

UDC 533.6.013:07

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-107

プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)

犬丸 矩夫・岡部 祐二郎・北村 清美
川幡 長勝・高橋 侖・木村 友昭

1967年6月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM-46	翼胴結合金具の疲労特性	1964年12月	竹内和之, 藤枝郭俊
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年1月	幸尾治朗, 岡 遠一
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年2月	平木 一, 橋本 登崇 山口富夫, 吉永 崇
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾治朗, 岡 遠一 照井祐之, 鎌田幸男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	中井暎一, 崎 武敏 泉日出夫
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	谷 喬, 高島 明史 原 亘, 近藤 洋
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	板垣芳雄
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治雄 坂元思無邪, 光山敏
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	河崎俊夫, 谷 喬
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田 誠, 河野哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾 我国 男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年9月	近藤 博, 増田惣平
TM-60	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)	1965年9月	原 亘, 利, 高島 明史 関根英夫, 中 正夫 戸川保子
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	広末健一, 矢沢健司 塚野雄吉, 田村 征 佐野四郎, 能村 実 別府信宏
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	江川幸一
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	飯田宗四郎
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪 光山敏雄
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤隆, 堀内正司 中村浩子
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 計測部 原動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一, 泉日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 清水福寿 吉永 崇
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川 鉦一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄 三浦雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレーション解析	1966年3月	堀川勇壮, 森 幹彦 中野佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	新橋崎哲二
TM-81	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	1966年3月	石外久蔵, 斎藤秀夫 宗立政隆, 榊原盛三 美均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (II)	1966年4月	近藤 博, 増田惣平

プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)*

犬丸 矩夫** 岡部 祐二郎***
北村 清美** 川幡 長勝**
高橋 侅** 木村 友昭**

プロペラ後流偏向型 STOL 機の模型について、前回の試験 (TM-88) に引き続いて、プロペラ後流の勢力のきわめて大きい場合に至るまで空力特性を試験した。その結果、プロペラが非対称回転の場合はもちろんであるが、プロペラを対称に回転させても、後流勢力の増加にともなう、実用上の障害となるような種々の非線形特性が存在し、かつ強化されることが示された。

1. ま え が き

プロペラ後流偏向型 STOL 機の空力特性については、プロペラの推力負担係数 $T_c \approx 1$ (片発動機) 以下の測定結果を第 1 報 (TM-88) に報告したが、引き続いて、後流の効果をさらに増加し、 $T_c \approx 4$ までの三分力および六分力風洞試験を行なったので報告する。

2. 模型および使用風洞

模型は前回と同様に、表 1 および図 1 に記した諸元によった。ただし、フラップおよびスラットの配置を一部変更した (図 2, 3)。さらに、スロットリップエルロン (図 4) を付加した。また、 T_c 増加のために、モーターを 10HP に変更したため、ナセルの外型にわずかな変化を生じたが、特性に対する本質的な影響はないものと考えられる。これ以外の寸度詳細については第 1 報と同様である。

使用風洞は前回と同様に航空宇宙技術研究所大型低速風洞で、測定部は閉鎖型で測定した (測定部断面、高さ 6.5m × 幅 5.5m)。

3. 計測およびデータ処理

前回と同様、計測器は以下のものを使用した。

(1) 空気力および空力モーメント (六分力)

六分力スティング天秤 (模型胴体内蔵)

六分力ピラミッド型天秤 (1 本支柱にて測定)

ただし、ピラミッド型天秤は、容量が大きく、今回

の測定については精度が劣るので、一部のデータのばらつき修正にのみ使用した。

(2) プロペラ推力および回転数

ナセル内蔵モーター天秤および回転計を使用した。

回転数は測定中一定に保つために、左右の回転数を別個にシンクログラフを用いてかん視しつつ調節した。

データは AD コンバータを通してデジタル量をテープに記録し、電子計算機で処理した。測定はばらつきを見るために、試験点毎に 3 回計測した。天秤の剛性を強くしたので、ばらつきは前回の試験より小さい。

4. 風洞壁境界修正およびレイノルズ数

測定値に対して前回と同様の境界修正を加えた。風速はプロペラなしの場合 20m/s、プロペラ付きの場合は前回と同様に 12m/s を標準とした。レイノルズ数はそれぞれ、 0.56×10^6 、 0.34×10^6 の付近である (主翼 MAC 基準)。

5. 記 号

軸系は重心を通る安定軸系をとる。

α : 迎角 (胴体基準線迎角) (deg)

β : 横すべり角 (deg)

δ_f : フラップ角度 (deg)。 () 内は外翼フラップ角度

δ_e : 昇降舵角 (deg)。(後縁下げを正)。

δ_a : 補助翼舵角 (deg)。(後縁下げを正)。

δ_r : 方向舵角 (deg)。(後縁左を正)。

δ_s : スポイラー角度 (deg)。

δ_{sta} : スロットリップエルロン角度 (deg)。

* 昭和42年4月27日受付

** STOL 研究室

*** 空気力学第二部

C_L, C_D, C_Y : 揚力, 抵抗, 横力係数
 C_m, C_l, C_n : 縦揺れ, 横揺れ, 偏揺れモーメント係数。

θ : プロペラピッチ角 (deg)。

$\Delta(\)$: 基準値との差

$(\)_\alpha$: α 微係数

$(\)_\beta$: β 微係数

$(\)_\delta$: 各舵の効き $\left(\frac{\partial}{\partial \delta}\right)$

q : 動圧

S : 主翼面積

$T_c = \frac{T}{qs}$: ただし, T は片発動機推力

b : 主翼, 翼幅 (横揺れ, 偏揺れモーメント係数は b をもって無次元化)。

C : 主翼空力平均弦長 (縦揺れモーメント係数は C によって無次元化)。

なお, 重心前後位置は 25%MAC とし, 上下位置は胴体基準線上方 85mm (MAC の 21.2%) のである。

6. プロペラ特性およびピッチ角

(1) 模型用モーターおよびプロペラは下記のとおりである。

モーター出力	最大	10IP
プロペラ回転数	最大	6000 rpm
プロペラ型式	NASA TN D-318 記載のプロペラの中で No. 1 に等しい。 (3blades)。	

プロペラ直径 0.6m

(2) プロペラピッチ角は, T_c を増加するため最大 20° までとった。前回および今回の測定値と, NASA のデータから計算した T_c の値を図 5 に示す。さらに今回測定した C_L, C_D の値から計算により推定した値をあわせて示す。いずれもよい一致が見られる。 α により T_c は変動する (特に T_c が大きいとき) が, 測定は回転数を一定に行なったので, 測定結果を表示する場合の T_c は, $\alpha=0^\circ$ における値 (β においても同様) で示してある。

7. 測定項目および測定結果

- (1) 測定はフラップ角 60° (内翼) を主として行なった。これは前回の風洞試験 (TM-88) において, フラップ 60° の場合に特に非線形特性が著しいことがわかったためである。
- (2) プロペラ回転方向は, 前回同方向回転による非対称性が示されたので, 対称回転 (図 1 に示す翼端渦

を打ち消す方向) を主とした。

- (3) 前縁スラットの効果はその配置により著しく変る可能性があるため, 6 種類の配置について, プロペラなしで試験した。
- (4) 内翼フラップの配置の変更は, 前回に比し, スロットの間隔を狭くし, スロット効果の向上をはかったものである。したがって, フラップ角度が同じく $60^\circ(30^\circ)$ であっても前回試験 (TM-88) とは配置が少し異なる。
- (5) 水平尾翼位置は, 図 1 に示す 3 種について比較した。
- (6) T_c はプロペラピッチ 8° で $T_c=1.5$ まで, プロペラピッチ角 20° で $T_c=3.9$ まで測定した。これは, 実機において, 翼面荷重 200kg/m^2 とした場合, 前進速度 20m/s のときに, (スラスト荷重) = 1 程度に相当し, STOL 機の風洞試験としては十分と考えられる。
- (7) 今回の試験は 2 度に分けて行ない, 内容も多岐にわたるので, すべての測定場合をあげることは避け主な測定結果を図 6 以下に示し, 図表索引を表 2 に示す。
- (8) T_c の効果については特に 前回試験の結果をあわせて示すようにつとめた。

8. 測定結果の検討

- (1) スラットの効果
- (i) スラット A1 は TM-88 の前回試験と同一配置である。図 2.1 に見られるように, 2 種の前後位置, 3 種の角度変化に対し三分力の測定結果をみると, A1 が最も高い C_{Lmax} を示す (図 6.1)。すなわち, スラットの角度が大きい方がよい。B は A より一段低い, やはり角度が大きい方がよい (図 6.2)。しかしこれらの差はせいぜい C_L にして 0.2~.03 の程度である。
- (ii) C_D については B2, B3, が低迎角で大きい, がその他に著しい差はない。 C_m についてもほとんど差はない (図 6.3~6.6)。
- (2) 揚力特性
- (i) ほぼ全翼幅に後流をかぶせた本機のような形態では, 迎角 40° 位までは明確な失速が現れない。 C_L がある値に達したまま, 迎角に対して変らない部分が存在する (図 7.1~7.3)。
- (ii) C_{Lmax} に達する迎角は T_c とともに増加し, $T_c=4$ では 40° 位にまでなる。
- (iii) T_c が大きいときは, よほどの大迎角をとらな

いと、速度は減速しない。たとえば $T_c=1.2$ で $\alpha=25^\circ$ 、 $T_c=1.95$ で $\alpha=33^\circ$ が水平減速飛行の限界であり、これ以下では加速または上昇に向かう。

(iv) C_{Lmax} は $T_c=4$ で 12 を越える (図10)。また、定常水平飛行 C_L 、すなわち $C_D=0$ における C_L は、やはり $T_c=4$ で 12 を越える (図11)。しかし、これらの値はいずれも前述のように大迎角によってのみ実現しうる。

(v) T_c の効果が特に揚力において有利な値を示すのは $T_c=0.5\sim 2.0$ の間のようなものである。これ以上の T_c では揚力増加は直線的である (図10.11. 斜線部分)。このような特性が一般的なものかどうかは、今のところ明確でない。

(3) 縦揺モーメント

(i) 前回の測定と同様に、 T_c によって著しい非線形性を示す。 T_c が増加すれば、頭下げモーメントが増加するとともに、静的不安定の迎角範囲が広がる (図9.1~9.3)。

(ii) この不安定領域を T_c に対して示せば、図12のようになる。 T_c の増加とともに不安定領域は広がるが、この領域の上限はかなり C_{Lmax} に近く、大きい揚力係数を T_c によって実現する上で大きな障害となる。

