

UDC 533.6.013:
533.694.2:
533.6.07

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-262

強力なフラップを用いた
双発 STOL 機の風洞試験 (I)

北村清美・高橋 侔
鈴木友昭

1974 年 9 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

強力なフラップを用いた 双発STOL機の風洞試験(I)*

北村清美** 高橋 侔**
鈴木友昭***

Wind Tunnel Tests for Twin-propeller STOL Airplane having powerful Flaps (I)

By Kiyomi KITAMURA, Hitoshi TAKAHASHI and Tomoaki SUZUKI

In May 1965, the investigations of twin-propeller ultra short takeoff and landing (USTOL) airplane had been recommended by National Aeronautical Council in Japan. In accordance with that recommendation, the wind tunnel investigations have been carried out with special emphasis on the aerodynamic characteristics of the STOL airplane at powered conditions.

The model is equipped with powerful high lift devices, namely, double slats and multi-slotted flaps in full span. In order to attain such high lift force as possible, the full span flaps have been extended and deflected. For example, in the tests of landing configuration the inner flaps are deflected up to 90 degrees.

In the results of these tests, the following aerodynamic characteristics of the model have been found.

1. In the conditions without propellers, maximum lift coefficient $C_{L_{max}}$ exceeds 3.2, and the behavior of stall is much favourable.
2. In the powered condition with the thrust coefficient of $T_c=1.53$, $C_{L_{max}}=6.9$ is obtained. However, the non-linear characteristics of pitching moment have been observed.
3. There are some non-linear characteristics also in rolling moment coefficient C_l and yawing moment coefficient C_n when the thrust coefficient T_c is large.
4. The elevator and rudder effectivenesses are almost linear in spite of those non-linear characteristics.
5. The aileron has its effectiveness only the negative angles of deflection. The outer flaps (including the ailerons) seem to be arranged very well to obtain high lift force. Hence, further deflection of the outer flaps would not help provide additional increase of lift force. In order to control the lateral dynamics, other roll control devices may be necessary.

On the bases of these results, it is desirable to conduct extensive investigations on such non-linear aerodynamic characteristics in the future.

1. ま え が き

* 昭和49年5月24日受付
** 新型航空機研究グループ
*** 特許庁(元新型航空機部)

昭和40年5月, 航空技術審議会による第6号答申
の中で双発超短距離離着陸機についての研究の必要性
とその推進が勧告された。そのための研究の一つとし

て、強力なスラットおよびフラップからなる高揚力装置を用いた双発STOL機について、かかるSTOL機に特有の空力特性を把握するための風洞試験を行った。この報告はその風洞試験結果の一部をまとめたものである。

2. 記号

軸系は基準点を通る安定軸系をとる。

- b ; 翼幅 m
- \bar{c} ; 空力平均翼弦長 m
- C_D ; 抵抗係数, $D/(q \cdot S)$
- C_L ; 揚力係数, $L/(q \cdot S)$
- C_L ; 横揺れモーメント係数, $L/(q \cdot S \cdot b)$
- C_m ; 縦揺れモーメント係数, $M/(q \cdot S \cdot \bar{c})$
- C_n ; 片揺れモーメント係数, $N/(q \cdot S \cdot b)$
- C_T ; プロペラ推力係数, $T/(\rho \cdot n^2 \cdot D^2)$
- C_Y ; 横力係数, $Y/(q \cdot S)$
- D ; 抵抗力 kg
- D' ; プロペラ直径 (0.4m) m
- ϵ ; 取り付け角 deg
- J ; プロペラ進行率, $V/(n' \cdot D')$
- L ; 揚力 kg
- L ; 横揺れモーメント kg \cdot m
- M ; 縦揺れモーメント kg \cdot m
- N ; 片揺れモーメント kg \cdot m
- N' ; プロペラ回転数 rpm
- n' ; プロペラ回転数, $N'/60$ s⁻¹
- q ; 一様流の動圧, $1/2 \cdot \rho \cdot V^2$ kg \cdot m⁻²
- S ; 翼面積 m²
- T ; プロペラ推力 kg
- T_c ; プロペラ推力係数, $(T_L + T_R)/(q \cdot S)$
- V ; 一様流の風速 m \cdot s⁻¹
- Y ; 横力 kg
- α ; 迎角 (胴体基準線に対して) deg
- β ; 横滑り角 deg
- δ ; 舵角 (翼弦線 (補助翼は基準位置) に対して) deg
- ρ ; 一様流の空気密度 kg \cdot s⁻² \cdot m⁻⁴
- $d()$; 基準値との差
- $()$; 微係数

添字

添字なし ; 全機または主翼

- a ; 補助翼
- e ; 昇降舵
- f ; フラップ
- ht ; 水平尾翼
- l ; 内側
- L ; 左側
- L ; 下側
- nt ; 尾翼なし
- nw ; 主翼なし
- O ; 外側
- R ; 右側
- r ; 方向舵
- S ; 設定角, 設定値
- U ; 上側
- vt ; 垂直尾翼

3. 風洞試験模型, 風洞および計測装置

3.1 風洞試験模型

模型は想定した双発STOL機の縮尺1/75の大きさであり、その諸元、三面図は表1、図1のとおりである。

全翼全長	19932	m
全幅	20000	m
全高	05867	m
胴体	最大幅	02267 m
	最大高さ	02533 m
	最大断面積	00538 m ²
主翼	面積	05333 m ²
	空力平均翼弦長	02667 m
	縦横比	7.50
	先細比	1.00
	取り付け角(内翼)	2.0 deg (胴体基準線に対して)
	取り付け角(外翼)	0.0 deg (胴体基準線に対して)
	ねじり下げ角	0.0 deg
水平尾翼	上反角	0.0 deg
	面積	01456 m ²
	空力平均翼弦長	02000 m
	尾翼長	09967 m
	容積比	1.0200
垂直尾翼	取り付け角	0.0 deg (可変, 胴体基準線に対して)
	面積	01051 m ²
	空力平均翼弦長	03111 m
	尾翼長	1.0082 m
舵面	容積比	0.0994
	昇降舵	3.0000 % \bar{c}_{ht}
	方向舵	3.0476 % \bar{c}_{vt}
基準点	補助翼	2.7075 % \bar{c}
	前後位置	2.50 % \bar{c}
	上下位置	推力線

表1 風洞試験模型諸元表

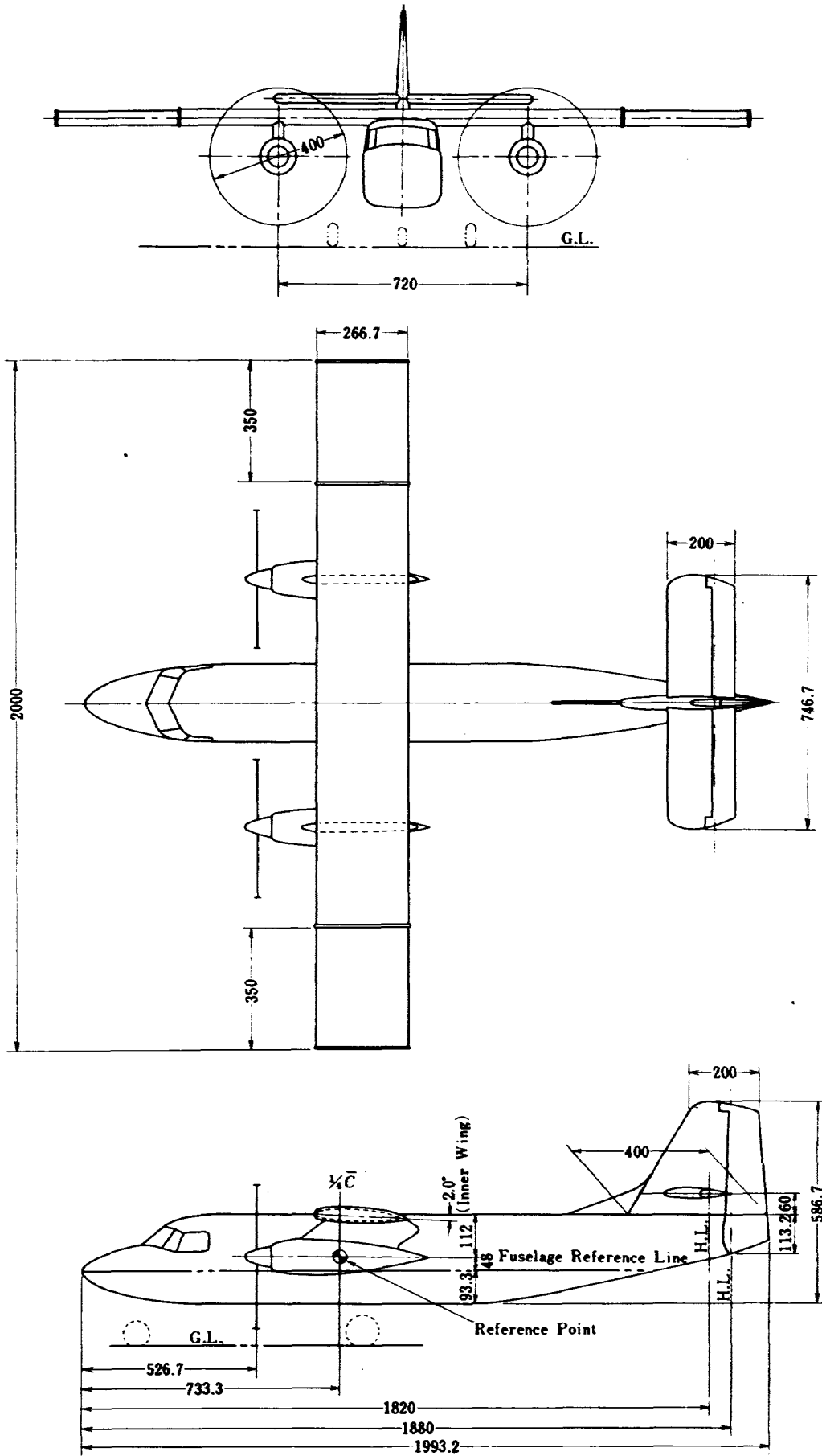


図 1 風洞試験模型三面図 (単位 mm)

この機体は主翼全幅に強力なスラットとフラップを使用し、さらに境界板によってこれ等を内翼と外翼とに分割している。主翼は矩形翼とし、内翼、外翼はそれぞれの範囲で捩れ角がなく同一の断面形をもつものとした。また、内翼の取り付け角は胴体基準線に対して2.0degにとり、内外翼間の境界板のところで2.0degのくい違い角を与えることにより主翼全体として振り下げの効果を持つように配慮した。また、外翼端に翼端板を取り付けた。

附表1に内外主翼の、附表2, 3に内外翼のスラット、母翼前縁部、ベーンおよびフラップの断面座標を示す。

内翼は図2に示すように前縁側に2段のスラット、後縁側に3段のベーンおよびフラップを持つ複雑な高揚力装置を備えたものである。スラットは離陸形態、着陸形態とも同じ位置まで前方に伸長され、フラップ

は離陸形態で50degまで、着陸形態では90degまで偏向している。なお、母翼前縁部はスラットの伸長時に図示したように30% \bar{c} 点まわりに約13deg回転してスラット伸長時の翼上面断面形が滑らかになるようにした。

外翼の高揚力装置も図3に示すようにほぼ内翼のそれと同じであるが、外翼のフラップは補助翼兼用のフラップロンとして用いるので、ベーンを2段と簡略化し、フラップ角も離陸形態、着陸形態でそれぞれ30deg, 45degと小さい値にした。

境界板および翼端板の外形は翼上下面に接する半径2.5% \bar{c} の外接円の包絡線である。

水平尾翼および垂直尾翼の翼型は各断面すべて同じで、NACA 0012-54である。

使用したプロペラは木製4翅で、直径 D' は400mmである。回転方向は左右のプロペラとも同じで、後方

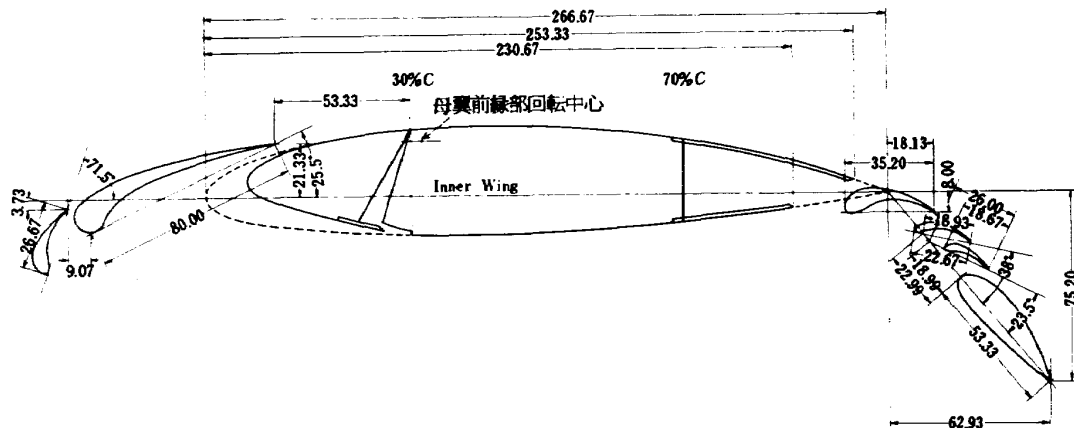


図2(a) 内主翼離陸形態配置図(単位mm)

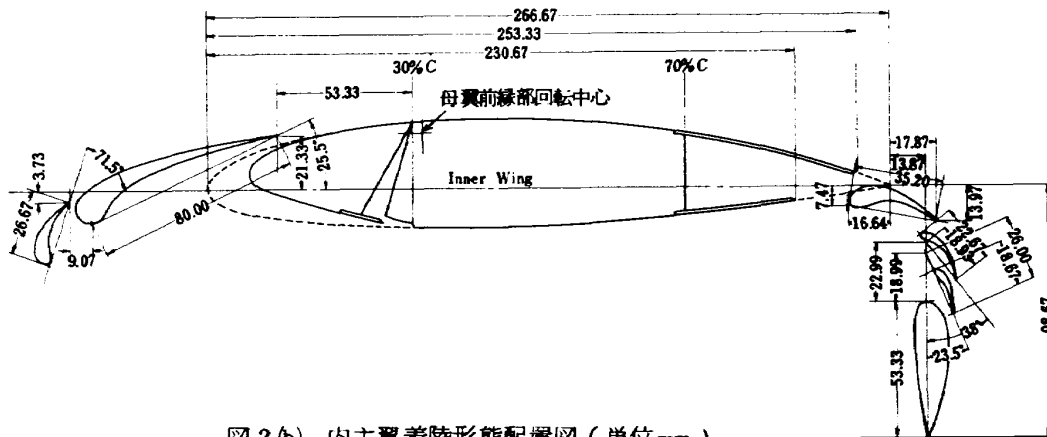


図2(b) 内主翼着陸形態配置図(単位mm)

より見て時計廻りである。プロペラの動力には水冷式三相かご型誘導電動機(出力5Ps)を模型のナセルに収めて用いた。

なお6分力測定の基本点は $1/4\bar{c}$ とプロペラ推力線との交点におき、軸系は基本点を通る安定軸系とした。

3.2 風洞

風洞は航空宇宙技術研究所大型低速風洞¹⁾を使用し、測定部には閉鎖型カートを用いた。なお、測定部の寸法は高さが6.5m、幅が5.5mである。

3.3 計測装置およびデータ処理

3.3.1 プロペラ推力

推力の直接計測は行わず、プロペラ回転数を周波数カウンタにより計測し、附図1.を用いて推力を求め

た。

3.3.2 6分力およびその他

6分力の検出には模型胴体に内蔵したモーメント型6分力スティング天秤を使用し、模型を支持するストラットその他の機器は大型低速風洞に附属しているものを用いた。なお、模型支持は1本支柱方式とした。

3.3.3 データ処理

計測したデータはA-D変換器を通して紙テープにせん孔した後、電子計算機処理を行なって整理した。測定は試験点ごとに3回計測し、その中間値をもって測定値とした。

4. 試験方法および境界修正

試験風速は測定精度を良くする上で高い風速であることが望ましい。しかし、高風速時においてストラット

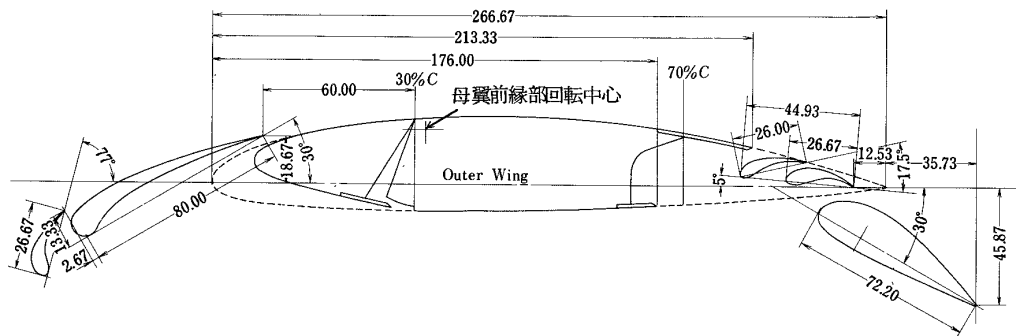


図3(a) 外主翼離陸形態配置図(単位mm)

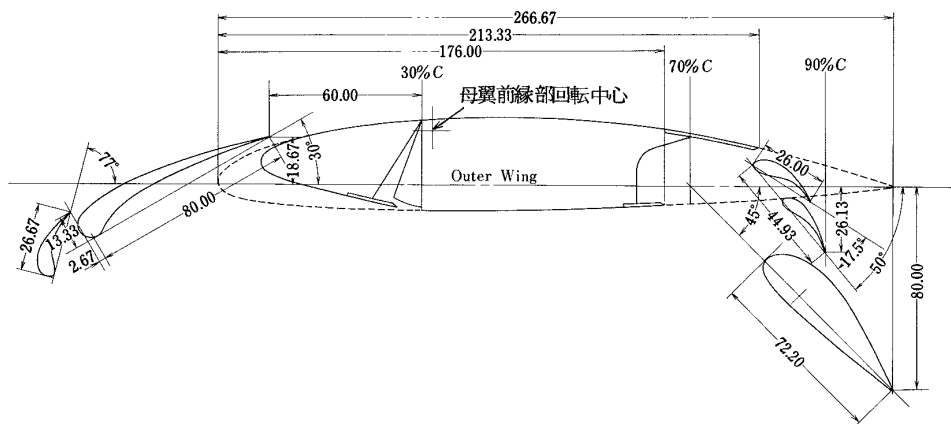


図3(b) 外主翼着陸形態配置図(単位mm)

