

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-670

CAD設計によるUSB-STOL機半截模型の風洞試験 (第2報)

高橋 侔 ・ 奥山政広 ・ 藤枝郭俊
藤田敏美 ・ 岩崎昭人

1994年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 記号及び略語	2
3. 風洞試験模型, 試験装置及びデータ処理	2
USB ノズル	2
スラット及び外フラップ	3
模型支持法及びデータ処理	3
4. 試験結果	3
4.1 予備試験	3
エンジン推力検定試験及び補正	3
4.2 本試験	3
ジェット偏向特性	3
第1次及び第2次試験の力計測比較	4
エンジン間隔	4
エンジン後流特性	5
吹き下ろし角	5
スラット及び外フラップの舵角, スロット幅選定	6
USB フラップ角選定	7
外フラップ角選定	7
VG 効果	7
第2次試験と第3次試験の比較	8
「飛鳥」模型と CAD 模型の比較	8
5. まとめ	10
参考文献	10

CAD設計によるUSB-STOL機半截模型の風洞試験 (第2報)*

高橋 侂^{*1} 奥山 政広^{*1} 藤枝 郭俊^{*1}
藤田 敏美^{*1} 岩崎 昭人^{*1}

Wind Tunnel Investigation of a USB-STOL Transport Semi-Span Model (II)

Hitoshi TAKAHASHI^{*1}, Masahiro OKUYAMA^{*1}, Hirotohi FUJIEDA^{*1}
Toshimi FUJITA^{*1}, Akihito IWASAKI^{*1}

ABSTRACT

The Quiet Short Take-Off and Landing (QSTOL) Experimental Aircraft "ASKA" has been researched and developed by the National Aerospace Laboratory (NAL).

The "ASKA" was based upon the airframe of the home produced C-1 tactical transport which was modified into the Upper Surface Blowing (USB)-powered high-lift STOL aircraft. The wing configuration, however, was not changed. Therefore, this Experimental Aircraft does not always have the optimum configuration of a USB-type aircraft. So the authors tried to improve the aerodynamic characteristics of the STOL Aircraft. This paper describes the investigations which have been conducted to improve the aerodynamic characteristics of a subsonic jet transport semi-span model with an Upper Surface Blown Flap system which has been newly designed using the NAL STOL-CAD program.

The model had an 8.2° swept wing of aspect ratio 10.0 and four turbofan engines with short USB nozzles. The tests were conducted in the NAL 2×2 m Gust Wind Tunnel with closed section and results were obtained for several flap and slat deflections at jet momentum coefficients from 0 to 1.85.

Compared with the aerodynamic characteristics of the "ASKA" model, we determined that the airframe weight can be reduced and the aerodynamic characteristics can be improved significantly.

Key words : subsonic flow, wind tunnel test, USB, STOL aircraft

概 要

STOL 実験機「飛鳥」は国産中型輸送機 C-1 から USB 方式 STOL 機に改造されたが、その設計において、かなりの制約が設けられている。そのため、STOL 機として必ずしも最適な空力形状をしているわけではない。そこで STOL 実験機の開発過程で得られた成果を反映して整備された STOL-CAD プログラムを用いて、150 人乗り程度のターボ・ジェット機に適すると思われる主翼を設計し、本主翼を有する半截模型 (CAD 模型) を製作し、STOL 機を構成する空力要素の最適形状を求めめるため、風洞試験を実施した。本資料はこれら風洞試験結果の第 2 報であり、本結果において、CAD 模型は「飛鳥」模型に比べて、大幅な空力特性の改善、機体重量の軽減の可能性を得ることができた。

* 平成 6 年 9 月 19 日 受付 (received 19 September 1994)

*1 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

1. ま え が き

エンジン・パワーを直接利用して高揚力を得る、いわゆるパワード・リフト機に関する多くの研究が1950年代から行われている。これらパワード・リフト機としては Augmentor Wing (AW), Externally Blown Jet-Flap (EBF), Upper Surface Blowing (USB) 等があり、AW 方式として、カナダの DHC バッファロー、EBF 方式として Boeing YC-15、また、USB 方式として、Boeing YC-14, NASA QSRA が、また、ソ連では、An 72, An 74 が飛行試験あるいは実際に飛行している。そして、これらの理論的、実験的研究結果が多数報告されている^{1)~11)}。

我が国では、航空宇宙技術研究所において、USB 方式 STOL 機の研究・開発を行うことを目的として、STOL プロジェクト研究が昭和54年度より開始され、それに基づき STOL 実験機「飛鳥」の開発が行われ、昭和60年10月28日に初飛行が、また、その後の3年半に亘る飛行実験が実施された。

この STOL 実験機「飛鳥」開発の主目的は画期的な短距離離着陸性能を実現すること及び低速時の良好な飛行性、低騒音性を達成することにあるが、USB 方式 STOL 機への改造に当たっては、開発費の制約から実験機の原型機、すなわち、国産中型輸送機 C-1 から設計変更はなるべく少なくすることとなり、主翼の平面形は変更されなかった。

このような設計上での制約のため、実験機は USB 方式 STOL 機としては、必ずしも最適な形状をしているわけではない。そこで、著者らは STOL 実験機の開発過程で得られた成果を反映して整備された STOL-CAD (Computer Aided Design) プログラムを用いて、パラメトリック・スタディを行い、150人乗り程度の4発ターボ・ジェット機に適すると思われる主翼を設計し、本主翼を有する半截模型を製作し、STOL 機を構成する空力要素の最適形状を求め、風洞試験を実施した(これをCAD風試と称する)¹²⁾。

本報告は、文献12に報告された結果に基づき、更に空力特性を改善するために実施された風洞試験の結果について述べる。

2. 記号及び略語

C_L	: 揚力係数	$L/(q_\infty S/2)$
C_D	: 抗力係数	$D/(q_\infty S/2)$
C_m, C_M	: 縦揺れモーメント係数	$M/(q_\infty c S/2)$
C_{mWB_T}	: 全機形態縦揺れモーメント係数	
C_{mWB}	: 尾なし形態縦揺れモーメント係数	
C_J	: エンジン推力係数	$T/(q_\infty S/2)$
C_{Lr}	: 超循環による揚力係数成分	
C_{Dr}	: 超循環による抗力係数成分	
C_{LJ}	: ジェット反力による揚力成分	

C_{DJ}	: ジェット反力による抗力成分	
C_{L0}	: $C_J=0$ での揚力係数	
C_{D0}	: $C_J=0$ での抗力係数	
C_{Lmax}	: 最大揚力係数	
$C_{L\alpha=0}$: $\alpha=0^\circ$ の時の揚力係数	
$C_{D\alpha=0}$: $\alpha=0^\circ$ の時の抗力係数	
$C_{m\alpha=0}$: $\alpha=0^\circ$ の時の縦揺れモーメント係数	
q_∞	: 一様流動圧	(N/m^2)
q_∞'	: 一様流動圧 (ブロッケージ効果補正後)	
L	: 揚力	(N)
D	: 抗力	(N)
M	: 縦揺れモーメント	$(N-m)$
T	: エンジン静止推力	(N)
S	: 主翼面積	(m^2)
c	: 平均空力翼弦長	(m)
b	: 主翼翼幅	(m)
A	: アスペクト比	
e	: 飛行機効率	
δ_{fu}	: USB フラップ角	$(deg.)$
δ_{fo}	: 外フラップ角	$(deg.)$
δ_{sl}, δ_s	: スラット角	$(deg.)$
i_H	: 水平尾翼取付角	$(deg.)$
ϵ	: 尾翼での吹き下ろし角	$(deg.)$
α	: 迎角	$(deg.)$
ALPHA	: 迎角	$(deg.)$
R	: エンジン回転数	$(1/s)$
η_J	: ジェット偏向効率	
θ_J	: ジェット偏向角	$(deg.)$
I	: 外エンジン位置内側	
M	: 外エンジン位置中間	
O	: 外エンジン位置外側	
VG	: Vortex Generator	
C/N	: Cruise Configuration (巡航形態)	
T/O	: Take-Off Configuration (離陸形態)	
L/D	: Landing Configuration (着陸形態)	
AEO	: All Engine Operative (全エンジン作動)	
OEI	: One engine Inoperative (1エンジン不作動)	
BLC	: Boundary Layer Control (境界層制御)	
QEC	: Quick Engine Change	

3. 風洞試験模型、試験装置及びデータ処理

風洞試験に用いた半截模型は文献12に述べた模型に若干の改修を加えた。ここでは改修された部分のみについて述べる。その他の模型の詳細は文献12を参照されたい。

USB ノズル

短縮ノズル単体での風洞試験結果から、USB ノズル部を最短でコアノズル出口部まで切り詰めても、ジェット偏向

特性はかなり良好であることが分かったので、第1次試験では、ノズル出口位置がコアノズル出口とほぼ同じ位置となる短縮ノズルを用いたが、この時のナセル全長は「飛鳥」用ナセルの78%であった。

しかし、風試結果から、ジェット偏向特性及び揚力特性が思ったほど良くなかったので、第2次試験以降は、若干USBノズルを長くしたもの、すなわち、ナセル全長で「飛鳥」用ナセルの84%の長さとなるUSBノズルを用いることとした。

図1に「飛鳥」、第1次試験及び第2次・第3次試験でのナセル形状を示す。また、それに伴って、CAD風試用ノズル出口形状が図2に示すように、より扁平なノズル形状となった。

スラット及び外フラップ

第1次試験では、前縁高揚力装置として、クルーガ・フラップを採用したが、風試結果から揚力特性が著しく悪いことが分かり、急拠、簡易的なスラット形式に変更し、試験を実施した¹²⁾。そこで、第2次試験では、正式なスラット形式になるように取付金具を製作した。

図3(a)に第1次試験と第2次試験で用いたスラットの実付状況の比較を示す。また、外フラップの隙間も変更したので、その取付状況を図3(b)に示す。

模型支持法及びデータ処理

使用風洞は、航技研究風洞の2m×2m固定壁測定部を使用した。模型の支持及びデータ処理・収集解析は全く第1次試験と同じ方法を採用した。そして、これら詳細については、既に文献12に述べられているので、本報告では省略する。

図4に半載模型を突風風洞に取り付けたときの写真を示す。

なお、本試験におけるレイノルズ数は、模型の平均空力翼弦長 $c=0.2637\text{m}$ 、動圧 $q_\infty=480\text{N/m}^2$ (28m/s) において、 0.506×10^6 である。

4. 試験結果

4.1 予備試験

エンジン推力検定試験

パワー模型の風洞試験では、エンジン推力が主要な試験パラメータとなる。さて、本風試で使用されている模擬エンジンの推力は、検定時の大気圧、大気温度に影響を受けるので、これを1atm、15°Cを基準値として、以下の方法で修正する。

今、試験時の大気温度を t (°C)、大気圧を p (kPa)、エンジン回転数を R (1/s)、推力を T (kN)、修正された回転数を R^* 、同じく、修正された推力を T^* とすれば、

$$R^* = \frac{R}{\theta} \quad T^* = \frac{T}{\delta} \quad (1)$$

となる。ここで、

$$\theta = \frac{t+273.15}{288.15} \quad \delta = \frac{p}{101.325} \quad (2)$$

である。

t 、 p が異なるときに検定されたエンジン回転数に対するエンジン推力は、図5のようになる。しかし、これを、修正回転数、修正推力を用いて表すと、図6に示すように、2本の推力検定曲線は、ほぼ一本の曲線になる。

この補正済み推力検定曲線から、修正回転数に対する修正推力を4次式近似で表せば、

$$T^* = R^* \times (A_1 + R^* \times (A_2 + R^* \times (A_3 + R^* \times A_4))) \\ = f(R^*) \quad (3)$$

となる。ここで、 $A_1 \sim A_4$ は計測データから4次近似をしたときの係数である。

このことから任意の大気温度、大気圧の下での推力は(1)、(3)の関係から求めることができる。すなわち、ある大気温度 t 、大気圧 p の時のエンジン回転数 R から $R^* = R/\theta$ より修正回転数が求まり、(3)より修正推力 T^* が得られる。さらに、 $T = T^* \delta$ よりその時の推力 T が求まることとなる。これより推力係数 $C_j = T/q_\infty (S/2)$ が得られる。

実際の通風試験では、あらかじめ実施された推力検定試験より得られた T^* と R^* の曲線から、風試で用いる推力係数 C_j となる回転数を前もって求めておき、この回転数から、通風試験時の大気温度、大気圧での推力係数 C_j を前述した方法で求める。

しかし、この推力係数は補正済みの推力検定曲線から設定した推力係数 C_j と同じ値になることはなく、その差 ($C_j - C_j^*$) 分を補正する必要がある。この推力係数の差による6分力補正法については、文献12に詳細に述べられているので参照されたい。

4.2 本試験

本報告は、文献12で述べた第1次試験の結果から主に揚力特性を改善するために行われた第2次及び第3次試験の結果をまとめたものである。

ジェット偏向特性

第1次CAD風試で用いた短縮ノズル付きナセル全長は「飛鳥」用ナセルの長さの78%であったが、排気ジェットのUSBフラップへの付着の程度が悪いことが分かり、第2次CAD風試ではややUSBノズルを長くしたもの（「飛鳥」用ナセルの84%）を用いた。

図7に無風時、エンジン回転数毎分45000回転の時のUSBフラップ角に対する、ジェット偏向角測定結果を示す。

この試験結果から明らかなように、VGの有無における偏向角の差はUSBフラップ角50°の場合で、第1次試験では21.5°となっているが、第2次試験では10°であり、また、VGありでの偏向角は第2次の方が第1次に比べ6°大

きい。

この様に、USBノズルを若干長くし、ノズル出口形状を偏平にすることにより、特に、VGなしの場合は、大幅にジェット偏向角が増大した。

第1次及び第2次試験の力計測比較

第1次試験では、前縁高揚力装置として、クルーガ・フラップを用いたが、非常に揚力特性が悪かったため、簡易的にスラット形式としてデータの取得を行った¹²⁾。

第2次試験では、はじめからスラット形式となるように模型の改修を行った。

第1次と第2次試験でのスラット及び外フラップの舵角と隙間の相違については、図3に示す通りである。

図8(a)～図8(c)に、フラップ・アップ形態での縦3分力測定結果の比較を示す。

フラップ・アップ形態では、 C_L 、 C_D は各 C_J に対して、失速角付近を除いてほとんど差は生じていない。

これは、ジェット偏向角がそれほど大きな差となっていないからであろう。ただ、 C_m は C_J が大きくなるほど、第2次試験の方が頭上げモーメントが大きい。これは、ナセル長さが、第1次より第2次の方が長く、また、モーメントの計算点がナセルより後方位置にあるので、ナセル上面揚力により、頭上げモーメントが大きくなり、 C_m 及び $C_{m\alpha}$ 共に、第2次試験の方が大きくなるものと思われる。

フラップ・ダウン形態($\delta_{fu}/\delta_{fo}=50^\circ/50^\circ$)での縦3分力測定結果を、図9(a)～図9(d)に示す。

揚力係数を見ると、 $C_J=1.0, 1.85$ では、第2次試験の方が、同じ迎角に対して、 $0.2\sim 0.25$ 程度大きい。この原因としては、おそらくスラット取付位置の違いや、ナセル長さが長くなったこと、ジェット偏向角が大きくなったこと及びナセル長さが長くなったことによる主翼前方での流れの吹き上げが大きくなり、実質迎角が増大したためと考えられる。また、この効果により、主翼での失速が早まっている。

今、揚力係数を、 $C_J=0$ での揚力係数 C_{L0} 、超循環による揚力係数 C_{Lr} 及びジェット反力の揚力成分 C_{Lj} に分けるとすると、次式が成立する。

$$C_{Lj} = \tau_j C_J \sin(\delta_j + \alpha) \quad (4)$$

$$C_{Lr} = C_L - C_{L0} - C_{Lj} \quad (5)$$

この様にして $\alpha=0^\circ$ の時得られた各揚力係数の第2次と第1次試験の差を C_J に対して表したものを図10(a)に示す。

この図によれば、 C_{L0} は第2次の方が 0.1 程度大きい。これは、スラットや外フラップの取付状況とナセルの違いにより生じたものである。一方、 C_{Lj} はジェット反力成分であるが、第1次と第2次試験でのジェット偏向角は、第1次で 44.3° 、第2次で 50.5° であるので、この偏向角の差だけ第2次試験の方が大きい。そして、 C_{Lr} は、全揚力係数から C_{L0} と C_{Lj} を差引いたものであるが、 $\alpha=0^\circ$ の場合、若

干第2次試験の方が小さくなっている。しかし、 $\alpha=10^\circ$ では、 C_{Lr} も第2次試験の方が大きくなっており、迎角が増えることにより超循環の差が著しくなることを示している。

次に、抗力係数を見ると、各 C_J に対して、 C_D はいずれも第2次試験の方が大きい。

C_{D0} を、揚力係数の場合と同様に、 $C_J=0$ での抗力係数 C_{D0} 、ジェット反力の抗力成分 C_{Dj} 及び超循環による抗力成分 C_{Dr} に分ける。

$$C_{Dj} = -\tau_j C_J \cos(\delta_j + \alpha) \quad (6)$$

$$C_{Dr} = C_D - C_{D0} - C_{Dj} \quad (7)$$

として、 C_J に対して、第2次と第1次試験の差で表したものを図10(b)に示す。

C_{D0} は第2次の方が 0.06 大きい。これは、 C_{L0} と同様、スラット及び外フラップの取付状況やナセルの違いによる差であろう。また、 C_{Dj} はジェット偏向角 δ_j の差がそのまま表れている。そして、 $\alpha=0^\circ$ の場合、これが第2次と第1次の C_D の差として主に表れる。一方、 $\alpha=10^\circ$ の場合には、 C_L と同様、超循環による抗力が第2次の方がかなり大きくなっている。

次に、縦揺れモーメント係数についてみると、第2次試験の方が、パワー・オン時に $0.2\sim 0.25$ 程度大きい。これはおそらくナセルやスラットでの揚力による頭上げモーメントが第2次試験の方が大きくなることから生ずるものと思われる。