(iii) この不安定領域は、水平尾翼の位置によって移動する。一般に水平尾翼の位置が高いと、不安定領域を高迎角へ移動させるようである (図13)。

(iv) このような非線形特性の空力的機構は、今後続いて行なわれる後流調査の結果にまつことにする。

(4) 尾翼および昇降舵の効果

(i) 昇降舵を頭上げにいっぱい取った場合と、無尾翼の場合の C_m を比較して図14に示す。

(ii) T_c の大きいとき、主翼胴体結合(尾ナシ)の頭下げモーメントはきわめて大きい。水平尾翼がある場合は尾翼への吹下しが、このモーメントをかなりの程度まで緩和する。 $\delta_c=-30^\circ$ 、 $T_c=2.6\sim 4$ において、低い迎角での水平尾翼揚力係数 $C_{Li} \approx -1$ に近い。これが高迎角では $C_{Li} \approx 1.7\sim 2.2$ の程度まで増加する (尾翼容積比1.2として)。

(iii) 低迎角では、全機 $C_{m\alpha}$ と無尾翼 $C_{m\alpha}$ がほとんど同程度の不安定度を示している。高迎角になると、全機の不安定度が増加して頂点に達し、ついで急激な負の勾配を示す。 $T_c=2.6$ では $\alpha=40^\circ$ 付近で全機と無尾翼の C_m がほぼ一致する。すなわちこの付近では尾翼はほとんど安定に寄与して

いない。

(iv) 以上の測定結果からみれば、尾翼吹下しと、効率 η の積 $(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha})\eta$ が後流の影響下にきわめて非線形的変化を示しているものと考えられる。このような推定の是非も、今後の後流測定の結果から判定されるであろう。

(v) 昇降舵への T_c の効果について、別の実験結果を図15に示す。 T_c の増加に伴って、 C_{mac} は幾分減少の傾向が見られる。

(vi) 尾翼および昇降舵は、フラップによる大きい頭下げモーメントを打ち消すと同時に迎角に対して直線的な寄与を要求されるので、上述の特性は実用上きわめて厳しい障害となる。

(5) 横の特性

(i) 横力、 C_Y は β の変化に対して直線的で、非線形はすくない。 T_c の増加の影響は、迎角の低い範囲では著しくない (図17)。

(ii) 上反角効果、 $T_c=1.2$ のとき大迎角 ($\alpha=20^\circ$) で $C_{i\beta}$ はほとんど0であって、 T_c がさらに増加すれば低迎角での値に近づく (図16.1)。これは前回の試験 (TM-88, 図15.1(a))でも同様に示されており、 $T_c=0.5$ ではこの変化は弱まる。すなわち、プロペラを対称に回転させても、高迎角での $C_{i\beta}$ の迎角に対する非線形性が生じる。したがって、高迎角で高揚力を実現する場合に、安定操縦性の面で障害となる。

(iii) 方向安定 (プロペラ回転方向対称)

前回の試験でプロペラ効果による $C_{n\beta}$ の著しい非線形性が見られた。プロペラを対称回転させれば横すべり角 β に対する C_n の非対称性は著しく減少し左右の横すべりに対し、対称的である (図18.1)。しかし、非線形性はより明確にあらわれる。すなわち、 $\alpha=0^\circ$ では横滑り角 $\beta=0$ の付近に不安定領域が存在し、その外側の横滑り角では安定。 $|\beta|$ がさらに増加すれば $|\beta|=16^\circ$ のあたりで (おそらく尾翼の失速により) ふたたび不安定となる。

T_c を増加すれば、 $\alpha=0^\circ$ で $\beta=0$ 付近の方向安定の不安定領域は広がる傾向にある。大迎角では、この部分の不安定領域が消失するようである。

(iv) 方向安定 (プロペラ回転方向, 同方向)

プロペラを同方向に回転させれば、 C_n の β に対する変化は、前回の試験と同様に非対称となり、 $\beta=0$ で著しい不斉モーメントを示すと同時に、

$|\beta| < 10^\circ$ の範囲ではデータの再現性を失う程に気流そのものが(尾翼付近で)不安定的であるように思われる(図18.3)。

(v) 横の特性のなかで、これまで述べたような非線形特性の原因については、プロペラ後流の詳細な調査をまたなければ判断し難い。

とくに、 C_n の非線形性はすでに $\alpha = 0$ のような低い迎角であらわれ、操縦安定上の著しい障害となる。

(5) 方向舵の効き

(i) 方向舵を大きくとれば前に述べた $C_n \sim \beta$ の低い迎角で $\beta = 0$ 付近での不安定性は著しく弱まる(図19.1)。

(ii) 方向舵の効きは、舵をとらない場合の特性の非線形性の影響をも受けるので、ばらつきが大きい。これまでの試験結果を図20に示す。フラップ30の場合、 T_c 増加により著しく大きい値を示しているが、フラップ 60° においては幾分減少の傾向がある。

(7) 補助翼の効き

(i) 補助翼の効果の α に対する変化を図21に示す。迎角に対して非線形的である。後縁下げよりも上げの方が効くことは通常の補助翼と同様である。

(ii) Adverse yaw がきわめて強く特に補助翼下げの方が大きく、ローリングモーメントの利得に比べて有害である。 T_c の増加はこの傾向を強める。

(iii) これまでの測定結果をまとめて T_c の効果を示せば図22のようになる。 T_c の増加とともに、また迎角の増加とともに舵効の増加がみられるが、 $T_c = 1.5$ 以上では増加の勾配がゆるい。

(8) スポイラーおよびスロットリップエルロンの効果

(i) 図23にみられるようにかなりの迎角範囲まで効果が一定ですぐれている。 T_c の増加は効きを増加する。

(ii) スポイラー、スロットリップはともに、低い迎

角で順方向のヨーイングモーメントを生じ、高迎角では逆方向に変わる。

(iii) 図24, 25に T_c の変化に対する舵効を示す。この模型では、スロットリップの方がすぐれた効きを示した。

9. ま と め

プロペラ後流偏向型STOL機の模型について、前回に引き続いて、プロペラ後流の勢力のきわめて大きい場合に至るまで、空力特性を試験した。形態については、前回最も強い非線形性がみられたフラップ 60° の場合を中心に調査した。その結果得られた主要点を要約すればつぎのようになる。

(1) 揚力に関しては、 $T_c \approx 4$ で $C_L \approx 12$ 以上の高揚力が得られ、 T_c を増加すればさらに高揚力を得る事はできる。

(2) T_c を増加すれば実用上障害となるような種々の特性も強化される。

このような障害となる特性はおもに安定操縦性に関するものであって、i) $C_{m\alpha}$ の不安定領域の存在、ii) $C_{l\beta}$ の迎角に対する(特に大迎角での)非線形特性、iii) $C_{n\beta}$ の低い迎角での不安定領域の存在、が主要なものとみられる。

(3) これらの問題点はすでに前回の試験で示されたものであるが、プロペラを対称に回転させ、さらにプロペラ軸を連結して片発停止時の危険を除いた場合にも、なお避け得ない特性と考えられる。

(4) 実用上、これらの問題点をどの程度まで緩和できるかについては、プロペラ後流を調査して、その空力的機構を知る必要が感ぜられる。(これについては引き続き試験を行なう予定である。)

おわりに、此の風洞試験は、第1報と同じく、STOL 研究班長高木廣治氏の指導と支持を得て行なわれたことを付記して謝意を表します。

表 1 風洞模型諸元

翼 巾	1.966m
全 長	2.725m
全 高	0.3376m
胴体最大巾	0.300m
主翼面積	0.774m ²
アスペクト比	5.0
先 細 比	0.6
上 反 角	2°
取 付 角 (root)	4° (胴体基準線に対し)
振 り 下 げ	3°
空力平均弦長	0.402m
翼 型	Mod. root 17%C, tip 13%C
水平尾翼面積	0.2812m ²
同 尾 翼 長	1.327m ²
同 容 積 比	1.2
取付角(可変)	0°
垂直尾翼面積	0.3457m ²
昇 降 舵	45% <i>chord</i>
方 向 舵	40% <i>chord</i>
ス ポ イ ラ ー	全翼巾 6% <i>chord</i> , ヒンジ位置 60%C
補 助 翼	<i>droop aileron</i>
フ ラ ッ プ	内翼 ダブルスロット 外翼 ダブルスロット (補助翼兼用)
ス ラ ッ ト	全翼巾 15% C 角度 25°
Twin Tail	面 積 前記に同じ 翼 幅 0.918m 昇降舵 40% <i>chord</i> 方向舵 40% <i>chord</i>
フラップ角度	$\delta f = 60^\circ$ (内翼60°, 外翼30°)
重 心 位 置	前後位置 MAC 25% 上下位置 胴体基準線より85mm 上方

表 2 測定結果図表索引

項 目	内 容	図
Slat の 効 果	$C_L, C_D, C_m \sim \alpha$	6.1~6.6
縦 特 性	$C_L \sim \alpha$	7.1~7.3
	$C_L \sim C_D$	8.1~8.3
	$C_m \sim \alpha$	9.1~9.3
	$C_{max} \sim T_c$	10
	$C_L(C_D=0) \sim T_c$	11
	$C_L\left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = 0\right) \sim T_c$	12
	low tail, high tail比較	13
昇降舵および尾翼の効き	$C_m \sim \alpha$	14.1~14.2
昇降舵 T_c 効果	$\Delta C_m \sim T_c$	15
横 特 性	$C_l \sim \beta$	16.1~16.3
	$C_Y \sim \beta$	17.1~17.3
	$C_n \sim \beta$	18.1~18.3
方向舵および尾翼の効き	$C_n, C_l \sim \beta$	19.1~19.2
方向舵 T_c 効果	$\Delta C_n \sim T_c$	20
補助翼の効き	$C_l, C_n \sim \alpha$	21.1~21.4
補助翼の T_c 効果	$\Delta C_l \sim T_c$	22
スポイラー, スロットリップ, エルロンの効き	$C_l, C_n \sim \alpha$	23.1~23.4
スポイラーの T_c 効果	$\Delta C_l \sim T_c$	24
スロットリップエルロンの T_c 効果	$\Delta C_l \sim T_c$	25