とペーンにたわみが発生すること、ならびに、プロペラ駆動電動機の容量による推力の限界から、試験風速は制限された。このために試験設定動圧 q_s は、プロペラなしの場合には $q_s = 24.0 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$ ($V_s = 19.6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$)、プロペラ付きの場合には $q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$ ($V_s = 11.9 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$) とした。なお、巡航形態で主翼としてスラット、フラップ等の切り欠きのない翼（以下「1枚翼」と称す）を用いた場合には、 $q_s = 100.0 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$ ($V_s = 40.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$) および $q_s = 56.2 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$ ($V_s = 30.0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$) とした試験もある。

試験レイノルズ数は主翼の空力平均翼弦長基準で風速 $10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ につき約 0.21×10^6 である。

迎角、揚力係数、抵抗係数、縦揺れモーメント係数に対しては文献2)の方法により測定値に対し境界修正を施した。なお、天秤支柱の模型におよぼす干渉効果については小さいものと推定されるので無視した。

5. 測定項目

巡航形態 ($\delta f_l = 0 \text{ deg}$, $\delta f_o = 0 \text{ deg}$) では、主翼はスラット、フラップ等の切り欠きのない1枚翼を用い、尾翼なし、全機諸舵中立について、プロペラなし状態のみの試験を行なった。また、主翼なし(胴体と尾翼のみ)の試験をも併せて行なった。

離陸形態 ($\delta f_l = 50 \text{ deg}$, $\delta f_o = 30 \text{ deg}$) では尾翼なし、全機諸舵中立について、プロペラなしおよびプロペラ付きの状態の試験を行なった。

着陸形態 ($\delta f_l = 90 \text{ deg}$, $\delta f_o = 45 \text{ deg}$) では尾翼なし、全機諸舵中立、各舵効について、それぞれプロペラなしおよびプロペラ付き状態の試験を行なった。なお、今回の風洞試験ではこの着陸形態に重点をおいた。

試験はこれらの各形態について、設定迎角 α_s を $-12 \sim +24 \text{ deg}$ の範囲、横すべり角 β も $-12 \sim +24 \text{ deg}$ の範囲をスイープして測定を行なった。また、舵効試験では昇降舵角 δ_e を $-30 \sim 0 \text{ deg}$ 、方向舵角 δ_r を $-30 \sim 0 \text{ deg}$ 、補助翼については右側補助翼のみを $-20 \sim +30 \text{ deg}$ の範囲で試験をした。また、プロペラ付き試験ではその回転数 N'_s を、離陸形態においては $5,400 \text{ rpm}$ 、 $6,500 \text{ rpm}$ 、 $7,500 \text{ rpm}$ に、着陸形態においては $4,400 \text{ rpm}$ 、 $5,400 \text{ rpm}$ 、 $6,500 \text{ rpm}$ に設定して試験を行なった。

6. 試験結果の検討

測定結果とその解析結果との要点を以下にまとめて記す。

6.1 プロペラ特性

この風洞試験に使用したプロペラの設計および特性試験は防衛庁技術研究本部第三研究所で行なわれたものである。附図1(a)に見られるように左右のプロペラで約5%の推力の差異がある。この特性の差が模型の6分力係数に及ぼす影響(直接的には片揺れモーメント係数に及ぼす影響)は厳密には必ずしも無視できる値ではないが、この報告では補正していない。附図1(b)に推力係数 T_c と回転数 N' の関係を示したが、以後データはこの T_c を用いて整理した。

6.2 プロペラなし特性

6.2.1 巡航形態の空力特性

(i) 全機特性

巡航形態のプロペラなしでの測定結果を附図2~3に示す。

縦特性のうち最大揚力係数 $c_{L \max}$ は1.0をわずかに越える程度であったが、失速特性は c_L の落ちかたが非常にゆるやかで良好である。この形態の試験において最小抵抗係数 $c_{D \min}$ は計測上の何らかの原因で非常に大きく出たため、その値には疑問が残されている。したがって、その値は後に述べる尾翼なし試験の結果から推定した方が信頼性のある値が得られると考えられる。 $c_m \sim \alpha$ 特性は直線的で良好であり、主翼の失速以後の性質も非線形性が小さく良い性質を示している。 $\alpha = 0 \text{ deg}$ 附近における $c_{m\alpha}$ は約 -0.03 deg^{-1} 、 $\partial c_m / \partial c_L$ は約 -0.036 である。

横特性は $c_n \sim \beta$ にいく分の非線形性が見られるが、全般に良好であって、横すべり角 β が 20 deg を越えるまで何らの問題点もない。 β の小さい範囲で、 $c_{Y\beta}$ は -0.015 deg^{-1} 、 $c_{l\beta}$ は -0.0024 deg^{-1} 、 $c_{n\beta}$ は 0.0017 deg^{-1} の程度である。

なお、附図2, 3には q_s を $9.8 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$ とした場合のデータを示したが、 q_s を $24.0 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$ とした場合のデータもほとんど同じ傾向を示している。

(ii) 尾翼なし特性と尾翼の寄与

附図4, 5に巡航形態尾翼なし状態での測定結果を示す。

c_L , c_m ともに特性は良好であり、 $c_{D \min}$ は迎角

-2deg で0.03 程度である。 q_0 を $56.2 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ とし、試験を行なったデータもほとんど附図4と同じ値を示している。横特性については設定迎角 α_0 が -0.2 deg の場合のみを示したが、迎角の影響を知るために3種類の迎角についても試験を行なった。迎角 α の増加にしたがい、 $C_{Y\beta}$ 、 $C_{L\beta}$ はわずかながら減少し、 $C_{m\beta}$ は増加する傾向が見られたが、いずれも横すべり角 β に対して直線的である。

附図6に全機特性と尾翼なし特性との差から求めた尾翼の全機空力特性への寄与を示す。これらの曲線もプロペラなしの状態においてはきわめて直線的であり、ほぼ妥当な特性を示している。

(iii) 尾翼胴体結合の特性

参考のために主翼を除いた尾翼胴体結合の特性を測定した。これを附図7、8に示す。 C_L および C_m はともになだらかな曲線を示し、 C_m は α が 16 deg で飽和する。横特性は β が 16 deg までの範囲では直線的に変化し、縦特性に見られたような飽和現象はこの β の範囲では見られなかった。

6.2.2 離陸形態、着陸形態の空力特性

フラップを下げた離陸形態および着陸形態のプロペラなし状態での空力特性を附図9に示す。比較のために巡航形態の結果も併せて示した。フラップ下げ形態の場合、強力なスラットおよびフラップによってきわめて大きい揚力を得ることが出来た。また、その他の空力特性も一部を除いて著しい非線形は現われなかった。

(i) 縦特性

この模型のもつ強力な高揚力装置によって附図9(a)に見られるように、最大揚力係数 C_{Lmax} は3以上を記録した。 C_{Lmax} に関しては着陸形態より離陸形態の方が大きい。失速特性は離陸形態、着陸形態ともに良好である。揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ はフラップ角により大きく変わり、また、離陸形態、着陸形態では $C_{L\alpha}$ が一定と認められる範囲がほとんどない。これは母翼に対してスラット、フラップ等のしめる割合が非常に大きく、スロットの数も多いから、これらの効果が複雑に影響しているためと思われる。フラップ角が大きくなるほど、当然抵抗が増加し、最大揚抗比は小さくなる。附図9(c)に示した測定結果における最大揚抗比は離陸形態において7.9の程度であり、巡航形態における最大揚抗比約14.3よりかなり小さい値となる(巡航形態における C_D の値は6.2.1(i)に述べた理由により尾翼なし試験の値を用いた)。 $C_L = 3$ 付近における離陸

形態の揚抗比は4.9の程度あって、この機体の高揚力装置の優秀さを示している。縦安定の非線形性は附図9(d)に見られるようにフラップ角と共に増大の傾向にある。また、迎角が0deg 附近でのフラップ角の変化にともなう C_m の変化を見ると、一般に認められているように、フラップを下げると頭下げモーメントを発生しているが、フラップ角の小さい離陸形態でフラップ角の大きい着陸形態よりも大きな頭下げモーメントが発生するという現象が見られる。この現象は本機のような複雑な高揚力装置に特有のものと思われる。

(ii) 横特性

横特性へのフラップ角の影響は比較的小さく、離陸形態、着陸形態の横特性と巡航形態の横特性との違いは小さい。ただし、 $C_{L\beta}$ の絶対値はフラップ角とともにわずかながら増加する傾向にある。また、迎角、横すべり角がともに大きい状態 ($\alpha_0 = 10 \text{ deg}$, $\beta > 15 \text{ deg}$) では着陸形態において非線形性が見られ、 $C_{L\beta}$ が正になり、 C_m が飽和する傾向が見られた。

6.3 プロペラ付き空力特性

6.3.1 離陸形態の空力特性

(i) 全機特性

離陸形態の全機特性を附図10、11に示す。

最大揚力係数 C_{Lmax} はプロペラ後流の効果により $T_c = 2.24$ で8以上を記録し、しかも、 $T_c = 0.90$ 以上では迎角が24deg に達するまで明らかな失速は認められない。揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ もプロペラ回転時には α が20deg 程度まで直線性が保たれる。また、 $T_c = 2.24$ で姿勢のトリムが可能であれば、 $\alpha = 19 \text{ deg}$ 、 $C_L = 7.0$ の附近まで定常飛行が可能になる。縦安定は $C_m \sim \alpha$ 曲線に見られるように常に安定であって、非線形性もそれほど著しくなく、プロペラ効果で主翼の失速にともなう高迎角での非線形性も消失している。

横特性のうち $C_L \sim \beta$ 曲線はプロペラ推力の影響でいくぶん変化するが、安定であり、非線形も小さく正常である。プロペラ効果による非対称モーメントが発生し、たとえば、 $T_c = 2.24$ ではプロペラなしの状態に比して $\beta = 0 \text{ deg}$ で $\Delta C_L = 0.02$ 程度の非対称を生じている。 $C_m \sim \beta$ はプロペラ付きの状態で附図11(c)に見られるような強い非線形性を示す。これはプロペラ後流が原因となっていると思われる。これに対する対策とその効果については続報で述べる予定である。

(ii) 尾翼なし特性と尾翼の寄与

離陸形態尾翼なし状態での $C_m \sim \alpha$ 曲線を附図12

に示した。 c_m は尾翼なし状態では不安定(正)であるのが普通であるが、プロペラ回転時にはプロペラ効果により多少の安定傾向を示し、中立安定に近い。

T_c が増加すればフラップ角効果により頭下げの傾向を強める。この負モーメントはその絶対値が大きいため、トリムのためには水平尾翼に大きい負担がかかる。横力は尾翼なし状態で非線形がかなりあらわれている。この非線形性は、また、直ちに c_n に反映しており、附図13に見られるように、かなり大きい。すなわち、附図11に現われている全機の非線形性は主翼—胴体結合においてすでに存在していることがわかる。

全機、尾翼なしの両特性の比較から尾翼の寄与の大きなものを附図14に示す。縦方向については、プロペラ付きのときの尾翼の寄与はすべて頭上げに働いており、 T_c が増加するにしたがい迎角の効果が減少する。横方向の c_Y 、 c_n に対する尾翼の寄与は複雑な非線形性をもっているが、大勢としては正常な効きを示している。このような非線形性についての詳しい検討は現在のデータだけでは困難である。

6.3.2 着陸形態の空力特性

(i) 全機特性

着陸形態での全機諸舵中立試験の結果を附図15、16に示す。

推力を加えることにより $c_{L_{max}}$ は増加し、 $T_c=0.44, 0.90, 1.53$ でそれぞれ4.9, 5.8, 6.9が得られた。小さい迎角では明らかに離陸形態より揚力は大きい。高迎角ではその差は小さい。失速はゆるやかであるが、離陸形態に比し揚力の飽和が多少早まる。また、 T_c による揚力傾斜の変化が離陸形態ほど明らかでない。縦揺れモーメント係数 c_m に非線形があらわれる。これは T_c の増加と共にはなはだしくなり、幅広い縦の静的不安定領域を形成する。

着陸形態では c_Y に対するプロペラの影響は小さいが、 c_l には附図16(b)に見られるような非常に大きな非線形的変化があらわれた。負の横すべり角領域では横安定が保たれているが、正の横すべり角領域ではプロペラ推力によって c_l の値が大きく変わり、不安定傾向も見られる。方向安定 $c_{n\beta}$ はプロペラ後流によって離陸形態と同様に非線形性が現われるが、全体としては安定である。その非線形性は離陸形態に比してその幅が少ない。この着陸形態の場合、 $T_c=1.53$ までのプロペラ推力について試験を行なったが、 T_c がさらに大きくなった場合には離陸形態に見られるような変

動が生じるか否かは明らかでない。

(ii) 尾翼なし特性と尾翼の寄与

着陸形態でも尾翼なし状態の試験を行なった。

尾翼なし状態における c_m は、その変化のあり方および変化量において、離陸形態のそれと大差はない。無尾翼での c_m は比較的直線的であるから、上述の全機特性における非線形性は尾翼に対する主翼の吹き下しの状況から生じていると見なくてはならない。全機特性での上反角効果 $c_{l\beta}$ の非線形性は尾翼なし状態でもそのまま現われていて、これに対する尾翼の寄与は比較的少ないことがわかる。無尾翼での片揺れモーメント係数曲線 $c_n \sim \beta$ にも非線形は存在するが、全機の c_n に対する尾翼の寄与については離陸形態と同様のことが言える。

6.4 諸舵の効果(着陸形態)

6.4.1 水平尾翼取り付け角効果

水平尾翼取り付け角効果の代表例としてプロペラなしおよび $T_c=0.90$ の場合を附図17、18に示す。

水平尾翼取り付け角 $i_{ht}=-5\text{deg}$ では低迎角において水平尾翼の効きが激減するという非線形性が現われ、取り付け角を負とした効果がない。また、その範囲は T_c の増大にしたがいだんだんと広められる傾向を持ち、 $T_c=1.53$ の場合には $\alpha=10\text{deg}$ 以上まで広がる。この原因は水平尾翼が負の流入角によって失速しているためと推定される。この傾向は取り付け角 i_{ht} を増せば消滅する方向にあるが、 $T_c=0.90$ の場合には $i_{ht}=0\text{deg}$ においてもなお現われている。この非線形性を除外すれば、水平尾翼取り付け角の効果 $\partial c_m / \partial i_{ht}$ は -0.054deg^{-1} の程度である。

6.4.2 昇降舵効果

昇降舵効果の代表例としてプロペラなしおよび $T_c=0.90$ の場合を附図19、20に示す。

縦揺れモーメント曲線 $c_m \sim \alpha$ は昇降舵角 δ_e を負角にすると水平尾翼取り付け角 i_{ht} が負のときと同様な傾向になる。しかし、昇降舵の効きはプロペラ推力の大きさにかわらずほぼ一定であり、その値 $c_{m\delta_e}$ は -0.02deg^{-1} 程度である。すなわち、推力の大きさは昇降舵の効きに影響しないと言えよう。なお、附図15と附図19、20とを併せて検討することにより、本機は $|\delta_e| \leq 30\text{deg}$ の昇降舵角内で失速に到るすべての迎角でトリムが可能であることがわかる。

6.4.3 方向舵効果

方向舵効果の代表例としてプロペラなし、 $T_c=0.90$

の場合を附図 21, 22 に示す。

設定迎角 $\alpha_s = 0 \text{ deg}$ のとき垂直尾翼の失速は認められないが、設定迎角 α_s を 10 deg にすると、方向舵角 $\delta_r = 0 \text{ deg}$ のとき $\beta = 24 \text{ deg}$ で、 $\delta_r = -30 \text{ deg}$ のとき $\beta = 16 \text{ deg}$ で失速する。この失速角 β はプロペラ推力 T_c にはあまり関係なく一定であり、方向舵角 δ_r が減少するにしたがい β も減少する傾向にある。

この失速を除外すれば、方向舵の効きは迎角、横すべり角、プロペラ推力の値にかかわらずほぼ一定であり、 C_{nr} は -0.002 deg^{-1} 程度の値である。

方向舵による横揺れモーメント係数 C_l への影響はプロペラなしの場合には附図 21(b) のように素直であり、 $C_{l_r} = 0.0006 \text{ deg}^{-1}$ 程度の値であるが、 $T_c = 0.90$ の場合には $C_l \sim \beta$ の非線形性に大きく影響されて好ましくない性質を示している。

6.4.4 補助翼効果

着陸形態における補助翼効果の代表例として、プロペラなしおよび $T_c = 0.90$ の場合を附図 23, 24 に示す。いずれの図も右側補助翼のみを変角した場合の測定値である。

補助翼の効き $\Delta C_{l_{\alpha_R}}$ は迎角 α および舵角 δ_{α_R} の大きさによって複雑に変化し、しばしば逆効きの状態があらわれる。また、効きの大きさも十分とは言えない。これは外翼のベーン、フラップレソンの配置が $\delta_{\alpha} = 0 \text{ deg}$ で揚力発生に対して最適となるようにという揚力中心の考え方で設計されたためであろう。 $\delta_{\alpha_R} < 0$ での効き $C_{l_{\alpha_R}}$ はプロペラなし、 $\alpha = 0 \text{ deg}$ で -0.0026 deg^{-1} の程度である。

補助翼による片揺れモーメント $C_{n_{\delta_{\alpha_R}}}$ は全般に正の値を持ち、 $\alpha = 0 \text{ deg}$ で 0.00056 deg^{-1} 程度もあり、補助翼の効き $C_{l_{\alpha_R}}$ に比して大きい。すなわち、大きな adverse yaw 発生の方向にある。

7. ま と め

スラットおよびフラップからなる強力的な高揚力装置をもつ双発 STOL 機について、かかる STOL 機に特有の空力特性を把握するための風洞試験を行なった。本機は着陸形態においてプロペラなしの状態でも最大揚力係数 3、プロペラ推力 T_c が 1.53 の場合に最大揚力係数 7 という高揚力の発生が可能であることがわかったが、一方において、このような高揚力の発生に附随して生じるいくつかの問題点も見出された。その一つは大きいフラップ角をとる着陸形態時の静的縦安定

