

UDC 533.6.013.417:  
533.694.2

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-163

ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞実験

別府護郎・鈴木友昭

1969 年 9 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-125	航技研 1m×1m 吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について	1968年2月	石原久蔵, 原 亘利 榊原盛三, 関根英夫
TM-127	2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年4月	飯田宗四郎, 猿本光明 斎藤信一郎
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年4月	近藤 博, 大城章一郎
TM-131	還音速タービン翼列二次元試験(Ⅲ)	1968年5月	近藤 博, 藪田光弘 山崎紀雄, 古川 昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川隼人, 戸川保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年5月	竹中幸彦, 斎藤浩一郎 古田敏康, 川島矩一郎 三本木茂夫, 小川敏一 越出慎一, 朝田洋雄 熊倉郁夫, 大竹邦彦
TM-134	AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の超音速風洞試験	1968年5月	斎藤秀夫, 石原久蔵 原 亘利, 野田順一 関根英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪とドリフト	1968年5月	小川敏一, 遠藤修司
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 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 侖
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

# ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞実験\*

別府 護郎\*\*・鈴木 友昭\*\*\*

## 概 要

強力なフラップ、スラットを装備した双発プロペラ STOL 機の動安定微係数  $C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$ ,  $C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B}$ ,  $C_{lp,B}$  を風洞実験によって、0~1.1 の  $T_c$  (プロペラ 1 個あたりの推力係数) について求めた。

実験値と計算値と比較検討した結果、つぎの諸点がわかった。 $C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$  については、実験で求めた水平尾翼の寄与は計算値に比してかなり小さい。 $C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B}$  については、主翼の寄与は計算値でもかなり大きな値を示すが実験ではその約 2 倍の値を示す。また、垂直尾翼の寄与の実験値は  $T_c$  の大きい所で計算値に比して小さい。 $C_{lp,B}$  は、ストリップ理論で求めた計算値の、 $T_c$  の小さい所では約 60%、 $T_c$  の大きい所で約 80% の値を示した。

## 1. ま え が き

従来飛行機の運動解析には理論計算によって求めた動安定微係数の値が用いられるのが普通である。しかし、特異な形態の飛行機では、動安定微係数の算定が困難で、風洞実験によって求めざるを得ない場合がある。強力なフラップ、スラットで、また、プロペラ後流を利用して高揚力を得ようとする STOL 機の動安定微係数は、その強力なフラップ、スラットのため、またプロペラ後流の効果のため、理論計算には幾多の仮定を用いるの必要があり、風洞実験で計算値を確かめる必要があると考えられる。そこで、ある双発プロペラ STOL 機の着陸形態について動安定微係数  $C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$ ,  $C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B}$ ,  $C_{lp,B}$  を風洞実験で求め、計算値と実験値との比較検討を行なった。

## 2. 記 号

- $b$ : 主翼翼幅
- $c$ : 主翼空力平均翼弦長
- $C_{Lat}$ : 水平尾翼の揚力傾斜
- $C_{Lav}$ : 垂直尾翼の揚力傾斜

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 S b} \quad \text{横揺れモーメント係数}$$

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho v^2 S c} \quad \text{縦揺れモーメント係数}$$

$$C_n = \frac{N}{\frac{1}{2} \rho v^2 S b} \quad \text{偏揺れモーメント係数}$$

$$C_{lp} = \frac{\partial C_l}{\partial (pb/2V)} \quad \text{横揺れ角速度による横揺れモーメントの無次元係数}$$

$$C_{lr} = \frac{\partial C_l}{\partial (rb/2V)} \quad \text{偏揺れ角速度による横揺れモーメントの無次元係数}$$

$$C_{mq} = \frac{\partial C_m}{\partial (qc/2V)} \quad \text{縦揺れ角速度による縦揺れモーメントの無次元係数}$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = \frac{\partial C_m}{\partial (\dot{\alpha}c/2V)} \quad \text{迎角の時間的変化率による縦揺れモーメントの無次元係数}$$

$$C_{np} = \frac{\partial C_n}{\partial (pb/2V)} \quad \text{横揺れ角速度による偏揺れモーメントの無次元係数}$$

$$C_{nr} = \frac{\partial C_n}{\partial (rb/2V)} \quad \text{偏揺れ角速度による偏揺れモーメントの無次元係数}$$

$$C_{n\dot{\beta}} = \frac{\partial C_n}{\partial (\dot{\beta}b/2V)} \quad \text{横滑り角の時間的変化率による偏揺れモーメントの無次元係数}$$

$C_{lp}, C_{nr}, C_{n\dot{\beta}}$ : 安定軸まわりの値

$C_{lp,B}, C_{nr,B}, C_{n\dot{\beta},B}$ : 機体軸まわりの値

\* 昭和 44 年 8 月 15 日受付

\*\* 飛行実験部

\*\*\* 新型航空機部

$I_x$ : X軸まわりの慣性能率

$I_y$ : Y軸まわりの慣性能率

$I_z$ : Z軸まわりの慣性能率

$l_H$ : 重心から水平尾翼の空力中心までの距離

$l_V$ : 重心から垂直尾翼の空力中心までの距離

$L$ : 横揺れモーメント

$M$ : 縦揺れモーメント

$M_q = \frac{\partial M}{\partial q}$  縦揺れ角速度による縦揺れモーメント

$M_\alpha = \frac{\partial M}{\partial \alpha}$  迎角の時間的変化率による縦揺れモーメント

$N$ : 偏揺れモーメント

$p$ : 横揺れ角速度

$q$ : 縦揺れ角速度

$r$ : 偏揺れ角速度

$S$ : 主翼翼面積

$T$ : プロペラ 1 個当りの推力

$T_c = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$  プロペラ 1 個当りの推力係数

$V$ : 機体の速度

$V_H$ : 水平尾翼容積

$V_V$ : 垂直尾翼容積

$\alpha$ : 迎角

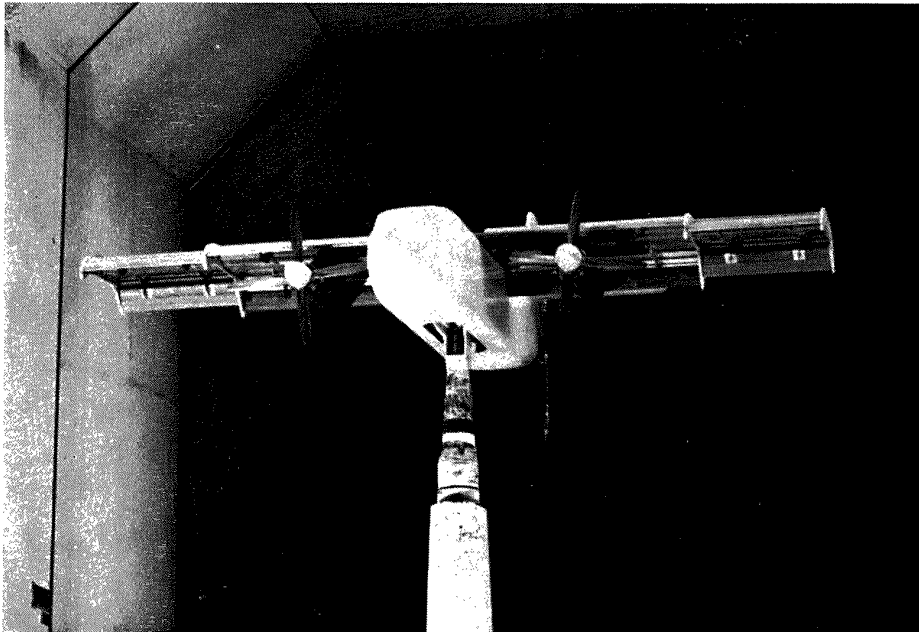


図 1.1 供 試 模 型

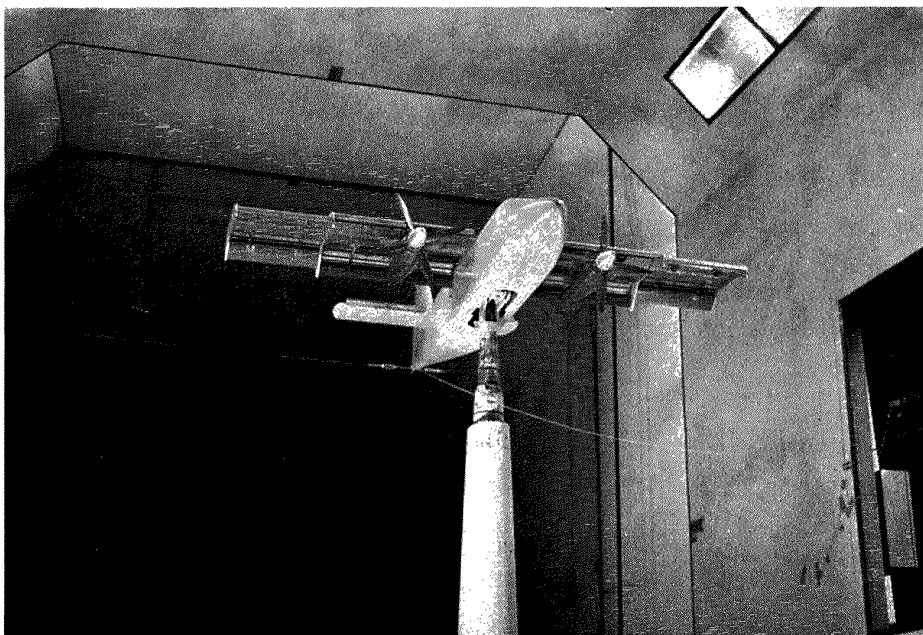


図 1.2 供 試 模 型

- $\beta$ : 横滑り角
- $\epsilon$ : 水平尾翼位置における吹下し角
- $\sigma$ : 垂直尾翼位置における side wash
- $\rho$ : 空気密度