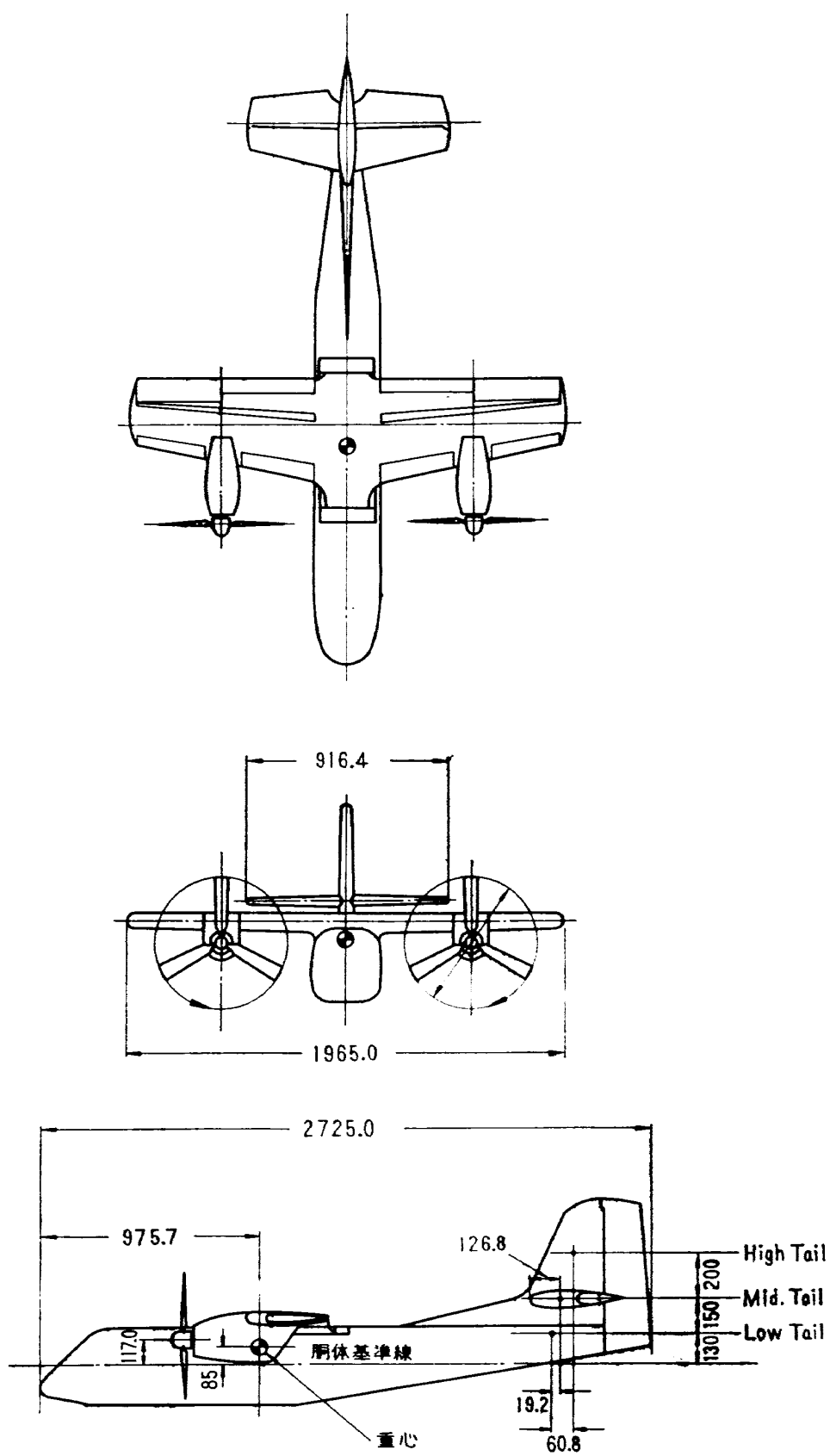


図 1 全機模型三面図 (単位mm)