次に、揚抗特性を図9(d)に示す。

この図から、 $\gamma=-6^\circ$ の着陸進入想定での空力性能を推測すると、第1次も第2次もほぼ同じ性能と思われる。しかし、失速角に対する余裕という点で、第2次試験の方が良好である。なお、本研究は「飛鳥」との比較を目的として始められたもので、離着陸性能における設計目標も「飛鳥」と同様、 $\gamma=6^\circ$ 及び $\gamma=-6^\circ$ を想定している。

エンジン間隔

エンジン排気を利用して高い揚力を得る、いわゆるパワー・リフト機では、エンジンの間隔が重要になると思われる。そこで、エンジン間隔を変えて、ジェット排気のUSBフラップへの付着状況、それに伴う揚力特性を調べるため、図11に示すように、外エンジン位置を3種類変えて、その効果を調べた。図中、Lは2基のエンジンの中心線間距離、Dはインターク外形直径で、外エンジンが一番外側をO、中間位置をM及び内側位置をIとする。数値はLとDの比である。

試験したフラップ形態はC/N($\delta_{fu}/\delta_{fo}=0^\circ/0^\circ$)、T/O($\delta_{fu}/\delta_{fo}=30^\circ/30^\circ$)及びL/D($\delta_{fu}/\delta_{fo}=50^\circ/50^\circ$)の3形態である。

また、エンジン位置の変更と共に、USBフラップ及び外フラップのスパンも大小付け変えて使用した。

以下、試験結果を示す。

図12にジェット偏向特性を示す。

C/NではI, M共にほぼ同じであるが, O位置では若干 θ_j は大きくなっている。一方, T/O, L/DではI, Mはほぼ同じ(若干Mの方が大きい)であるが, Oでは $2.5^\circ \sim 6^\circ$ 小さくなっており, ジェットがUSBフラップに付着しにくくなっている。

図13(a)~図15(d)まで, 各フラップ形態に対する縦三分力の計測結果を示す。

C/Nを見ると, それほど大きな差はないが, θ_j の大きい順に C_L は大きくなっている。一方, C_D は $\alpha=15^\circ$ (主翼での気流の剥がれが始まるところ)を越えると, 若干のばらつきを生ずるが, それ以外の迎角ではほとんど差はない。 C_m はI, M, Oの順に大きくなっている。これは, 外エンジンが内側にいくにつれ, 主翼後退角の関係で, エンジンが前方いき, 従って, ナセル上面揚力による頭上げモーメントが大きくなるからである。

次に, T/Oを見ると, C_L はM位置が値も失速角も一番大きい。O位置では小迎角で, Iより小さいが $\alpha=5^\circ$ を越えると大きくなる。I位置では失速角($C_j \neq 0$)では他の場合と比べて $2^\circ \sim 4^\circ$ 小さい。

次に, C_D を見ると, $C_j=0$ では, ほとんど差はないが, $C_j \neq 0$ ではM, I, Oの順に大きい。これは, ジェット偏向角が大きいほど, ジェット反力の推力成分が小さくなること及び揚力増大に伴い誘導抗力が大きくなることからである。 C_m はC/Nと同じく, I位置で頭上げが大きくなっているが, MとOはC/Nとは逆にO位置の方が頭上げが大きい。これは, C_L がMの方がOよりかなり大きく, これによる頭下げモーメントが大きいからである。

揚抗曲線を見ると, M, O位置は $\gamma=6^\circ$ 上昇を考えると, ほぼ同じ性能を示していると言える。

L/Dは, θ_j の特性がT/Oと同じなので, 全体的な傾向はまったくT/Oと同様である。しかし, θ_j がMとOでは 6° も異なるので, 低迎角での C_L , C_D の違いが非常に大きい。これは, θ_j の差だけでなく, ジェットがUSBフラップによく付着しているM位置では, 外翼部での循環による効果が大きいからであろう。

しかし, $\gamma=-6^\circ$ での揚抗特性を見ると, MもOもほぼ同じであるが, 失速余裕の点でやはりM位置の方が良好である。

図16(a)~図18に, エンジン間隔に対する $C_{L\alpha=0}$, $C_{L\max}$, $C_{D\alpha=0}$, $C_{m\alpha=0}$ の空力特性をまとめたものを示す。

$C_{L\alpha=0}$ を見ると, C/Nでは, わずかではあるが, O位置が一番大きい。一方, T/O, L/Dではパワー・オン時, M位置が一番大きく, またO位置では非常に小さくなっている。これは θ_j の違いがそのままである。次に, $C_{L\max}$ を見ると, $C_{L\alpha=0}$ 程顕著ではないが, M位置が最も大きい。

この様に, フラップ・ダウン時はエンジン間隔が中位置で $C_{L\alpha=0}$, $C_{L\max}$ が一番大きくなっており, 揚力特性に対

して, 最適なエンジン間隔が存在することを示唆している。

$C_{D\alpha=0}$ を見ると, フラップ・ダウン時, O位置での値が小さくなっている。この位置でジェット偏向が小さいので, 推力成分が大きくなるからである。

$C_{m\alpha=0}$ はいずれの形態も大きな差はないが, M位置で一番頭下げが大きい。これは, $C_{L\alpha=0}$ が一番大きいことから当然であろう。

エンジン後流特性

エンジン後流の流れ場を調べるため, 楯型5孔ピトー管により, 3次元速度ベクトル, 動圧及び静圧の計測を行った¹³⁾。

フラップ形態は, 計測装置の関係で, USBフラップ角が 30° , 外フラップ角が 50° , $C_j=1.0$ のみについて実施した。また, エンジン間隔は, VGなしで, I, M, Oの3位置で, VGありでは, M位置のみの計4種類について試験を行った。

図19(a)~(d)に, 試験結果の一部として, 流れに直角な断面内における等動圧線図を示す。なお, 図中の P_d は計測された断面内の動圧で, $P_{d\infty}$ は一樣流動圧である。

VGなしでは, 各エンジン後方に動圧の高い部分があり, エンジン間隔に拘わらず, いずれも, その位置(フラップ後縁からの上下位置)はほぼ同じである。しかし, エンジン間隔をI, M, Oと広げるにつれて, エンジン間の動圧が低くなり, 特にO位置では顕著である。

また, 各エンジン排気流は外側の遅い流れと混合する部分, すなわち, 排気流の両端部分から流れの偏向が妨げられている。

なお, ジェットの下方への偏向状況は, この動圧の高い領域がどれだけフラップ後縁から下にあるかで判断できるが, I, M, O共に最も動圧の高い部分の位置はそれほど差はない。しかし, 動圧の高い領域はM位置が一番大きく, かつ, 全体に下方に位置しており, ついでI, Oの順となっている。

このことからジェット偏向特性としてMが最も良好であることが分かる。

VGを装着すると(図19(d)), 動圧の高い部分が翼幅方向に大きく3つに分離され, 左右に拡がり, ジェット偏向も大きくなっている。しかし, 各部の動圧値の最大値が低くなり, VGによる運動量の損失が推測される。

吹き下ろし角

力測定結果から, 吹き下ろし角(down wash angle)を推測する。

今, 翼胴のみの重心点回り縦揺れモーメントを M_{WB} , 尾翼だけに働く揚力を L_t , 重心から尾翼の空力中心までの距離を l_t とすれば, 飛行機の重心まわりの縦揺れモーメントMは,

$$M = M_{WB} - L_t l_t = M_{WB_T} \quad (10)$$

となり、全機形態の重心まわりのモーメントとなる。

今、 $L_t = C_{L_t} S_t q_t$ (但し、 C_{L_t} 、 S_t 、 q_t は各々尾翼の揚力係数、尾翼面積、尾翼における動圧) とすれば、

$$C_{m_{WB T}} = C_{m_{WB}} - \frac{q_t l_t S_t}{q_\infty c S} C_{L_t} \quad (11)$$

尾翼の迎角を α_t 、尾翼の揚力係数曲線の傾き ($dC_{L_t}/d\alpha_t$) を a_t とすれば、

$$C_{m_{WB T}} = C_{m_{WB}} - \tau_t a_t \alpha_t \quad (12)$$

ここで、

$$\tau_t = \frac{q_t l_t S_t}{q_\infty c S}$$

となる。

主翼の迎角を α 、主翼の翼弦に対する尾翼の取付角を i_H 、主翼によって吹き下ろされる流れの角度、すなわち、吹き下ろし角を ϵ とすれば、

$$\alpha_t = \alpha + i_H - \epsilon \quad (13)$$

となる。

この関係を用いて、風試より得られた全機形態縦揺れモーメント係数 $C_{m_{WB T}}$ と尾なし形態縦揺れモーメント係数 $C_{m_{WB}}$ より、尾翼への主翼による吹き下ろし角を求めることができる。但し、水平尾翼の翼型は対称翼である。

その方法をこれから示す。

図20(a), (b)には、 $C_j = 0.5$ での T/O 及び L/D の i_H を変えたときの C_m の変化 (ここでは、全機形態であるので $C_{m_{WB T}}$ と表す) を示す。

これらの図の $C_{m_{WB T}}$ の曲線と $C_{m_{WB}}$ の曲線 (図中の・印) が交差する点では、 $C_{m_{WB T}} = C_{m_{WB}}$ であるから、(12)式より、 $\tau_t a_t \alpha_t = 0$ となる。

よって、(13)式より、

$$\alpha_t = \alpha + i_H - \epsilon = 0 \quad (14)$$

すなわち、 $\epsilon = \alpha + i_H$ (15)

として、 ϵ が求まる。

前述した方法で求めた吹き下ろし角 ϵ を α に対して求めた結果を図21(a), (b)に示す。このときのエンジン作動状態は AEO 及び OEI である。

これらの図から分かるように ϵ は AEO, OEI いずれも C_j に大きく依存しており、 C_j が大きくなるほど、 ϵ も ϵ の勾配 $d\epsilon/d\alpha$ も大きくなっている。

本試験は半截模型を用いて行ったため、AEO 或いは OEI と言っても、全機模型のように反対側の翼にあるエンジン排気の影響が尾翼の吹き下ろしに入っていない。

そこで、吹き下ろし角計測での OEI 時の推力係数 C_j は、全機模型と異なり反対側エンジンの排気の影響が入っていないので、単純に1台のエンジンの推力で算出している。この C_j を用いて、 ϵ の C_j に対する変化を α をパラメータにして求めたものを図22に示す。

この図から明らかなように、 ϵ の増加は C_j が大きくな

るほど鈍くなっている。また、T/O では、小 C_j (0.5以下) の時、OEI の方が ϵ が大きくなっており、一方、L/D では1点を除いて、全ての C_j 、 α に対して AEO の方が ϵ は大きい。

また、各 C_j に対して、T/O と L/D を比較すると、 ϵ は、 $1.5^\circ \sim 2.0^\circ$ L/D の方が大きくなっており、USB フラップ角の違い (10° から 40°) 程 ϵ は増えていない。

これは吹き下ろし角の影響がフラップ角或いは C_j よりもむしろ、他の要素が大きいと思われるので、その要素で整理することにした。

すなわち、 ϵ を求める際用いた $C_{m_{WB T}} = C_{m_{WB}}$ の時の迎角 α に対応する尾なし形態揚力係数 $C_{L_{WB}}$ でまとめてみた結果が図23である。この図には各フラップ形態、エンジン作動状態及び各 C_j に対する ϵ と $C_{L_{WB}}$ の関係を示している。

この図から、ジェット反力の揚力成分を含んだ主翼揚力は吹き下ろし角に比例していることが分かる。このことは、「揚力は下向きの空気モーメントムによっているので、吹き下ろし速度がほぼ同一ならば、揚力は吹き下ろし角に比例する」という理論的説明を裏付けている。

スラット及び外フラップの舵角、スロット幅選定

第3次試験では、揚力特性向上を図るため、スラット及び外フラップの舵角とスロット幅を種々組み合わせた形態に対する試験を実施した。

試験を実施する前に、あらかじめ、多翼素翼に対する数値計算を行い、幾つかの組み合わせの候補を選んだ。

この予備計算結果をもとに、スラットの舵角とスロット幅の組み合わせを図24に、また、図25に、外フラップのスロット幅の組み合わせを示す。図中、 $\delta_{fo} = 25^\circ/40^\circ$ は、外フラップのフォア・フラップ角 25° 、メイン・フラップ角 40° を表す。

試験はこの形態に対して力測定を実施し、揚力曲線及び揚抗曲線より最適と思われる組み合わせを求めることにした。

以下に試験結果を示す。

図26(a)に T/O ($\delta_{fu} = 10^\circ$ 、 $\delta_{fo} = 40^\circ$) における $\delta_{sl} = 25^\circ$ のスロット幅効果を示す。揚力特性、揚抗特性いずれも大きな差はないが、失速付近で $1.5\%c$ の方が若干大きな揚力係数を示していることから、 $1.5\%c$ を選択した。

次に、L/D ($\delta_{fu} = 40^\circ$ 、 $\delta_{fo} = 60^\circ$) の場合を図26(b)に示すが、 $\delta_{sl} = 30^\circ$ に対するスロット幅の効果は、T/O と同様失速付近を除いて明瞭な差はなく、失速特性が良好な点で $1.5\%c$ のスロット幅を選択した。

スラット角の効果調べるため、前述したスロット幅 $1.5\%c$ で、スラット角を、 20° 、 25° 及び 30° にして、揚力特性、揚抗特性を調べた。

その結果を図27(a), (b)に示すが、T/O、L/D のいずれのスラット角も明瞭な差は生じていない。

ただ、失速特性は T/O も L/D も 20° の場合が余り良くない。そこで、スラットはスロット幅 $1.5c$ で、舵角は、T/O で 25° 、L/D で 30° を選択した。

次に、スラットの舵角とスロット幅を固定して、外フラップ角のスロット幅を、1%、1.5%、2% として、その揚力及び揚抗特性を調べた。

T/O (図28(a)) ではスロット幅の如何に拘わらず、揚力曲線、揚抗曲線ともに全く同じ曲線上に乗っている。

一方、L/D (図28(b)) では、低迎角で 1.5%/1.5% がやや揚力は大きく、大迎角になると 2%/2% が大きくなっており、揚抗曲線から、2%/2% の組み合わせが一番良好であると判断した。

そこで、T/O は 1.5%/1.5% を、L/D は 2%/2% のスロット幅の組み合わせを選択した。

USB フラップ角選定

スラット角、スラットのスロット幅、外フラップのスロット幅の組み合わせが決定されたので、次に USB フラップの舵角を調べた。

T/O は $\delta_{fo} = 40^\circ$ 、1.5%/1.5%、 $\delta_{sl} = 25^\circ$ 、1.5% にして、 δ_{fu} を 0° 、 10° 、 20° 及び 30° に振って、また、L/D では、 $\delta_{fo} = 60^\circ$ 、2%/2%、 $\delta_{sl} = 30^\circ$ 、1.5% で δ_{fu} を 30° 、 40° 、 50° と振って、揚力及び揚抗特性を調べた。

これらの結果を図29(a)、(b) に示す。

T/O では、揚力係数は δ_{fu} にほぼ比例して増加しているが、揚抗特性を見ると、 6° 上昇付近では $\delta_{fu} = 10^\circ$ が、または 20° が良好のようである。

L/D を見ると、揚力係数は δ_{fu} が 30° から 40° に増えた時の場合は 40° から 50° よりも大きい。また、降下角 6° 付近における揚抗特性は $\delta_{fu} = 40^\circ$ が最適のようである。

そこで、T/O では USB フラップ角は 10° 、L/D では 40° を選択した。

外フラップ角選定

最後に、外フラップ角の選定を行った。

T/O では、 $\delta_{fu} = 10^\circ$ に対して、 δ_{fo} を 20° 、 30° 、 40° と振って、また、L/D では $\delta_{fu} = 40^\circ$ で、 δ_{fo} を 40° 、 50° 、 60° と振って、揚力及び揚抗特性を調べた。

試験結果を図30(a)、(b) に示すが、外フラップ角による揚力増加は USB フラップ角の場合ほど顕著でなく、上昇及び降下角 6° における揚抗曲線のデータから、T/O では $\delta_{fo} = 40^\circ$ 、L/D では 60° を選択した。

この様にして、T/O 及び L/D に対する最適と思われるスラット舵角、スロット幅、外フラップ舵角、スロット幅及び USB フラップ角との組み合わせが決定された。

VG 効果

USB 方式では、主翼上面に搭載されているエンジンから排気ジェットを噴出させ、ジェットが曲面に沿って流れる性質(いわゆる、コアンダ効果と言う)を利用して、フ

ラップにより下方に偏向させ、その時のジェット反力の揚力成分及び外翼を含めた流れ場全体より生ずる超循環により、大きな揚力を得る。

しかし、コアンダ効果は前述したようにノズル形状、フラップ角等によっては十分その効果を発揮させることができない場合がある。そこで、コアンダ効果をより良く発揮させる補助的手段の1つとして、VG を用いることがある。

今回の試験(通称第3次試験)においても、T/O 及び L/D に対し、VG の有無による空力特性を調べるために試験を実施した。

用いた VG の形状は、長方形をしており、長さ 30mm 、高さ 10mm で、平均空力翼弦長 $c = 0.2637\text{m}$ に対し、各々 $11.4\%c$ 、 $3.8\%c$ となっている。また、各エンジンにつき、4枚で2重のハの字形に取り付けられている。取付角は、エンジン中心線に対して、T/O では 30° 、L/D では 30° 及び 45° である。

図31(a)~(d) に T/O の、図32(a)~(d) に L/D の縦3分力及び揚抗曲線を示す。また、図33に VG のある時とない時の縦3分力の各々の差を推力係数 C_j に対して求めたものを示す。図中、式の添字の ON、OFF は、VG ありと VG なしの状態を表わす。