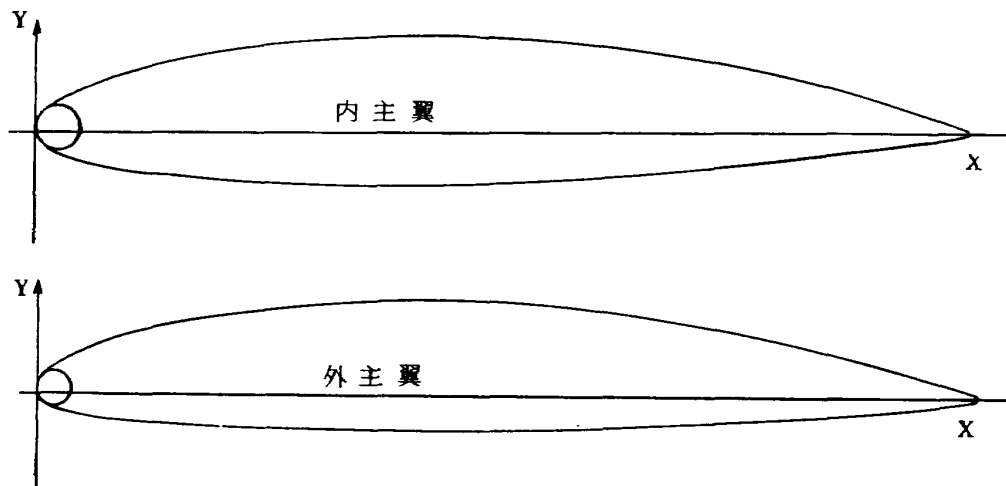
$C_{m_{\beta}}$ の非線形である。第 2 はプロペラ推力が大きいときに現われる方向安定 $C_{n_{\beta}}$ の非線形であり、第 3 は補助翼の効きが不十分で、かつ、非線形性を示す点である。これらの問題点は尾翼の形状、配置、主翼—胴体結合の調査、補助翼兼用の外翼フラップの設定角度の選定等に検討を加えることで解決しうるものもあると考えられるので、さらに、調査、研究を進める必要がある。

8. あとがき

この風洞試験は防衛庁技術研究本部第三研究所の方々を含む多くの方々を負うところが極めて大きい。とくに、明治大学山名正夫教授、東京大学中口博教授、防衛庁技術研究本部第三研究所大森幸衛所長の御指導を得て行なわれた。なお、翼型の設計、プロペラの設計ならびに推力検定は同上第三研究所で行なわれた。さらに、当所高木廣治機体第一部長、犬丸矩夫新型航空機第三研究グループリーダーに直接の御指導を戴いた。ここに謝意を表わします。

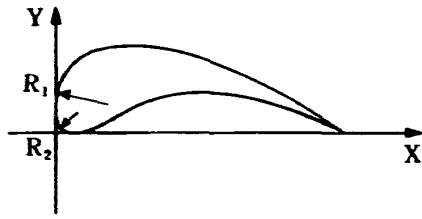
文 献

- 1) 重見孝, 廣岡貫一; 航空宇宙技術研究所大型低速風洞について, 日本航空学会誌, 1967年12月
- 2) 佐藤淳造; 大型低速風洞壁面効果補正要領, 航空宇宙技術研究所資料, TM-237, 1972年11月



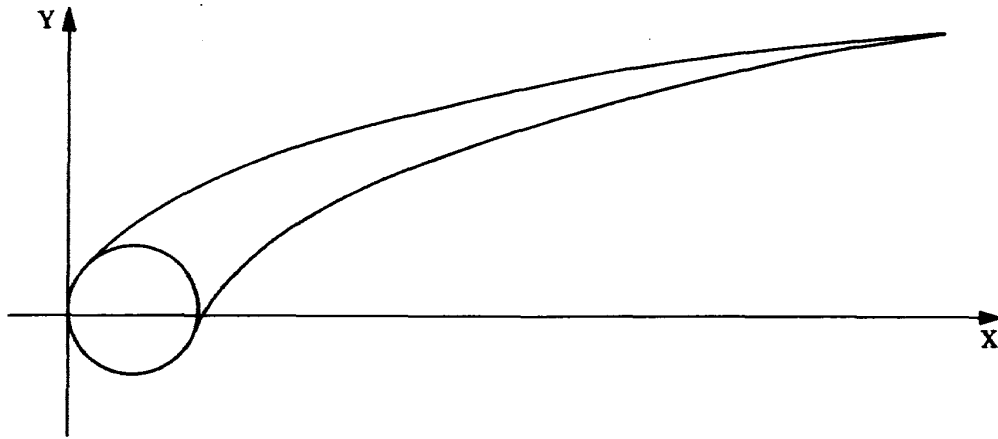
内 主 翼			外 主 翼		
X	Y_U	Y_L	X	Y_U	Y_L
0.00	—	0.00	0.00	—	0.00
3.33	6.29	-4.83	3.33	6.29	-3.95
6.67	8.75	-6.66	6.67	8.75	-5.23
13.33	12.35	-9.12	13.33	12.32	-6.75
20.00	14.99	-10.45	20.00	14.94	-7.68
26.67	17.15	-11.49	26.67	17.02	-8.35
40.00	20.38	-13.01	40.00	20.22	-9.33
53.33	22.86	-14.00	53.33	22.56	-9.89
66.67	24.64	-14.75	66.67	24.40	-10.27
80.00	25.90	-15.23	80.00	25.66	-10.43
106.67	27.07	-15.42	106.67	26.88	-10.37
133.33	26.88	-14.86	133.33	26.46	-9.68
160.00	24.91	-13.20	160.00	24.48	-8.61
186.67	21.50	-10.88	186.67	20.72	-7.25
213.33	16.67	-7.79	213.33	15.28	-5.60
240.00	9.55	-4.32	240.00	8.37	-3.41
253.33	5.20	-2.45	253.33	4.48	-2.05
266.67	0.13	-0.13	266.67	0.37	-0.37
前 缘 半 径		5.87	前 缘 半 径		5.12
前 缘 倾 斜		11 : 1.0	前 缘 倾 斜		10 : 1.85

附表 1 主翼断面座標 (单位 mm)



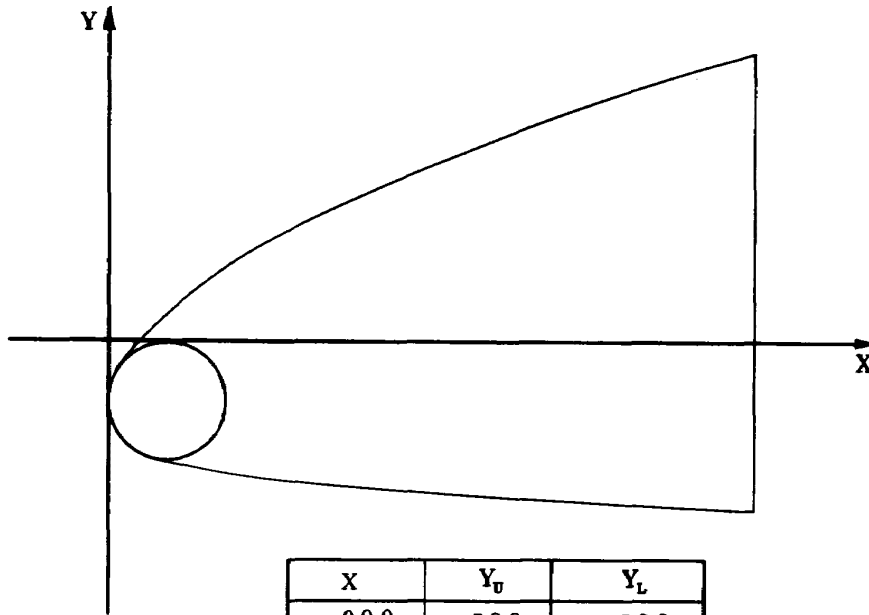
X	Y_U	Y_L
0.00	2.59	2.59
1.73	—	0.00
4.00	7.39	0.59
5.33	7.73	1.33
8.00	8.00	2.77
10.67	7.79	3.52
13.33	7.09	3.79
16.00	5.95	3.65
18.67	4.72	3.15
21.33	3.28	2.37
24.00	1.68	1.28
26.67	0.00	0.00
前縁半径 R_1		4.75
前縁半径 R_2		1.60

附表 2(a) 内側第1スラット断面座標 (単位mm)



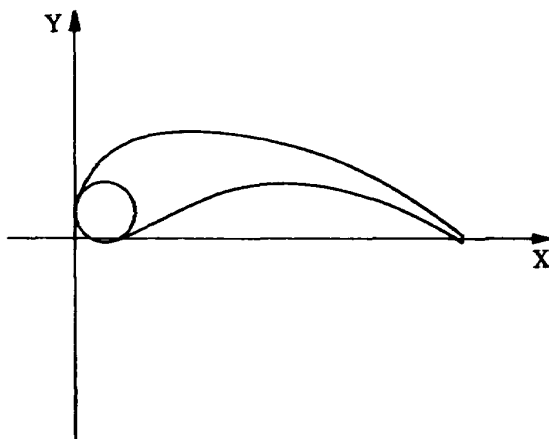
X	Y_U	Y_L
0.00	0.53	0.53
3.33	6.29	—
6.67	8.75	—
13.33	12.35	1.63
20.00	14.99	7.92
26.67	17.15	11.55
40.00	20.38	16.22
53.33	22.86	20.14
66.67	24.64	23.34
80.00	25.90	25.90
前縁半径		5.88

附表 2(b) 内側第2スラット断面座標 (単位mm)



X	Y_U	Y_L
0.00	-5.33	-5.33
5.33	2.56	-10.99
12.00	7.28	-12.32
18.67	10.93	-13.01
32.00	16.70	-14.00
45.33	21.79	-14.75
58.67	25.90	-15.23
前縁半径		5.33

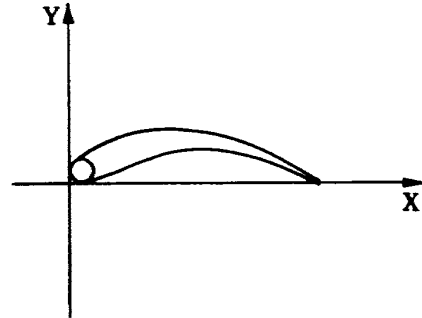
附表 2(c) 内側母翼前縁部断面座標 (単位 mm)



X	Y_U	Y_L
0.00	2.18	—
3.52	7.62	-0.37
7.04	9.03	1.00
10.56	9.50	2.88
14.08	9.33	4.16
17.60	8.78	4.73
21.12	7.12	4.70
24.64	6.65	4.12
28.16	5.00	3.10
31.68	2.86	1.60
35.20	0.20	-0.20
前縁半径		2.57

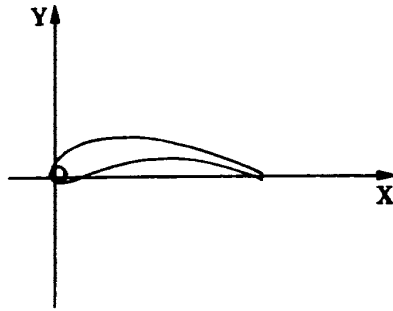
附表 2(d) 内側第 1 ベーン断面座標 (単位 mm)

X	Y_U	Y_L
0.00	0.78	—
2.27	3.38	-0.08
4.54	4.31	1.00
6.80	4.73	2.10
9.07	4.90	2.83
11.34	4.76	3.14
13.61	4.36	3.08
15.88	3.68	2.70
18.14	2.78	2.00
20.41	1.62	0.98
22.67	0.20	-0.20
前縁半径		1.23



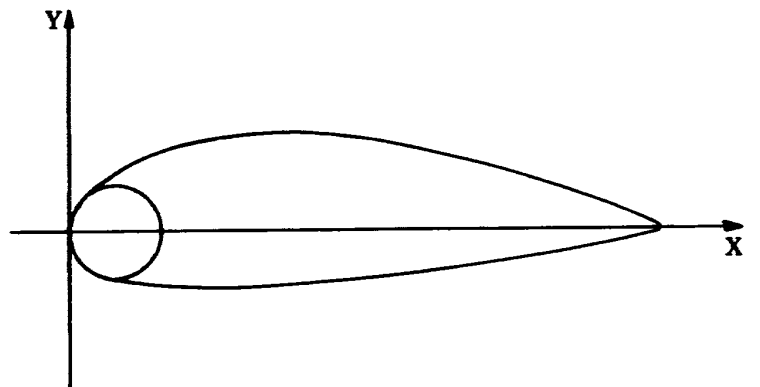
附表 2(e) 内側第 2 ベーン断面座標 (単位 mm)

X	Y_U	Y_L
0.00	0.90	—
1.87	2.80	-0.25
3.74	3.52	0.40
5.61	3.73	1.04
7.48	3.67	1.48
9.35	3.39	1.65
11.21	2.98	1.60
13.08	2.50	1.32
14.95	1.87	0.90
16.82	1.10	0.40
18.69	0.20	-0.20
前縁半径		0.75

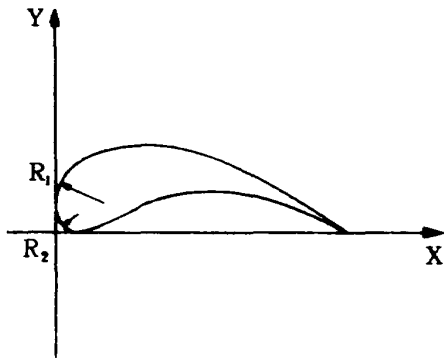


附表 2(f) 内側第 3 ベーン断面座標 (単位 mm)

X	Y_U	Y_L
0.00	0.00	0.00
1.33	3.02	-2.96
2.67	4.33	-3.79
5.33	6.06	-4.49
10.67	7.80	-5.07
16.00	8.57	-5.07
21.33	8.54	-4.78
26.67	8.09	-4.22
32.00	7.18	-3.52
37.33	5.87	-2.75
42.66	4.22	-2.08
43.00	2.35	-1.28
50.67	1.39	-0.88
53.33	0.37	-0.37
前縁半径		4.00

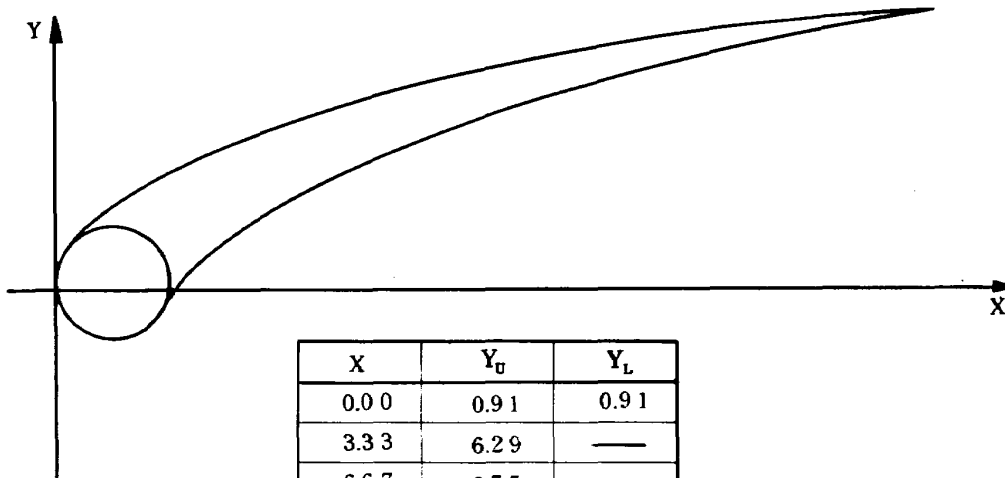


附表 2(g) 内側フラップ断面座標 (単位 mm)



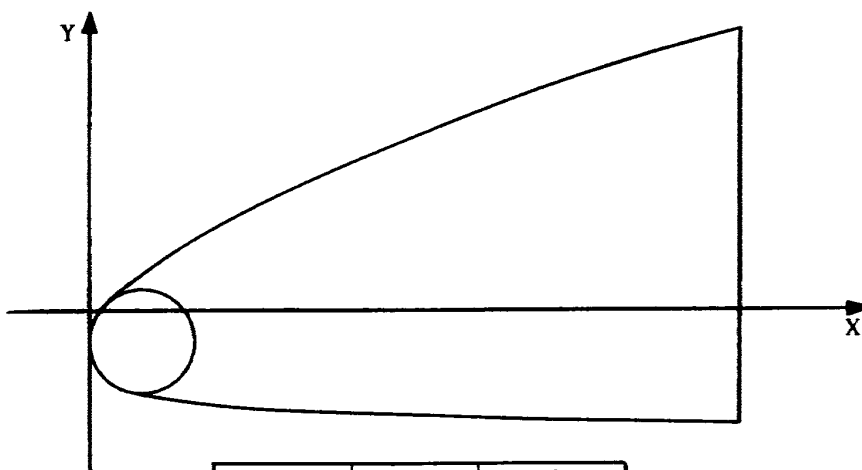
X	Y_U	Y_L
0.00	25.9	25.9
1.73	—	0.00
4.00	7.39	0.59
5.33	7.73	1.33
8.00	8.00	2.77
10.67	7.79	3.52
13.33	7.09	3.79
16.00	5.95	3.65
18.67	4.72	3.15
21.33	3.28	2.37
24.00	1.68	1.28
26.67	0.00	0.00
前縁半径 R_1		4.75
前縁半径 R_2		1.60

附表3(a) 外側第1スラット断面座標(単位mm)



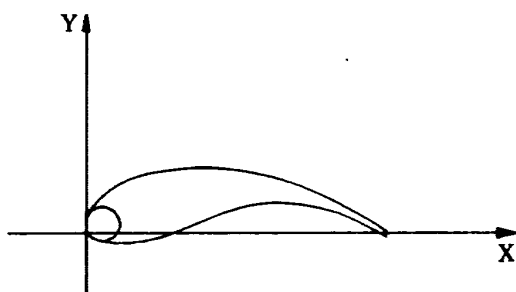
X	Y_U	Y_L
0.00	0.91	0.91
3.33	6.29	—
6.67	8.75	—
13.33	12.32	2.80
20.00	14.94	7.92
26.67	17.02	11.33
40.00	20.22	16.06
53.33	22.56	19.82
66.67	24.40	22.99
80.00	25.66	25.66
前縁半径		5.12

附表3(b) 外側第2スラット断面座標(単位mm)



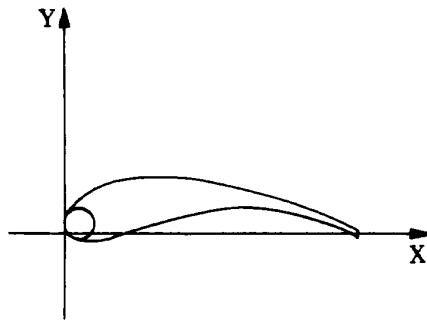
X	Y_U	Y_L
0.00	—	-3.20
5.33	3.97	-8.08
12.00	8.08	-8.96
18.67	11.39	-9.33
32.00	16.80	-9.89
45.33	21.52	-10.27
58.67	25.66	-10.43
前縁半径		4.61

附表3(c) 外側母翼前縁部断面座標 (単位mm)