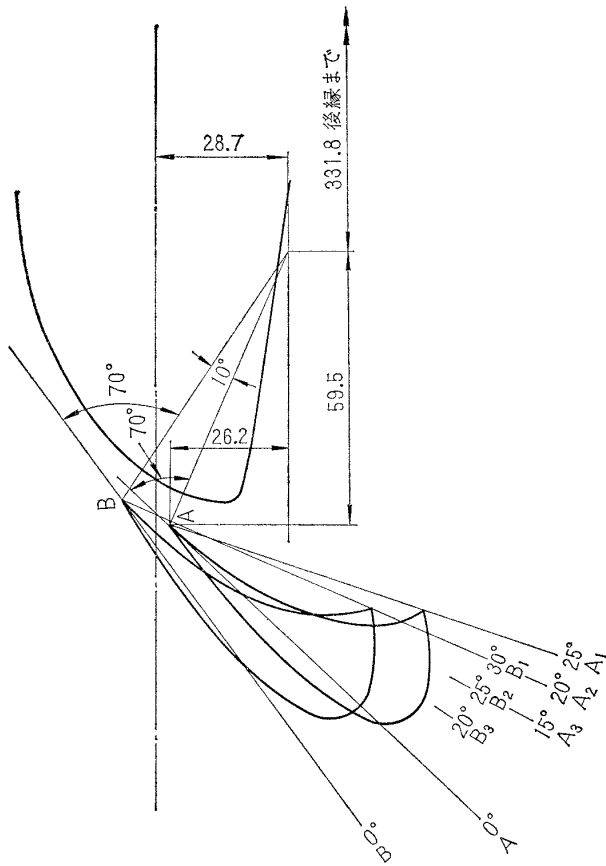


図 2.1 Slat 配置図

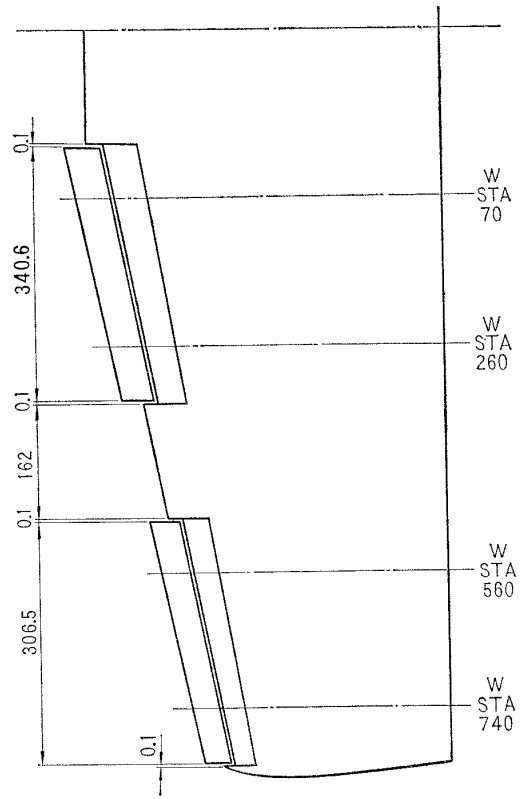


図 2.2 Slat 配置図

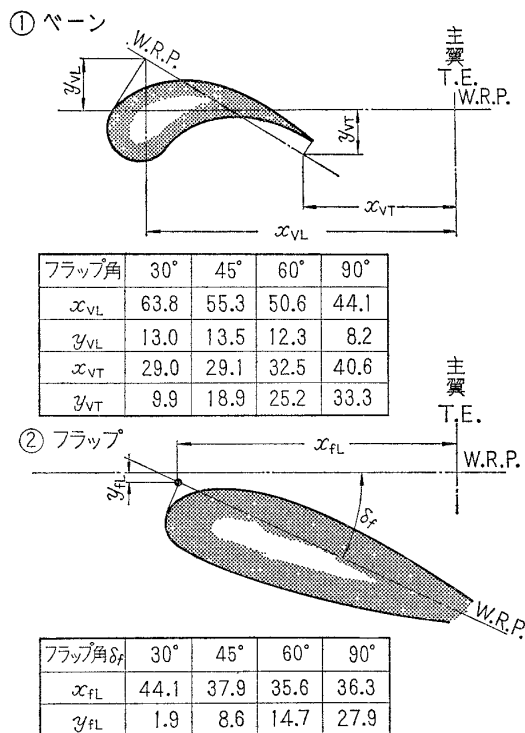


図 3 内翼フラップ配置

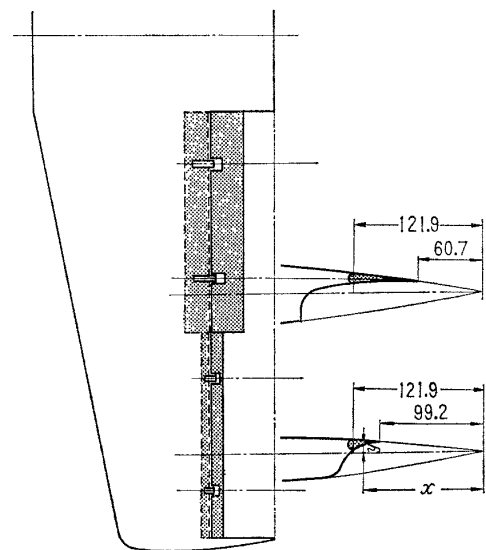


図 4 Slot Lip Aileron 寸度

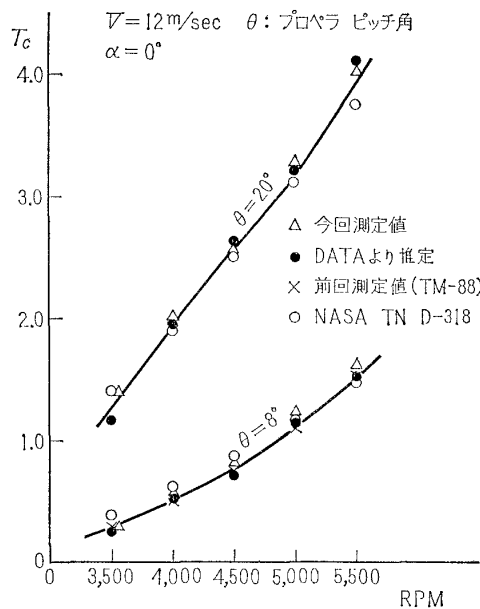


図 5.1 プロペラ特性 $T_c \sim \text{RPM}$

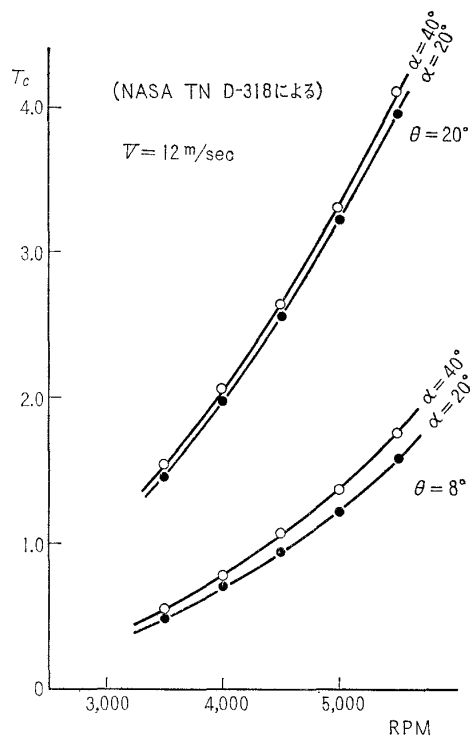


図 5.2 プロペラ特性 $T_c \sim \text{RPM}$

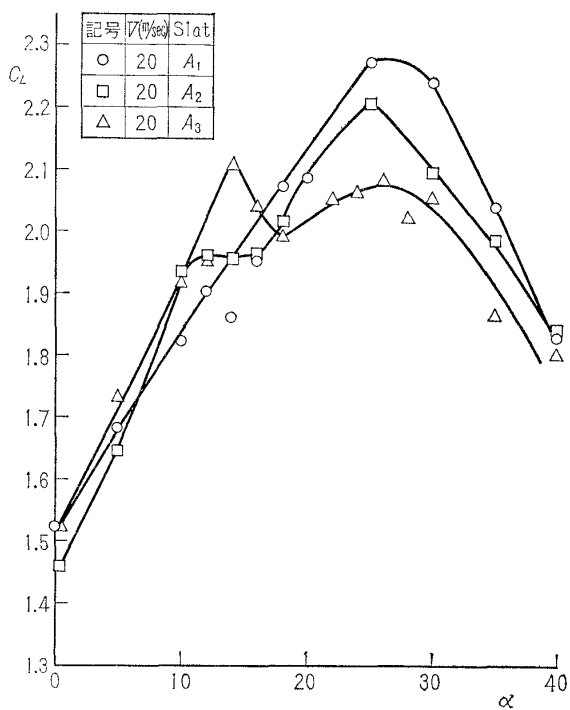


図 6.1 Slat の効果 $C_L \sim \alpha$

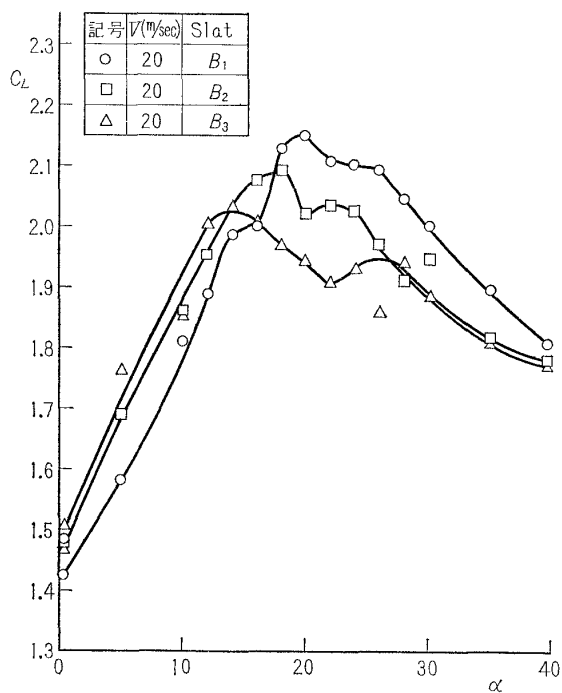


図 6.2 Slat の効果 $C_L \sim \alpha$

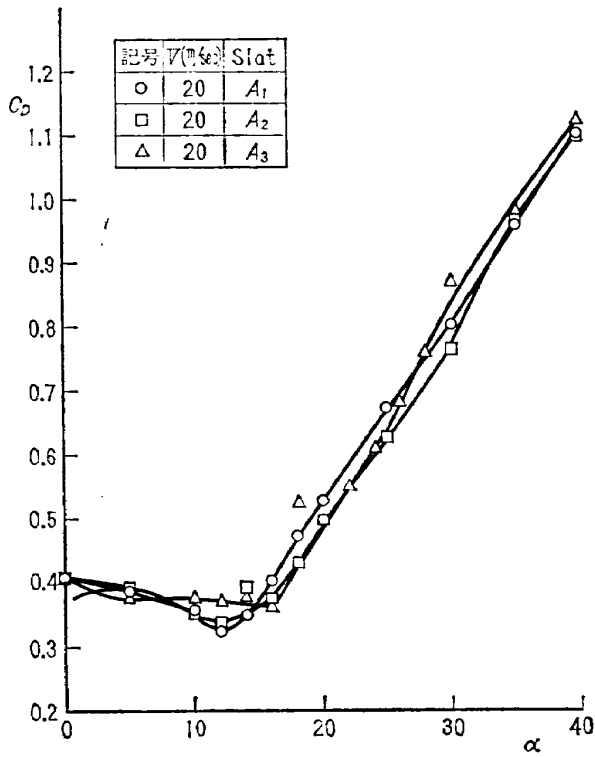


図 6.3 Slat の効果 $C_D \sim \alpha$

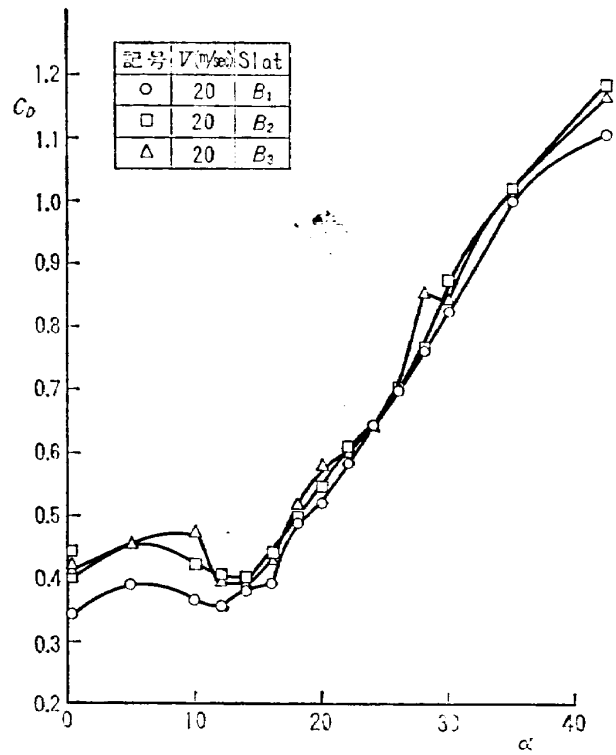


図 6.4 Slat の効果 $C_D \sim \alpha$

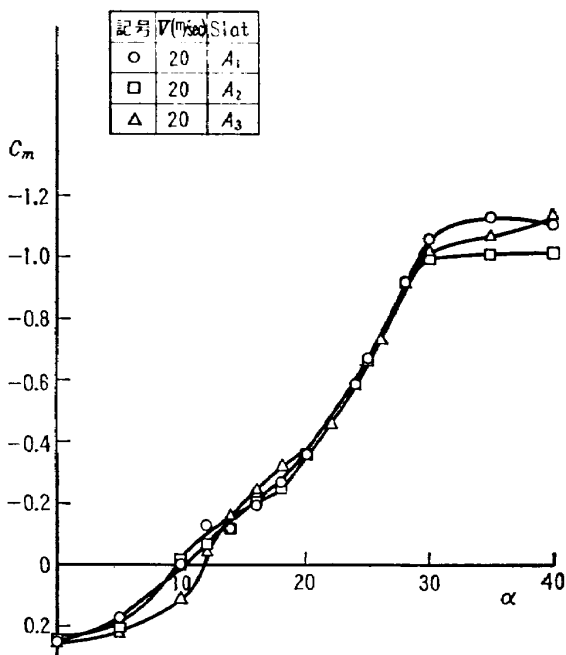


図 6.5 Slat の効果 $C_m \sim \alpha$

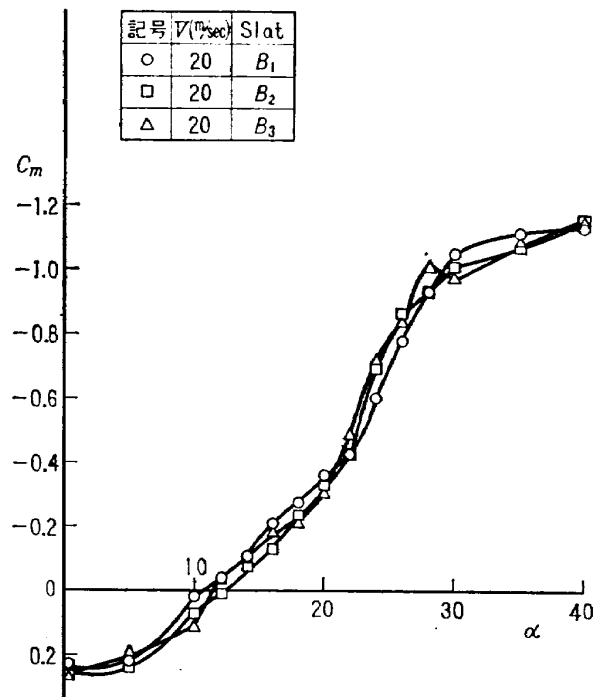


図 6.6 Slat の効果 $C_m \sim \alpha$

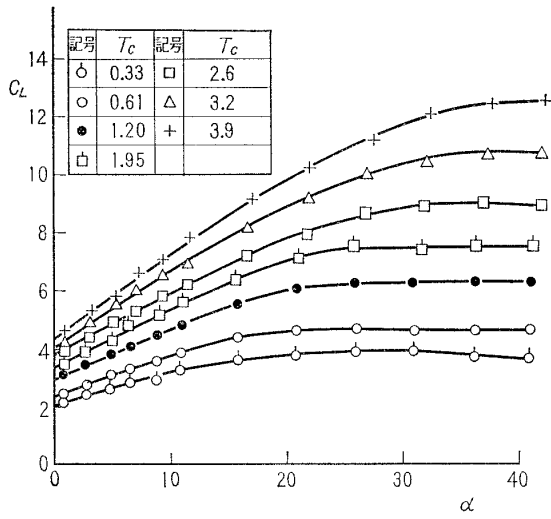


図 7.1 縦特性 $C_L \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ (20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Low

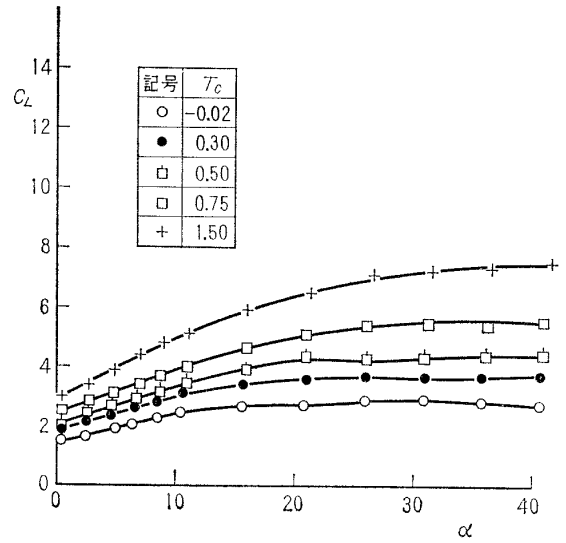


図 7.2 縦特性 $C_L \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ (20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 8^\circ$,
 同方向回転 尾翼位置 Low

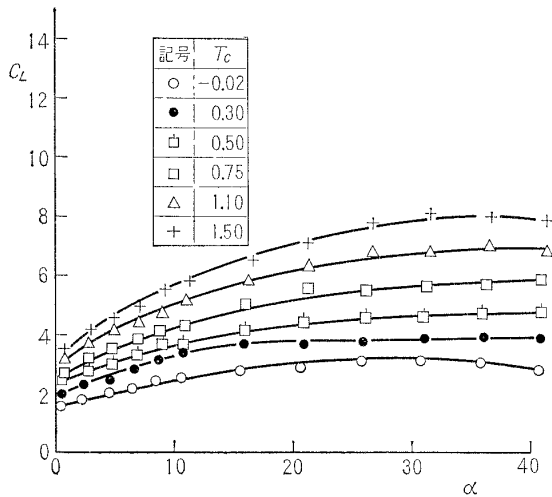


図 7.3 縦特性 $C_L \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ (30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 8^\circ$,
 同方向回転 尾翼位置 Mid.