主翼	
翼幅	2m
空力平均翼弦長	0.2667m
テーパー比	1
面積	0.533 m <sup>2</sup>
上反角	0°
フラップ	着陸形態 (図 2)
	(内側 (0~65 cm) 90°)
	(外側 (65~100 cm) 60°)
水平尾翼容積	1.224

3. 供試模型および実験方法

供試模型は、主翼にはマホガニー材を使用し、胴体、尾翼は外板を F.R.P. で作った中空構造とし、重量軽減および慣性能率の軽減を計った。供試模型を図 1, 2 に示す。その主要要目はつぎのとおりである。

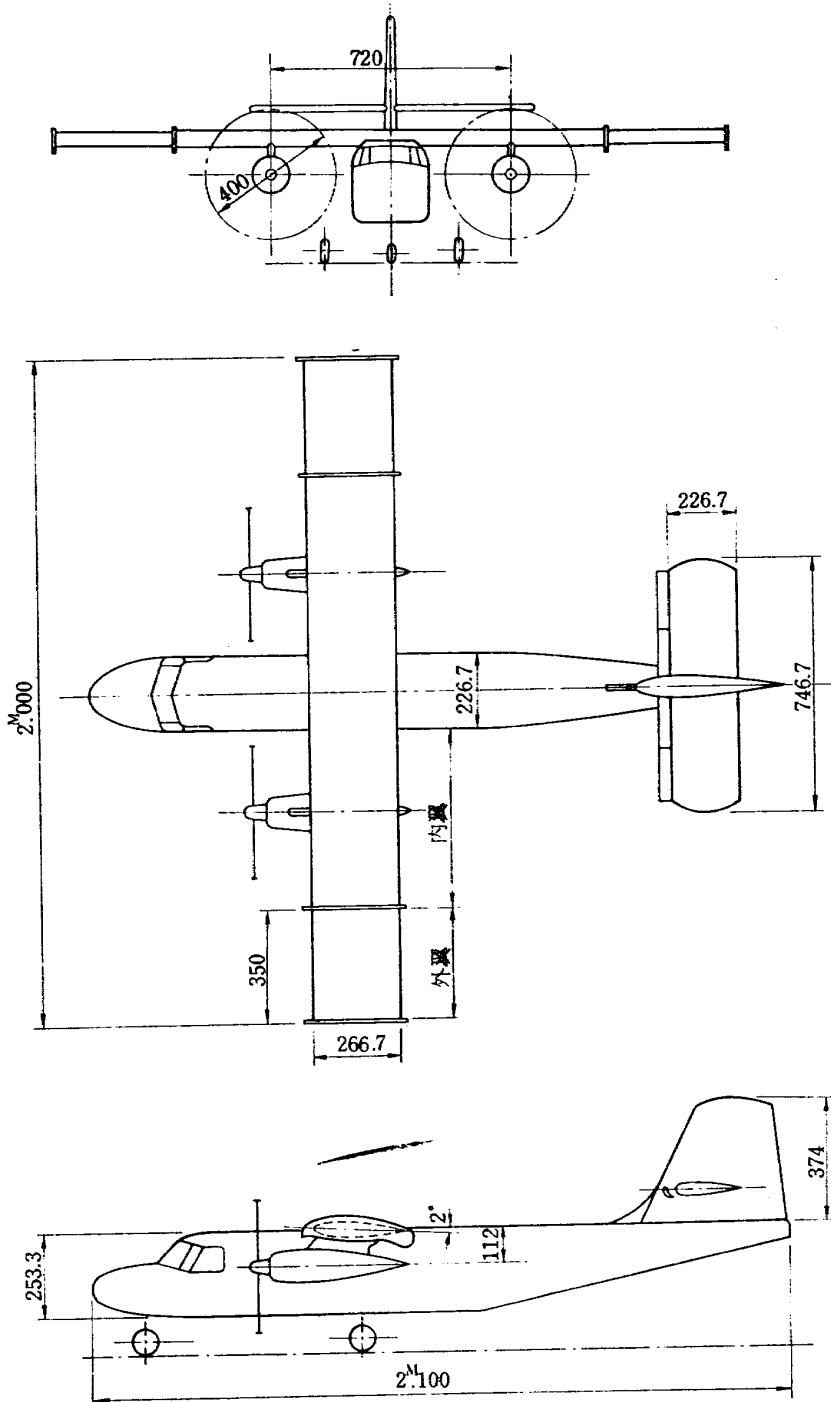


図 2.1 供試模型三面図

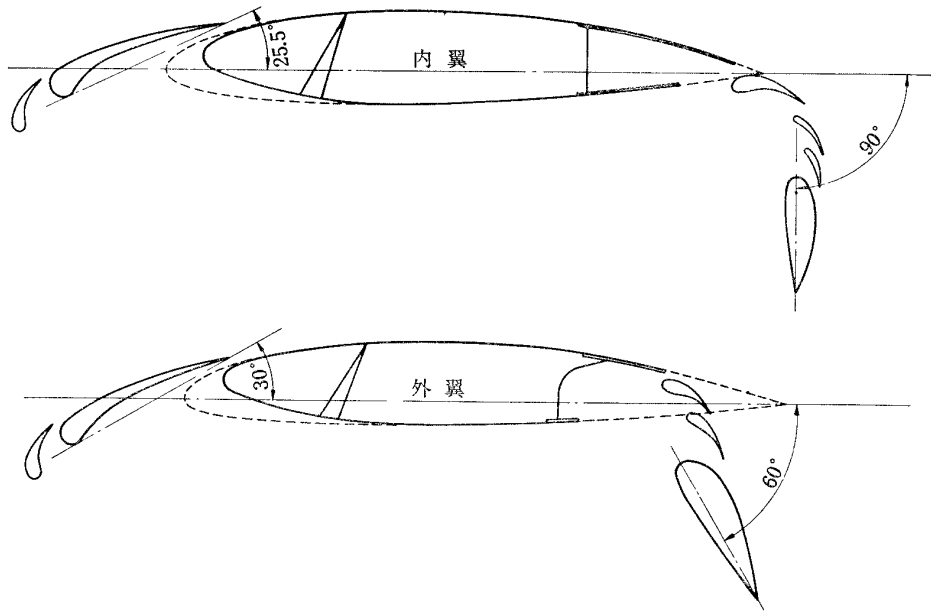


図 2.2 供試模型翼断面図

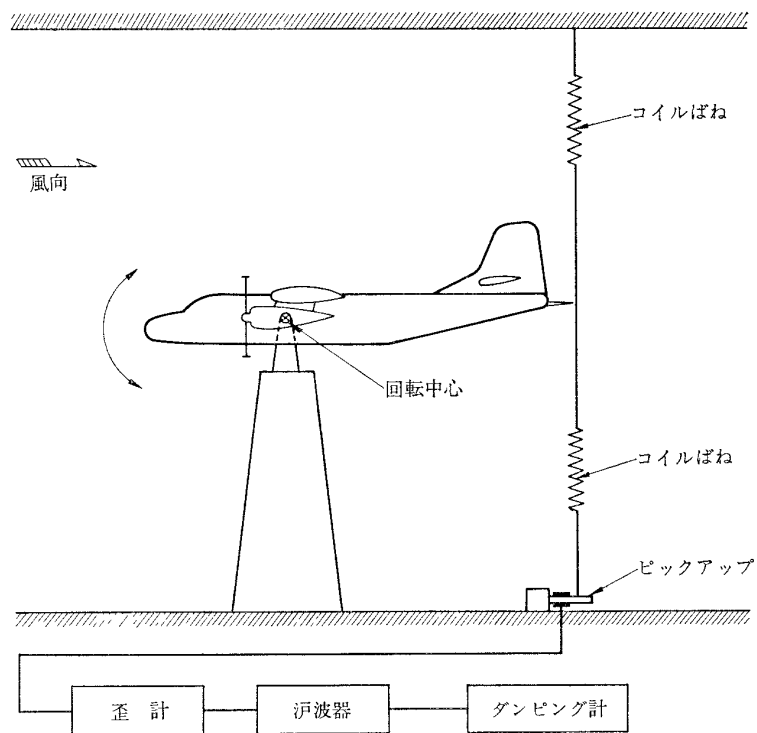


図 3 実験装置概観図

垂直尾翼容積	0.1213
全長	2.1m
重量	50 kg
慣性能率	X 軸まわり 0.69 kg m sec
	Y 軸まわり 0.83 kg m sec
	Z 軸まわり 1.37 kg m sec

動安定微係数の測定は模型を重心位置まわりに自由に振動し得るように支持し、コイルばねによる復元力を与える自由振動法によった。なお、迎角をとるとき

横揺れ系、偏揺れ系に対しては、回転軸も同時に流れに対して角度をとってしまう機構であるので、測定した微係数は機体軸まわりのそれである。縦揺れ系の場合の装置図の概略を図 3 に示す。横揺れ系、偏揺れ系の場合もそれに準ずる。図 3 に示すように、模型の自由振動の動きを、ストレングージで電氣量に変換し、それを低周波低波器を通した後ダンピング計に入れて、模型の自由振動のダンピングをデジタル量で読み取った。ダンピング計は、自由振動の波形を電氣的