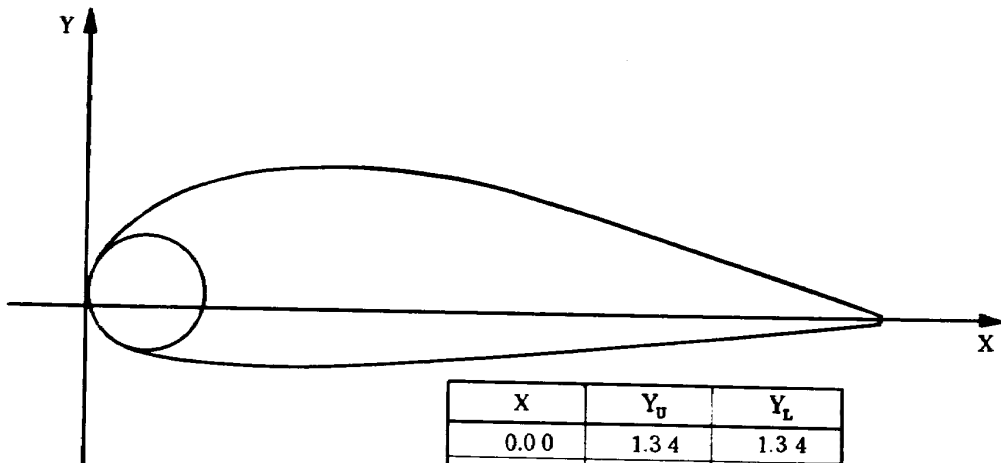
X	Y_U	Y_L
0.00	1.28	0.00
2.67	4.20	-1.10
5.33	5.40	-0.76
8.00	5.88	0.03
10.67	5.98	1.13
13.33	5.75	2.10
16.00	5.20	2.60
18.67	4.36	2.63
21.33	3.29	2.18
24.00	1.92	1.23
26.67	0.20	-0.20
前縁半径		1.45

附表3(d) 外側第1ベーン断面座標 (単位mm)



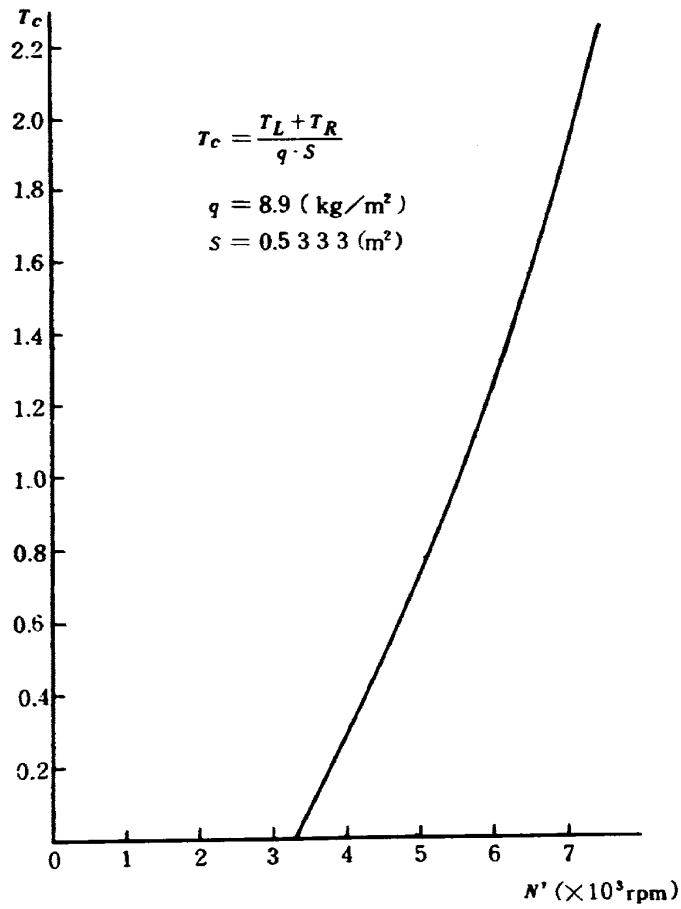
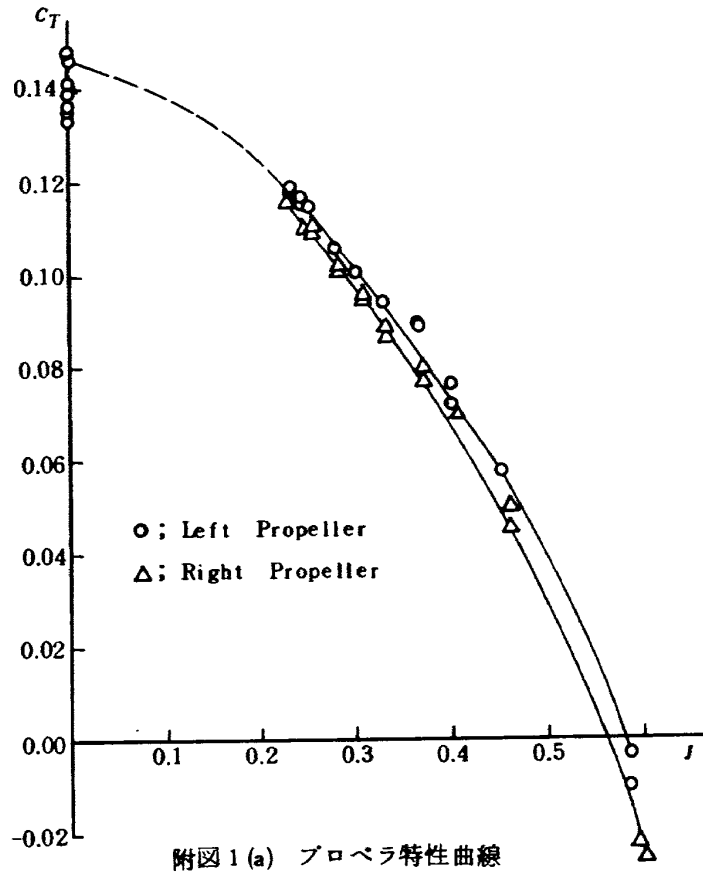
X	Y_U	Y_L
0.00	1.50	0.00
2.67	4.15	-0.87
5.33	5.00	-0.03
8.00	5.17	0.80
10.67	5.04	1.65
13.33	4.67	2.10
16.00	4.12	2.23
18.67	3.40	2.07
21.33	2.50	1.56
24.00	1.43	0.78
26.67	0.20	-0.20
前縁半径		1.45

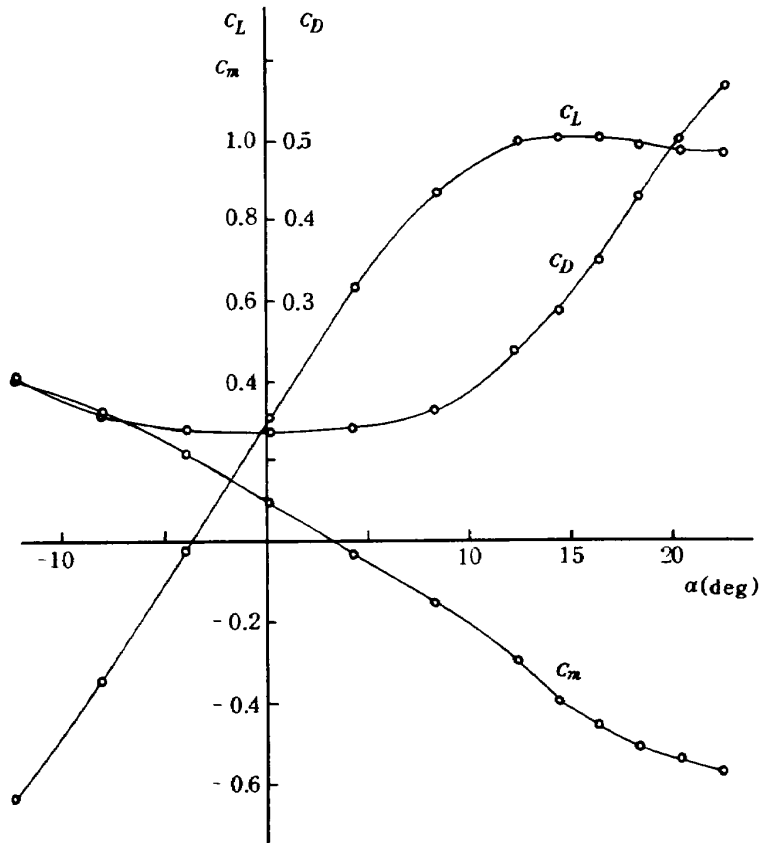
附表3(e) 外側第2ベーン断面座標 (単位mm)



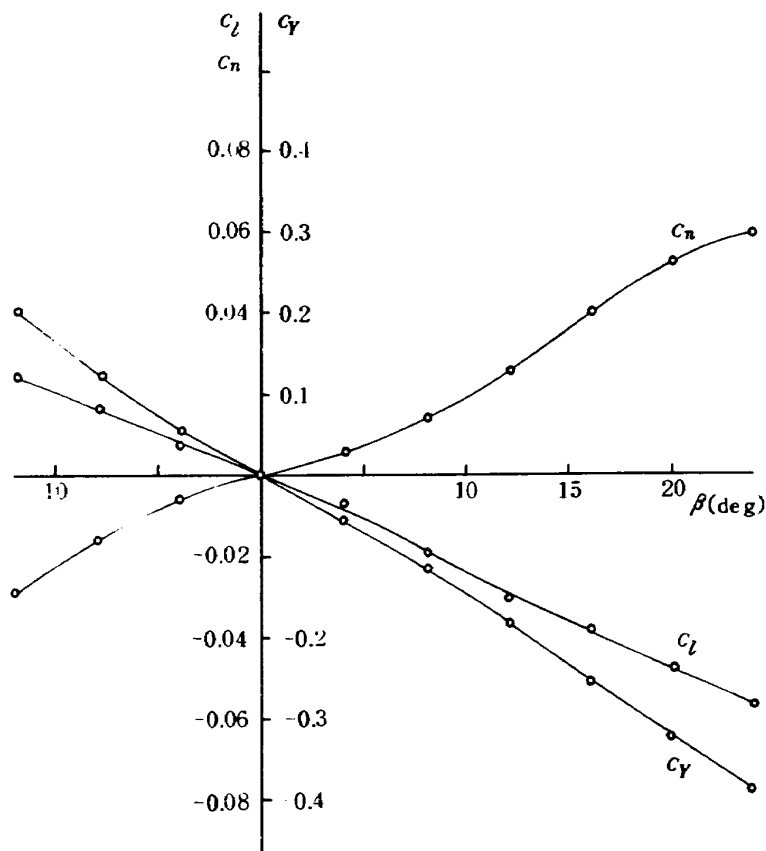
X	Y_U	Y_L
0.00	1.34	1.34
1.81	5.72	-2.59
3.61	7.62	-3.74
7.22	9.87	-4.68
14.44	12.19	-5.35
21.66	13.10	-5.35
28.88	12.89	-4.89
36.10	11.63	-4.33
43.32	9.57	-3.69
50.54	7.35	-2.94
57.76	5.03	-2.11
64.98	2.62	-1.28
68.59	1.55	-0.83
72.20	0.37	-0.37
前縁半径		5.34

附表3(f) 外側フラップ (補助翼兼用)
断面座標 (単位mm)

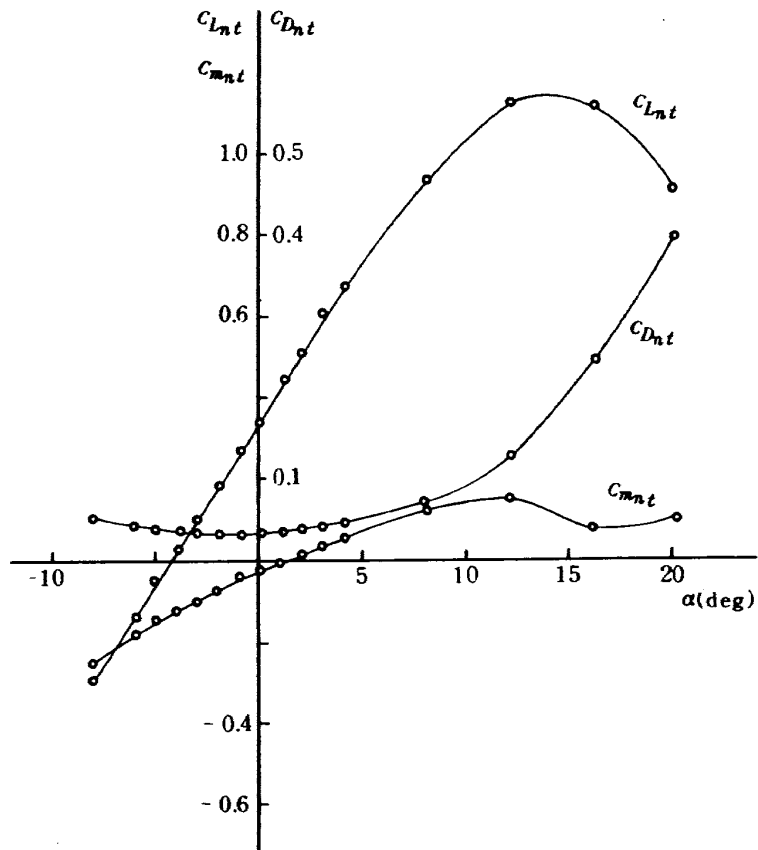




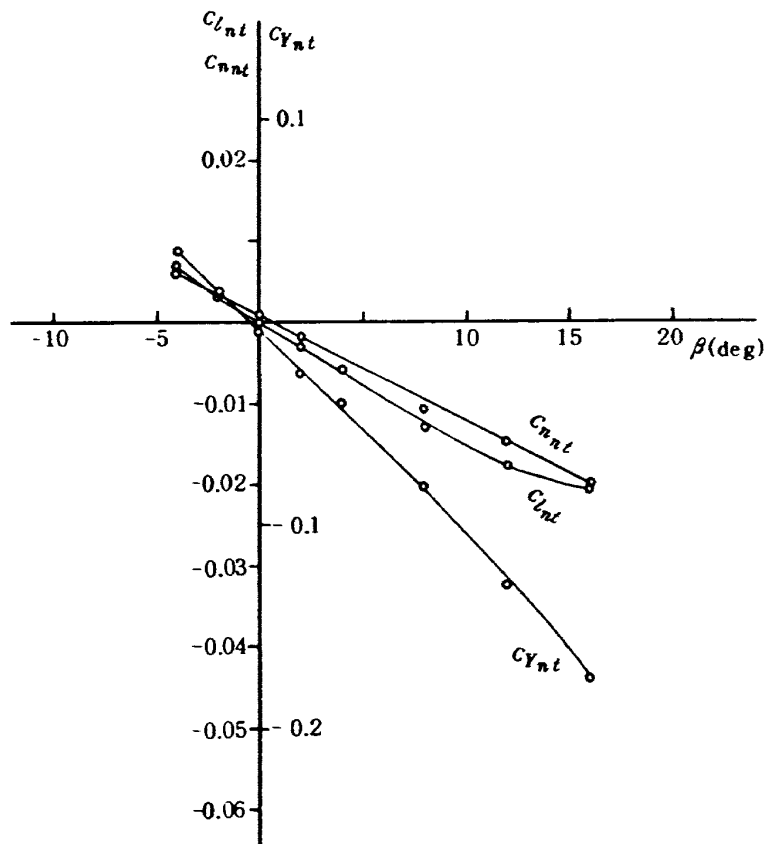
附図2 巡航形態、全機諸舵中立縦特性
(プロペラなし, $q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



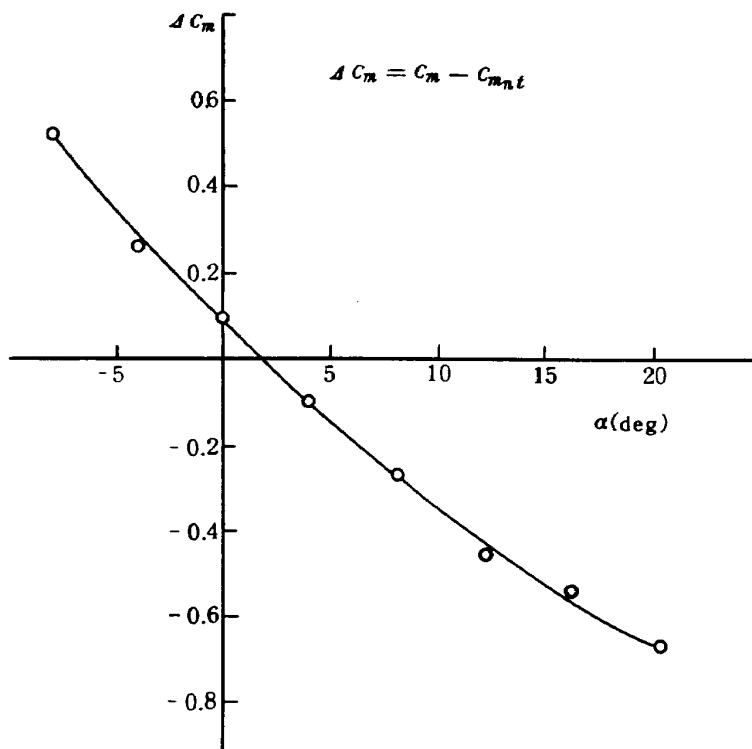
附図3 巡航形態、全機諸舵中立横特性
(プロペラなし, $q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_0 = 0 \text{ deg}$)



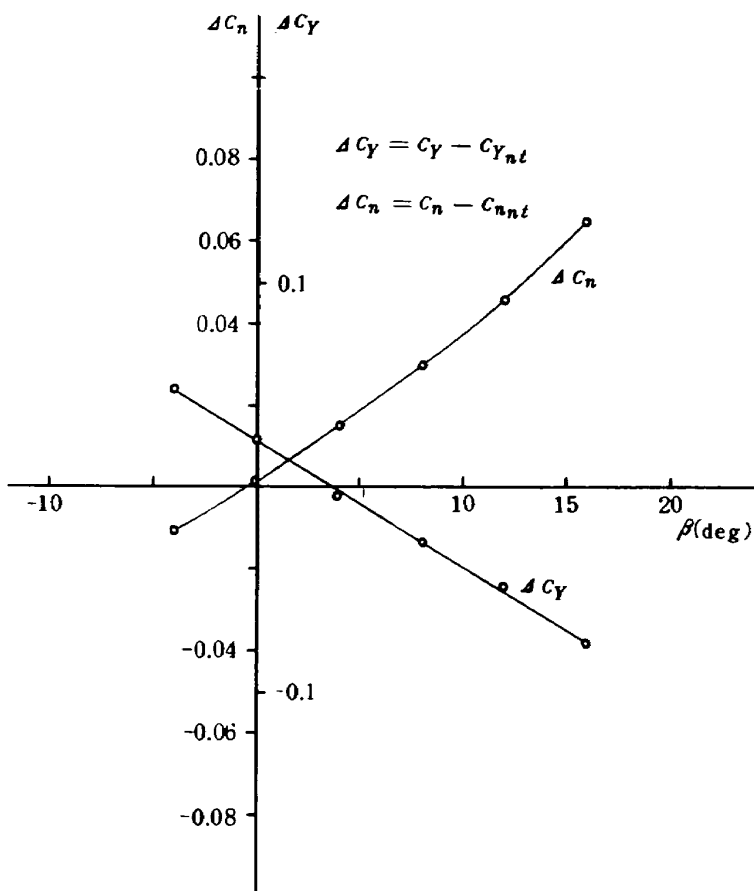
附図4 巡航形態, 尾翼なし縦特性
(プロペラなし $q_s = 100 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