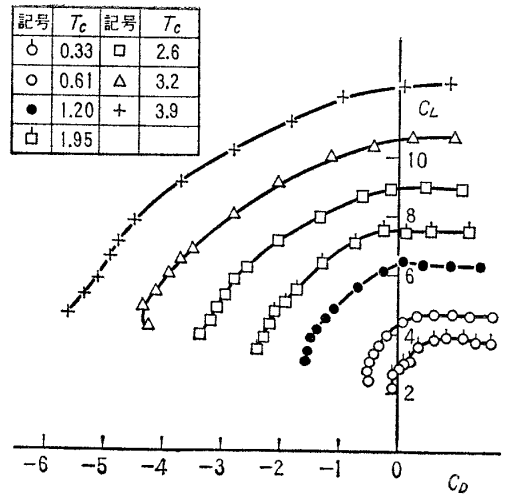


図 8.1 縦特性 $C_L \sim C_D$
 $\delta_f = 60^\circ (20^\circ)$ Slat A2, $\theta = 20^\circ$
 対称回転 尾翼位置 Low.

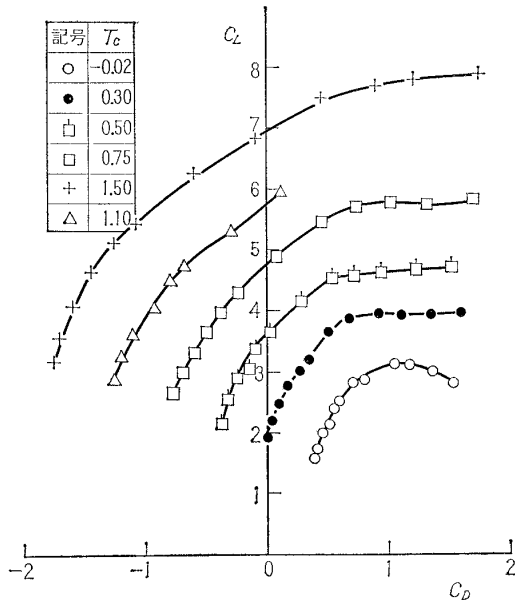


図 8.2 縦特性 $C_L \sim C_D$
 $\delta_f = 60^\circ (20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 8^\circ$
 同方向回転 尾翼位置 Low

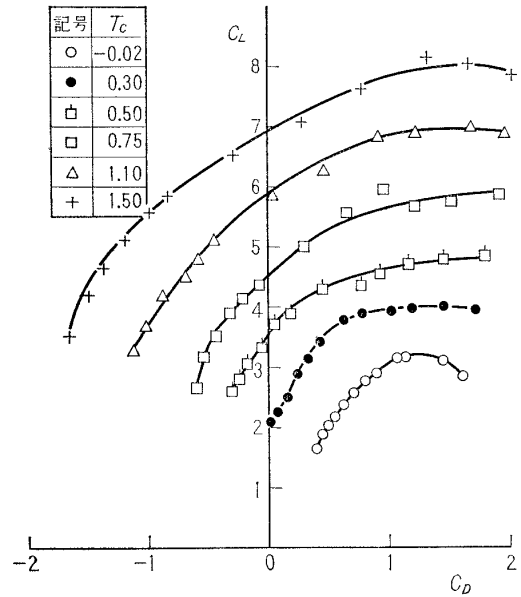


図 8.3 縦特性 $C_L \sim C_D$
 $\delta_f = 60^\circ (30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 8^\circ$
 同方向回転 尾翼位置 Mid

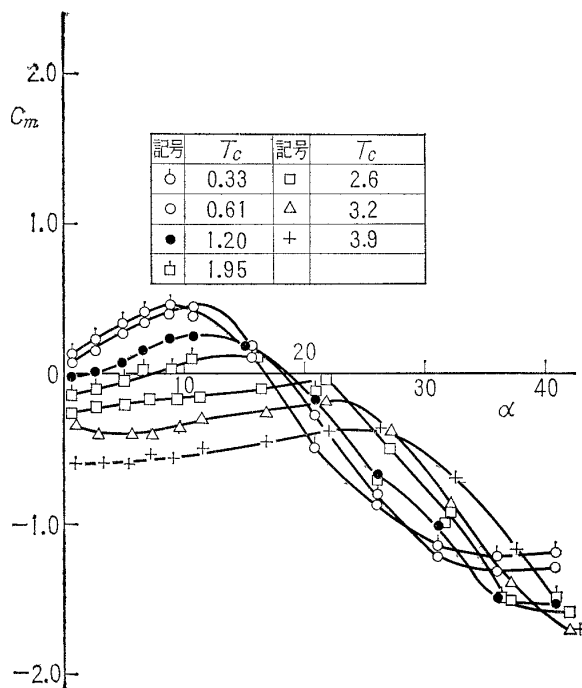


図 9.1 縦特性 $C_m \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ (20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 20^\circ$
 対称回転 尾翼位置 Low

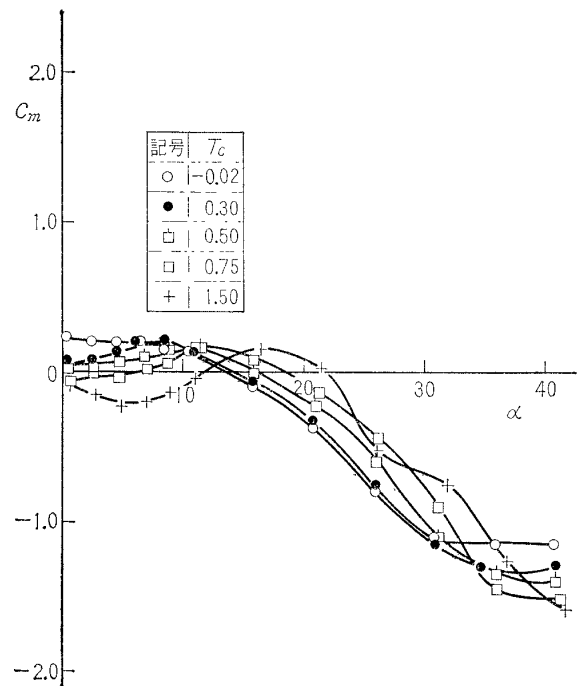


図 9.2 縦特性 $C_m \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ (20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 8^\circ$
 同方向回転 尾翼位置 Low

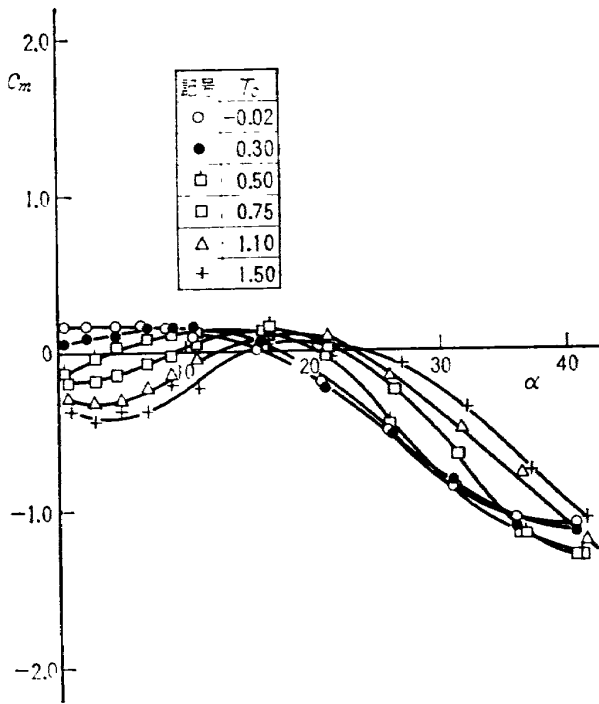


図 9.3 縦特性 $C_m \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ (30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 8^\circ$,
 同方向回転 尾翼位置 Mid

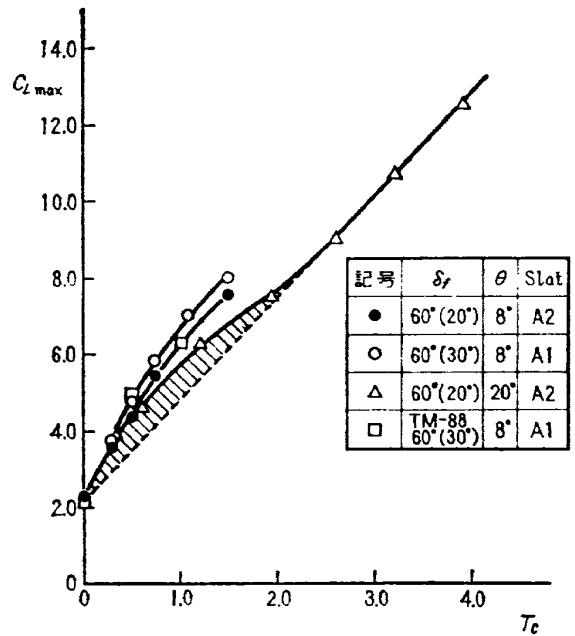


図 10 縦特性 $C_{Lmax} \sim T_c$

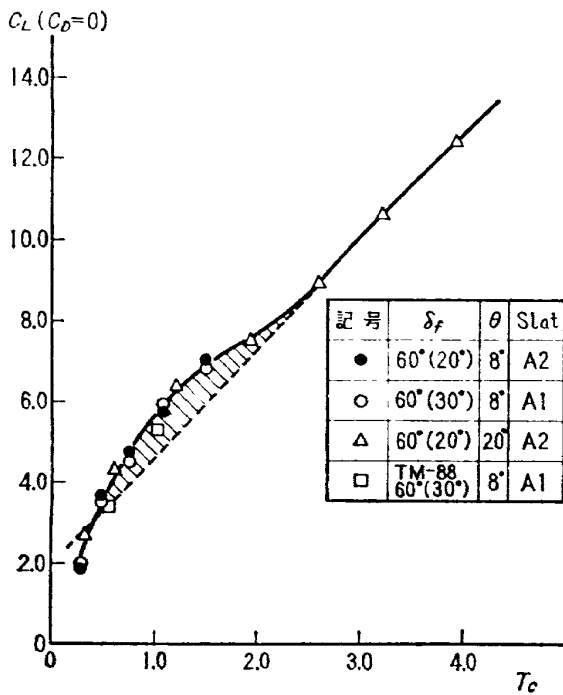


図 11 縦特性 $C_L(C_D=0) \sim T_c$

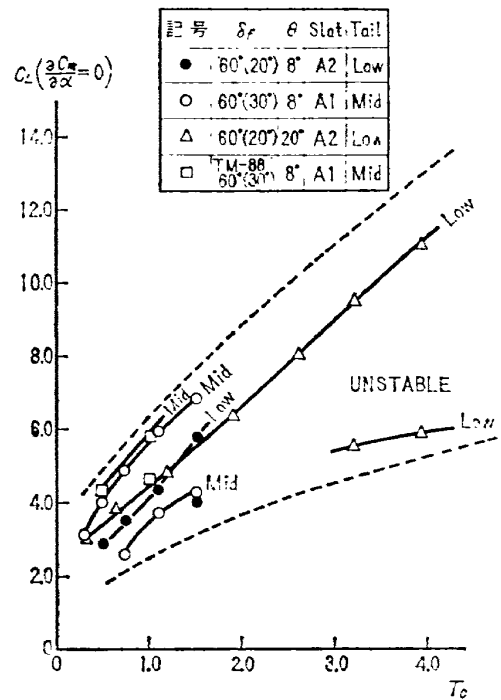


図 12 縦特性 $C_L \left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = 0 \right) \sim T_c$