に処理して、ダンピングをデジタル量として表示する計測器である<sup>2)</sup>。

## 4. 実験結果とその検討

### 4.1 実験結果

動安定微係数の測定を行なう試験項目は表1のとおりである。

実験結果を図4~39に示す。 $T_c$ 変化の場合は $T_c$ に対して、速度変化の場合は速度に対して図示した。縦軸は、 $T_c$ 変化の場合は無次元動安定微係数 $C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$ 、 $C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B}$ 、 $C_{lp,B}$ をとり、速度変化の場合は速度12m/sを基準にした無次元安定微係数 $(C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}})V/12$ 、 $(C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B})V/12$ 、 $C_{lp,B}V/12$ をとった。 $C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$ 、 $(C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}})V/12$ は計測量 $(M_q+M_{\dot{\alpha}})/I_Y$ から次式により無次元量とした。

$$C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}=\left(\frac{M_q+M_{\dot{\alpha}}}{I_Y}\right)\cdot\frac{4I_Y}{\rho S c^2 V}$$

$$(C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}})\frac{V}{12}=\left(\frac{M_q+M_{\dot{\alpha}}}{I_Y}\right)\cdot\frac{I_Y}{3\rho S c^2}$$

すなわち、 $C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$ は計測結果に $4I_Y/\rho S c^2 V$ をかけ、 $(C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}})V/12$ は計測結果に $I_Y/3\rho S c^2$ をかけて無次元量とした。偏揺れ系、横揺れ系の場合もこれに準ずる。

### 4.2 実験結果と計算値との比較

#### (i) 縦揺れ運動のダンピング $C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$

計算では、主翼、プロペラ、胴体の縦揺れ運動のダンピングへの寄与は無視できるほど小さい値しか示さないが、図7, 8, 9によると、実験では、水平尾翼なしの場合5~10の値、つまり全機の約10~20%の値を示す。

図4, 5, 6に示した水平尾翼ありの値から、図7, 8, 9に示した水平尾翼なしの値を差し引いたもの、つまり水平尾翼だけの寄与を図示すると図40のようになる。図中に下式により求めた計算値を示した。

$$C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}=2V_H\cdot\frac{l_H}{c}\cdot C_{Lat}\left(1+\frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$$

ここで、 $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ は文献(1)の方法により計算し、 $C_{Lat}$ は2.3, 1.8, 1.3の場合について計算した。図40から次のことが見られる。 $C_{Lat}=\text{const}$ の値で実験値と計算値とを一致させることは不可能で、実験値に合う計算式を生むためには、 $C_{Lat}$ が $T_c, \alpha$ の複雑な関数であることが必要である。さらに、この際用いる $C_{Lat}$ は水平尾翼のアスペクト比から予想されるものよりかなり小さい。これは水平尾翼まわりの流れが複雑で、水平尾翼が所定の能力を発揮できないためと考えられ

る。

#### (ii) 偏揺れ運動のダンピング $C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B}$

垂直尾翼なしの場合について、実験値と計算値との比較を行なった。これを図41に示す。計算値は次式により、安定軸まわりの安定微係数の値から求めた。

$$C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B}=(C_{n\dot{\beta}}+C_{nr})\cos^2\alpha$$

$$+(C_{lr}+C_{np})\cos\alpha\sin\alpha+C_{lp}\sin^2\alpha$$

安定軸まわりの安定微係数の値は文献(1)の方法で計算した。図41によれば、実験値は計算値に比して大きいようである。さらに、 $C_{nr}$ は迎角による主翼の抵抗変化によって変化すると考えられるけれども、図41によると、 $C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B}$ は迎角に対して顕著な差を示さない。この原因はつぎのように考えられる。 $C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B}$ は迎角の大きいとき $C_{lr}$ の影響が負にきてきて、 $C_{nr}$ の増加分を相殺する傾向にあるためと考えられる。

垂直尾翼ありの計測値から垂直尾翼なしの計測値を差し引いて、垂直尾翼の効果を求めた。その結果を図42に示す。計算値は次式により計算した。

$$C_{nr,B}+C_{n\dot{\beta},B}=2V_V\cdot\frac{l_V}{b}\cdot C_{L\alpha V}\left(1+\frac{d\sigma}{d\beta}\right)$$

ただし、 $C_{L\alpha V}\left(1+\frac{d\sigma}{d\beta}\right)$ を1.5~3.5と変化させて図42に記入した。 $T_c$ が小さいときは $C_{L\alpha V}\left(1+\frac{d\sigma}{d\beta}\right)$ が2.5~3.5の値が実験値とよく合うが、 $T_c$ が大きいとき、 $C_{L\alpha V}\left(1+\frac{d\sigma}{d\beta}\right)=2.0$ の値がよく合うようになる。これは、プロペラ後流の複雑な流れにより、垂直尾翼の効果が低下するためと考えられる。

#### (iii) 横揺れ運動のダンピング $C_{lp,B}$

実験値と計算値との比較を図43に示す。計算値は次式により、安定軸まわりの値から求めた。

$$C_{lp,B}=C_{lp}\cos^2\alpha-(C_{lr}+C_{nq})\cos\alpha\sin\alpha$$

$$+C_{nr}\sin^2\alpha$$

安定軸まわりの安定微係数は文献(1)の方法で求めた。図43によると、実験値と計算値との間に次の三つの点で差が認められた。第一に、 $T_c$ の小さい所で計算値は実験値に比して大きい。これは $C_{lp}$ の計算はストリップ理論で計算しているため、ややダンピングを過大評価していると考えられる。第二に、計算値は迎角が大きくなるとき $C_{lp,B}$ も大きくなるが見られるが、実験値ではそれがあまりはつきりしない。これは、計算値の $C_{lr}$ がストリップ理論で計算しているために、やや過大評価になり、迎角の影響が過大に出ていると考えられる。第三に、実験値は $T_c$ が大きくなるとき $C_{lp,B}$ も大きくなる傾向がみられるが、

計算値ではそれがはっきりしない。

## 5. 結 論

強力なフラップを装備し、プロペラ後流を利用して  
いる機体について、動安定微係数を風洞実験で求め、  
実験値と計算値との比較を行なった結果、両者の間に  
かなりの差が認められた。したがって、このような機  
体については、動安定微係数は実験によって求める必  
要があると思われる。さらに、本実験で得られた実験  
値と計算値との差の物理的原因を、実験的研究により  
明らかにすることが望まれる。

本実験を通して、実験に用いたダンピング計は、風  
洞実験で動安定微係数を求める有力な計測器であるこ  
とが痛感された。

## 6. あとがき

本風洞実験は、空気力学第二部大型低速風洞制御研  
究室および計測研究室の各位の協力によって行なわれ  
た。また、風洞模型の製作にあたり、日本飛行機株式  
会社の川崎誠二氏の協力を得た。これらの方々に感謝  
致します。

## 文 献

- 1) 別府護郎；双発プロペラ STOL 機の安定操縦  
性に関する考察，航技研報告 TR-163(1968/9)
- 2) 柳沢三憲；ダンピングメータの試作とその応用  
航技研ニュース No. 100 (1967/9)



表 1 実験項目

## 1. 縦揺れ系

実験番号	迎角	Tail	プロペラ		図の番号
1	0°	付	付	$T_c$ 変化	4
2	5°	"	"	"	5
3	10°	"	"	"	6
4	0°	なし	"	"	7
5	5°	"	"	"	8
6	10°	"	"	"	9
7	0°	付	なし	速度変化	10
8	5°	"	"	"	11
9	10°	"	"	"	12
10	0°	なし	"	"	13
11	5°	"	"	"	14
12	10°	"	"	"	15

## 2. 偏揺れ系

実験番号	迎角	Tail	プロペラ		図の番号
13	0°	付	付	$T_c$ 変化	16
14	5°	"	"	"	17
15	10°	"	"	"	18
16	0°	なし	"	"	19
17	5°	"	"	"	20
18	10°	"	"	"	21
19	0°	付	なし	速度変化	22
20	5°	"	"	"	23
21	10°	"	"	"	24
22	0°	なし	"	"	25
23	5°	"	"	"	26
24	10°	"	"	"	27

## 3. 横揺れ系

実験番号	迎角	Tail	プロペラ		図の番号
25	0°	付	付	$T_c$ 変化	28
26	5°	"	"	"	29
27	10°	"	"	"	30
28	0°	なし	"	"	31
29	5°	"	"	"	32
30	10°	"	"	"	33
31	0°	付	なし	速度変化	34
32	5°	"	"	"	35
33	10°	"	"	"	36
34	0°	なし	"	"	37
35	5°	"	"	"	38
36	10°	"	"	"	39

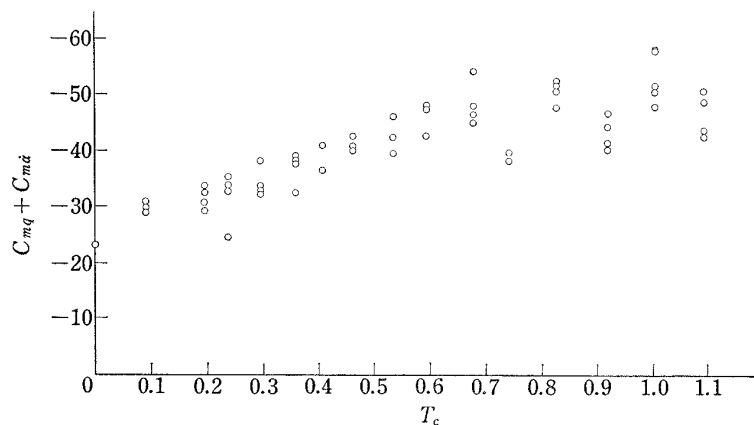


図 4  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} \sim T_c$  ( $\alpha=0^\circ$ , tail 付ペラ付)