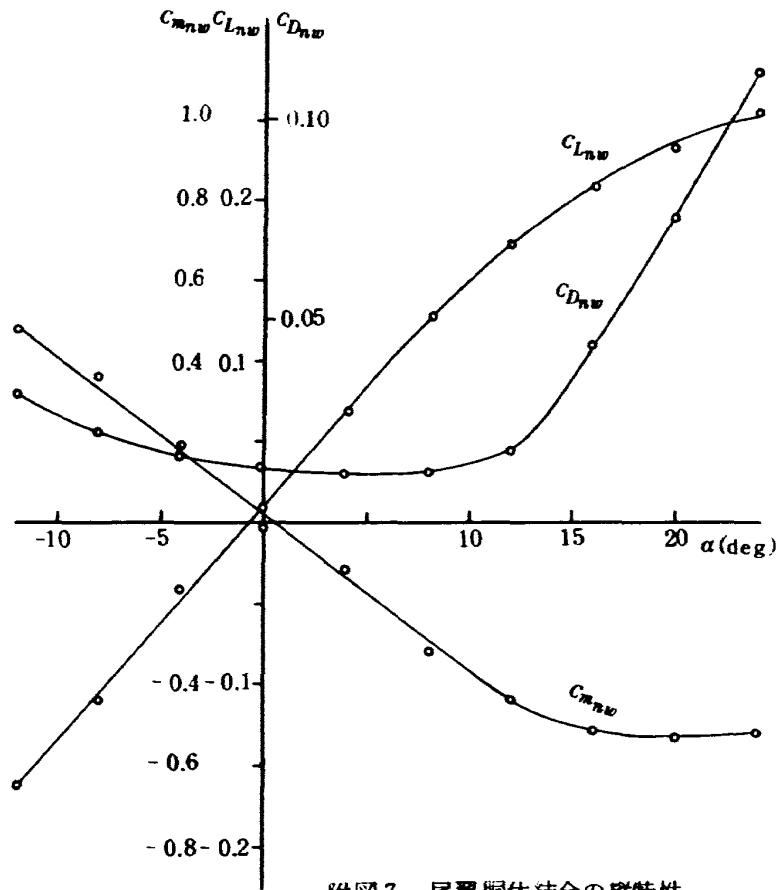
附図5 巡航形態, 尾翼なし横特性
(プロペラなし $q_s = 100.0 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_s = -0.2 \text{ deg}$)



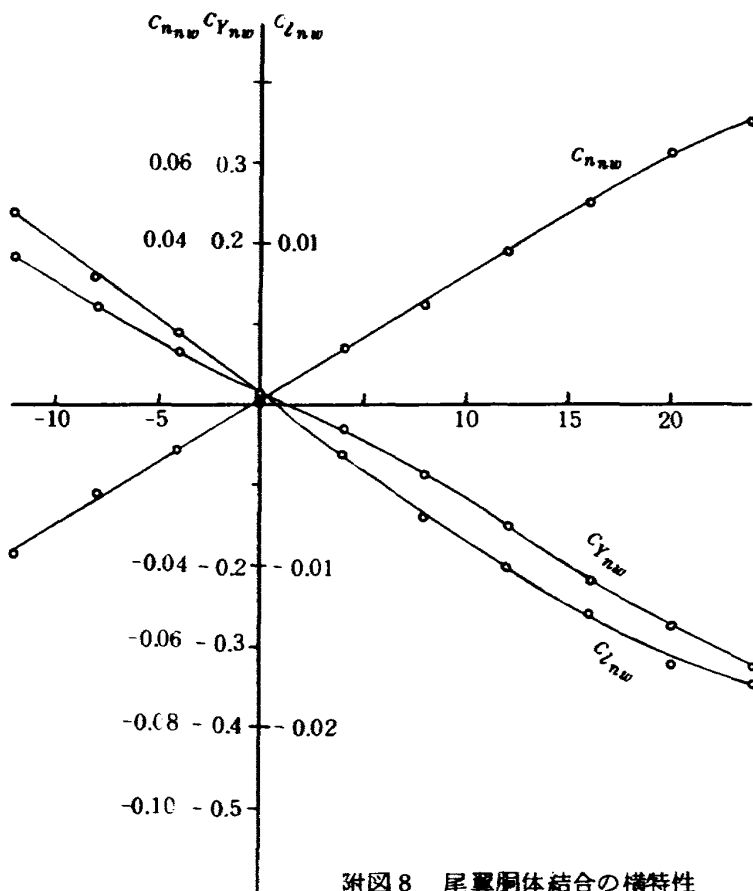
附図 6 (a) 巡航形態における尾翼の寄与
(プロペラなし, $\beta=0$ deg)



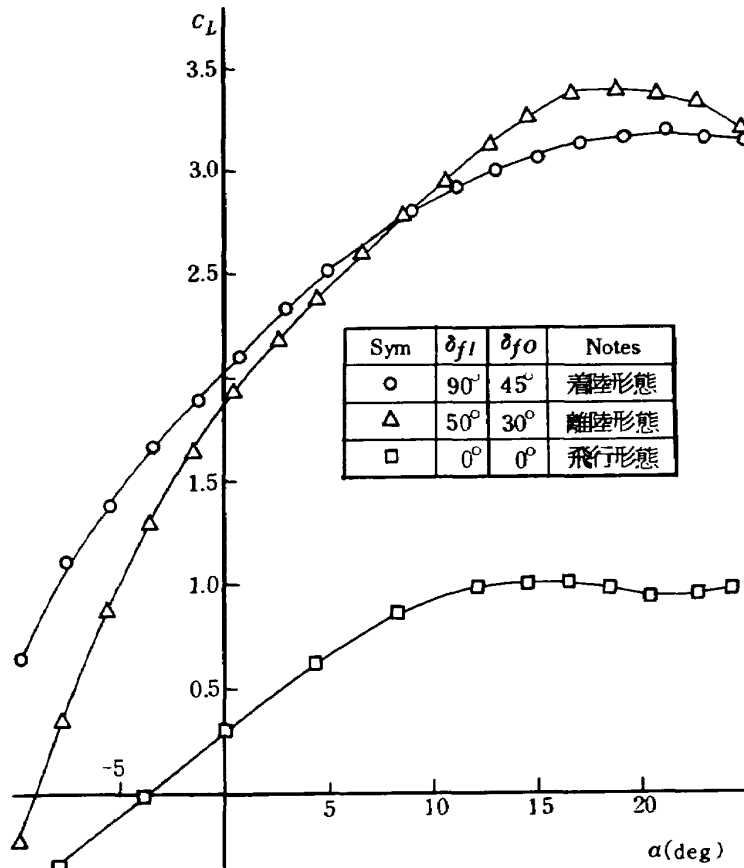
附図 6 (b) 巡航形態における尾翼の寄与
(プロペラなし, $\alpha=0$ deg)



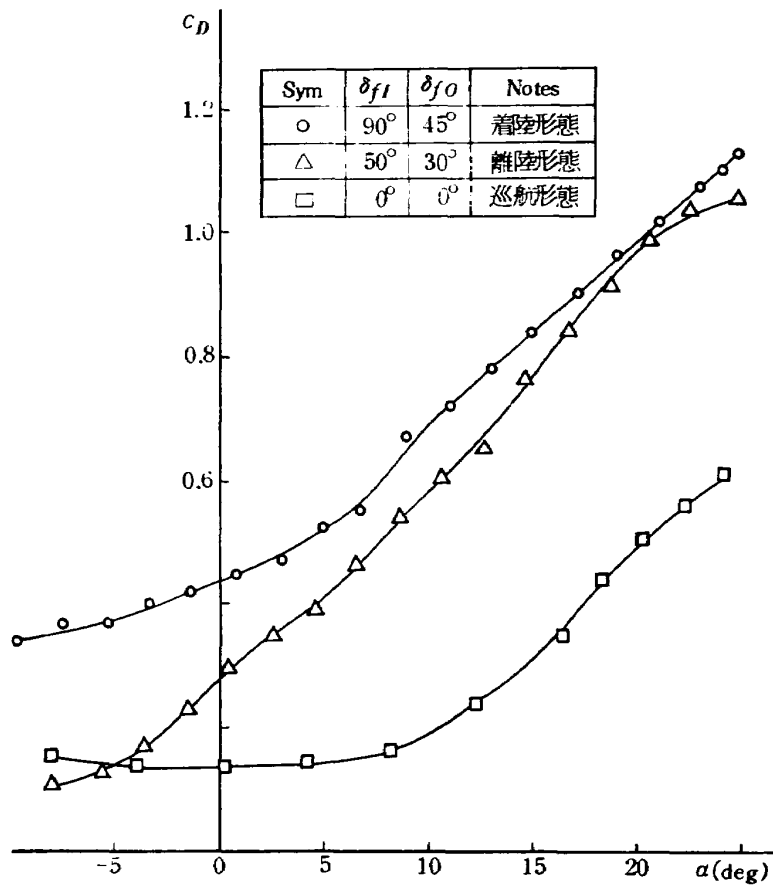
附図7 尾翼胴体結合の縦特性
($q_s = 24.0 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



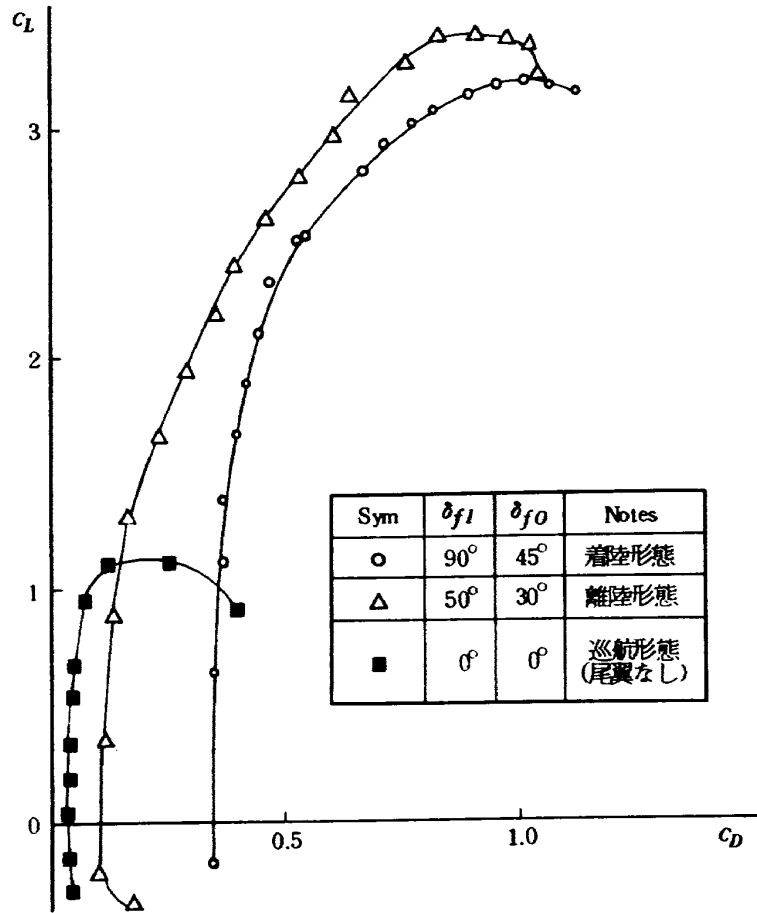
附図8 尾翼胴体結合の横特性
($q_s = 24.0 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



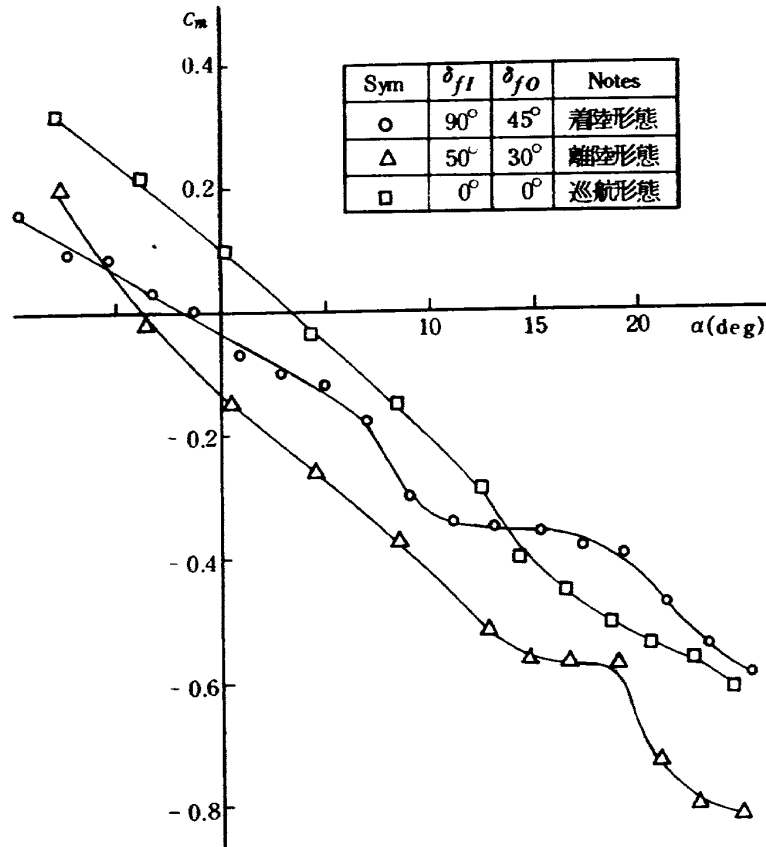
附図9(a) 巡航, 離陸, 着陸形態 全機諸舵中立 縦特性
(プロペラなし, $q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



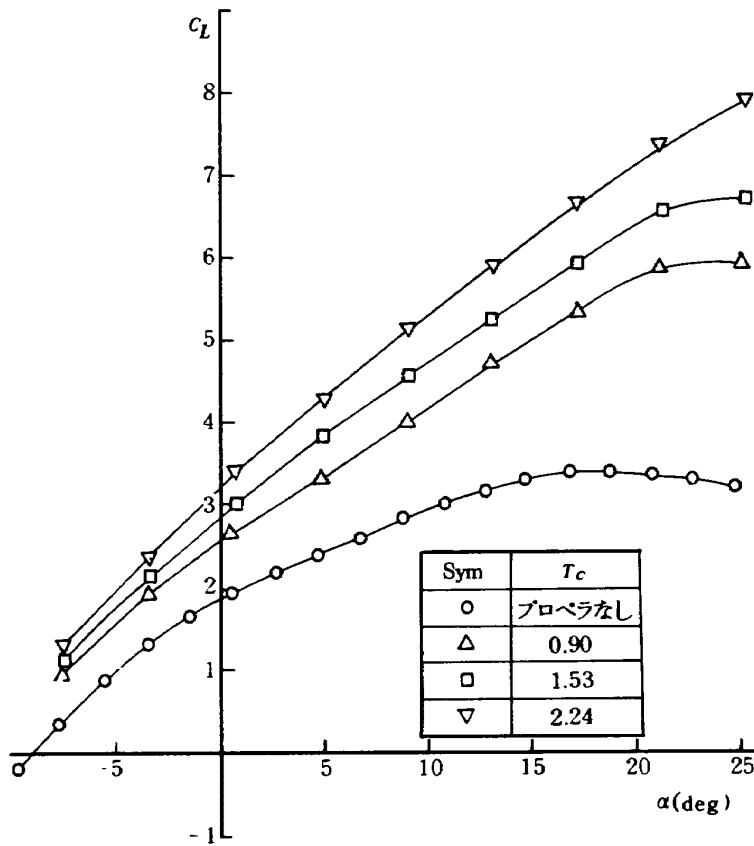
附図9(b) 巡航, 離陸, 着陸形態 全機諸舵中立 縦特性
(プロペラなし, $q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



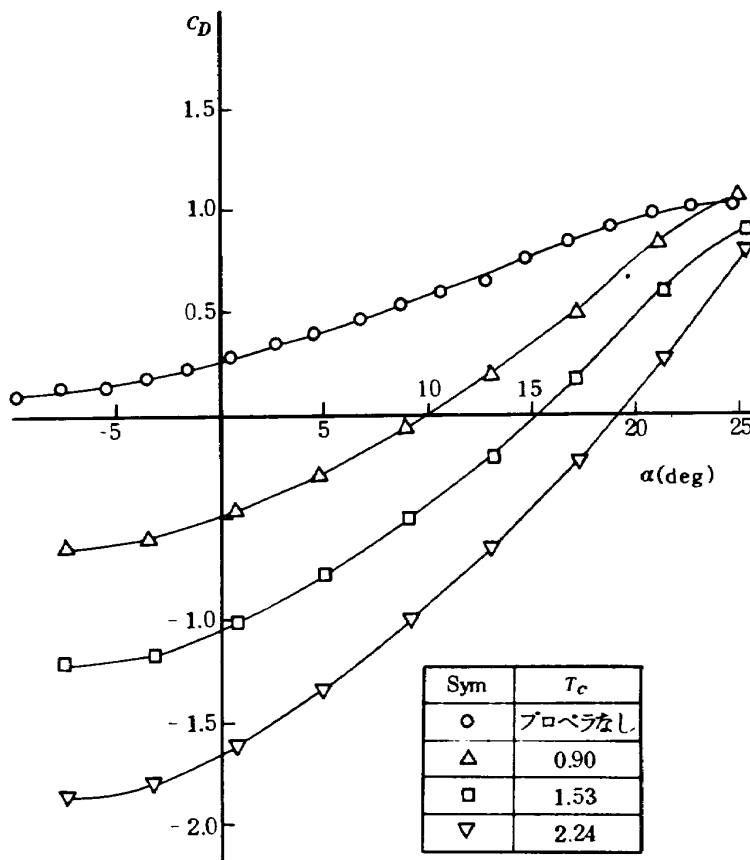
附図 9(c) 巡航, 離陸, 着陸形態全機諸舵中立縦特性
(プロペラなし, $q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