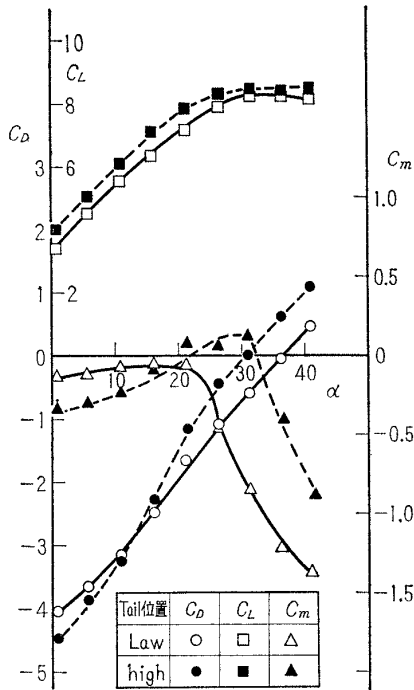


図 13 縦特性, Low tail, High tail 比較
 $\delta_f=60^\circ$ (20°), $\theta=20^\circ$, 対称回転
 $T_c=2.6$, Slat A2

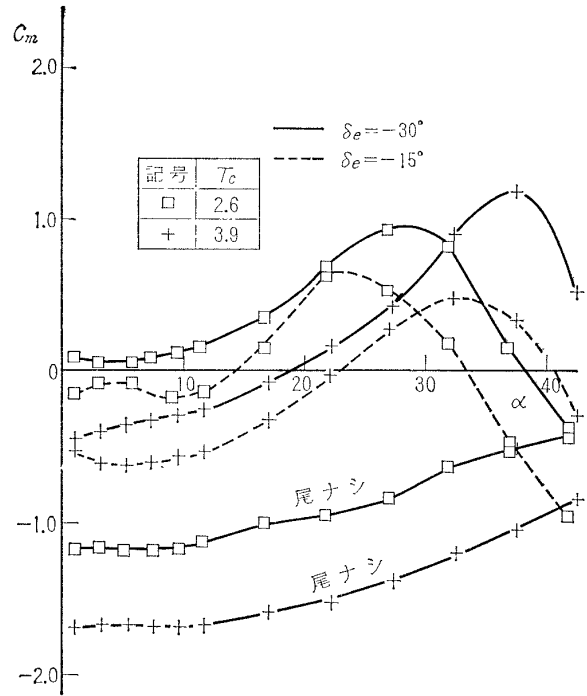


図 14.1 昇降舵および尾翼の効き
 $\delta_f=60^\circ$ (30°), Slat A1, $\theta=20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid

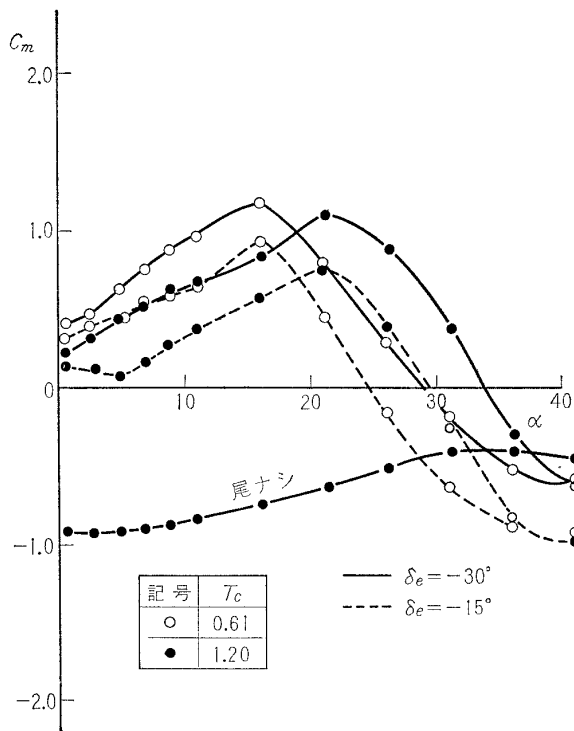
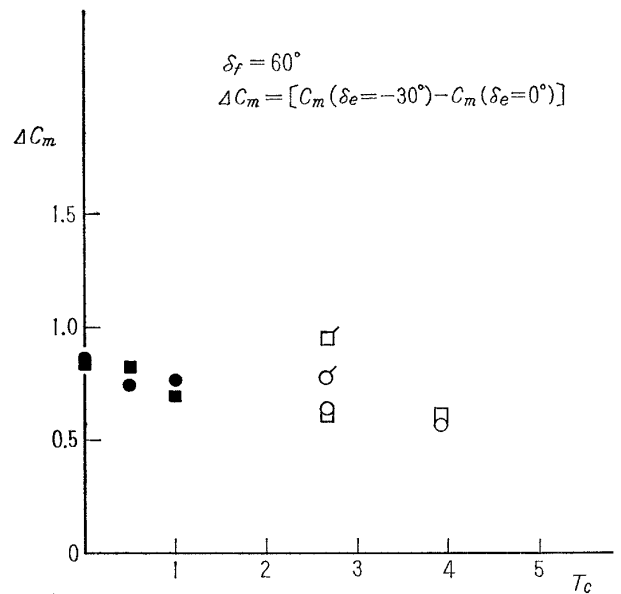


図 14.2 昇降舵および尾翼の効き
 $\delta_f=60^\circ$ (30°), Slat A1, $\theta=20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid



記号	δ_f	Slat	α	θ	ペラ回転	Tail高さ	備考
●	60 (30)	A1	0	8	全方向	Mid	TM-88
■	60 (30)	A1	16	8	全方向	Mid	TM-88
○	60 (20)	A2	0	20	対称	Low	
□	60 (20)	A2	16	20	対称	Low	
◇	60 (20)	A2	0	20	対称	High	
◻	60 (20)	A2	16	20	対称	High	

図 15 昇降舵の T_c 効果 $\Delta C_m \sim T_c$

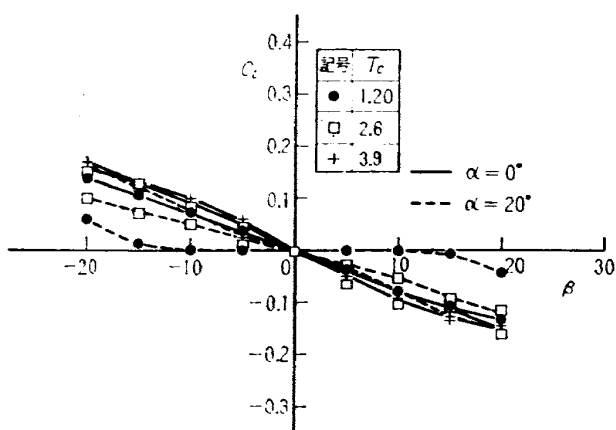


図 16.1 横特性 $C_l \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Low

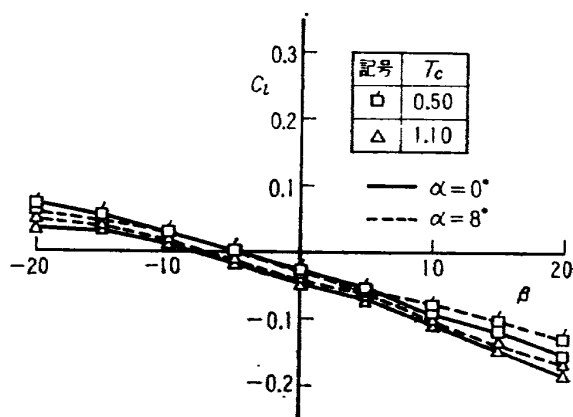


図 16.2 横特性 $C_l \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 8^\circ$,
 同方向回転 尾翼位置 Low

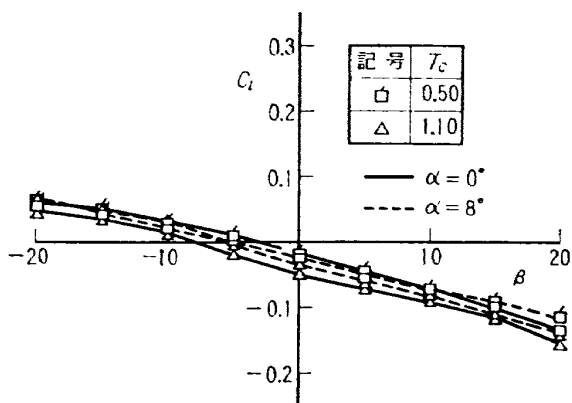


図 16.3 横特性 $C_l \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 8^\circ$
 同方向回転 尾翼位置 Mid

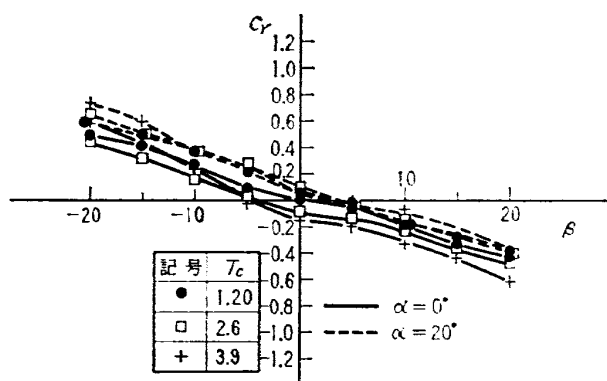


図 17.1 横特性 $C_r \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Low

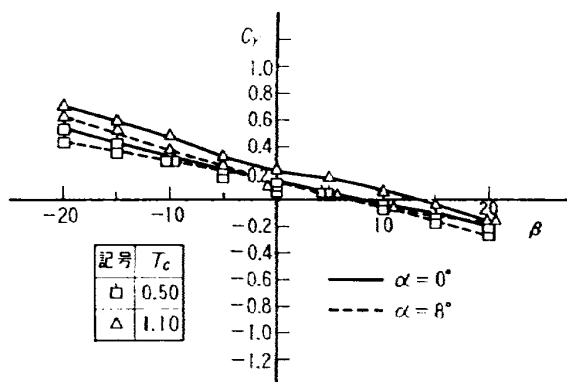


図 17.2 横特性 $C_r \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 8^\circ$,
 同方向回転 尾翼位置 Low