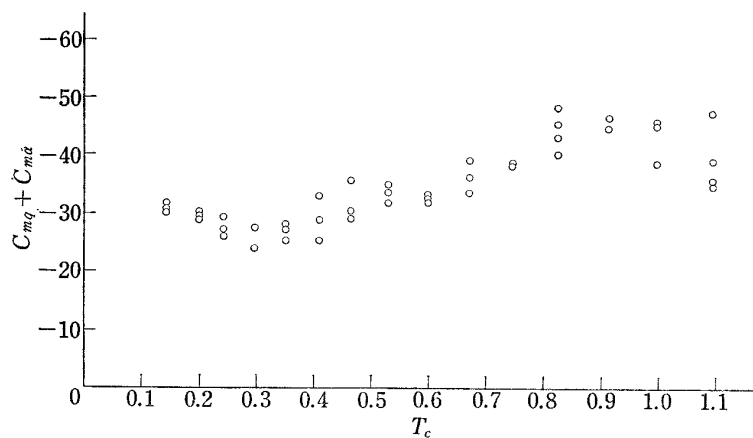


図 5  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} \sim T_c$  ( $\alpha=5^\circ$ , tail 付, ペラ付)

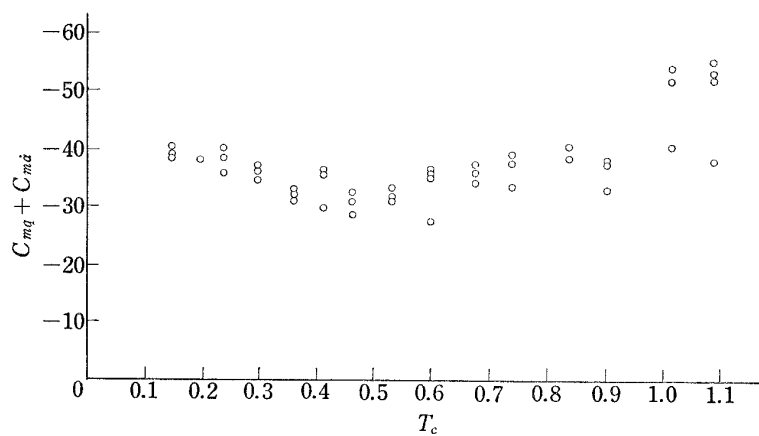


図 6  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} \sim T_c$  ( $\alpha=10^\circ$ , tail 付, ペラ付)

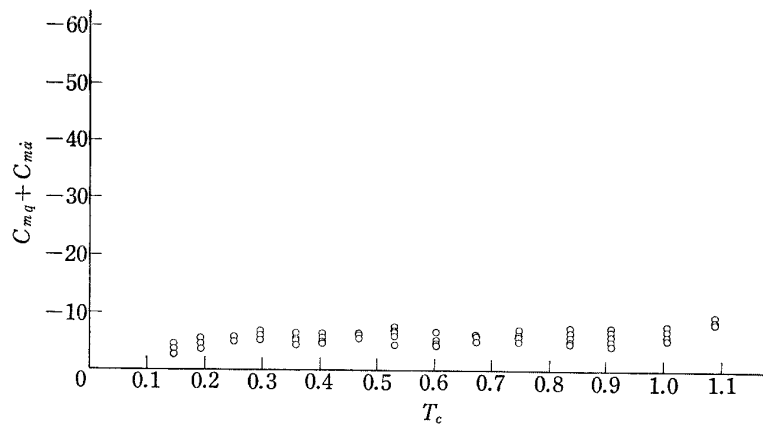


図 7  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} \sim T_c$  ( $\alpha=0^\circ$ , tail なし, ペラ付)

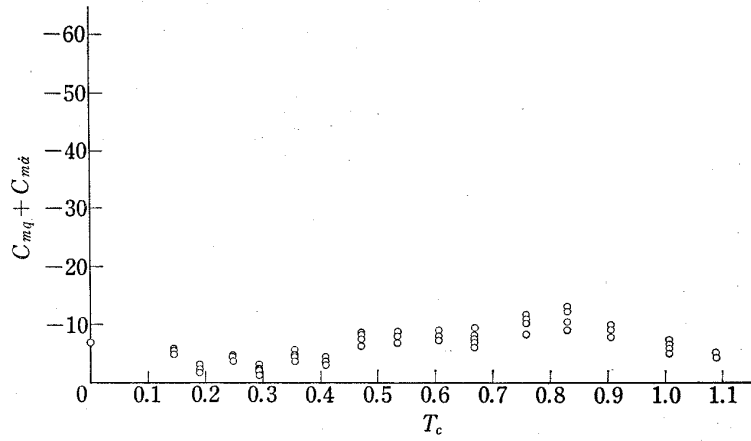


図 8  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} \sim T_c$  ( $\alpha = 5^\circ$ , tail なし, ペラ付)

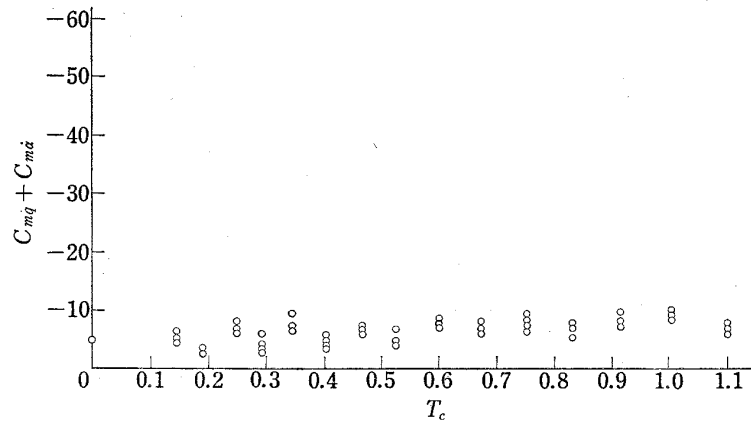


図 9  $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} \sim T_c$  ( $\alpha = 10^\circ$ , tail なし, ペラ付)

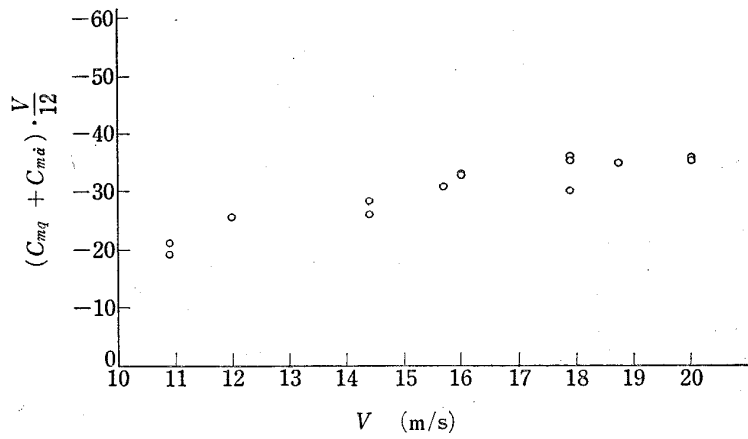


図 10  $(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \frac{V}{12} \sim V$  ( $\alpha = 0^\circ$ , tail 付, ペラなし)

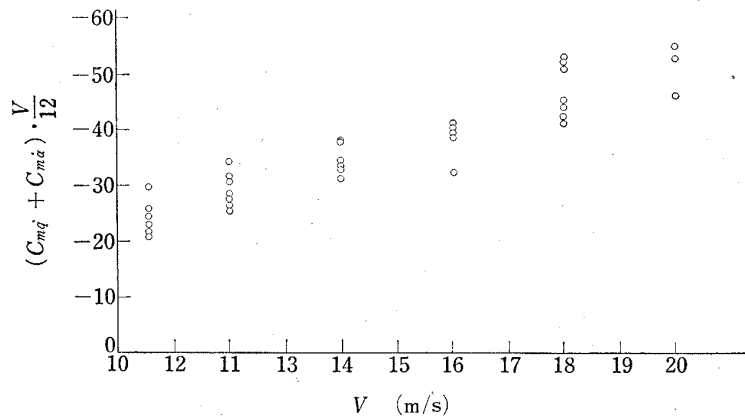


図 11  $(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \frac{V}{12} \sim V$  ( $\alpha = 5^\circ$ , tail 付, ペラなし)

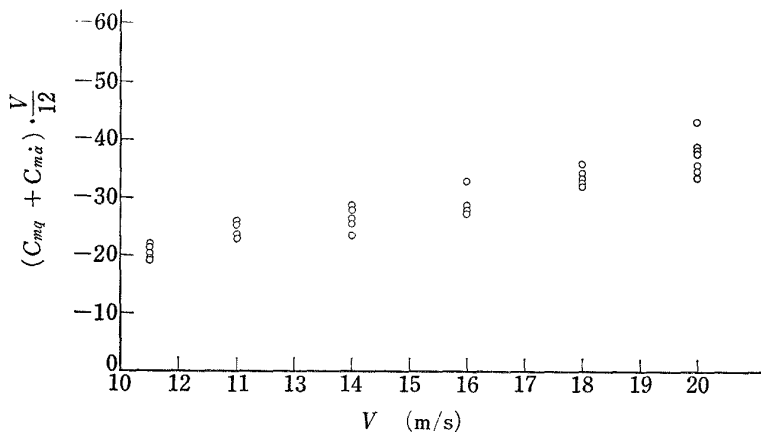


図 12  $(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) V/12 \sim V (\alpha=0^\circ, \text{tail 付, ペラなし})$