これらの図から次のようなことが分かる。

T/O での USB フラップ角は 10° と小さく、また VG の有無によるジェット偏向角は 24° と 21.9° で、それほど、大きな差はない。

すなわち、排気ジェットは VG の有無に拘わらず、比較的良好に付着しているものと思われる。それ故、VG 有無に対する揚力係数の差は 0.15 程度と小さい。

更に、ジェット反力の揚力成分の差 ΔC_{Lj} も 0.05 と小さい。

次に、抗力係数を見ると、VG 有無による偏向角の差はほとんどないので、ジェット反力の抗力成分の差は非常に小さい(0.02程度)。また、誘導抗力の差も $C_j = 1.85$ の場合、0.02程度と小さい。

そこで、T/O における抗力の増加は、主に、VG を取り付けることにより、ジェットが VG に衝突し、ジェット推力が損失すること、及びジェットが翼表面に拡がり、摩擦抵抗が増加することが原因であろう。

縦揺れモーメントは胴体中心線上 $1/4$ MAC 回りで求められているので、揚力と抗力の合力が頭下げモーメントを発生させることになり、VG の有無による主翼圧力分布に大きな差がないとすれば、揚抗曲線の図から分かるように、T/O 形態では、VG なしの時の合力 VG ありの時のそれよりも大きくなっているため、頭下げモーメントが大きい。

次に、L/D を見ると、USB フラップ角は 40° で、VG ありの時の偏向角は 48.4° で、VG なしの時は 39.5° となっており、VG なしでのジェットの USB フラップへの付着状況

はかなり悪い。

そこで、揚力曲線及び抗力曲線を見ると、低迎角でのVG有無による空力特性が著しく異なっており、揚力係数の差は $C_L=1.85$ で0.8となっている。そして、偏向角の差による揚力係数(ジェット反力成分)の差は0.2であるので、揚力の増加の大部分は超循環によるものであることが分かる。

抗力係数の差のうち、偏向角の差によるジェット反力成分の差が、 $C_D=1.85$ の場合、0.18とT/Oに比べかなり大きい。また、誘導抗力の差も $C_D=1.85$ の場合で約0.17有り、これら2つの要素だけで、抗力係数の大部分を占めている。

縦揺れモーメント係数はT/Oとは逆にVGありの方が差はそれほど大きくはないものの、頭下げが大きい。

これは、揚抗曲線において、揚力と抗力の合力がVGありの方が大きいからであろう。しかし、T/Oに比べVG有無によるモーメントの差は小さい。また、迎角が大きくなると、(特に C_L の大きい場合)VGなしの方が頭下げが大きくなっている。これは、おそらく、VGを取り付けることにより、ジェットの付着が良くなり、翼面上での圧力分布が大幅に変わり、前縁付近での負圧が大きくなるので、これによる頭上げモーメントが増えるからであろう。

第2次試験と第3次試験の比較

前節で述べたように、第3次試験では、スラット及び外フラップの舵角、スロット幅の組み合わせ並びに取付位置を種々変えて、揚力及び揚抗特性を調べ、最適と思われる形態を得た。

そこで、どの様に空力特性が向上したかを、第2次と第3次試験の結果で比較することにする。

比較のために、第3次試験でのフラップ形態を第2次試験と同じにする。すなわち、T/OではUSBフラップ角、外フラップ角共に 30° 及びL/Dでは各々 50° とした。但し、スラット角と隙間及び外フラップの隙間は2次と3次では異なっている。

これらスラット及び外フラップの取付状況を図34(a), (b)に示す。これらの図から分かるように、第3次試験では、スロット幅は小さく、また、スラットはより前方に、外フラップはより後方の位置にあり、実質的翼弦長が長くなっている。

図35にジェット偏向特性を示す。USBフラップ及びUSBノズル形状は第2次も第3次も同一であるが、VGなしのケースを見ると、第2次試験の方が 1.5° 低く、再現性という点で、若干問題があるように思えるが、その理由は良く分からない。さて、VGありの場合を見ると、第3次の方が $3.5\sim 4.0^\circ$ 大きい。これはVGの大きさ、取付位置の違いにより生ずるのであろう。

図36(a)~(c), 図37(a)~(c)に、T/OおよびL/Dに対する縦3分力特性を示す。いずれの場合も、第3次試験の方が、

C_L , C_D が大きく、 C_m は小さくなっており、これは、排気ジェットのUSBフラップへの付着状況が良好となっていること、外翼部での流れの状況が改善されていることならびに実質的翼弦長の増大によるものと思われる。また、揚抗特性を見ると、やはり第3次試験の方がよい。

さて、第3次と第2次試験の比較のため、前述した第2次と第1次試験と同様の方法で、縦空力係数の各々の差を求めたものを図38(a)~(e)に示す。

C_L について見ると、ジェット偏向角の差は 3.5° から 4° と小さいので、ジェット反力の揚力成分はT/O及びL/Dいずれも小さい。

この図から分かるように、揚力係数の差は超循環成分 C_{Lr} が主体となっている。すなわち、揚力係数が大きくなった原因としては、スラットや外フラップの働きが第3次試験の方が適切であったからであろう。

次に、 C_D について見ると、抗力に影響を与えるであろう、エンジンセルは第3次、第2次ともに同一であるため、 C_{D0} の差はほとんど零であり、且つ、全体の抗力の差も小さい。

この様に、スラットや外フラップの舵角及びスロット幅を変えることにより、大幅な空力特性の向上を、特に揚力特性の向上を、図ることができた。

「飛鳥」模型とCAD模型の比較

本研究の目的は、設計上制約のあった「飛鳥」と異なり、これらの制約をはずして設計した場合、どのように性能が向上するかを、新たに主翼を設計し直し、風洞試験でその効果を確認することである。高揚力特性向上のためには、主翼平面形、翼型、USBノズル、スラット、フラップ等の空力要素が重要である。

著者らは、如何にして高揚力特性が達成できるかを、この通称CAD模型による風洞試験を通して試みた。

その最終結果と「飛鳥」模型による風洞試験結果を比較する。

図39(a)~(d)にC/Nを、図40(a)~(d)にT/Oを、及び、図41(a)~(d)にL/Dでの縦3分力及び揚抗曲線を示す。

C/Nを見ると、揚力係数及び揚力傾斜がCAD模型では大幅に大きくなっており、また、失速迎角も大きい。

一方、抗力係数は若干CAD模型の方が大きい。

縦揺れモーメント係数は、CAD模型の方が頭下げがかなり大きくなっているが、これは、翼型がリアローディング・タイプだからであろう。

次に、T/Oを見ると、「飛鳥」模型ではフラップ角は $20^\circ/30^\circ$ で、一方、CAD模型は $10^\circ/40^\circ$ である。このため、迎角の低いところでは「飛鳥」模型の方が揚力係数は大きくなっているが、迎角が $2^\circ\sim 5^\circ$ を過ぎるとCAD模型の方が大きくなり、また、揚力傾斜、最大揚力係数、失速角いずれもCAD模型の方が大きい。

抗力係数を見ると、 $C_j=0$ ではCAD模型の方が全迎角域で大きい。しかし、 $C_j \neq 0$ では小迎角を除いて、CAD模型の方が小さくなっている。これは、USBフラップ角が、「飛鳥」模型では 20° であるが、CAD模型では 10° と小さく、ジェット偏向角が「飛鳥」模型の方が大きいため、ジェット反力の負の抗力成分が小さくなるからであろう。

縦揺れモーメントも同様に、CAD模型ではUSBフラップ角が 10° と小さいため、USBフラップ後縁位置が「飛鳥」模型より後方にあり、更に、リアローディング・タイプの翼型であるので、この両方の作用で、CAD模型の方が頭下げが大きくなる。

図40(d)での揚抗曲線を見ると明らかにCAD模型の方が良い性能を有することが分かる。

最後にL/Dについて述べる。CAD模型でのフラップ角は $40^\circ/60^\circ$ で、「飛鳥」模型は $40^\circ/65^\circ$ とほぼ同一の舵角に設定されている。

揚力曲線を見ると、CAD模型は揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ も C_L も全迎角域で大きい。しかし、 α が 15° を過ぎると外翼部からの剥離の進行により、揚力係数の増加は鈍ってくる。一方、「飛鳥」模型は前縁及びエルロンで境界層制御を行っているため、迎角が増えても剥離の進行が抑えられている。

抗力係数を見ると、USBフラップ角はどちらも 40° であるが、ジェット偏向特性がCAD模型では著しく良好であり(ジェット偏向角が、「飛鳥」模型では 40.0° でCAD模型では 48.4° になる)ジェット反力の負の抗力成分が「飛鳥」模型より小さくなること、及び揚力係数が大きく、誘導抗力が大きくなることから、CAD模型の方が抗力係数は大きくなる。また、 $C_j=0$ を見ると、C/N、T/O、L/Dのいずれの形態もCAD模型が大きくなっており、 $\alpha=0^\circ$ での差は $0.05\sim 0.06$ である。また誘導抗力係数の差は 0.002 程度である。そこで、抗力係数の差は主に、主翼翼厚の差によるものと、主翼面積が小さいので係数化すると大きくなるからであろう。

図42(a)にC/Nでの C_j に対する $C_{L\alpha=0}$ と C_{Lstall} を示す。「飛鳥」模型では明確な C_{LMAX} がないので、抗力急増の迎角での揚力係数を C_{Lstall} とした。

$C_{L\alpha=0}$ は各 C_j に対し $0.1\sim 0.15$ 、また C_{Lstall} も $0.7\sim 1.0$ とCAD模型が大きくなっており、主翼平面形と翼型の違いがこの様な差となっている。

次に、 $C_D=0$ での尾無し形態での C_m の C_j に対する変化を図42(b)の左図に示すが、CAD模型の方が頭下げが大きくなっていることが分かる。これは、前述したように翼型がリアローディング・タイプであり、かつ、ジェット偏向角も大きいことからこの様な結果となっている。

同右図は $C_D=0$ での、即ち、定常水平飛行中での C_j に対する C_j/C_L を示したもので、これは同一の C_j に対して小さいほど、空力効率がよいことを示す¹⁴⁾。

図43(a), (b)はT/O及びL/Dに対する空力特性をまとめたものである。

同図(a)は $C_{L\alpha=0}$ と C_{LMAX} の C_j に対する変化を示しているが、この図から分かるようにCAD模型の方が良好な揚力特性を示している。同図(b)は $C_D=0$ での C_j に対する尾無し形態での C_m 及び C_j/C_L の変化を示す。

この図からCAD模型は「飛鳥」模型に比べ頭下げが若干大きいことが分かる。また、 C_j/C_L を見ると、L/Dの $C_j=0.5$ では、CAD模型の空力特性が著しく悪くなっていることが示されている。これは図41(a)で分かるように負の迎角域ではCAD模型の方が揚力係数が小さくなっており、 $C_D=0$ での C_L はこの領域であることから、この様な結果となった。しかし、実際の着陸時推力係数は 1.0 程度であるので、このときはCAD模型の方が良い性能を示している。

推力による成分を除いた揚力係数と抗力係数から求めた誘導抗力の特性($C_L^2 \sim C_D$)を図44(a), (b)に示す。図44(a)はC/Nで、同図(b)はT/O及びL/Dである。

抗力変化は $C_L^2/\pi A$ に対して、C/NはCADも「飛鳥」もかなり小さいが、T/OやL/Dではほぼ平行した勾配を示している。

そこで、これら図から両模型の空力性能を比較する指標の1つとして、飛行機効率を取り上げる。

すなわち、

$$e = \frac{C_L^2}{\pi A (C_D - C_{D0})}$$

ここで、 C_{D0} は、作図より得られた相当零揚力抗力係数である。各フラップ形態、 C_j に対する推算結果を下表に示す。

C/N			
模型 \ C_j	0.0	0.2	0.7
「飛鳥」	0.19	0.34	0.36
CAD	0.54	0.55	0.53
T/O			
模型 \ C_j	0.0	1.0	1.85
「飛鳥」	0.85	0.60	0.61
CAD	0.83	0.69	0.75
L/D			
模型 \ C_j	0.0	1.0	1.85
「飛鳥」	0.62	0.79	0.70
CAD	0.90	0.90	0.89

各 C_j に対し、 e は若干のパラッキは有るものの(勾配を求める際の線の引き方によって生ずる)、CAD模型の方

がいずれのフラップ形態においても大きな値となっている。

一般に、 e が1に近いほど、洗練された機体と言われているので、この結果からも、CAD模型は「飛鳥」模型に比べて空力的によい機体であるといえるであろう。

この様に CAD 模型は主翼の変更を行い、更に、「飛鳥」模型にはない短縮ノズルの採用、また、前縁及びエルロン BLC なしの形態で、スラットや外フラップの舵角と隙間の組み合わせ及び USB フラップ角と外フラップ角の組み合わせ等の最適化を行うことにより、「飛鳥」模型に比べて大幅な揚力特性向上を図ることができた。

そこで、もし、短縮ノズルを「飛鳥」に適用するとすれば、ナセル重量 (QECを含む4基分) は9.6kN軽減の見込みとなる。

更に、前縁及びエルロン BLC のない主翼を設計できたとしたら、BLC ダクトシステムの重量として4.0kN 軽減できる見込みとなる。

5. ま と め

USB パワード・リフト形態の空力特性を改善するため、著者らは、新たに設計した主翼を有する半截模型による風洞試験を実施し、検討を行った。

これら検討結果から次のような事柄が得られた。

- (1) 短縮ノズルを用いても、良好な空力特性を得た。そして、これを「飛鳥」に適用するとするならば、ナセル重量軽減として9.6kNとなる。
- (2) フラップ・ダウン形態では、揚力特性に関して、最適なエンジン間隔が存在する。
- (3) フラップ・アップでの巡航性能は、意外にも「飛鳥」模型の方が良かった。USB形態において抗力を減少させることは非常に困難であることが分かった。
- (4) 風洞試験より、最適と思われるスラット及び外フラップ舵角とスロット幅の組み合わせを求めた。それらの結果は以下の通りである。

スラット角, スロット幅

T/O ; $\delta_{s1} = 25^\circ$, スロット幅=1.5%
L/D ; $\delta_{s1} = 30^\circ$, スロット幅=1.5%

外フラップスロット幅

T/O ; 1.5%/1.5%

L/D ; 2.0%/2.0%

- (5) 離着陸形態に対する USB フラップ角と外フラップ角の最適と思われる組み合わせは以下の通りである。

T/O ; $\delta_{fu} = 10^\circ$, $\delta_{fo} = 40^\circ$

L/D ; $\delta_{fu} = 40^\circ$, $\delta_{fo} = 60^\circ$

- (6) 上記フラップ組み合わせによる CAD 模型の空力特性は、前縁及びエルロン BLC なしでも、全形態で「飛鳥」模型より良好である。そして、重量軽減はBLCダクトシステム分として、4.0kNと推定される。

参 考 文 献

- 1) D. C. Whittley ; The augmentor-Wing Research Program : Past, Present and future, CASI J., 1968
- 2) M. D. Falarski and D. G. Koenig ; Aerodynamic Characteristics of a Large-Scale Model with a Swept Wing and Augmented Jet Flap, NASA TM X-62, 029, 1971
- 3) D. C. Whittley and W. L. Cook ; Comparison of Model and Flight Test Data for an Augmentor-Wing STOL Research Aircraft, AGARD Flight Mechanics Symposium, 1975
- 4) W. G. Johnson, Jr ; Aerodynamic and Performance Characteristics of Externally Blown Flap Configurations, NASA SP-320, 1972
- 5) E. J. Montoya ; NASA Participation in the AMST Program, NASA SP-406, 1976
- 6) J. K. Wimpres ; Upper Surface Blowing Technology as Applied to the YC-14 Airplane, SAE 730916, 1973
- 7) F. W. May and G. E. Bean ; Aerodynamic Design of the Boeing YC-14 Advanced Medium STOL Transport (AMST), AIAA Paper 75-1015, 1975
- 8) M. D. Shovlin and J. A. Cochrane ; An Overview of the Quiet Short-Haul Research Aircraft Program, NASA TM 78545, 1978
- 9) K. Aoyagi, M. D. Falarski and D. G. Koenig ; Wind Tunnel Investigation of a Large-Scale Upper Surface Blown-Flap Transport Model Having Two Engines, NASA TM X-62, 296, 1973
- 10) A. E. Phelps III ; Wind-Tunnel Investigation of an Upper Surface Blown Jet Flap Powered-Lift Configuration, NASA TN D-7399, 1973
- 11) K. Aoyagi, M. D. Falarski and D. G. Koenig ; Wind Tunnel Investigation of a Large-Scale Upper Surface Blown-Flap Model Having Four Engines, NASA TM X-62, 419, 1975
- 12) 奥山正広, 高橋 侅, 他3名 ; CAD 設計による USB-STOL 機半截模型の風洞試験 (第1報), 航技研資料 TM-566, 1987
- 13) 藤枝郭俊, 他7名 ; USB 方式の機体におけるエンジン間隔の空力特性への影響, 第20回流体力学講演会講演集, 1988
- 14) 犬丸矩夫, 高橋 侅, 他3名 ; ファンジェット STOL 機の空力特性, 航技研報告 TR-790, 1983