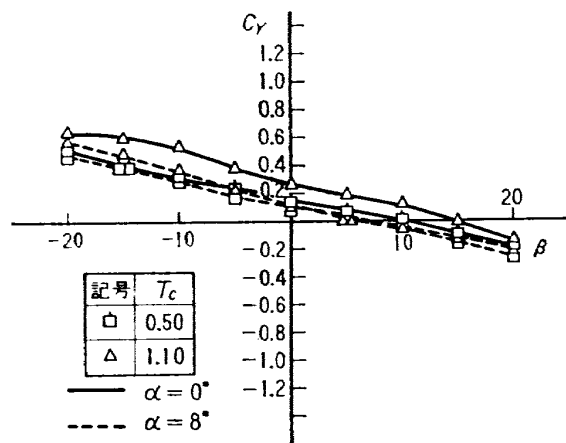


図 17.3 横特性 $C_r \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 8^\circ$
 同方向回転 尾翼位置 Mid

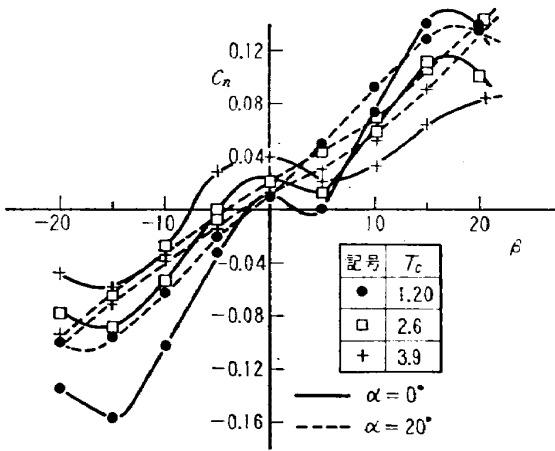


図 18.1 横特性 $C_n \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Low

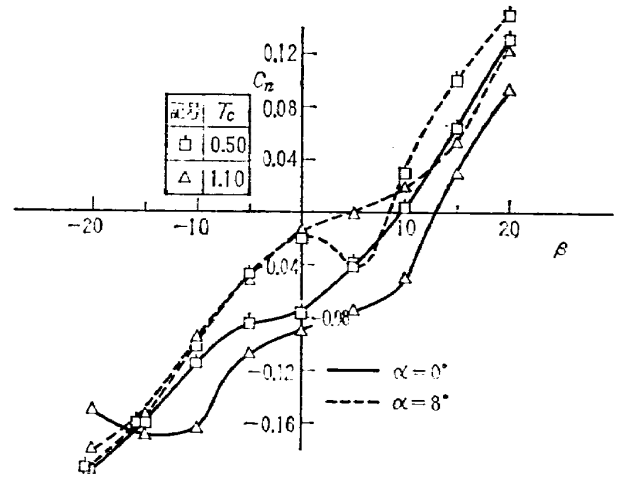


図 18.2 横特性 $C_n \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(20^\circ)$, Slat A2, $\theta = 8^\circ$,
 同方向回転 尾翼位置 Low

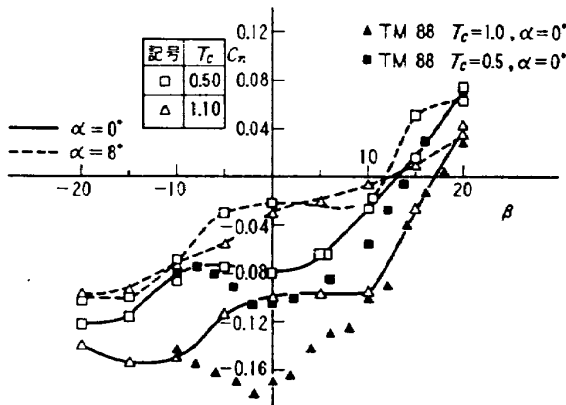


図 18.3 横特性 $C_n \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 8^\circ$,
 同方向回転 尾翼位置 Mid

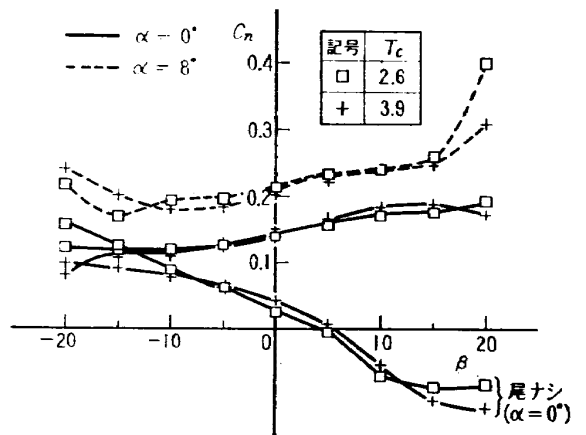


図 19.1 方向舵および尾翼の効き $C_n \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 20^\circ$
 対称回転 尾翼位置 Mid $\delta_r = -30^\circ$

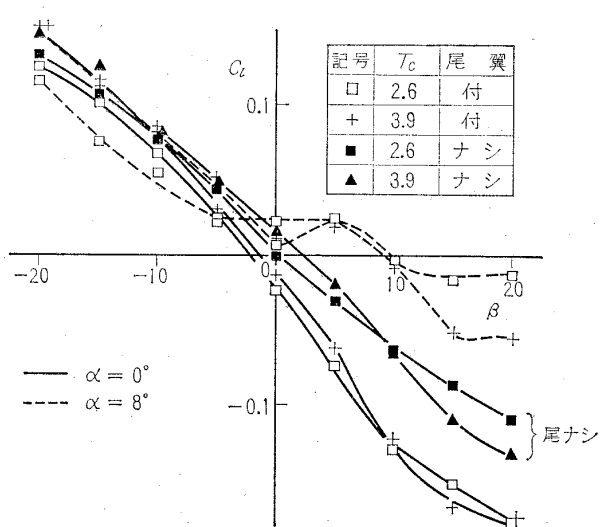
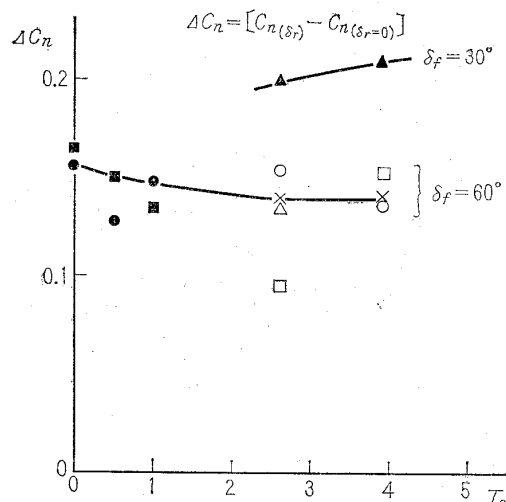


図 19.2 方向舵および尾翼の効き $C_l \sim \beta$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid, $\delta_r = -30^\circ$



記号	δ_f	Slat	δ_r	α	θ	ペラ回転	備考
●	60° (30°)	A1	25°	0	8	全方向	TM-88
■	60° (30°)	A1	25°	8	8	〃	TM-88
▲	30° (10°)	A2	30°	0	20	対称回転	
○	60° (20°)	A2	30°	0	20	〃	
□	60° (20°)	A2	30°	20	20	〃	
△	60° (20°)	A2	30°	40	20	〃	
×	60° (30°)	A1	30°	0	20	〃	

図 20 方向舵の T_c 効果 $\Delta C_n \sim T_c$

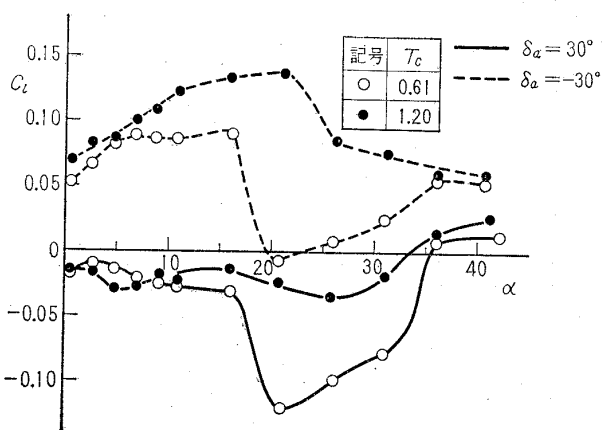


図 21.1 補助翼の効き $C_l \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 20^\circ$
 対称回転 尾翼位置 Mid

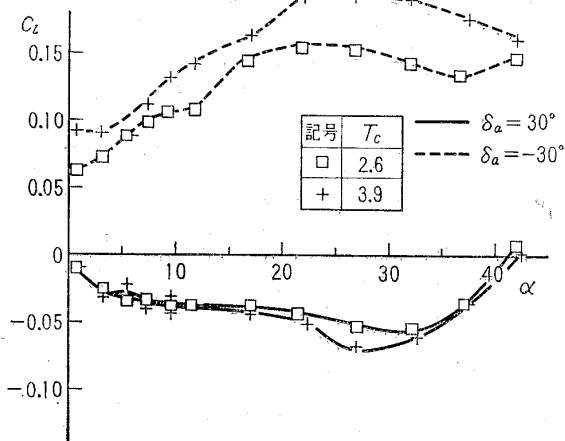


図 21.2 補助翼の効き $C_l \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid

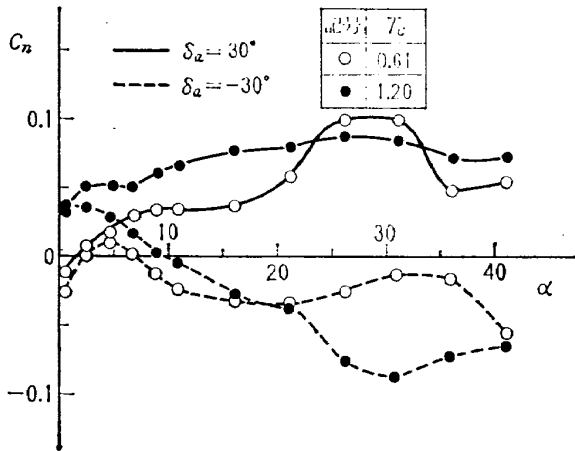


図 21.3 補助翼の効き $C_n \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid

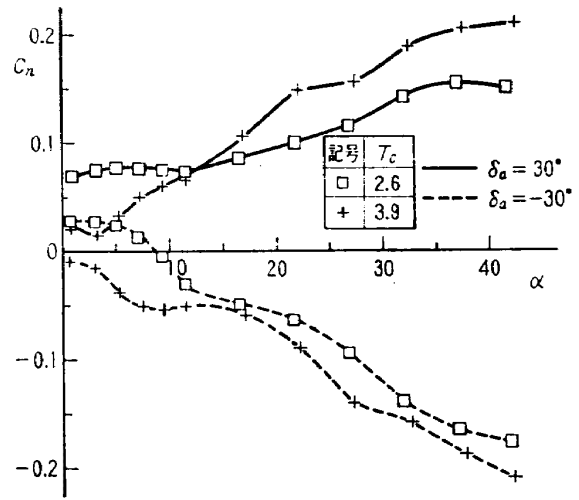
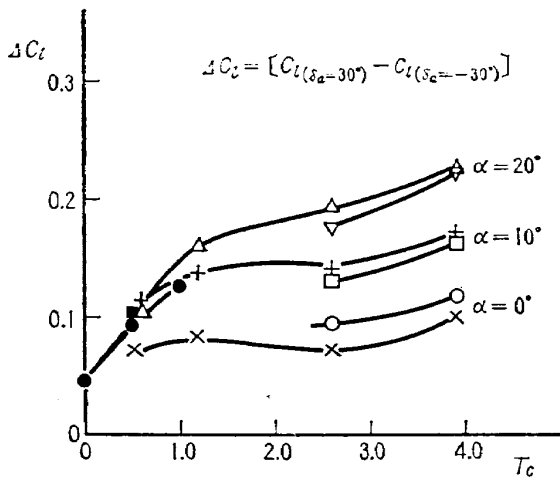