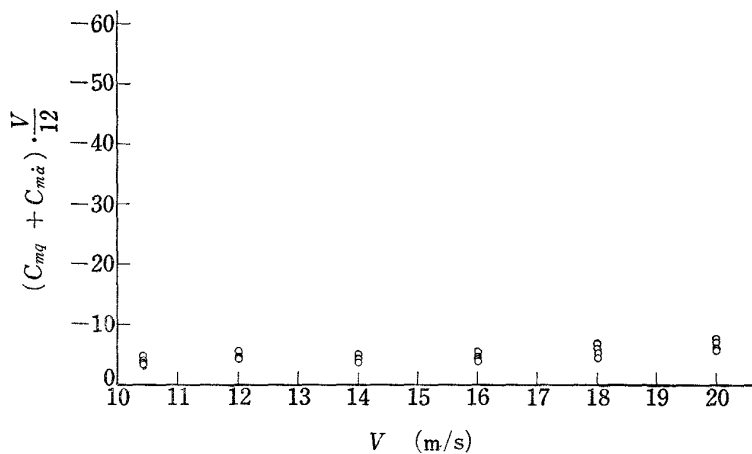


図 13  $(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) V/12 \sim V (\alpha=0^\circ, \text{tail なし, ペラなし})$

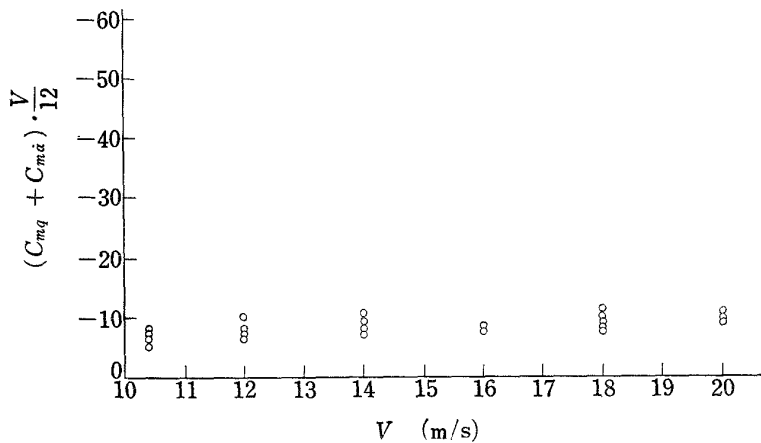


図 14  $(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) V/12 \sim V (\alpha=5^\circ, \text{tail なし, ペラなし})$

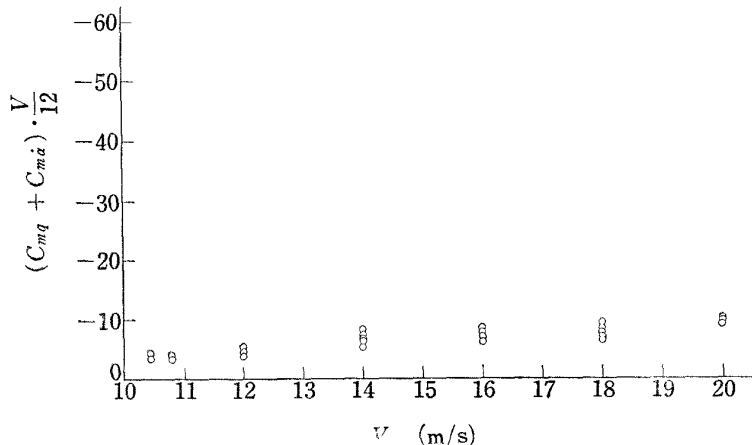


図 15  $(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) V/12 \sim V (\alpha=10^\circ, \text{tail なし, ペラなし})$

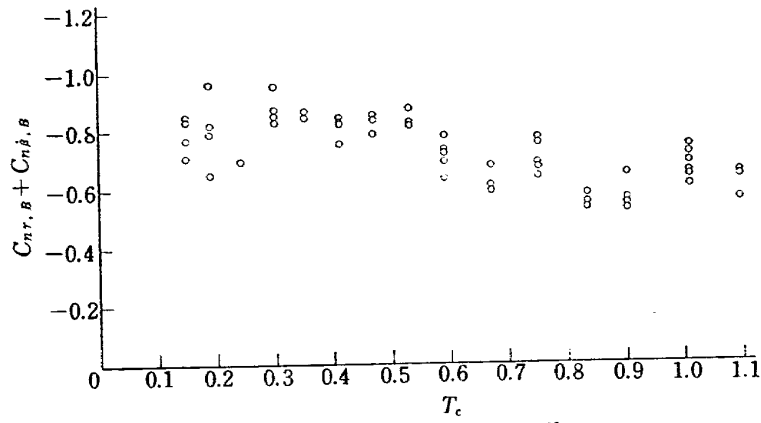


図 16  $C_{nr,B} + C_{n\dot{\beta},B} \sim T_c$  ( $\alpha = 0^\circ$ , tail 付, ペラ付)

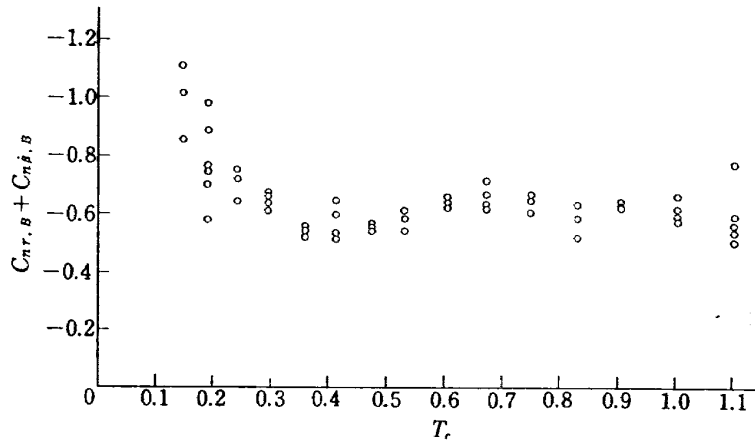


図 17  $C_{nr,B} + C_{n\dot{\beta},B} \sim T_c$  ( $\alpha = 5^\circ$ , tail 付, ペラ付)

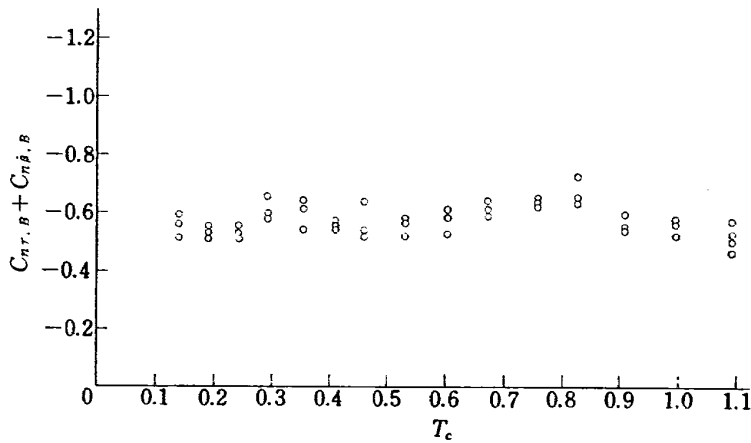


図 18  $C_{nr,B} + C_{n\dot{\beta},B} \sim T_c$  ( $\alpha = 10^\circ$ , tail 付, ペラ付)

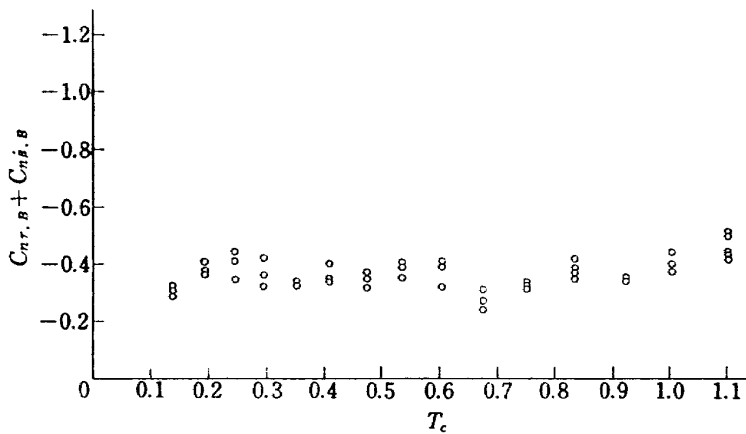


図 19  $C_{nr,B} + C_{n\dot{\beta},B} \sim T_c$  ( $\alpha = 0^\circ$ , tail なし, ペラ付)

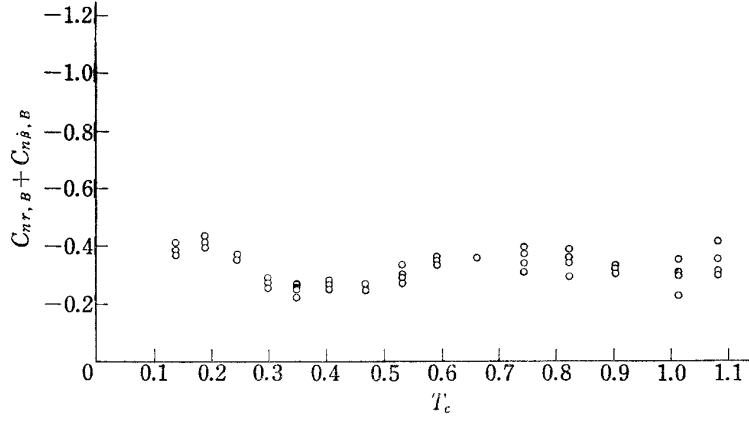


図 20  $C_{nr,B} + C_{n\beta,B} \sim T_c$  ( $\alpha=5^\circ$ , tail なし, ペラ付)