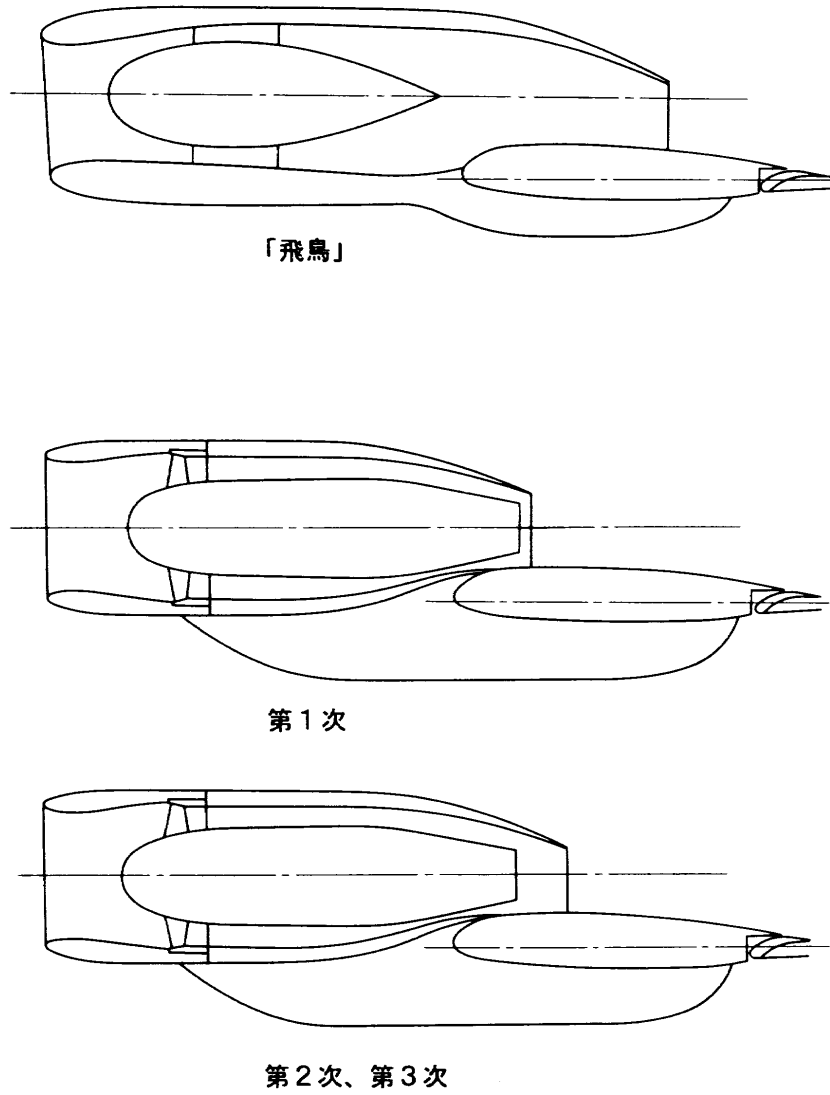


図1 ナセル形態比較

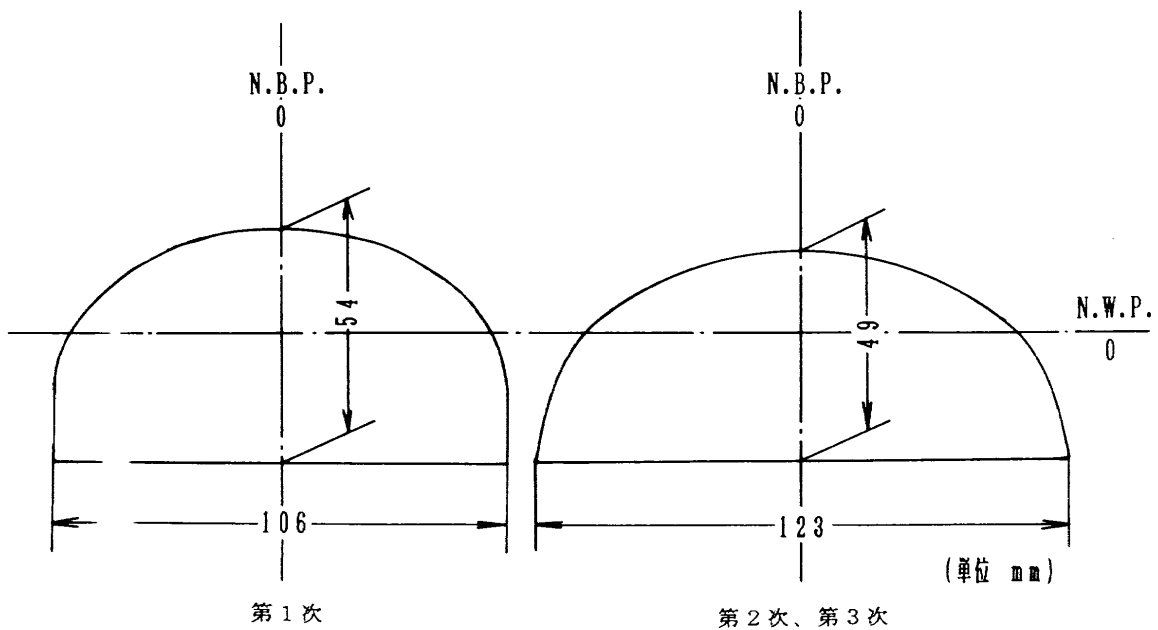


図2 CAD風試用ノズル出口形状（内面）

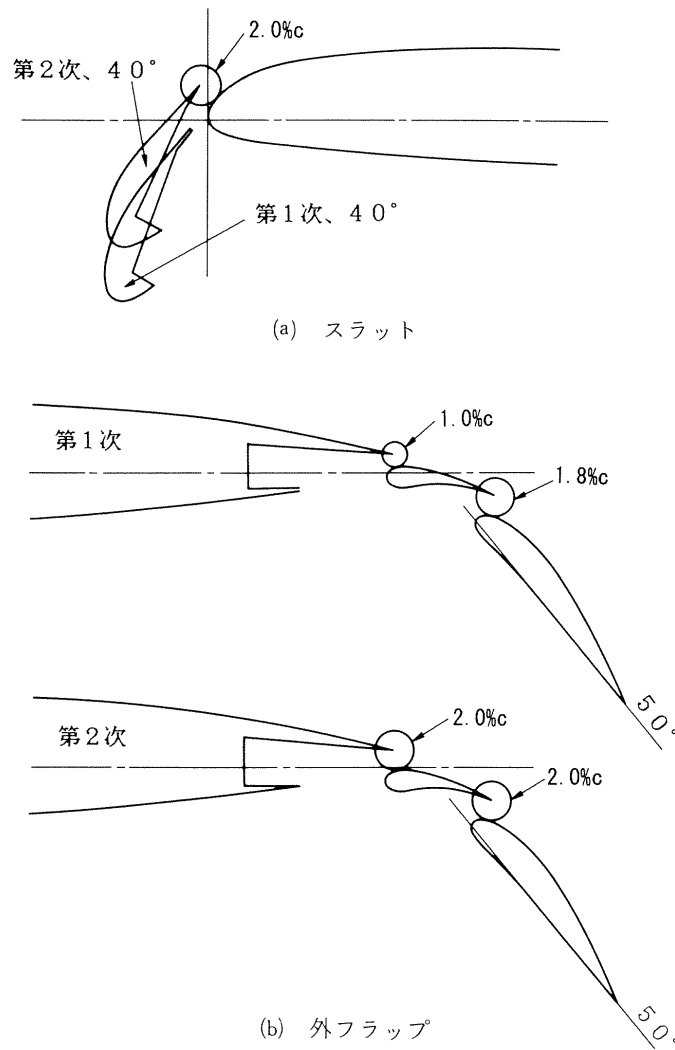


図3 第1次と第2次試験での模型比較

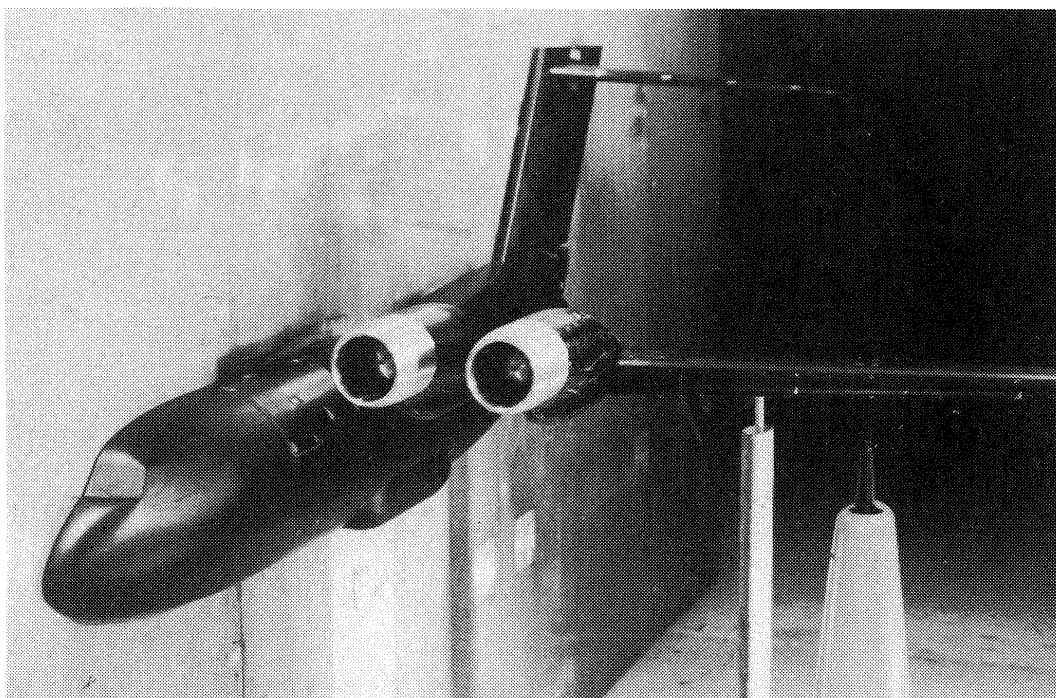
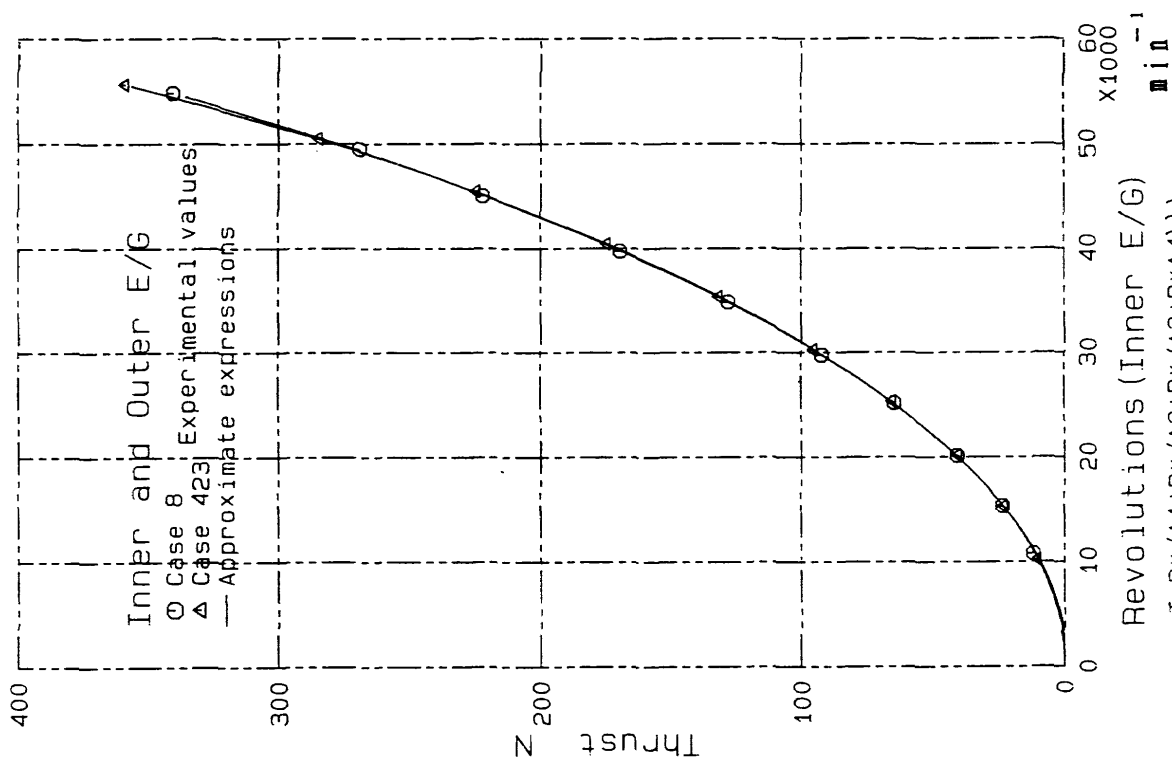
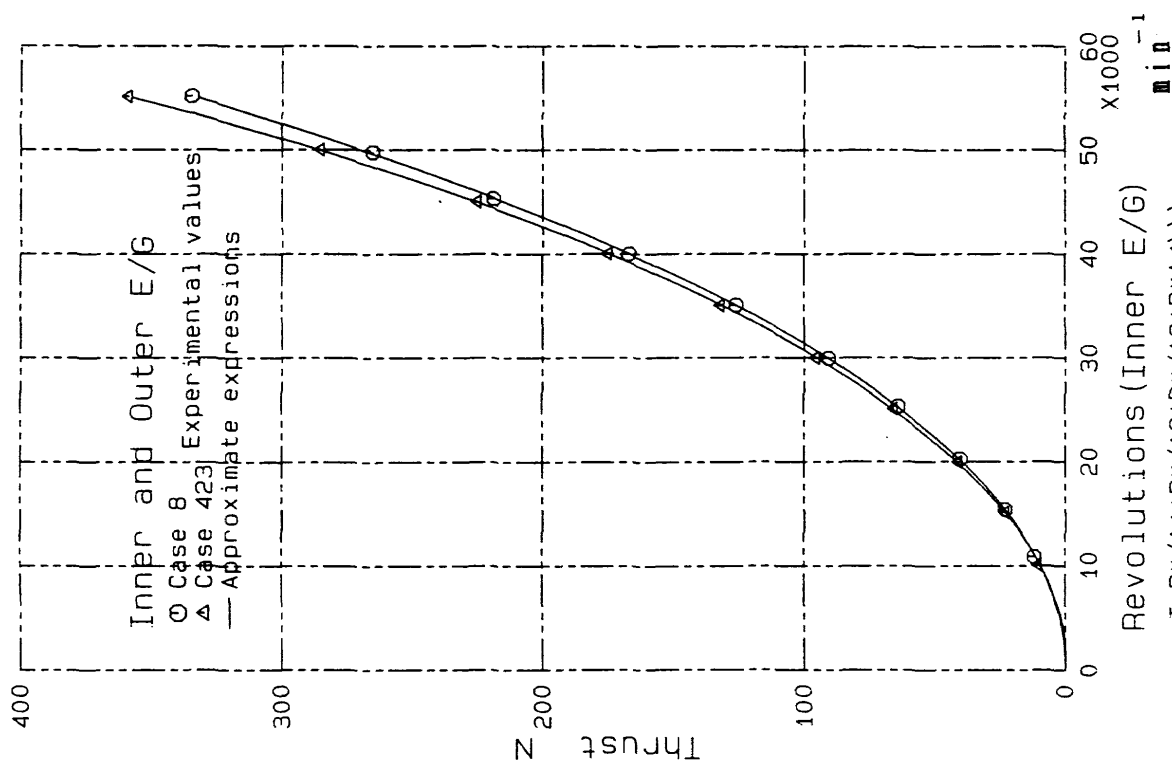


図4 CAD 模型全景



$T=R*(A1+R*(A2+R*(A3+R*A4)))$
 Case 8 A1= -0.1043E-5 A3= 0.1446E-12
 A2= 0.9734E-7 A4= 0.2598E-17
 Case 423 A1= -0.3000E-3 A3= -0.1102E-11
 A2= 0.1319E-6 A4= 0.1635E-16

図6 エンジン推力(15°C, 1atm 補正済み)



$T=R*(A1+R*(A2+R*(A3+R*A4)))$
 Case 8 A1= -0.2125E-4 A3= 0.9200E-13
 A2= 0.9640E-7 A4= 0.2909E-17
 Case 423 A1= -0.3148E-3 A3= -0.1152E-11
 A2= 0.1355E-6 A4= 0.1710E-16

図5 エンジン推力(補正なし)

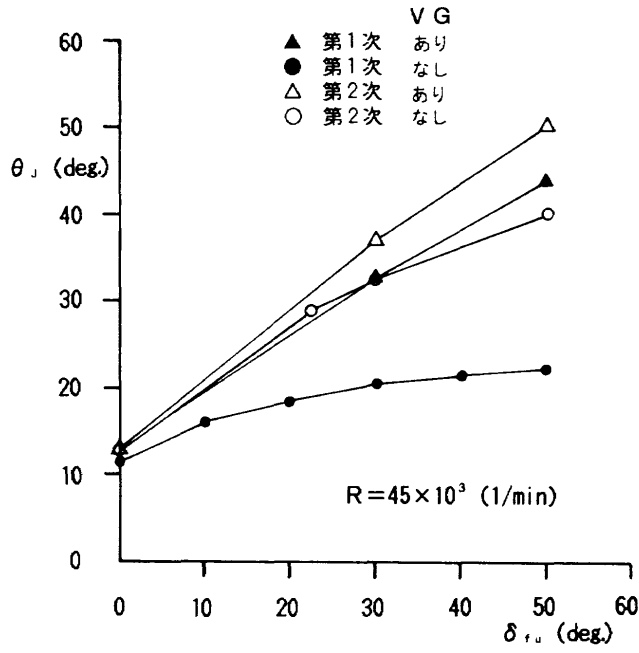


図7 ジェット偏向特性

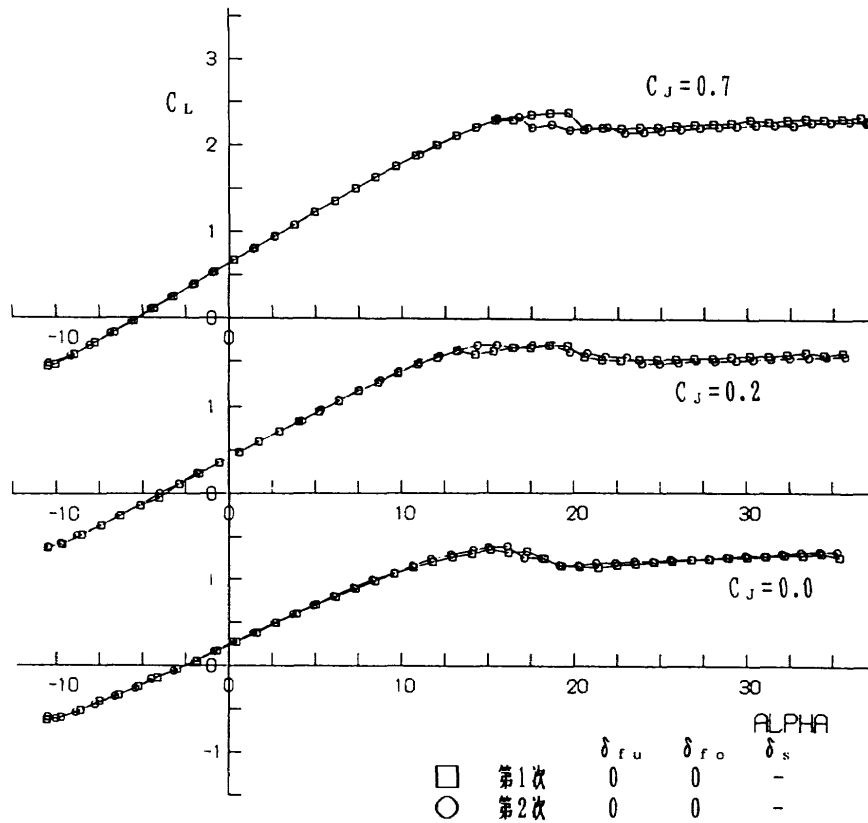


図8(a) 揚力曲線比較(フラップ・アップ)