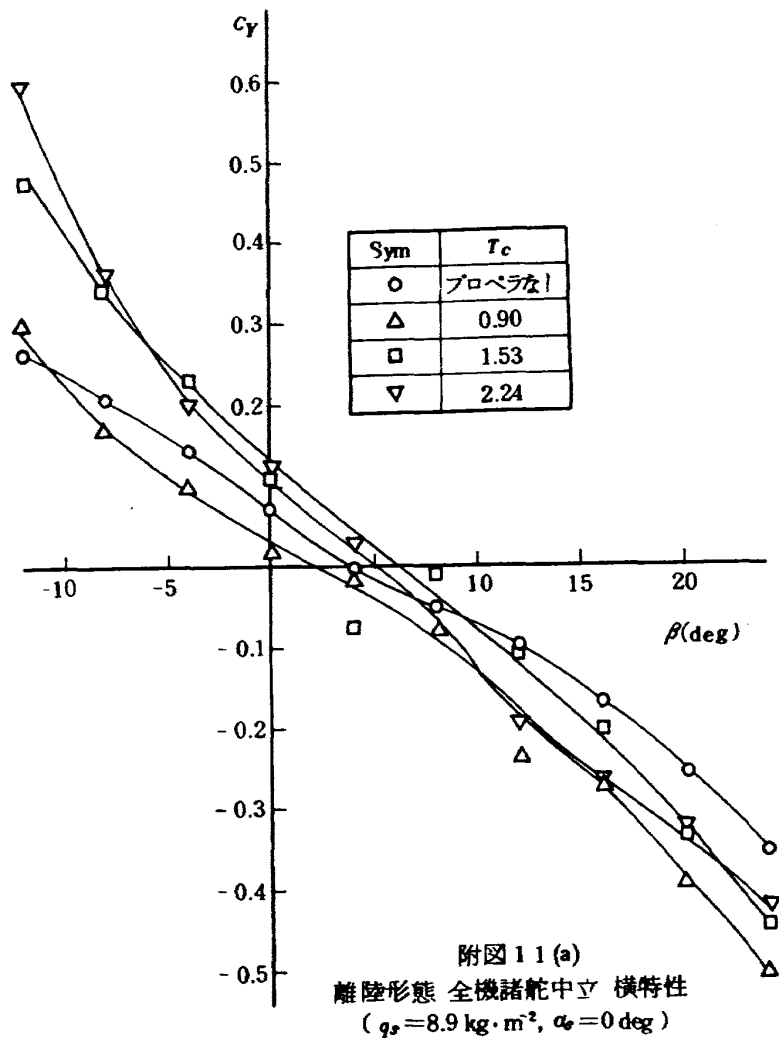
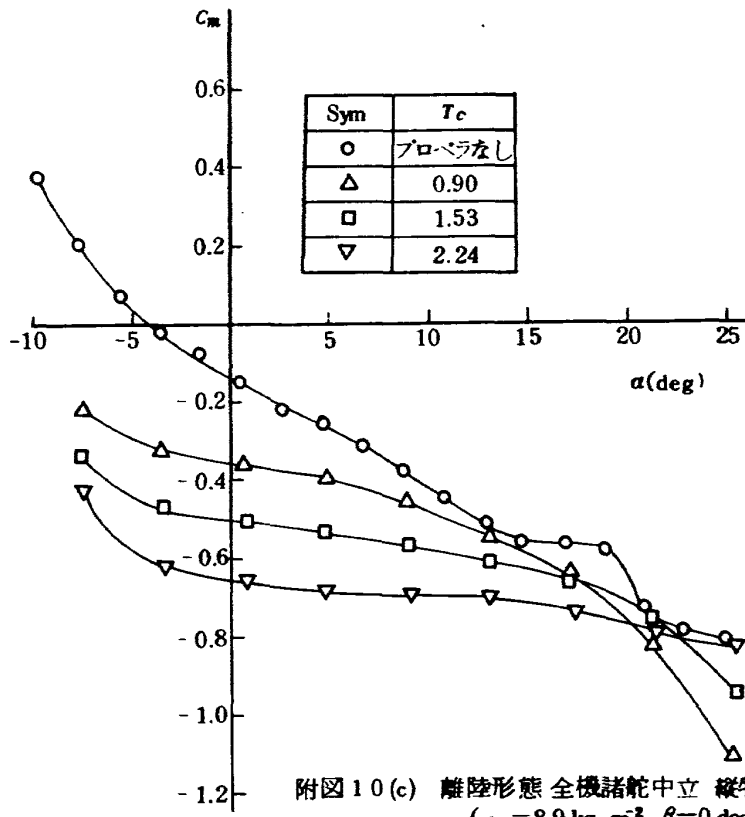
附図 9(d) 巡航, 離陸, 着陸形態全機諸舵中立縦特性
(プロペラなし, $q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

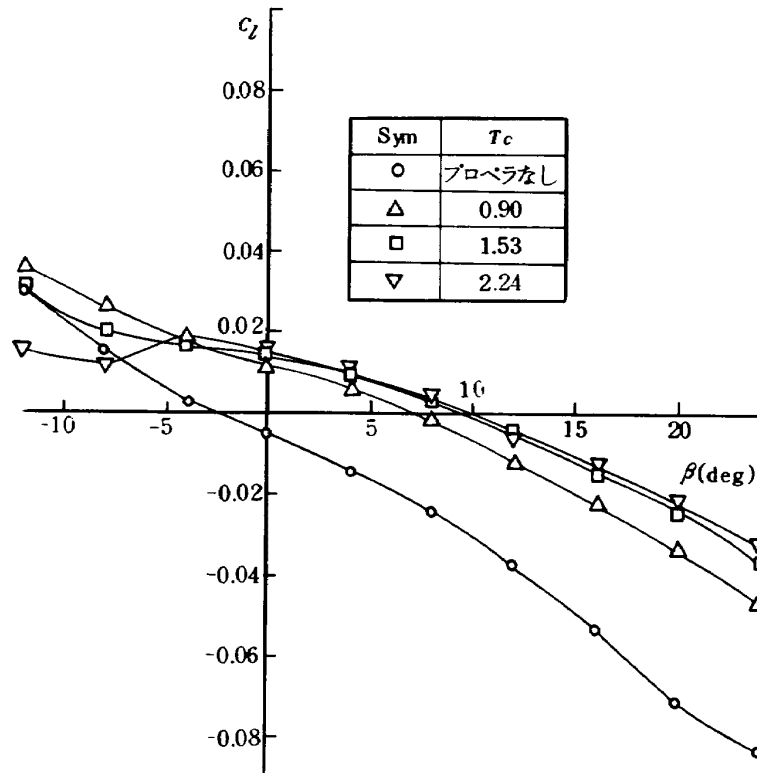


附図 10 (a) 離陸形態 全機諸舵中立 縦特性
 ($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

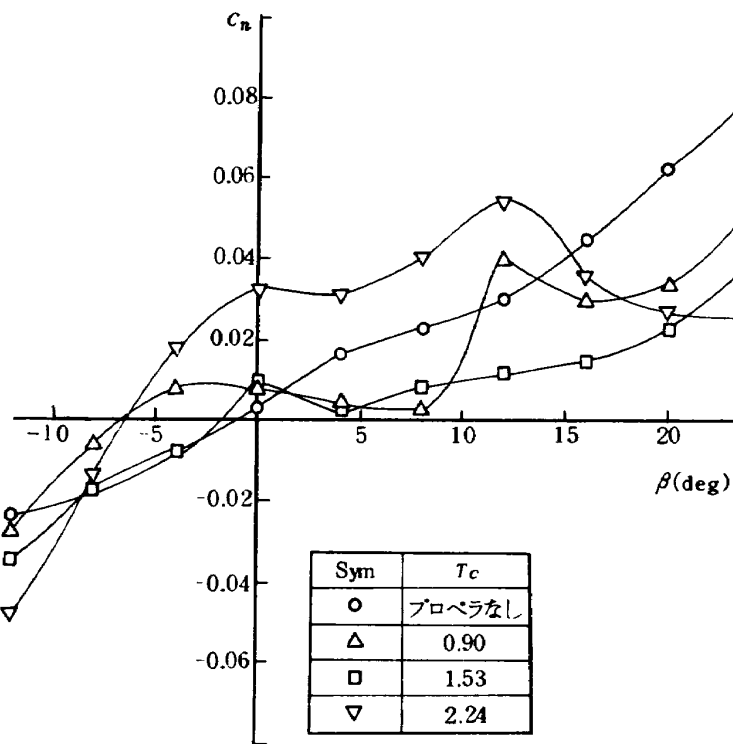


附図 10 (b) 離陸形態 全機諸舵中立 縦特性
 ($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

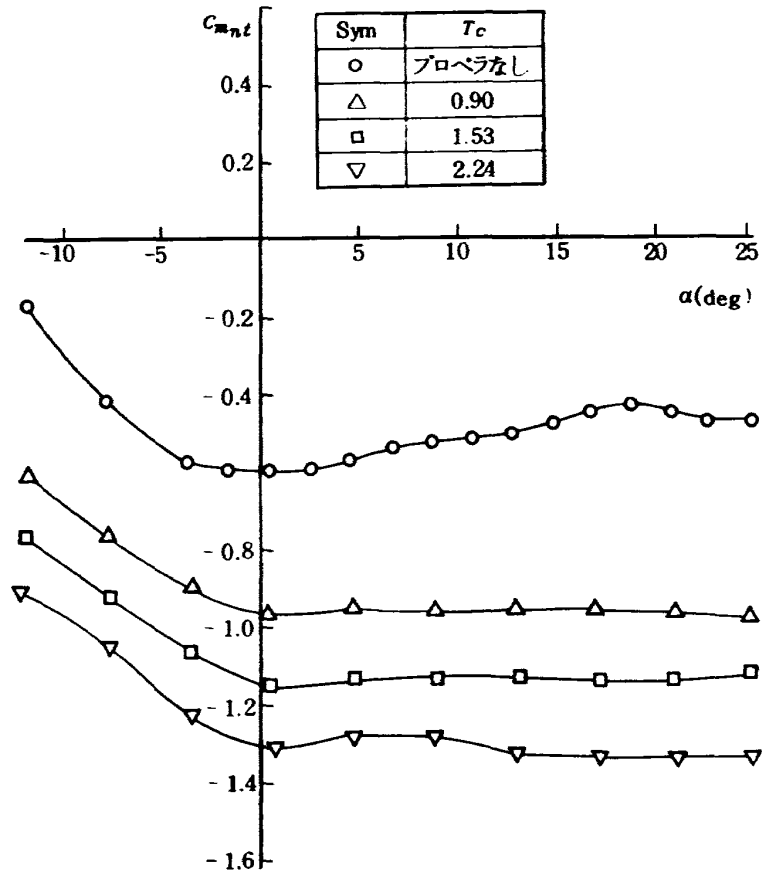




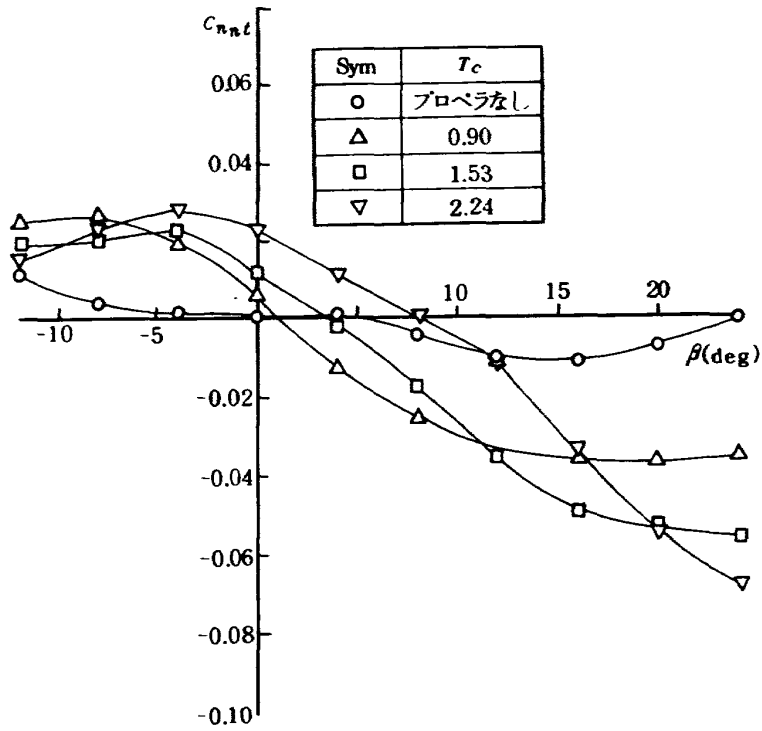
附図 11 (b) 離陸形態 全機諸舵中立 横特性
 ($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



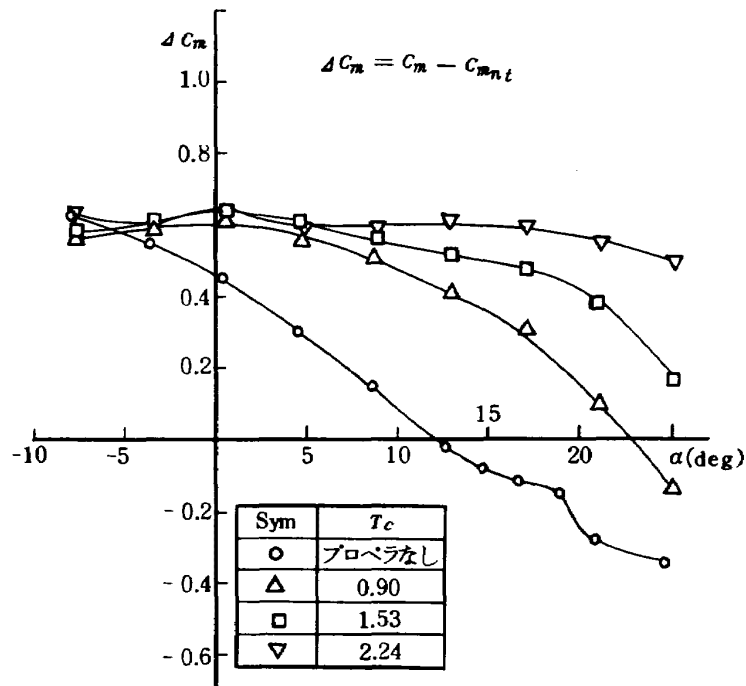
附図 11 (c) 離陸形態 全機諸舵中立 横特性
 ($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



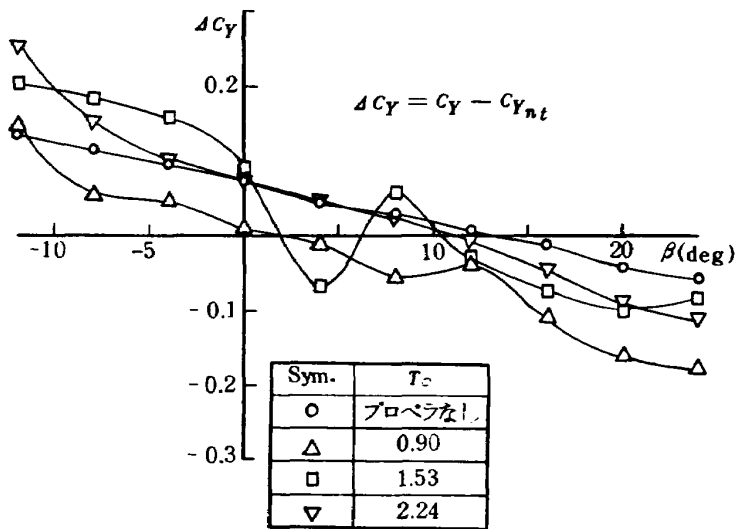
附図12 離陸形態尾翼なし縦特性
($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



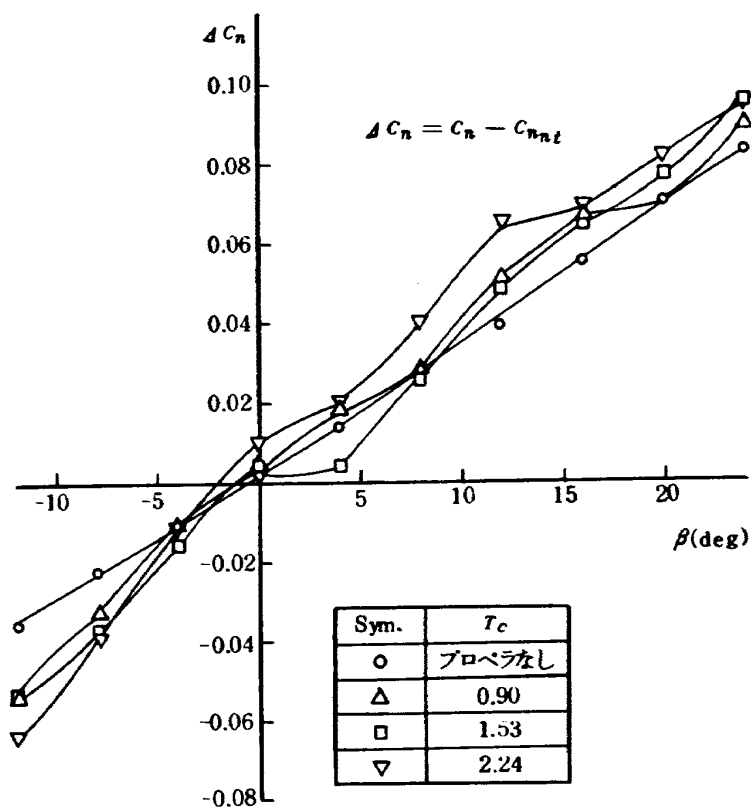
附図13 離陸形態尾翼なし横特性
($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



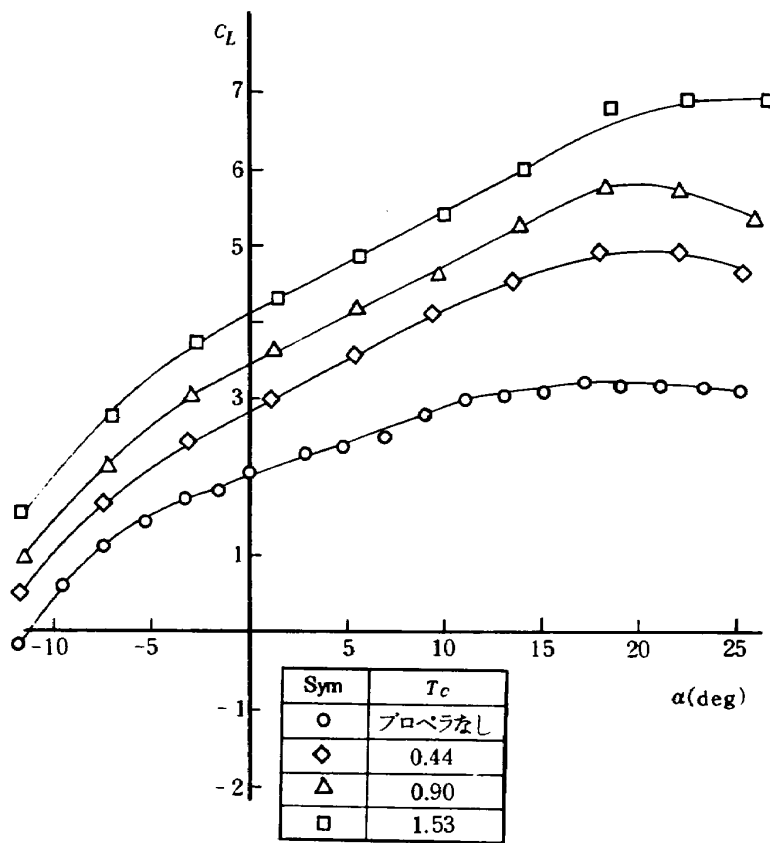
附図 14(a) 離陸形態尾翼の寄与
($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