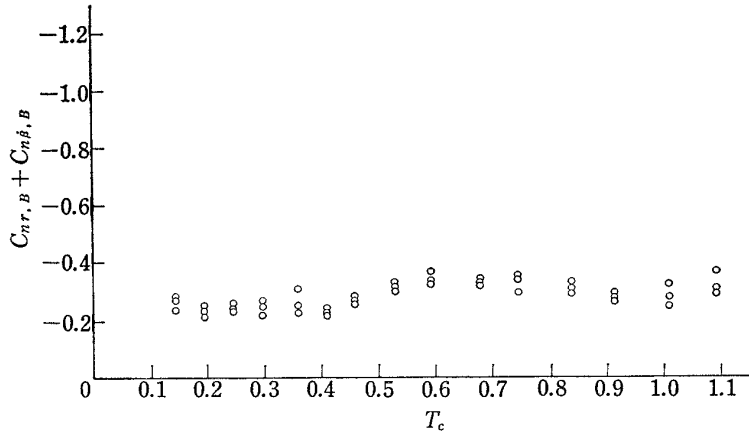


図 21  $C_{nr,B} + C_{n\beta,B} \sim T_c$  ( $\alpha=10^\circ$ , tail なし, ペラ付)

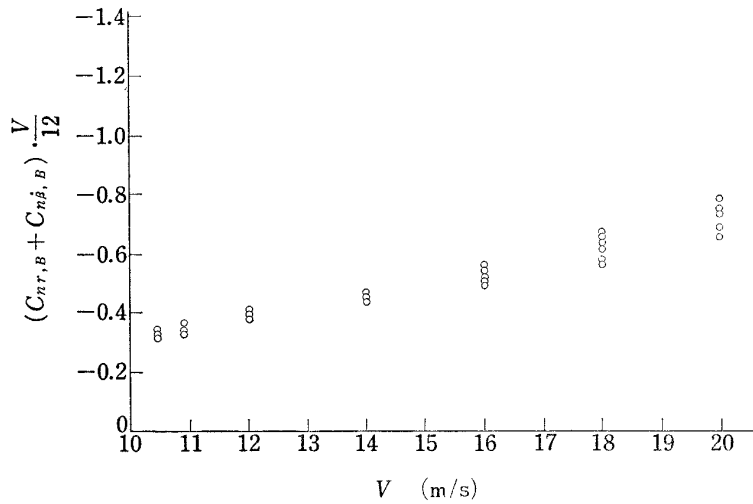


図 22  $(C_{nr,B} + C_{n\beta,B}) V/12 \sim V$  ( $\alpha=0^\circ$ , tail 付, ペラなし)

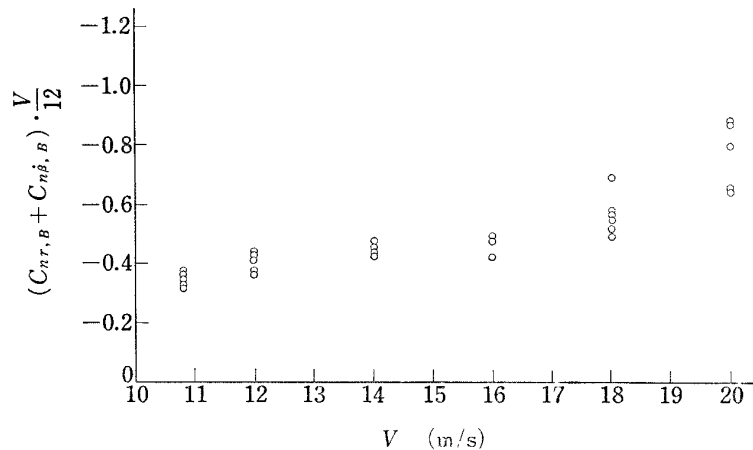


図 23  $(C_{nr,B} + C_{n\beta,B}) V/12 \sim V$  ( $\alpha=5^\circ$ , tail 付, ペラなし)

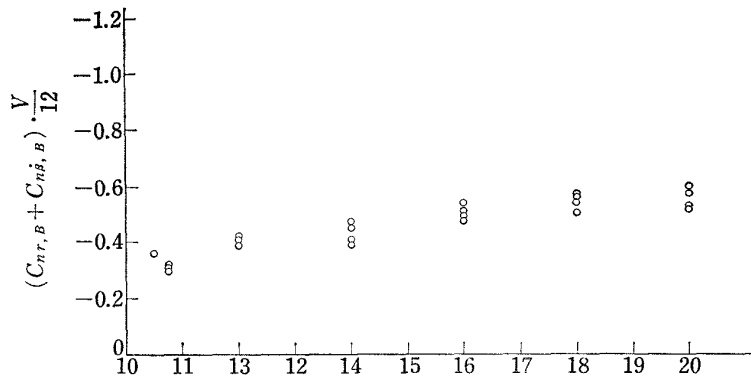


図 24  $(C_{nr,B} + C_{n\dot{\beta},B})V(\alpha=10^\circ, \text{ tail 付, ペラなし})$

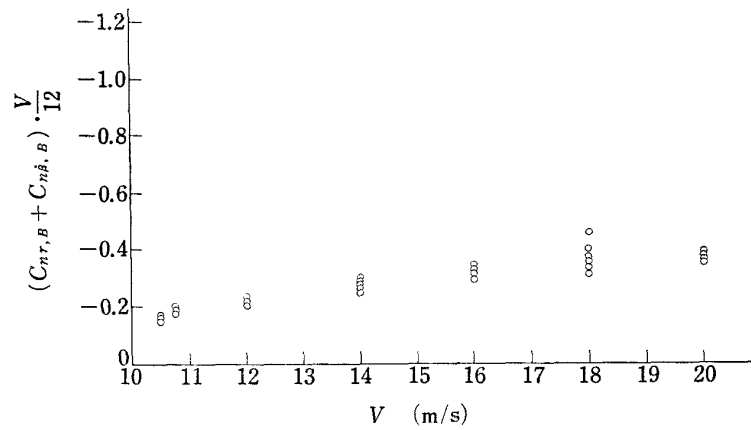


図 25  $(C_{nr,B} + C_{n\dot{\beta},B})V/12 \sim V (\alpha=0^\circ, \text{ tail なし, ペラなし})$

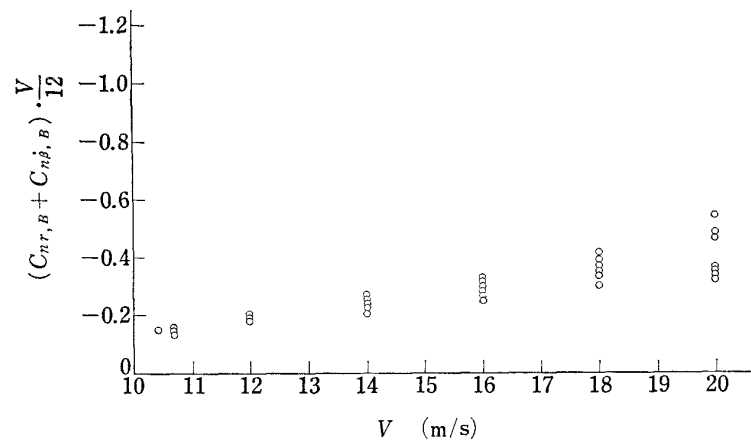


図 26  $(C_{nr,B} + C_{n\dot{\beta},B})V/12 \sim V (\alpha=5^\circ, \text{ tail なし, ペラなし})$

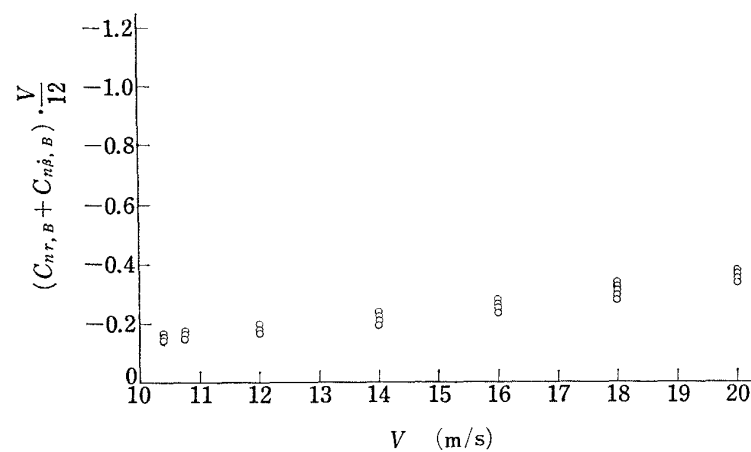


図 27  $(C_{nr,B} + C_{n\dot{\beta},B})/12 \sim V (\alpha=10^\circ, \text{ tail なし, ペラなし})$

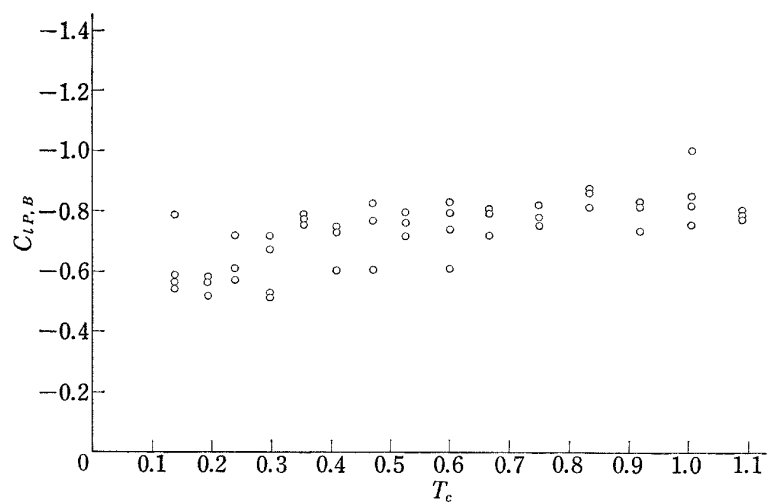


図 28  $C_{lp,B} \sim T_c$  ( $\alpha = 0^\circ$ , tail 付, ペラ付)