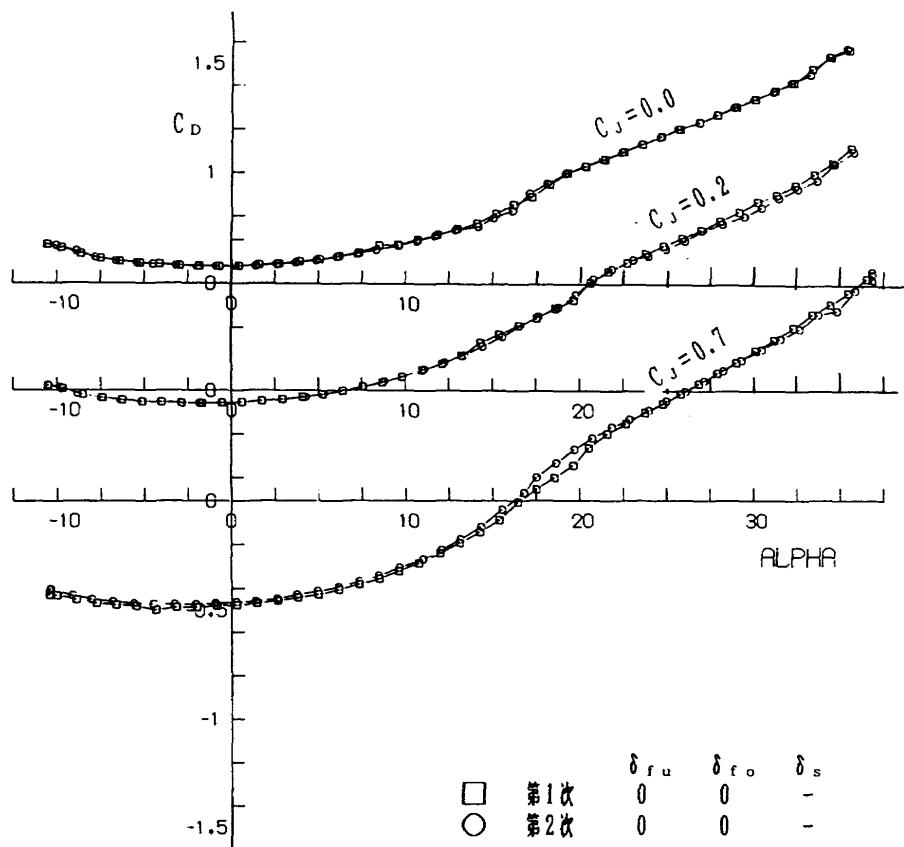


図8(b) 抗力曲線比較（フラップ・アップ）

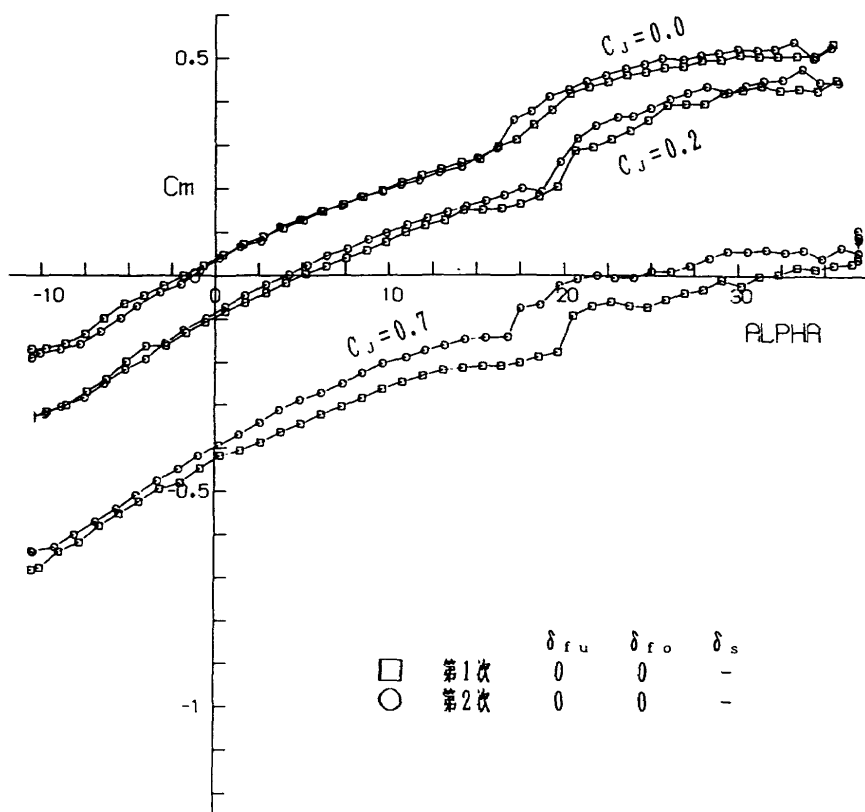


図8(c) 縦揺れモーメント曲線比較（フラップ・アップ）

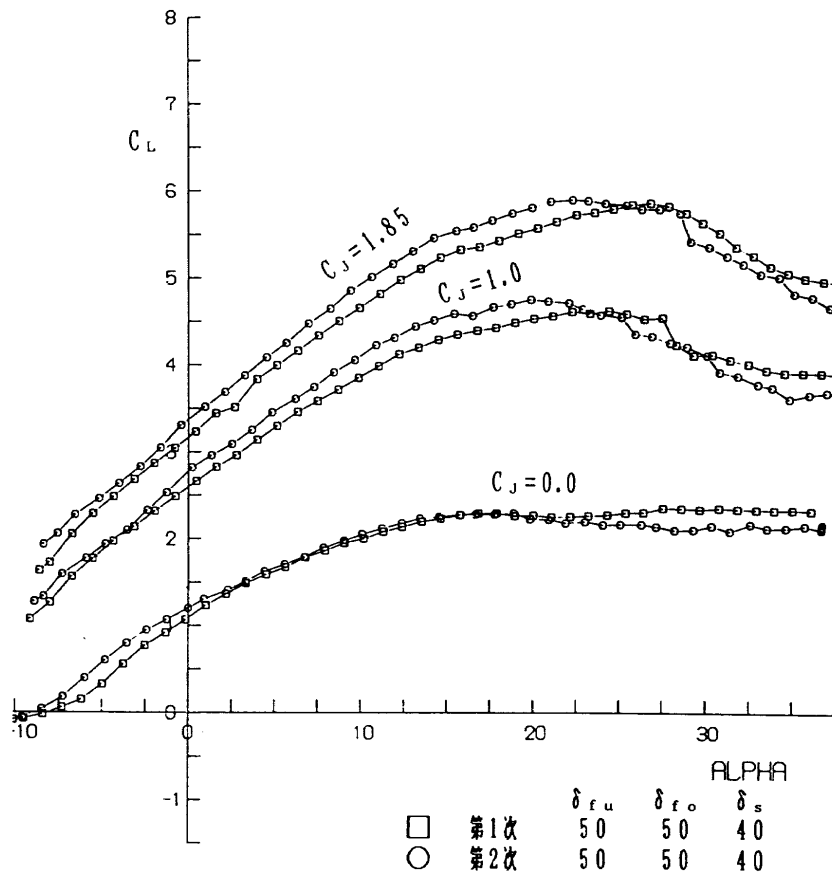


図9(a) 揚力曲線比較(フラップ・ダウン)

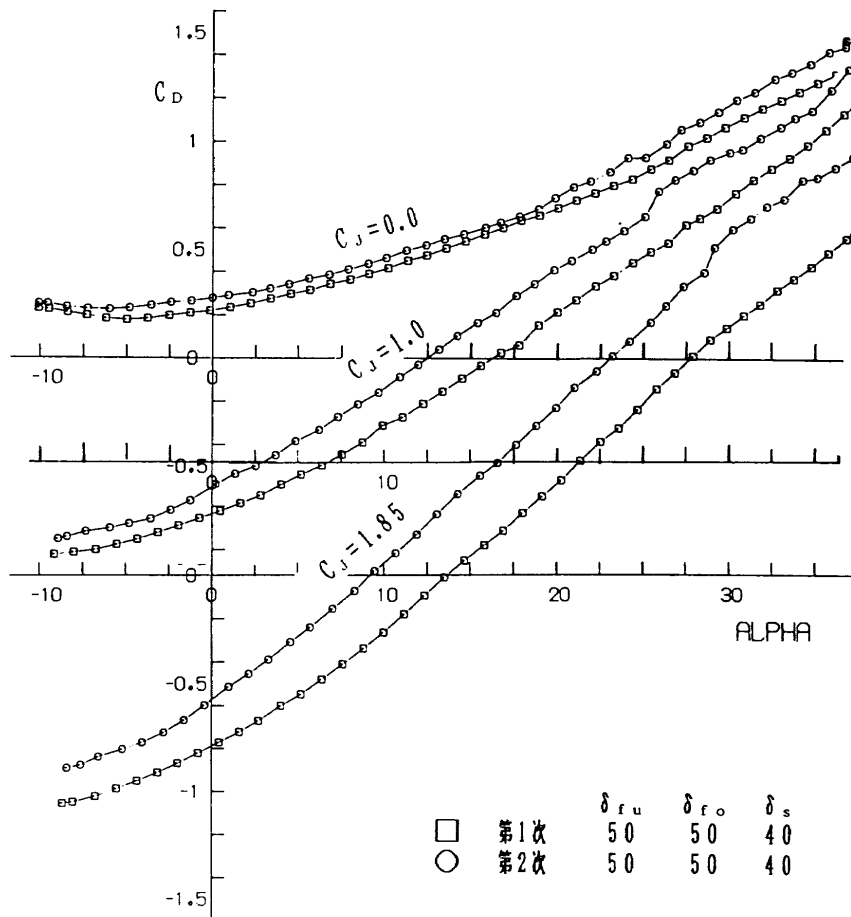


図9(b) 抗力曲線比較(フラップ・ダウン)

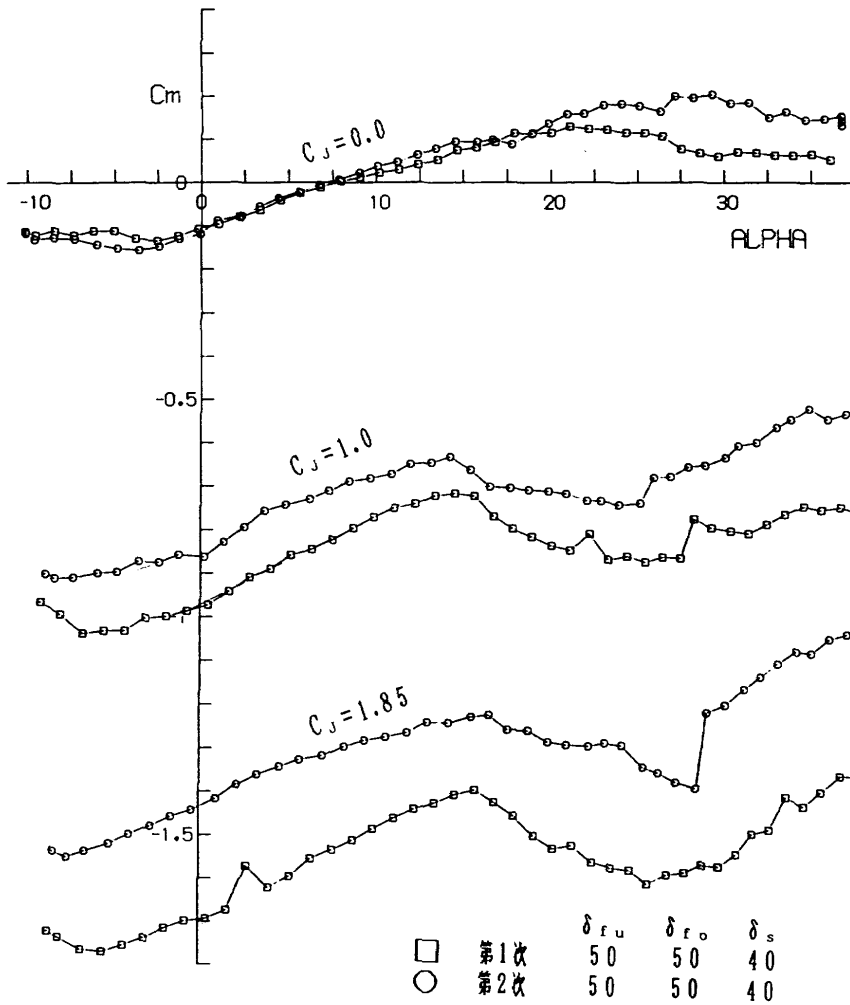


図9(c) 縦揺れモーメント曲線比較(フラップ・ダウン)

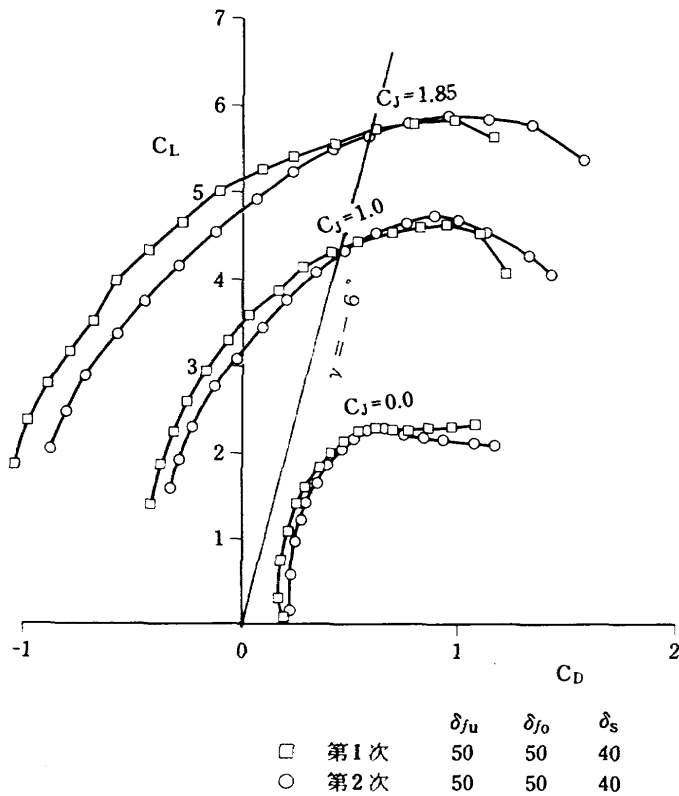


図9(d) 揚抗曲線比較(フラップ・ダウン)

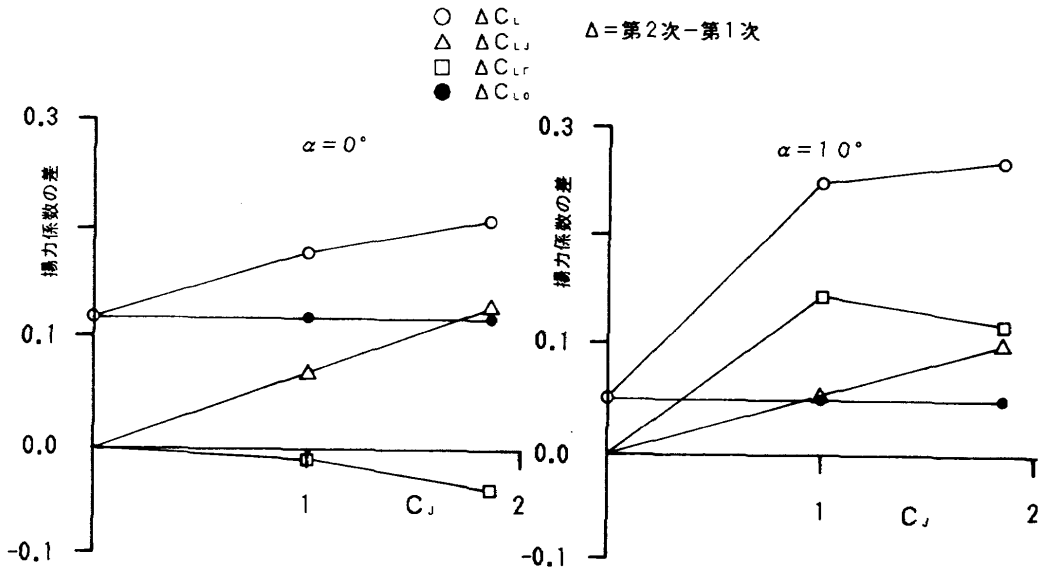


図10(a) 第1次と第2次試験の比較 (C_l) (フラップ・ダウン)