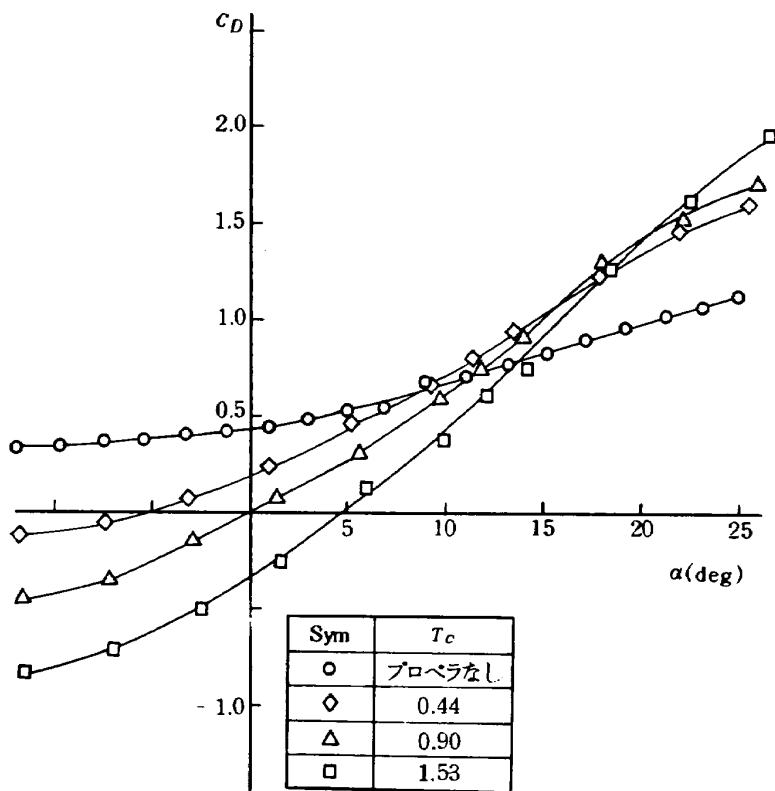
附図 14(b) 離陸形態尾翼の寄与
($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



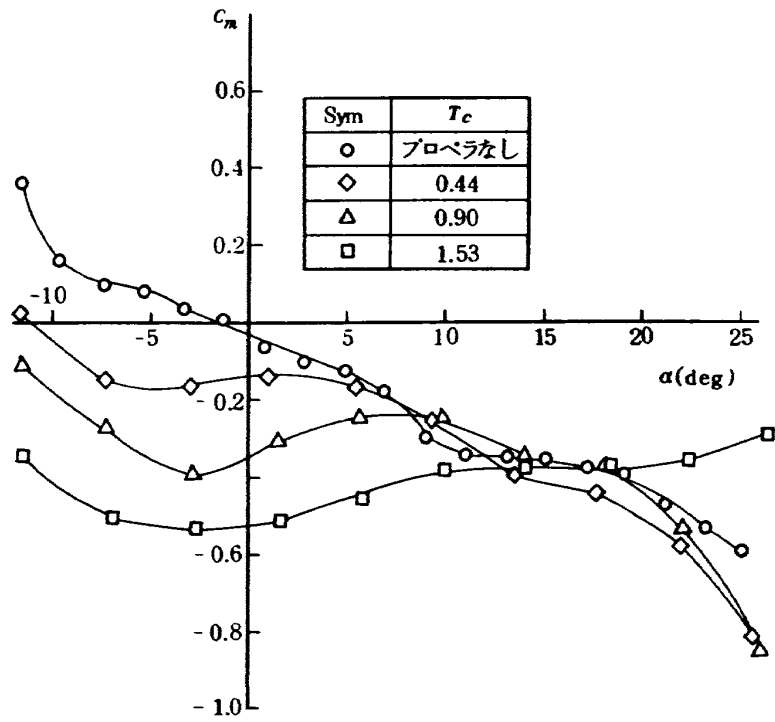
附図14(c) 離陸形態尾翼の寄与
 ($q_0 = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_0 = 0 \text{ deg}$)



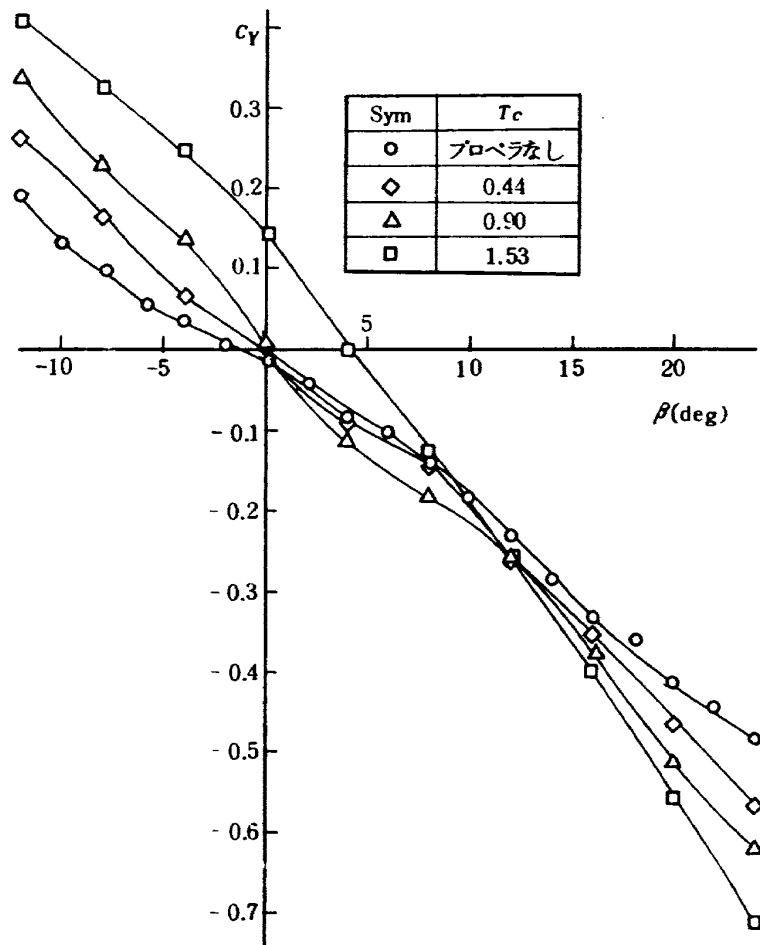
附図 15 (a) 着陸形態全機諸舵中立縦特性
 ($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



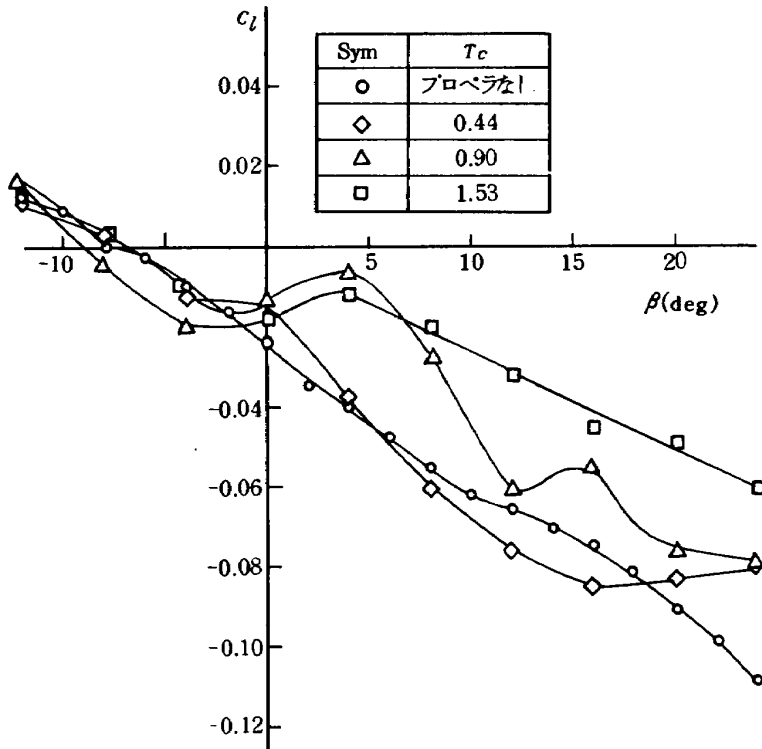
附図 15 (b) 着陸形態全機諸舵中立縦特性
 ($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



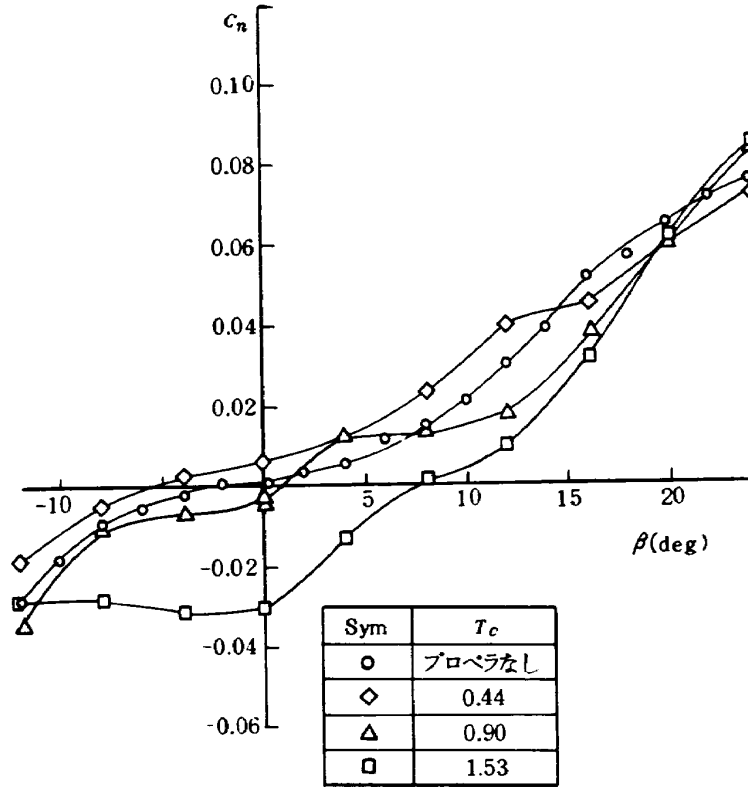
附図15(c) 着陸形態 全機諸舵中立 縦特性
($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



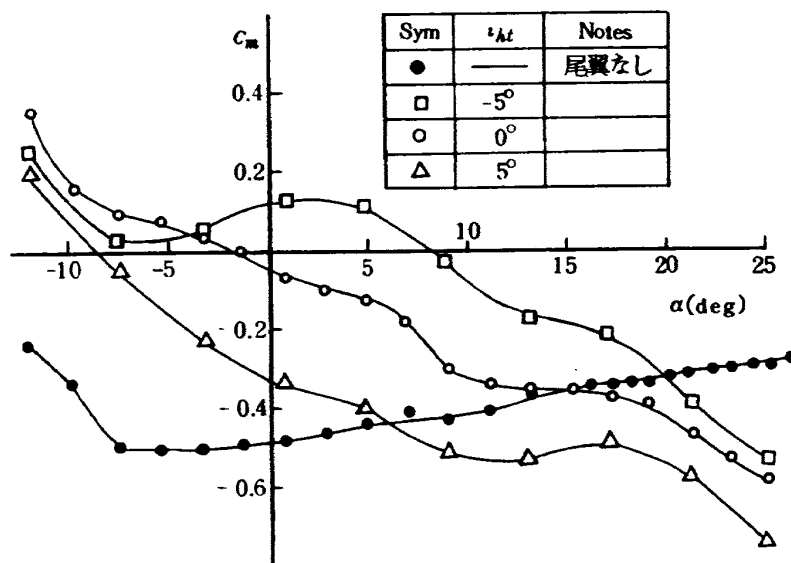
附図16(a) 着陸形態 全機諸舵中立 横特性
($q_s = 9.8 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



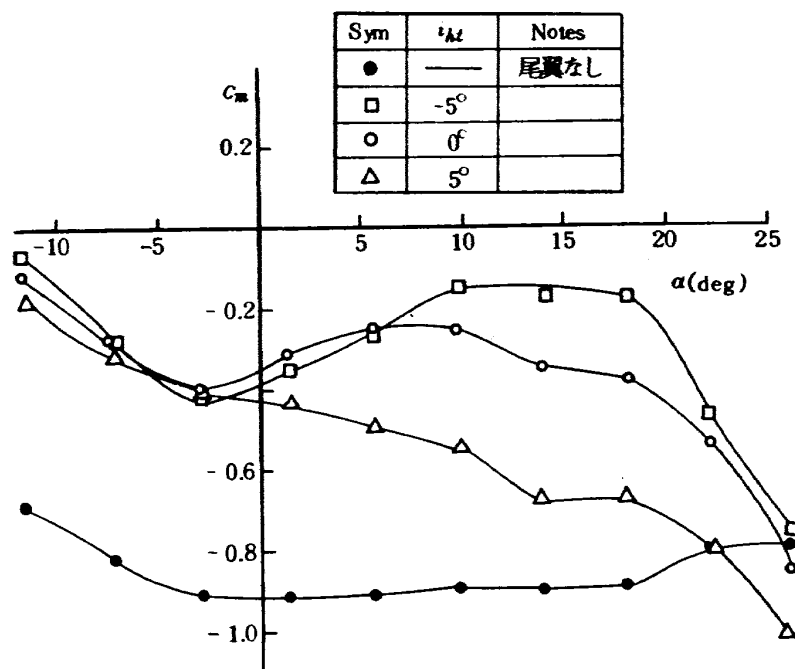
附図 16 (b) 着陸形態 全機諸舵中立 横特性
 ($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



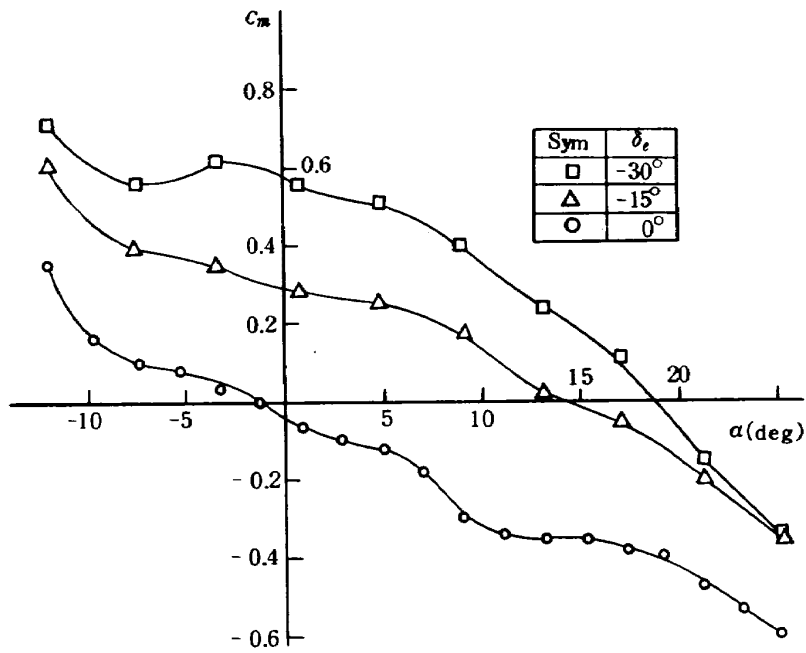
附図 16 (c) 着陸形態 全機諸舵中立 横特性
 ($q_s = 8.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-2}$, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



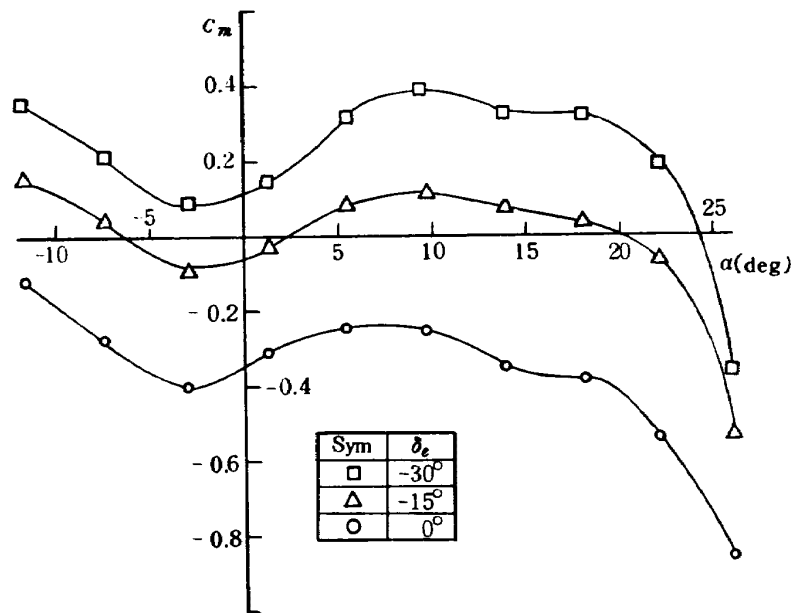
附図17 着陸形態 水平尾翼取り付け角効果
(プロペラなし, $\beta=0$ deg)



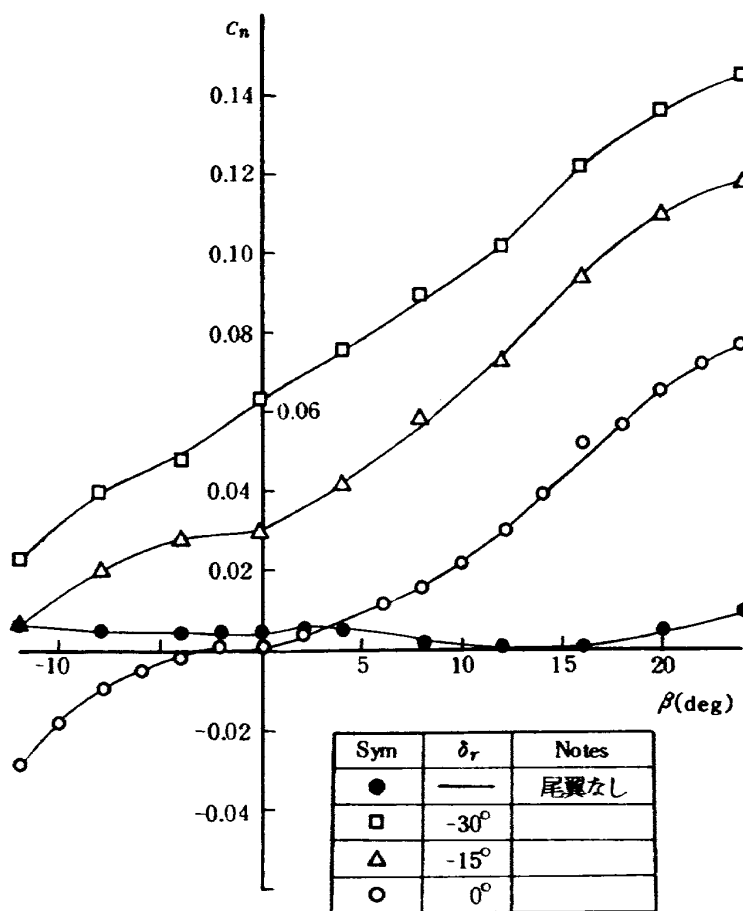
附図18 着陸形態 水平尾翼取り付け角効果
($\tau_c=0.90$, $\beta=0$ deg)