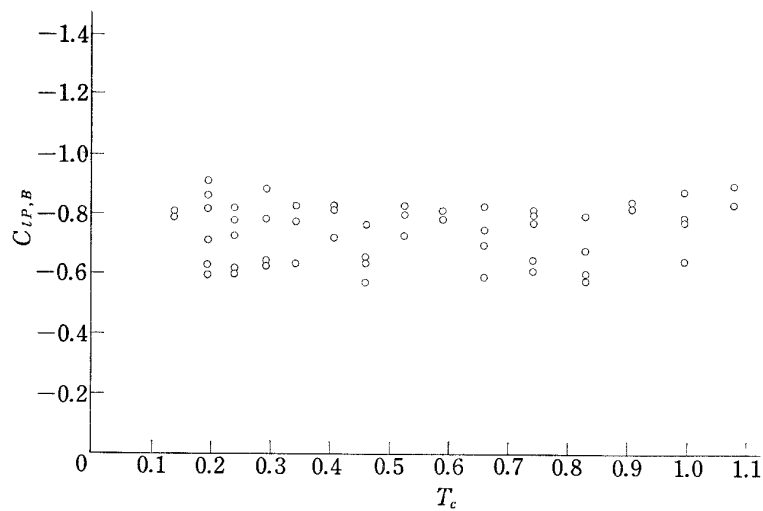


図 29  $C_{lp,B} \sim T_c$  ( $\alpha = 5^\circ$ , tail 付, ペラ付)

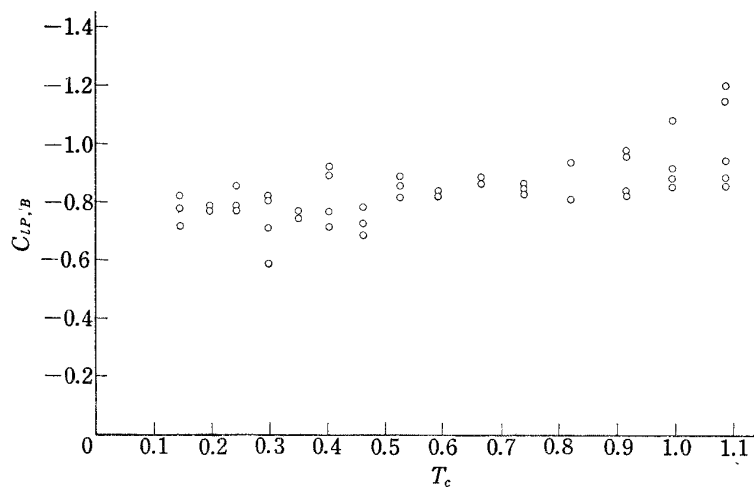


図 30  $C_{lp,B} \sim T_c$  ( $\alpha = 10^\circ$ , tail 付, ペラ付)



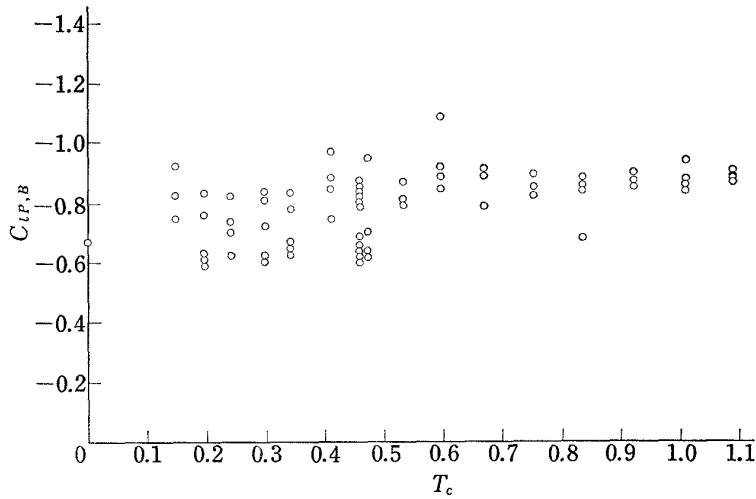


図 31  $C_{lP,B} \sim T_c$  ( $\alpha=0^\circ$ , tail なし, ペラ付)

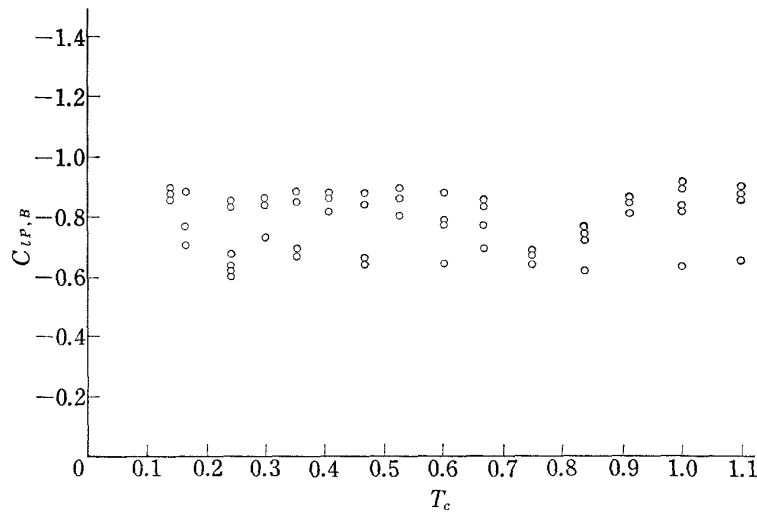


図 32  $C_{lP,B} \sim T_c$  ( $\alpha=5^\circ$ , tail なし, ペラ付)

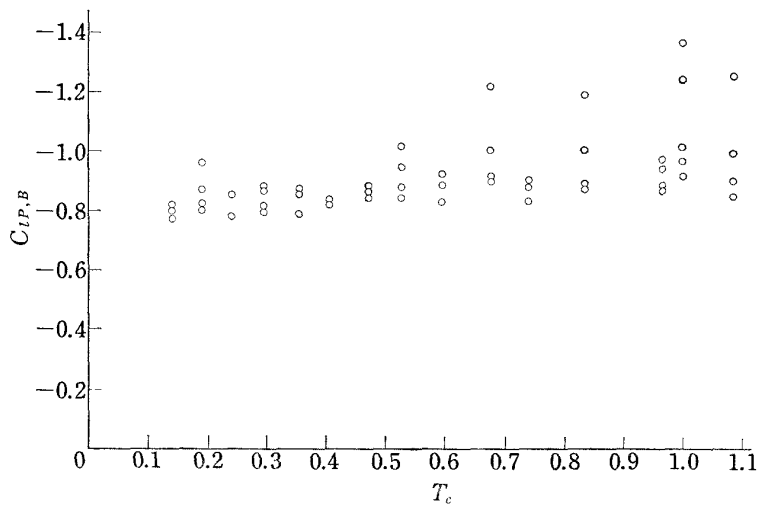


図 33  $C_{lP,B} \sim T_c$  ( $\alpha=10^\circ$ , tail なし, ペラ付)

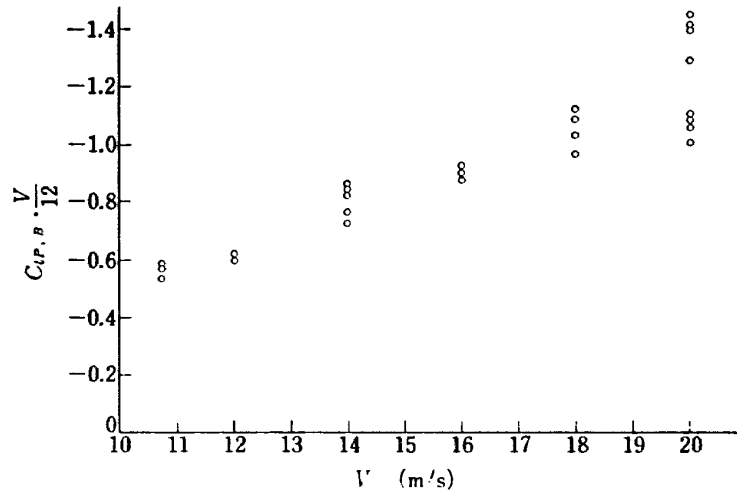


図 34  $(C_{lp,B})V/12 \sim V$  ( $\alpha=0^\circ$ , tail 付, フラップなし)

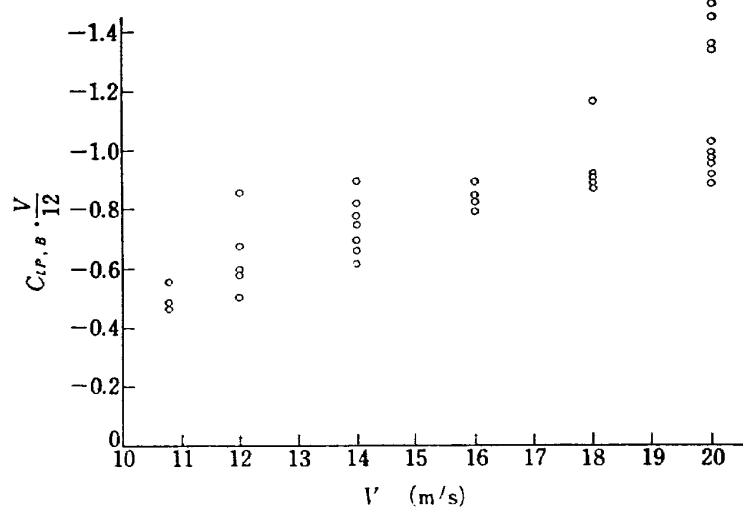


図 35  $(C_{lp,B})V/12 \sim V$  ( $\alpha=5^\circ$ , tail 付, フラップなし)