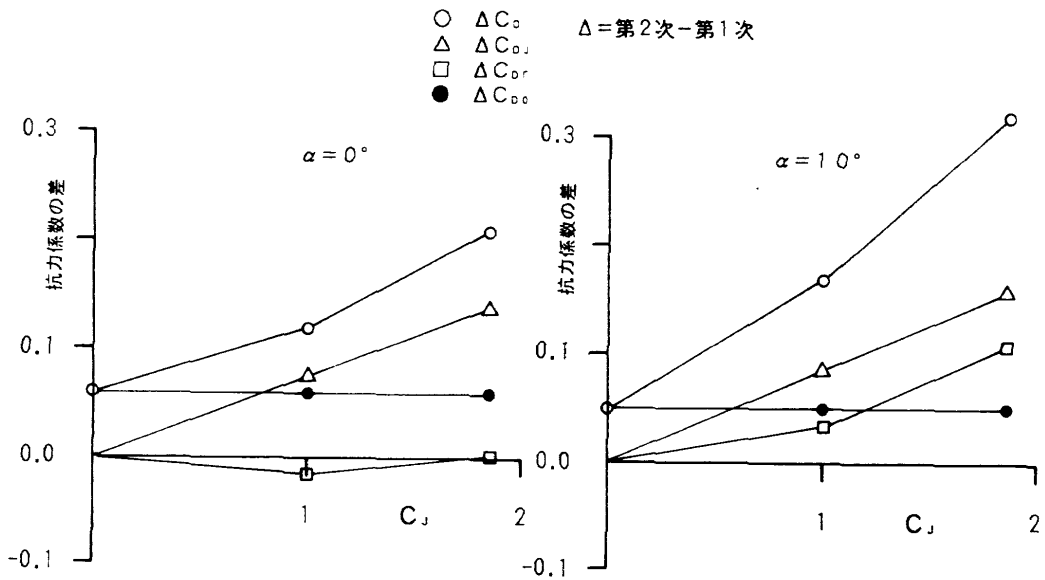


図10(b) 第1次と第2次試験の比較 (C_D) (フラップ・ダウン)

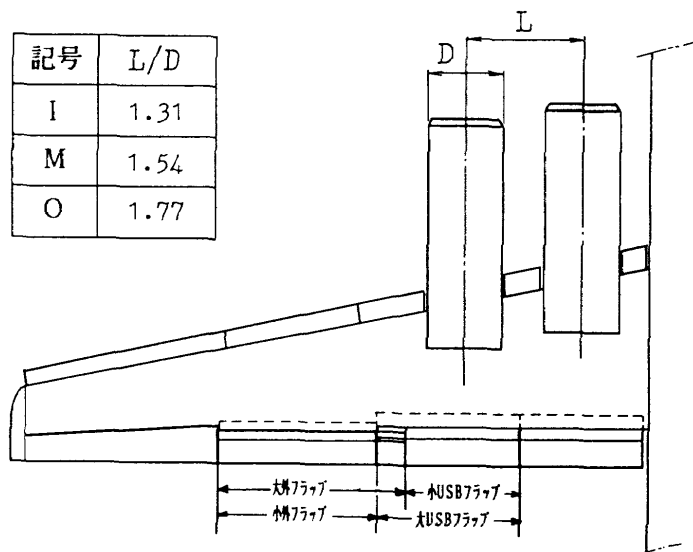


図11 エンジン間隔

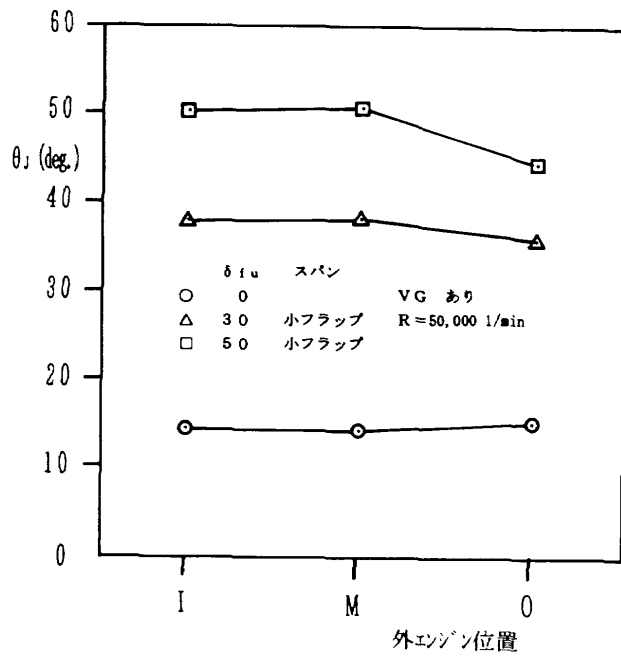


図12 ジェット偏向特性

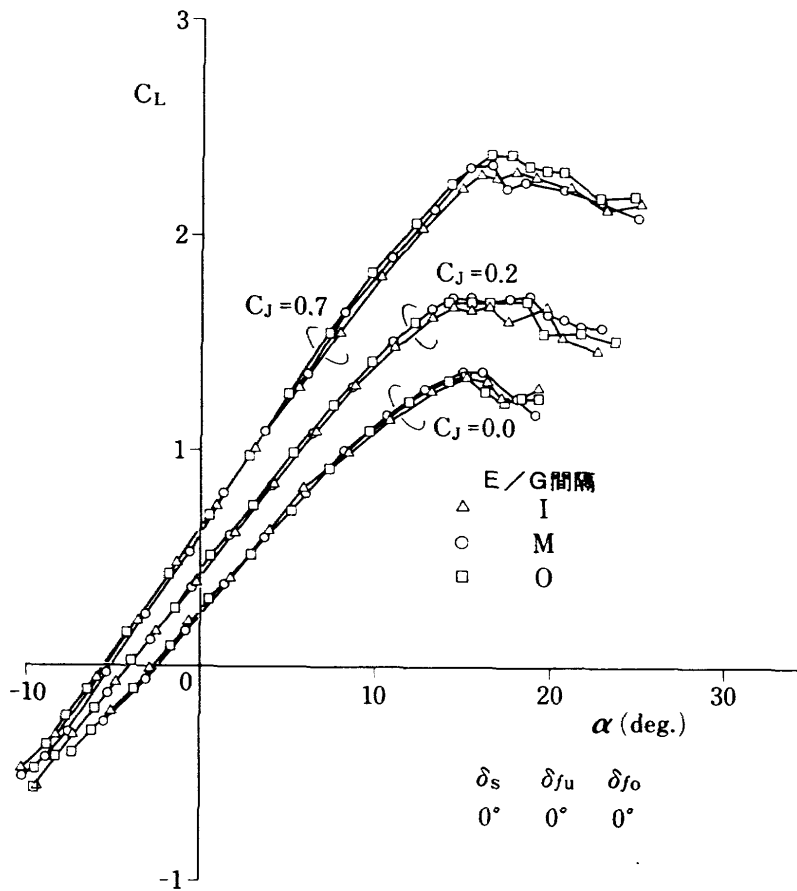


図13(a) $C_L \sim \alpha$ (C/N)

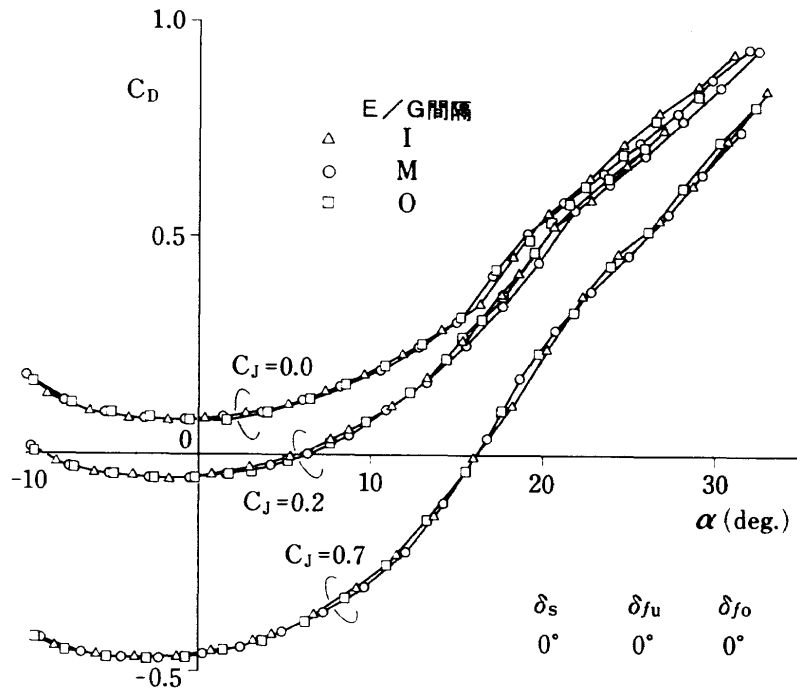


図13(b) $C_D \sim \alpha$ (C/N)

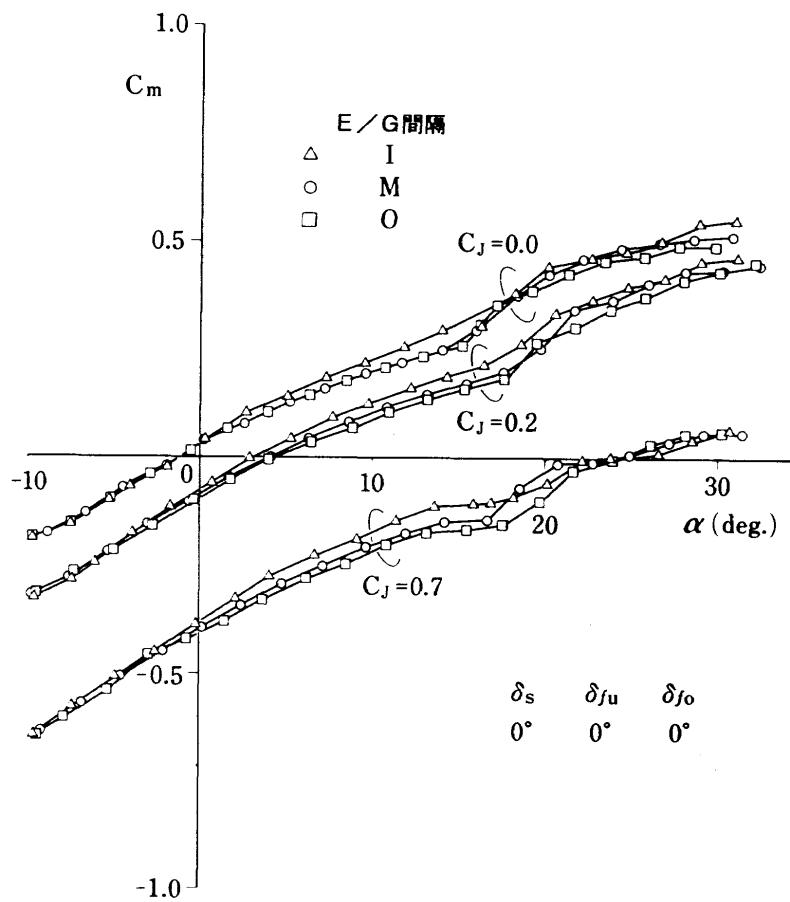


図13(c) $C_m \sim \alpha$ (C/N)

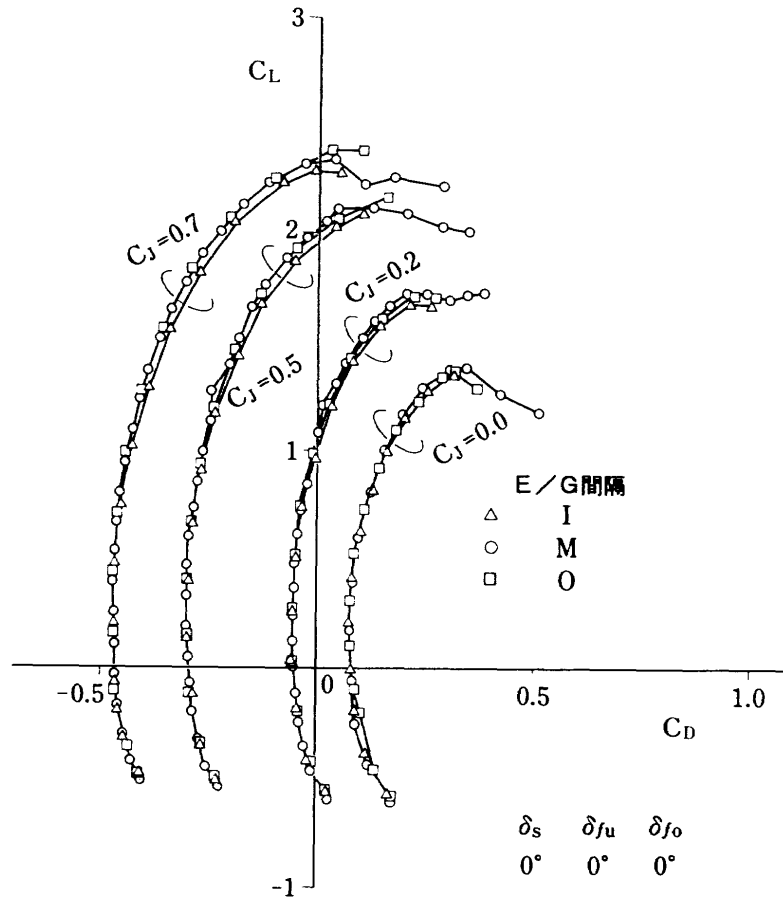


図13(d) $C_L \sim C_D$ (C/N)

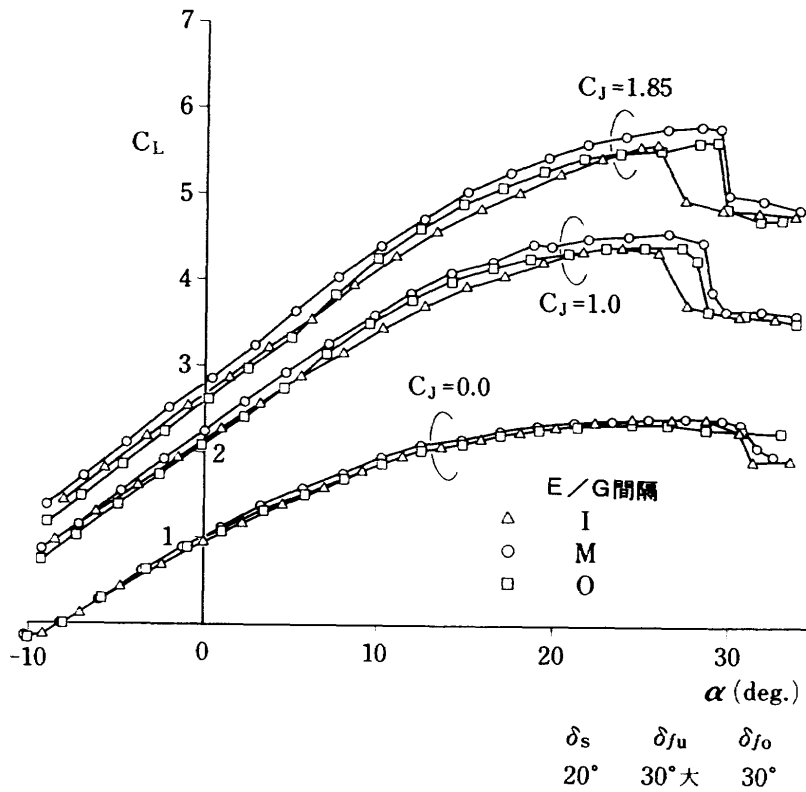


図14(a) $C_L \sim \alpha$ (T/O)

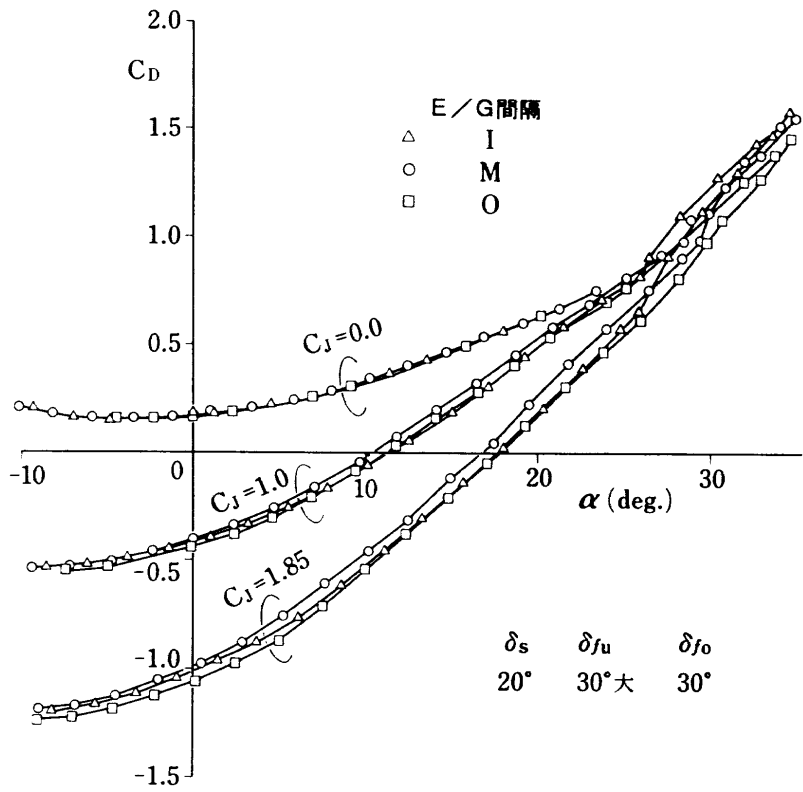


図14(b) $C_D \sim \alpha$ (T/O)