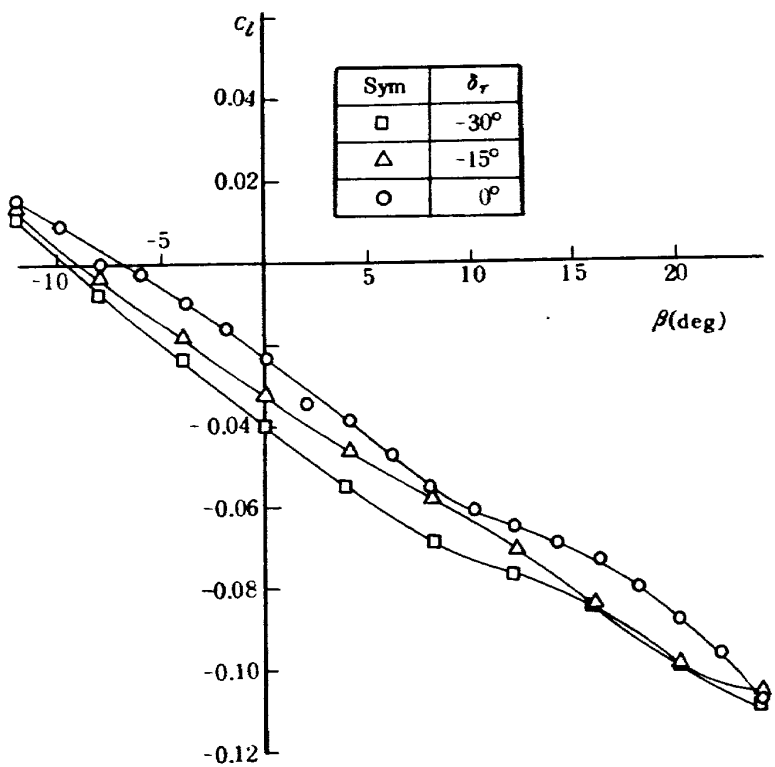
附図19 着陸形態昇降舵効果
(プロペラなし, $\beta=0$ deg)



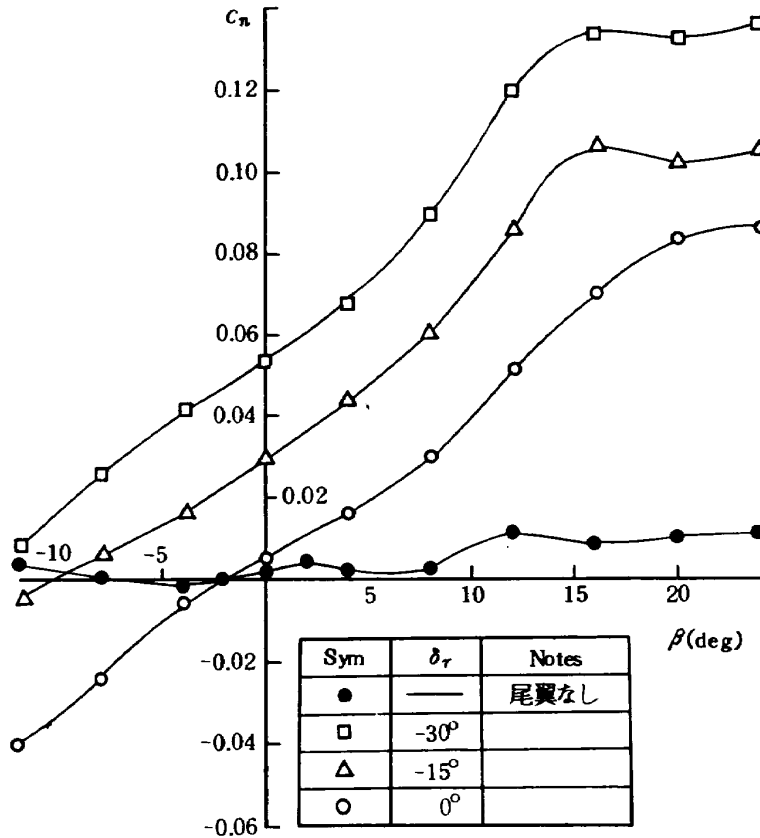
附図20 着陸形態昇降舵効果
($T_c=0.90, \beta=0$ deg)



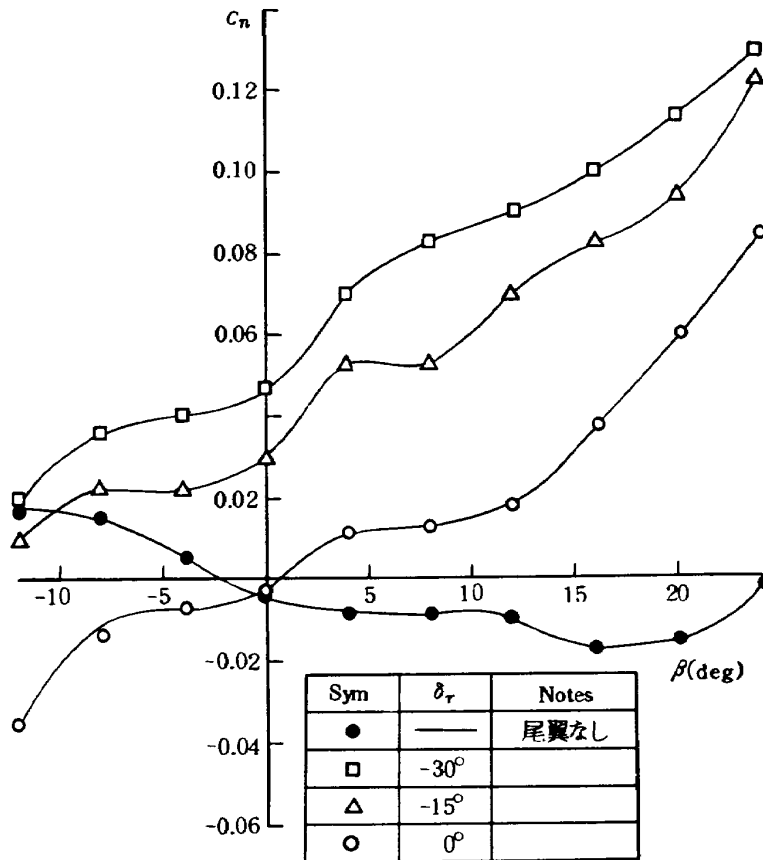
附図 21 (a) 着陸形態方向舵効果
(プロペラなし, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



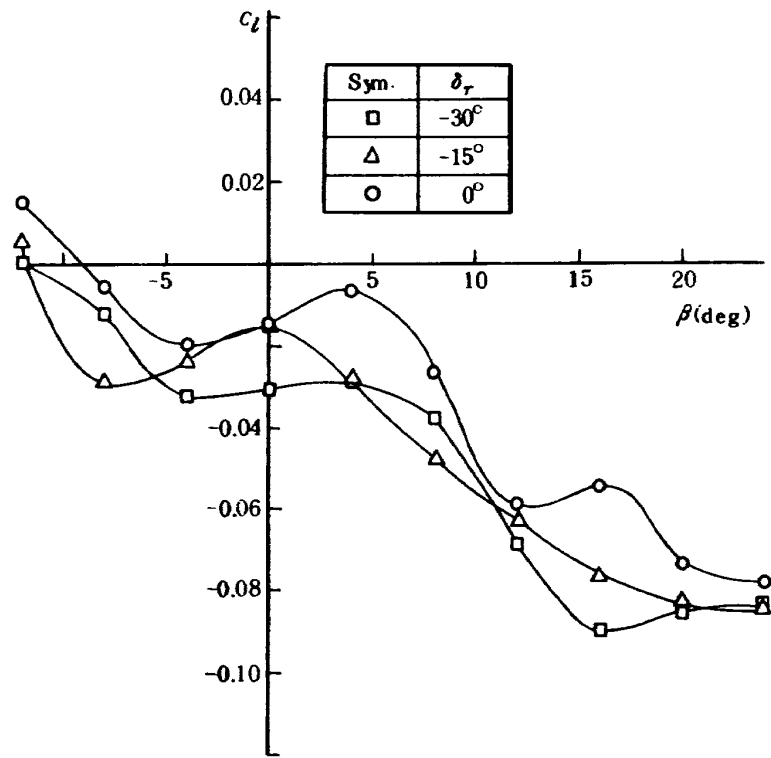
附図 21 (b) 着陸形態方向舵効果
(プロペラなし, $\alpha_s = 0 \text{ deg}$)



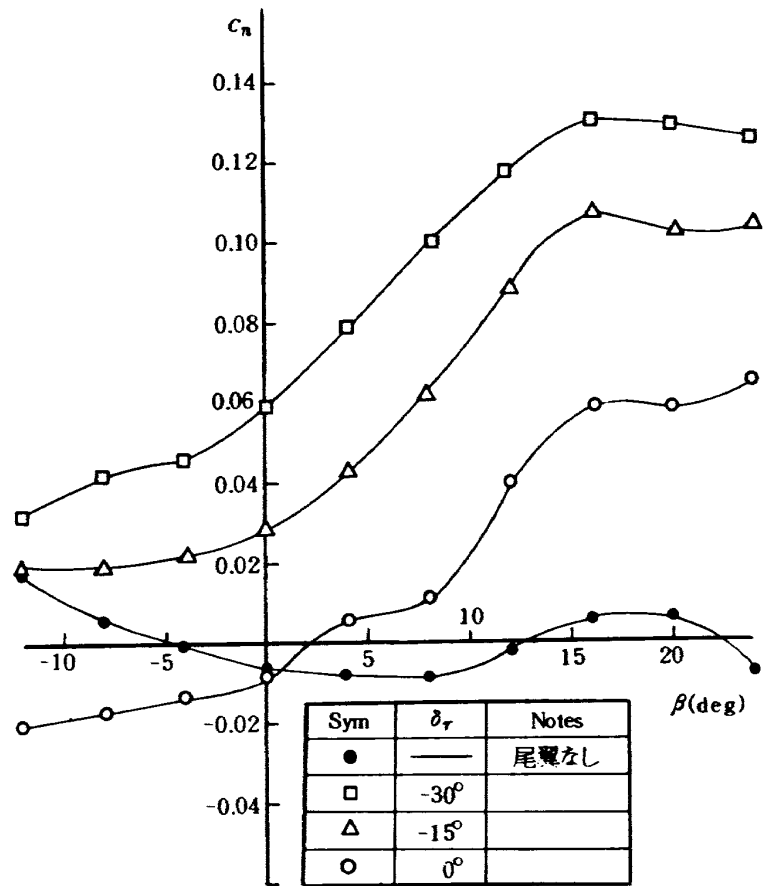
附図 21 (c) 着陸形態方向舵効果
(プロペラなし, $\alpha_s = 10 \text{ deg}$)



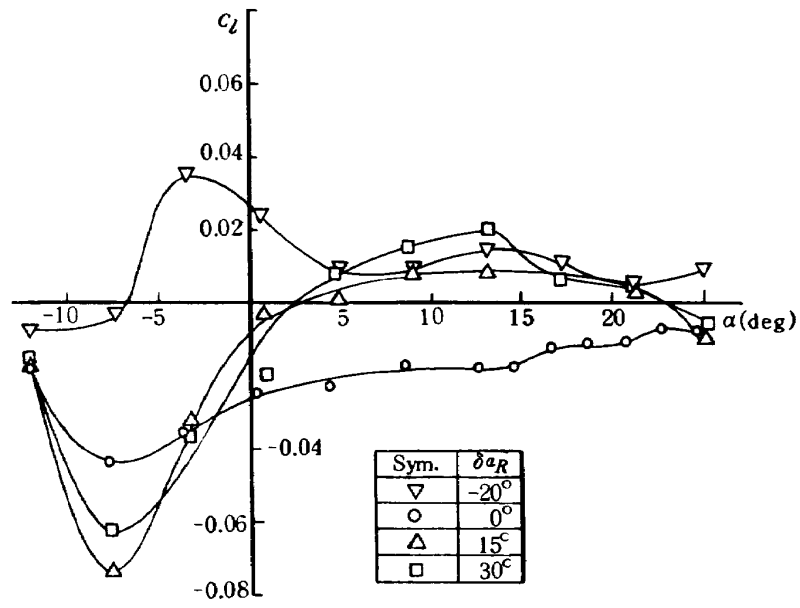
附図 22 (a) 着陸形態方向舵効果
($T_c = 0.90, \alpha_s = 0 \text{ deg}$)



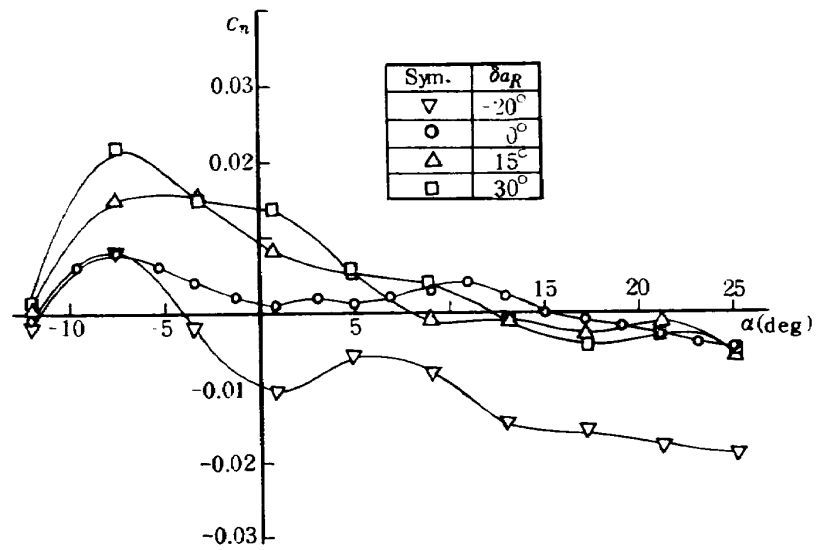
附図 22 (b) 着陸形態方向舵効果
($T_c=0.90, \alpha_s=0 \text{ deg}$)



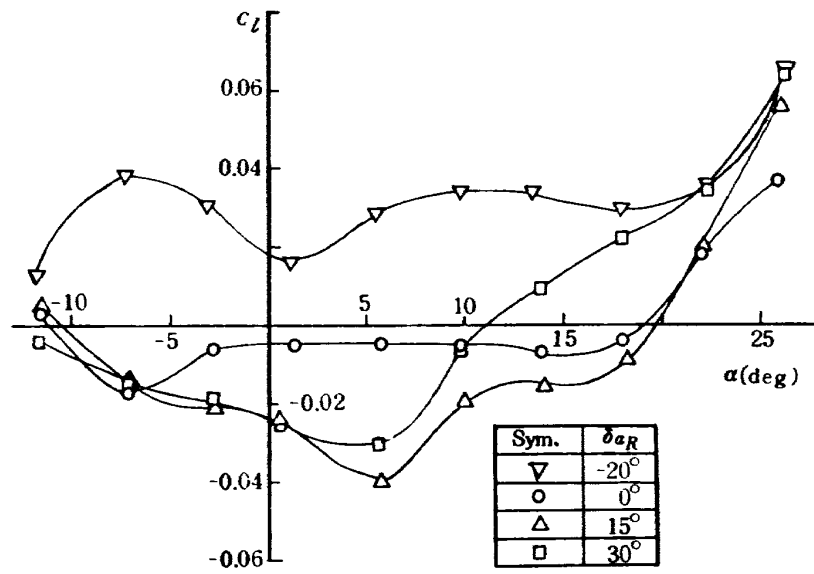
附図 22 (c) 着陸形態方向舵効果
($T_c=0.90, \alpha_s=10 \text{ deg}$)



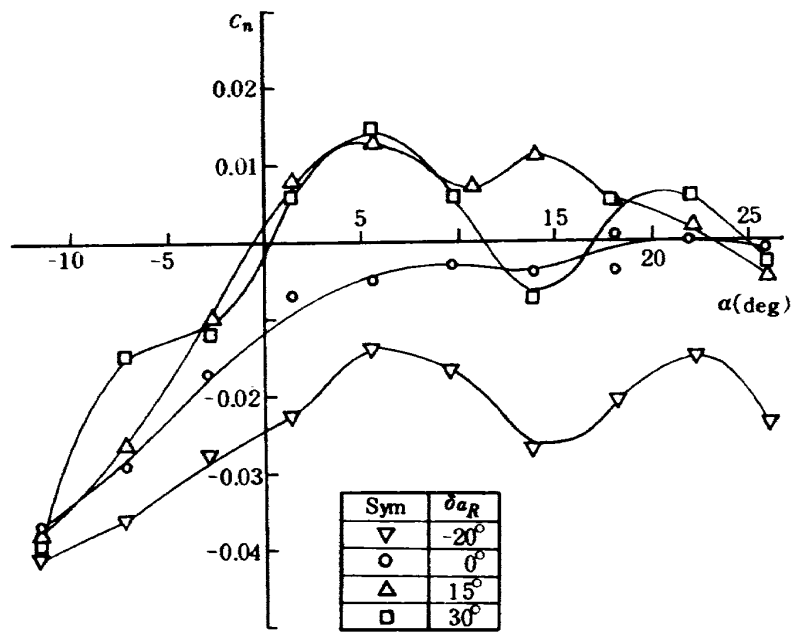
附図 23 (a) 着陸形態補助翼効果
(プロペラなし, $\beta = 0 \text{ deg}$)



附図 23 (b) 着陸形態補助翼効果
(プロペラなし, $\beta = 0 \text{ deg}$)



附図 24 (a) 着陸形態補助翼効果
($T_c=0.90$, $\beta=0$ deg)



附図 24 (b) 着陸形態補助翼効果
($T_c=0.90$, $\beta=0$ deg)

正 誤 表 (TM-262)

頁	個 所	誤	正
2	2.記号の部, 上から9行目 (c_T の説明)	$T / (\rho \cdot n^2 \cdot D^2)$	$T / (\rho \cdot n'^2 \cdot D'^2)$
2	" 上から13行目	i	i

航空宇宙技術研究所資料262号

昭和49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(0422)47-5911(大代表)☎182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