図 21.4 補助翼の効き $C_n \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid



記号	δ_f	Slat	α	θ	ベラ回転	備考
●	60 (30)	A1	0	8	全方向回転	TM-88
■	60 (30)	A1	8	8	"	TM-88
○	60 (20)	A2	0	20	対称回転	
□	60 (20)	A2	10	20	"	
▽	60 (20)	A2	20	20	"	
×	60 (30)	A1	0	20	"	
+	60 (30)	A1	10	20	"	
△	60 (30)	A1	20	20	"	

図 22 補助翼の T_c 効果 $\Delta C_l \sim T_c$

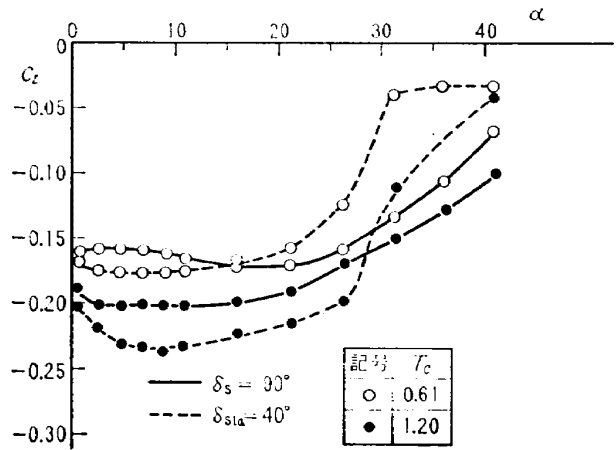


図 23.1 Spoiler, Slot Lip Aileron の効き $C_l \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid

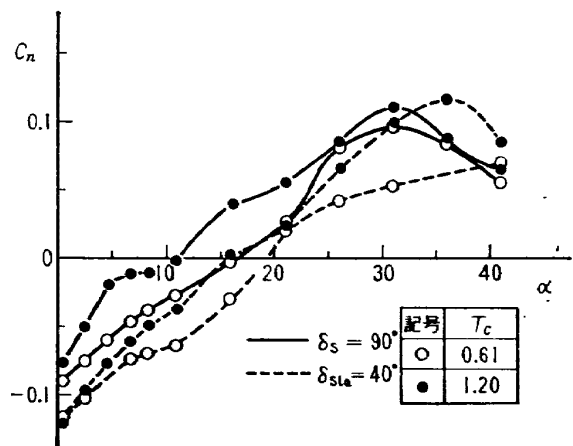


図 23.2 Spoiler, Slot Lip Aileron の効き $C_n \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$ Slat A1, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid

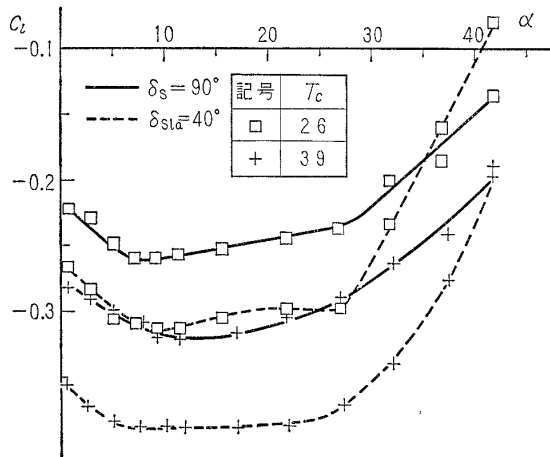


図 23.3 Spoiler, Slot Lip Aileronの効き $C_l \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid

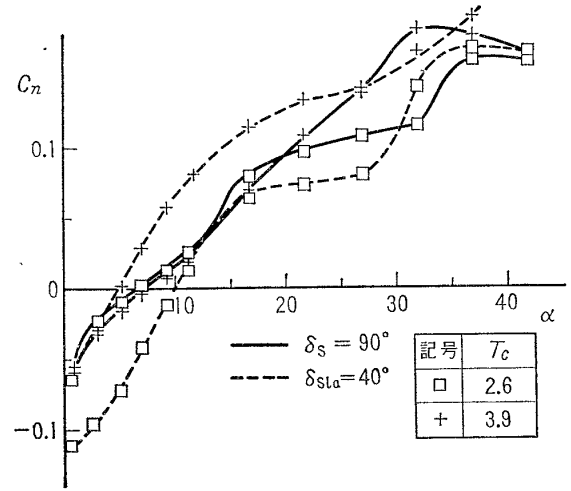
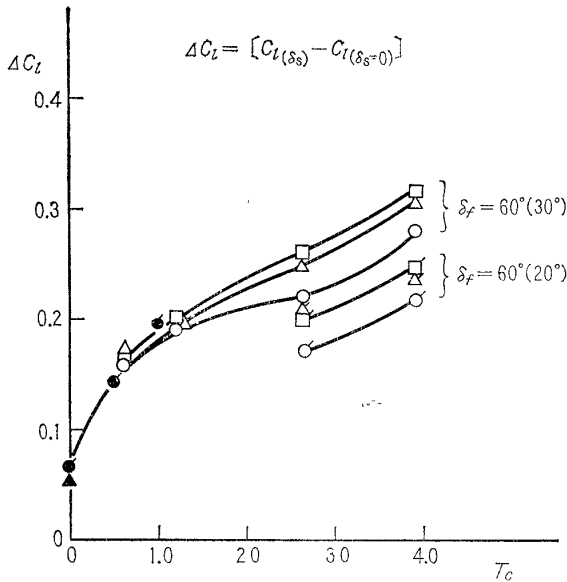
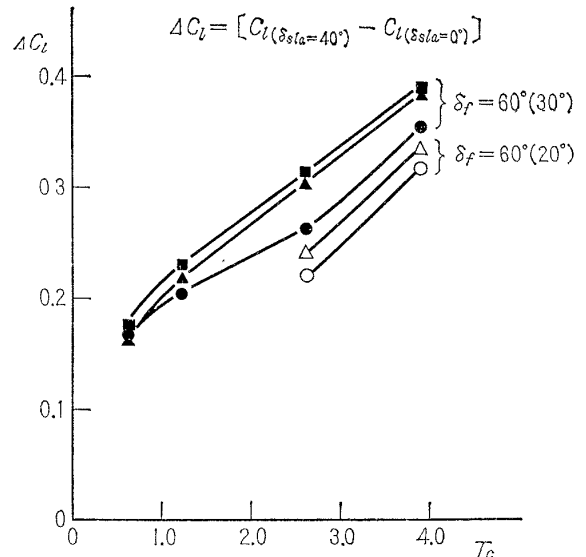


図 23.4 Spoiler, Slot Lip Aileron の効き $C_n \sim \alpha$
 $\delta_f = 60^\circ(30^\circ)$, Slat A1, $\theta = 20^\circ$,
 対称回転 尾翼位置 Mid



記号	δ_f	Slat	α	θ	ペラ回転	δ_s	備考
●	60 (30)	A1	0	8	全方向回転	60	TM-88
▲	60 (30)	A1	8	8	"	60	TM-88
○	60 (20)	A2	0	20	対称回転	90	
□	60 (20)	A2	10	20	"	90	
△	60 (20)	A2	20	20	"	90	
○	60 (30)	A1	0	20	"	90	
□	60 (30)	A1	10	20	"	90	
△	60 (30)	A1	20	20	"	90	

図 24 Spoiler の T_c 効果 $\Delta C_l \sim T_c$



記号	δ_f	Slat	α	θ	ペラ回転
○	60° (20°)	A2	0	20	対称回転
△	60° (20°)	A2	20	20	"
●	60° (30°)	A1	0	20	"
■	60° (30°)	A1	10	20	"
▲	60° (30°)	A1	20	20	"

図 25 Slot Lip Aileron の T_c 効果 $\Delta C_l \sim T_c$

TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利 浩, 田村 敦宏 佐野 四郎, 能村 実 小野 幸一
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する 実験的研究	1966年8月	池谷 光栄, 畑山 茂樹
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性 解析	1966年8月	犬丸 矩夫, 岡部 祐二郎 北村 清美, 川幡 長勝 木村 友昭
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞 試験 (I)	1966年9月	川井 忠彦, 泉 日出夫 戸川 隼人, 石黒 登美子
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	近藤 博, 蓑田 光弘 山崎 紀雄
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケ ットの方位角変化	1966年9月	大山 耕一, 吉田 晃昇 中山 晋, 菅原 昇 五味 光男
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備 (I) 一台上運転設備一	1966年10月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼 の固有振動特性	1966年11月	佐野 政明, 菰岡 一洋
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	吉永 崇, 井上 建二 広田 正行, 榎 篤志 野村 茂昭, 相原 康彦
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲 げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸 荷重疲労試験	1966年11月	大月 正男, 鈴木 孝雄 田畑 浄治, 円居 繁治 近藤 博, 大城 章一郎
TM-97	高マッハ数風洞について (II)	1967年1月	望月 昌文, 斎藤 信彌 五代 富文, 伊藤 克彌 湯沢 克宜
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	堀 武敏, 築地 恒夫 越出 慎一, 林 洋一 築地 恒夫, 林 洋一
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	中井 暎一, 森田 甫之 関口 清子
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	高島 一明, 榊原 盛三 原 金成, 北出 大三 利, 好
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモー タの性能	1967年3月	
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積 分方程式の数値解法	1967年4月	
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年5月	

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107号

昭和42年6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)

印刷所 一誠社総合印刷株式会社
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