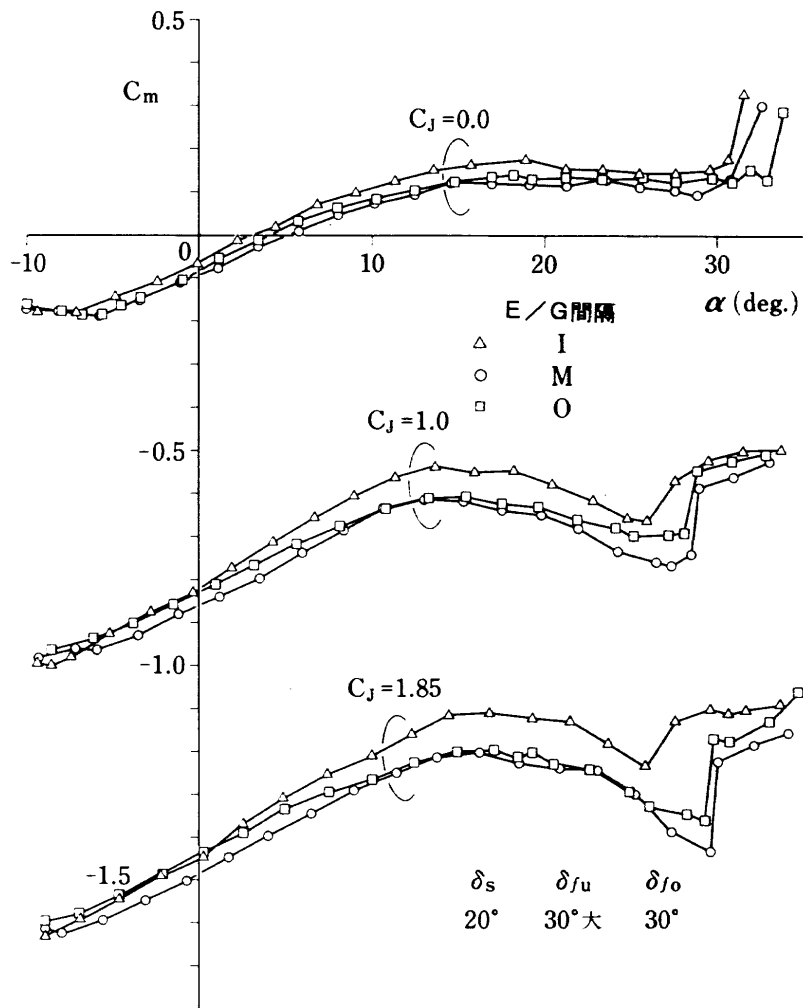


図14(c) $C_m \sim \alpha$ (T/O)

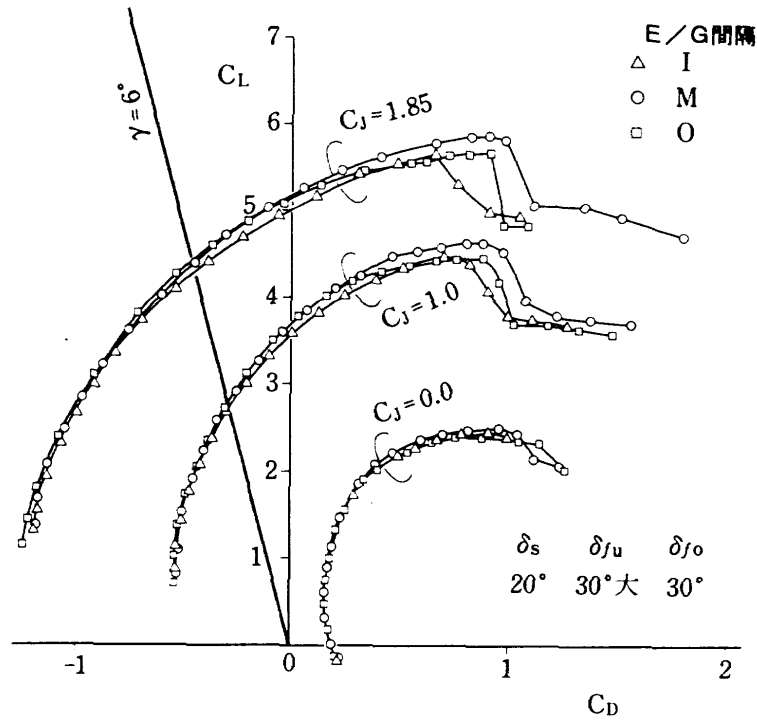


図14(d) $C_L \sim C_D$ (T/O)

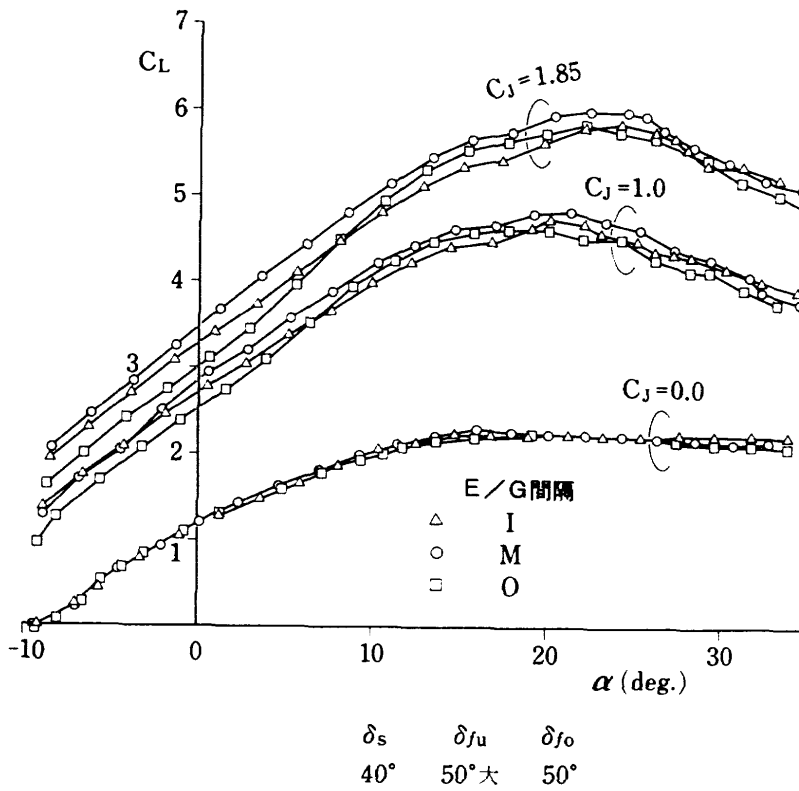


図15(a) $C_L \sim \alpha$ (L/D)

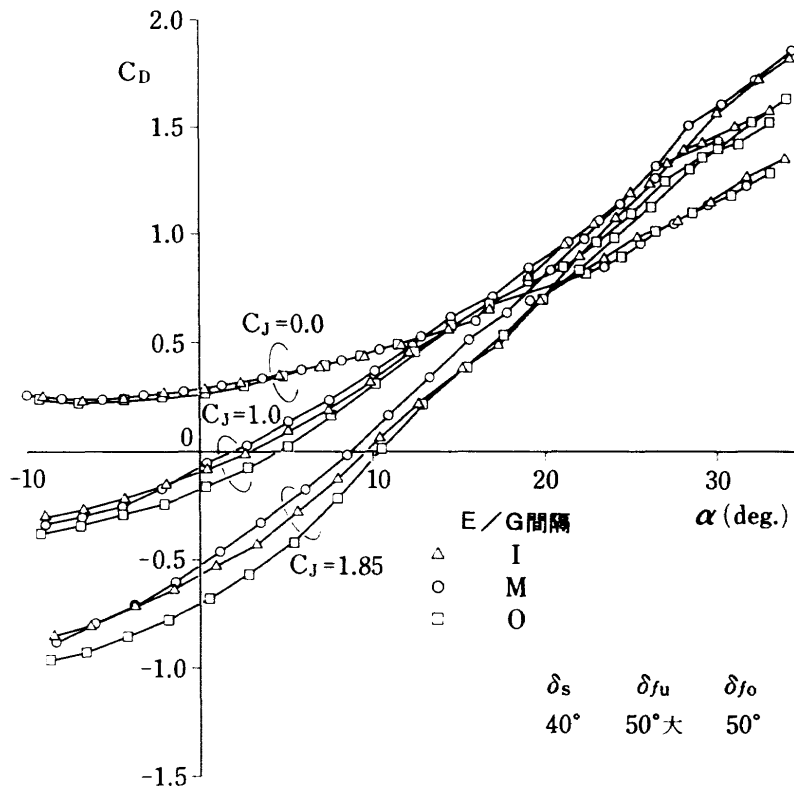


図15(b) $C_D \sim \alpha$ (L/D)

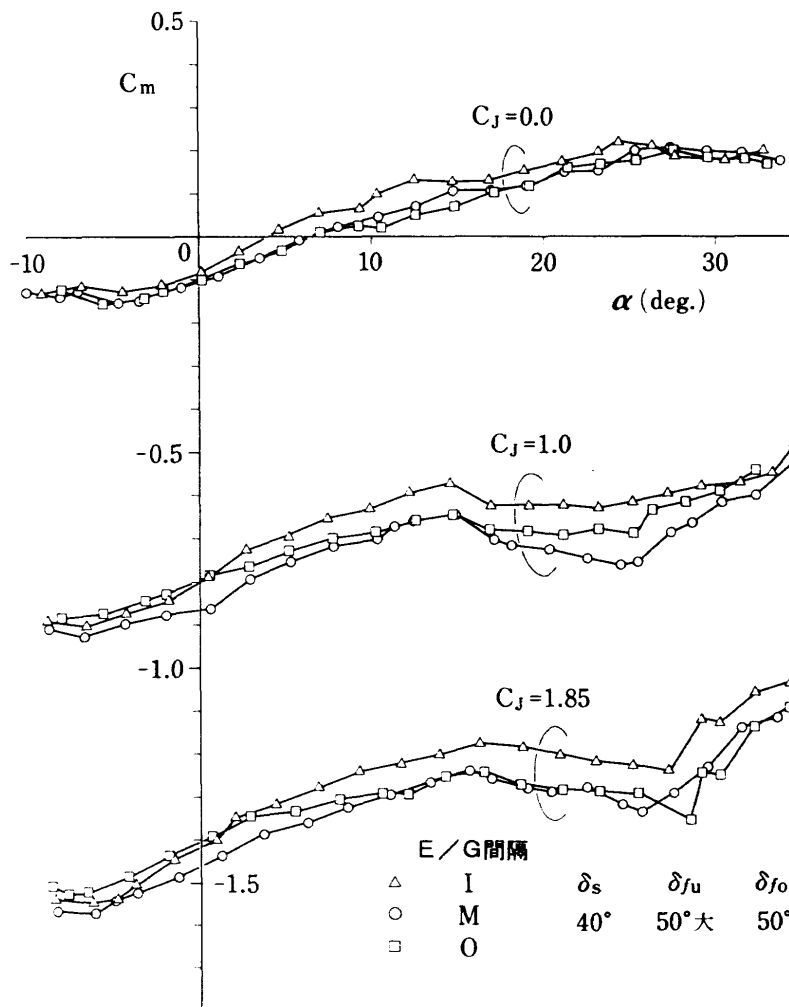


図15(c) $C_m \sim \alpha$ (L/D)

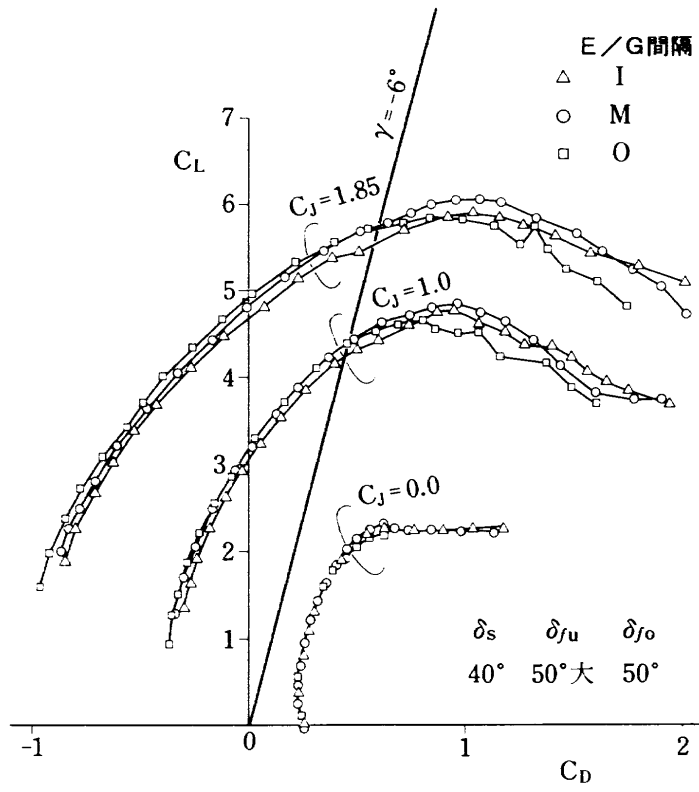


図15(d) $C_L \sim C_D$ (L/D)

