければならないが、現在の装置ではそれが不可能である。

これらの図からいえることは、 C_{lr} への寄与は主翼による部分が多いこと、および、 C_{lr} の計算値が実測値と大幅に違うと推定する理由は、今のところ存在しないことである。

5. 結 語

本研究の結果から、われわれは次の結論を下すことができる。

i) われわれの取り扱った機体については、 C_{lp} や C_{np} のような主翼の寄与が大きい動安定微係数では、計算値と実験値の一致は良好である。

ii) 垂直尾翼の寄与の大きい C_{nr} は、測定精度が良くない。これは、垂直尾翼が胴体の後流内の複雑な気流中を運動するため、偏揺れモーメント出力が不規則に変動するからと考えられる。 C_{nr} の計算値と実測値の厳密な比較は不可能であるが、両者は大体において一致する傾向を示している。

iii) 縦揺れ微係数 $C_{mq} + C_{ma}$ では、迎角が大きい範囲まで縦揺れ加振を行なうと、主翼上の気流のはく離の影響が現れて、値が減少する。この現象が起らない

範囲では、計算値と実測値とは一致する。

iv) 動安定微係数と同時に測定される静安定微係数 C_{ma} , $C_{l\beta}$ および $C_{n\beta}$ も、十分な精度をもつ。

以上のように、定型的な航空機の低速の動安定微係数は、現在までに多くの研究者によって確立された計算法によれば、通常迎角範囲では計算結果は実測値と一致する。しかし、広い迎角範囲や速度領域を対象とする場合、あるいは非定型の機種 (V/STOL 機, 細長デルタ翼機) では、依然として実験的方法に頼らねばならぬであろう。

本研究を行なうに当たって、大型低速風洞制御研究室長広岡技官はじめ室員一同の絶大な協力をいただいた。また、飛行実験部の広末室長から、模型に関して種々の資料を提供していただいた。厚くお礼申し上げます。

文 献

- 1) 広末, 坂井, 高橋, 綿貫; FA-200 改機の風洞試験 (I), 航技研資料 TM-153 (1969).
- 2) 広岡, 遠藤, 岡部, 戸田; 航技研資料 TM-178 (1970).

- 3) USAF Stability and Control DATCOM, (Revised Aug 1968).
- 4) Pitts, W., Neilsen, J., and Kattari, G.; Lift and Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds, NACA TR 1307 (1959).
- 5) Campbell, J.P., and McKinney, M.O.; Summary of Method for calculating Dynamic Lateral Stability and Response and for estimating Lateral Stability Derivatives, NACA Report 1098 (1952).
- 6) Toll, T., and Queijo, M.; Approximate Relations and Charts for Low-Speed Stability Derivatives of Swept Wings, NACA TN 1581 (1948).
- 7) McLachlan, R., and Fisher, L.R.; Wind tunnel Investigation at Low Speeds of the pitching Derivatives of Untapered Swept Wings, NACA RM L8G19 (1948).
- 8) Hews, D.E.; Low-subsonic Measurements of the static and oscillatory lateral Derivatives of a Sweptback-wing Airplane Configuration at Angle of Attack from -10° to 90° , NASA Memo 5-20-59L (1959).
- 9) 中村, 磯貝, 江尻; 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察—失速フラッタの研究(I)—, 航技研報告, TR-148 (1968).
- 10) 中村, 磯貝, 江尻; 振動翼における表面非定常圧力の測定—失速フラッタの研究(III)—航技研報告, TR-181 (1969).

TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定	1969年9月	藤森義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞試験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府護郎, 岡 遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 齋藤 隆 堀内正司, 本間幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11 A-300型輸送機の胴体疲労試験—中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	タンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (I)	1970年2月	相波哲朗
TM-170	J Rエンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雅
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備による航空計器の氷結 (着氷) 試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年3月	川幡長勝, 中谷輝臣

注: 欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料173号

昭和45年3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