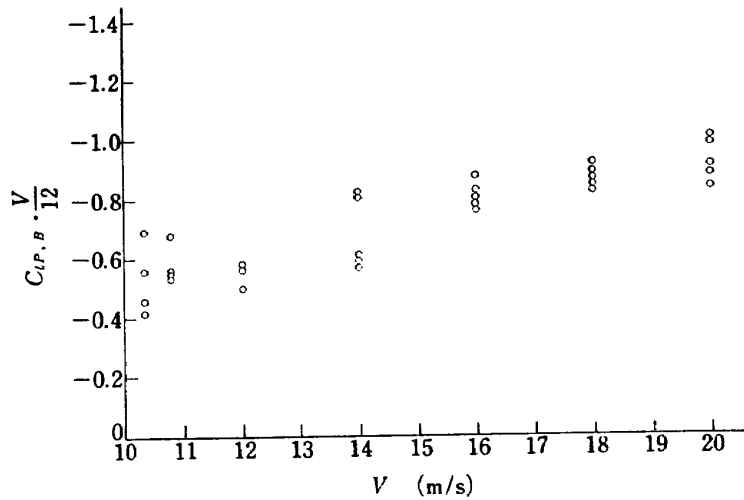


図 36  $(C_{lp,B})V/12 \sim V$  ( $\alpha=10^\circ$ , tail 付, フラップなし)

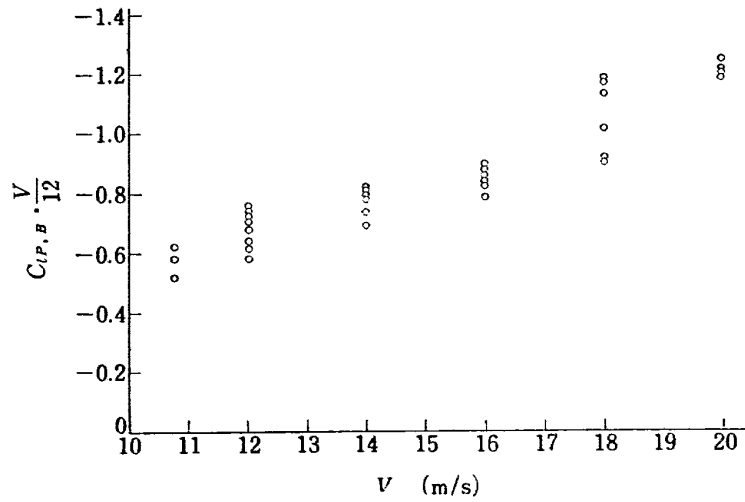


図 37  $(C_{lp,B})V/12 \sim V$  ( $\alpha=0^\circ$ , tail なし, ペラなし)

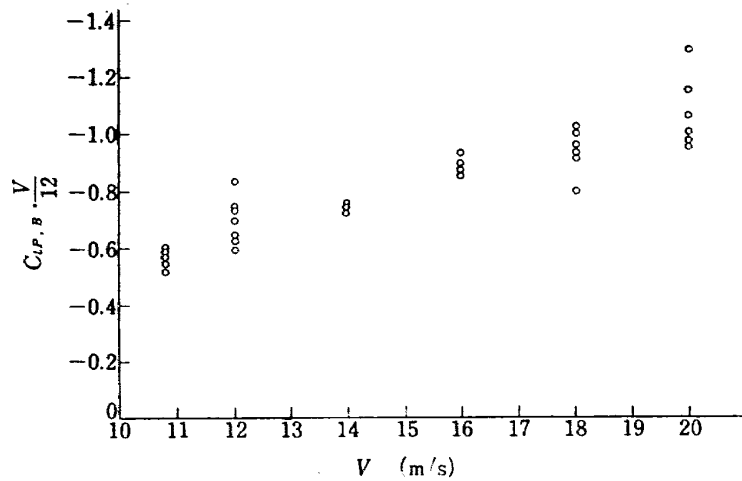


図 38  $(C_{lp,B})V/12 \sim V$  ( $\alpha=5^\circ$ , tail なし, ペラなし)

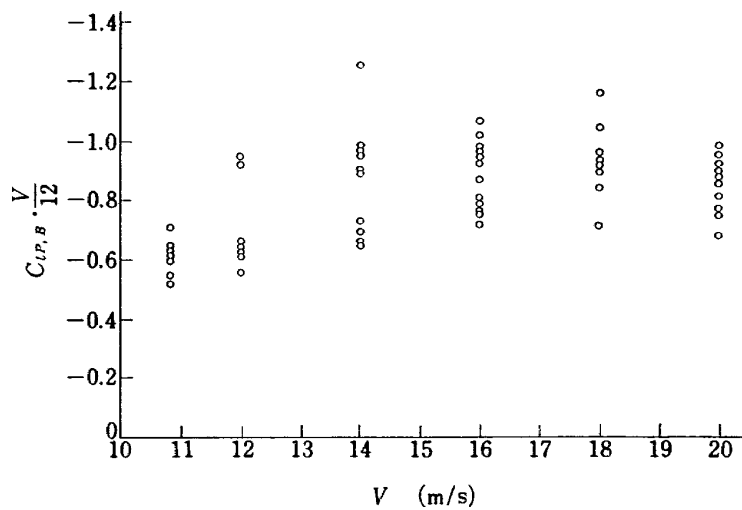


図 39  $(C_{lp,B})V/12 \sim V$  ( $\alpha=10^\circ$ , tail なし, ペラなし)

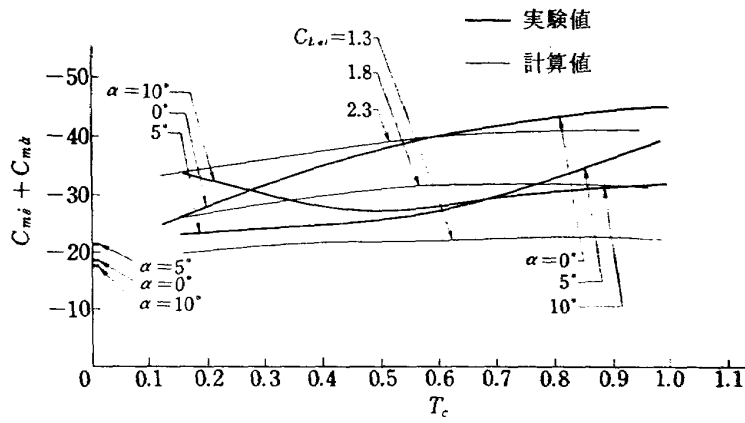


図 40  $C_{mq} + C_{m\delta} \sim T_c$  (tail のみ) の実験値と計算値との比較

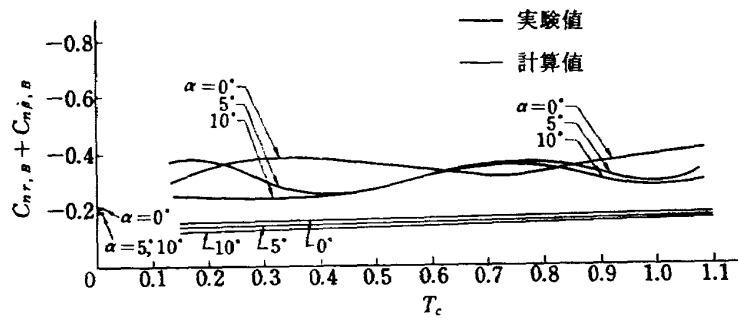


図 41  $C_{nr,B} + C_{n\delta,B} \sim T_c$  (tail なし) の実験値と計算値との比較

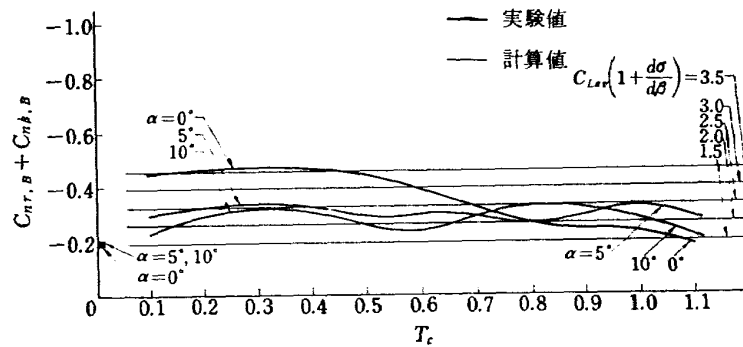


図 42  $C_{nr,B} + C_{n\beta,B} \sim T_c$  (tail のみ) の実験値と計算値との比較

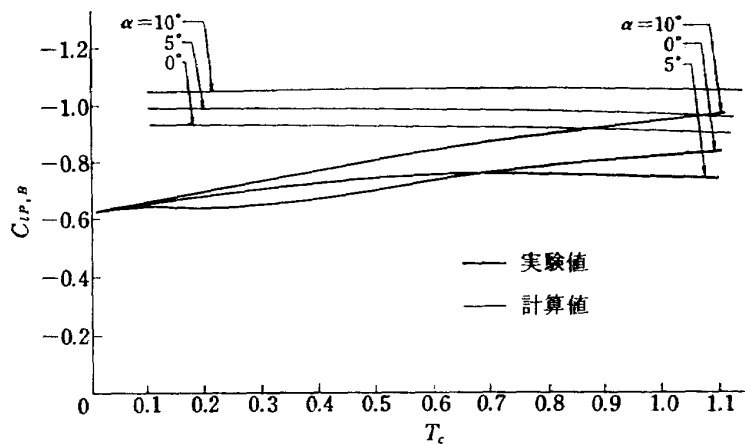


図 43  $C_{lq,B} \sim T_c$  (全機) の実験値と計算値との比較

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	橋崎哲二, 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
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定 (I)	1969年9月	藤森義典, 山崎浩

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163号

昭和44年9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(042)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

---