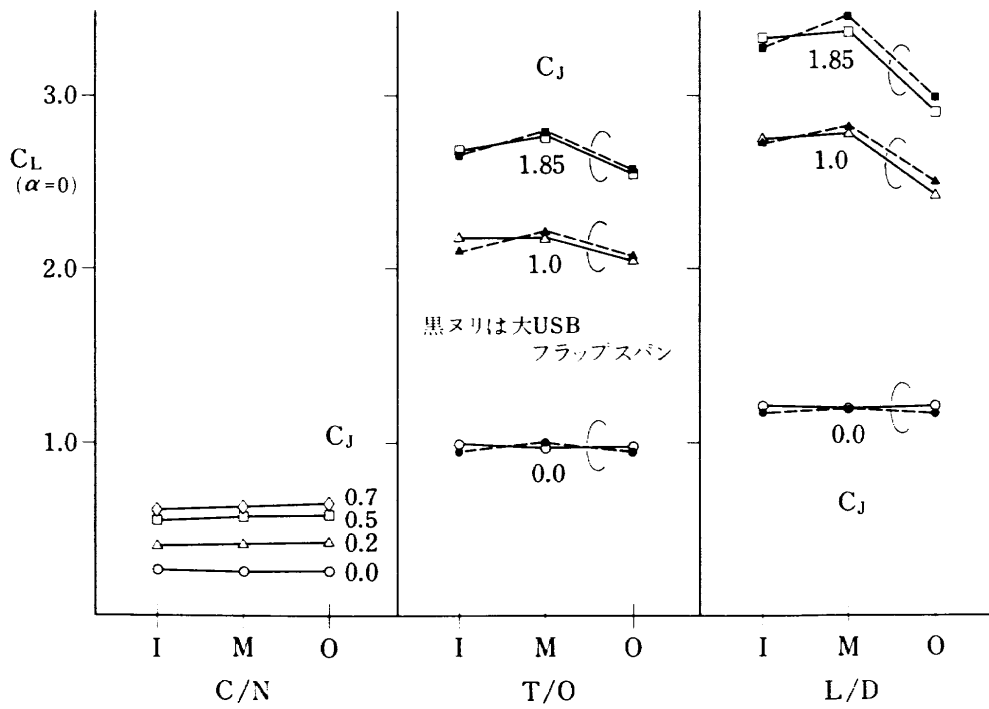


図16(a) $C_{L\alpha=0} \sim$ エンジン間隔

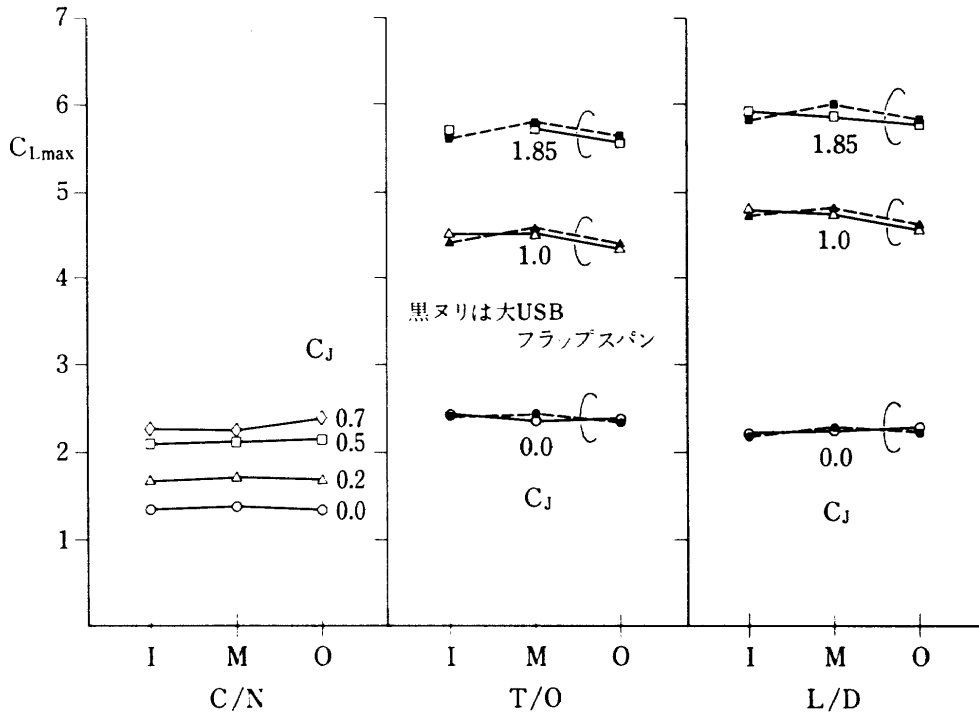


図16(b) C_{Lmax} ~ エンジン間隔

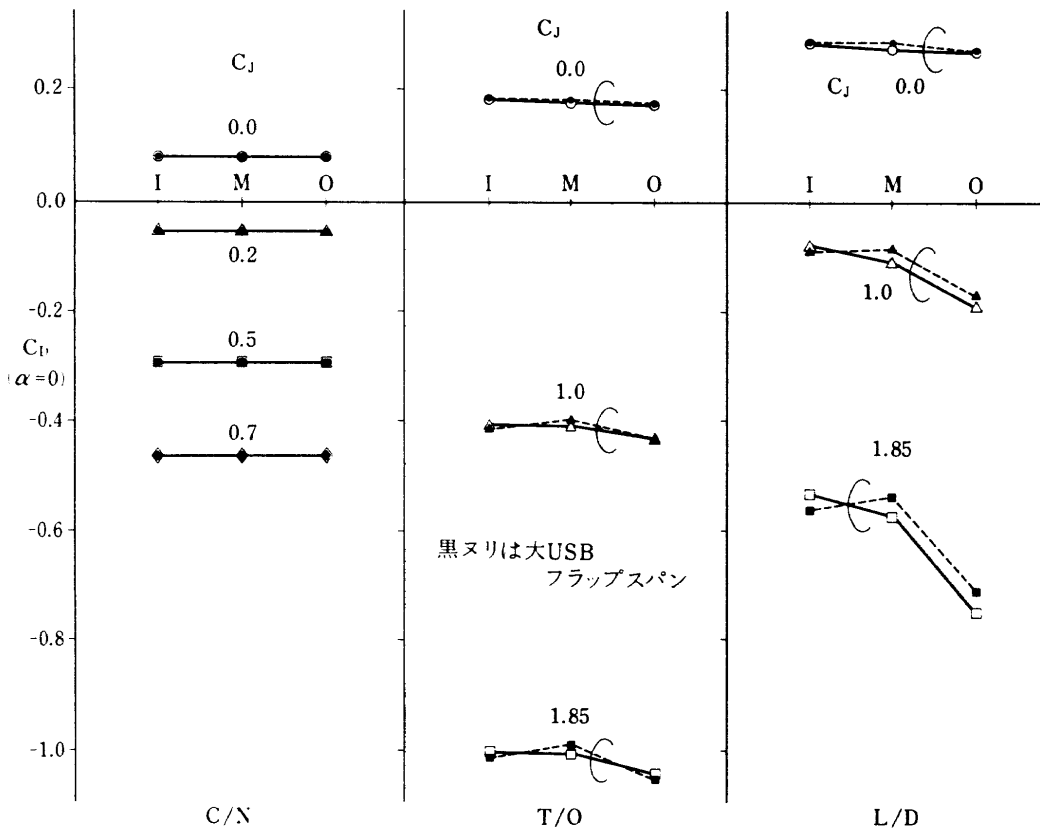


図17 $C_{D\alpha=0}$ ~ エンジン間隔

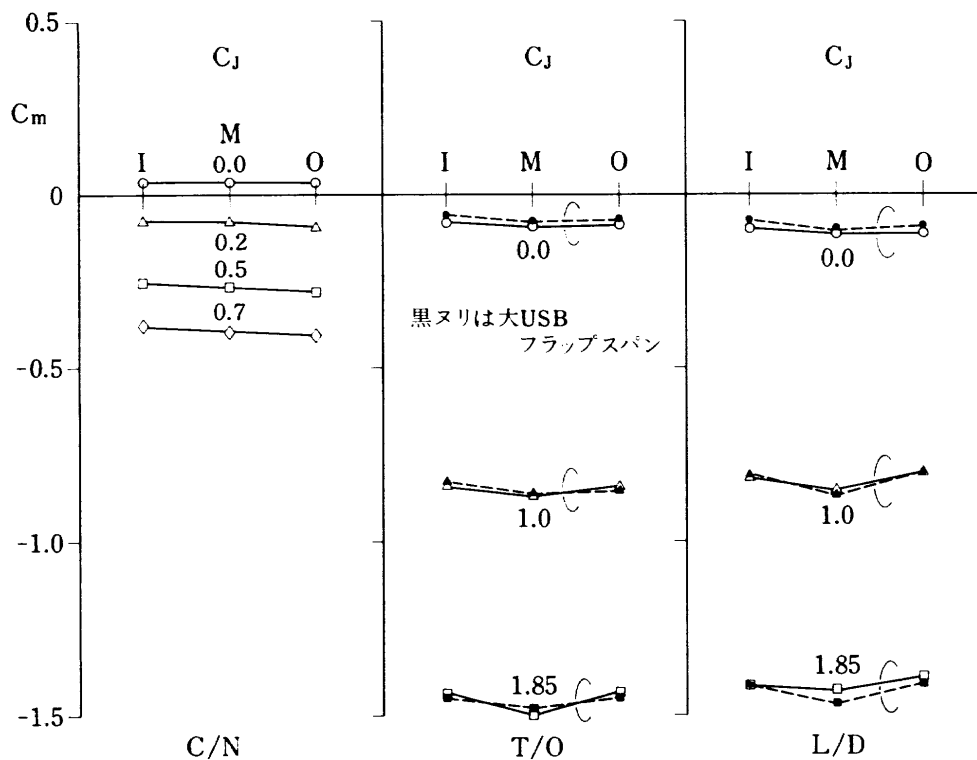


図18 C_m ~ エンジン間隔

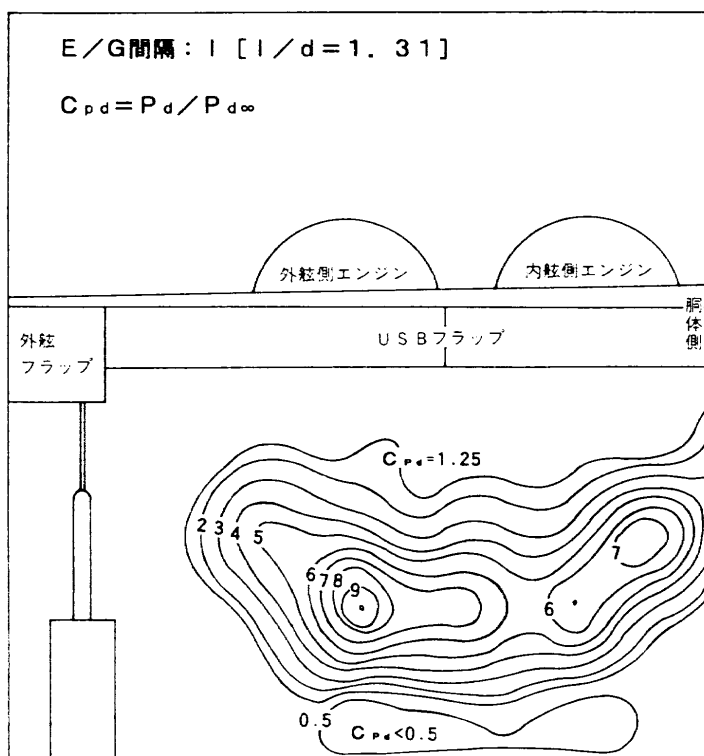


図19(a) 等動圧線図 (I, VG なし)

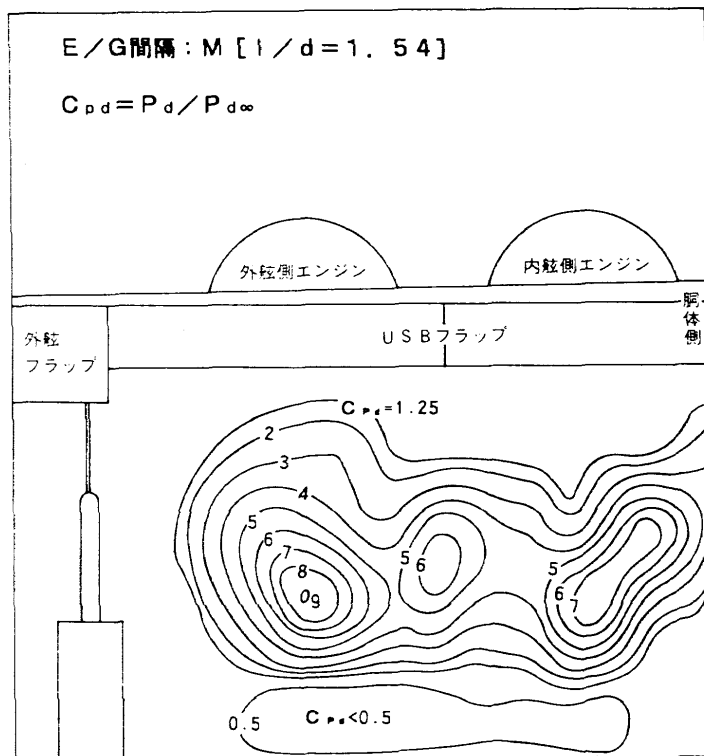


図19(b) 等動圧線図 (M, VG なし)

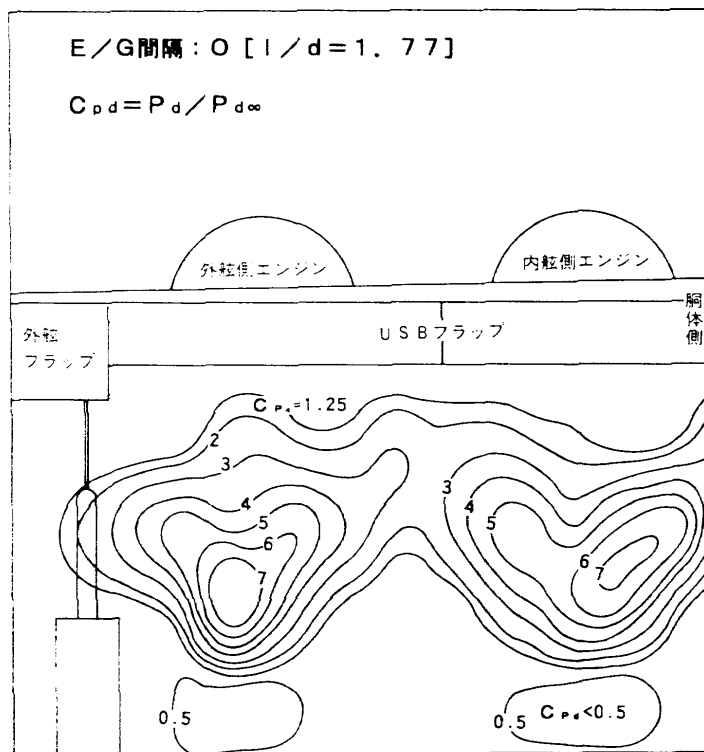


図19(c) 等動圧線図 (O, VG なし)

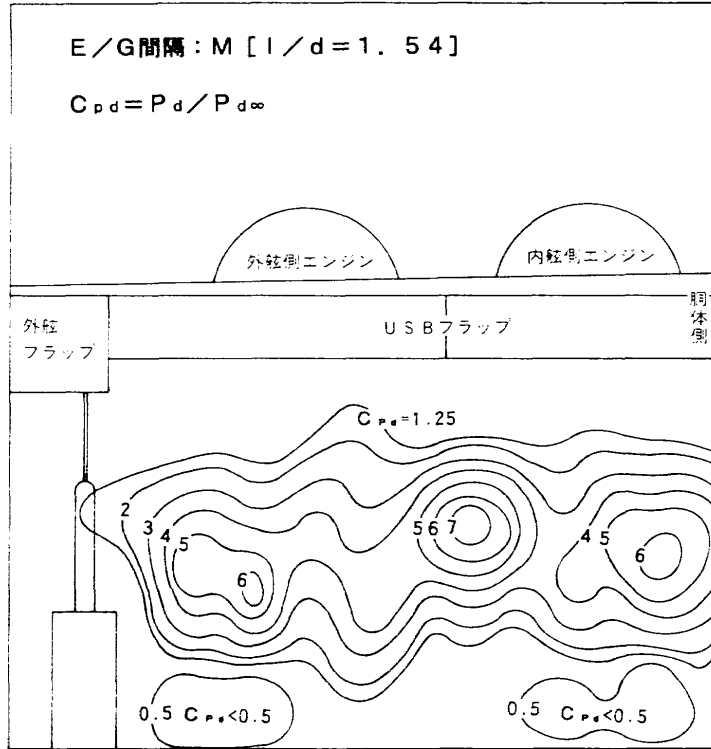


図19(d) 等動圧線図 (M, VG あり)

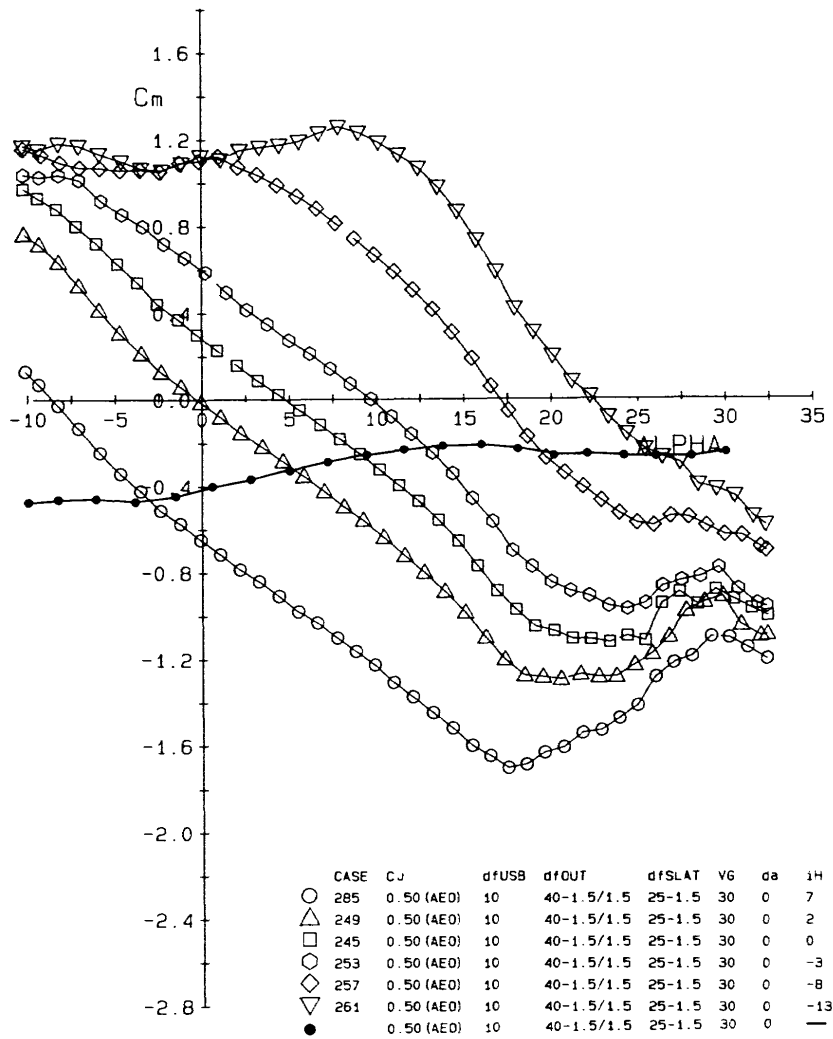


図20(a)

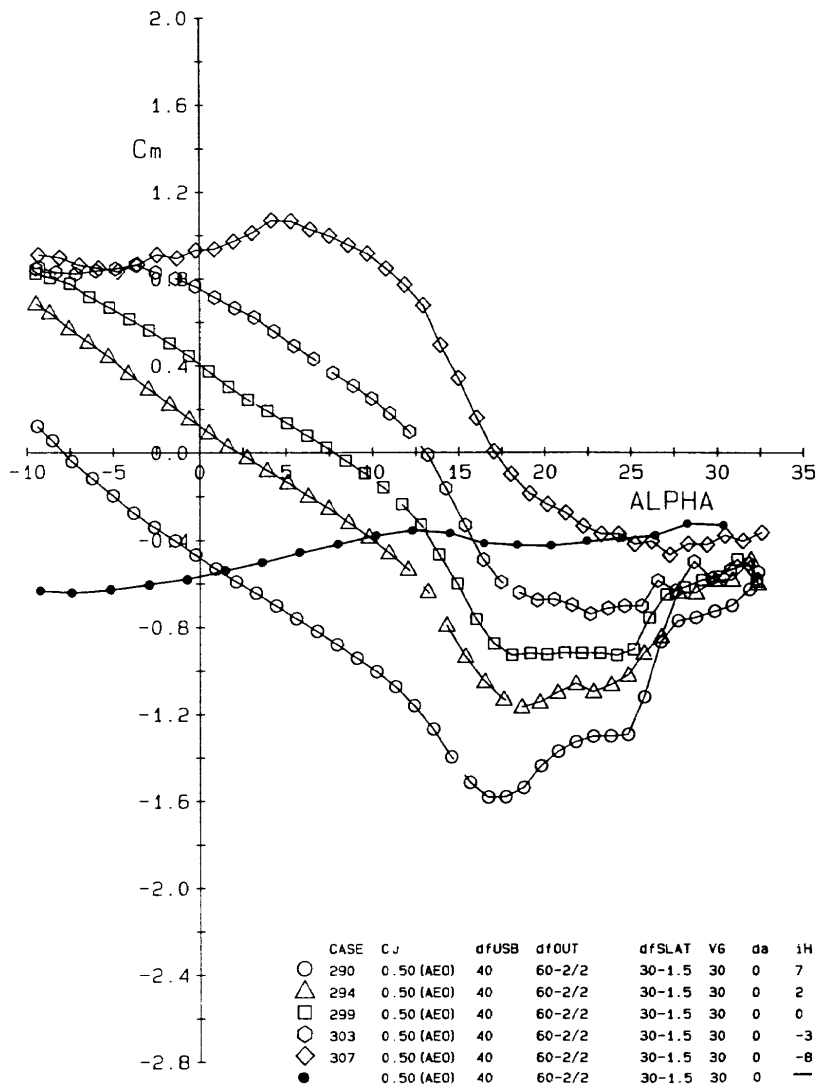


図20(b)

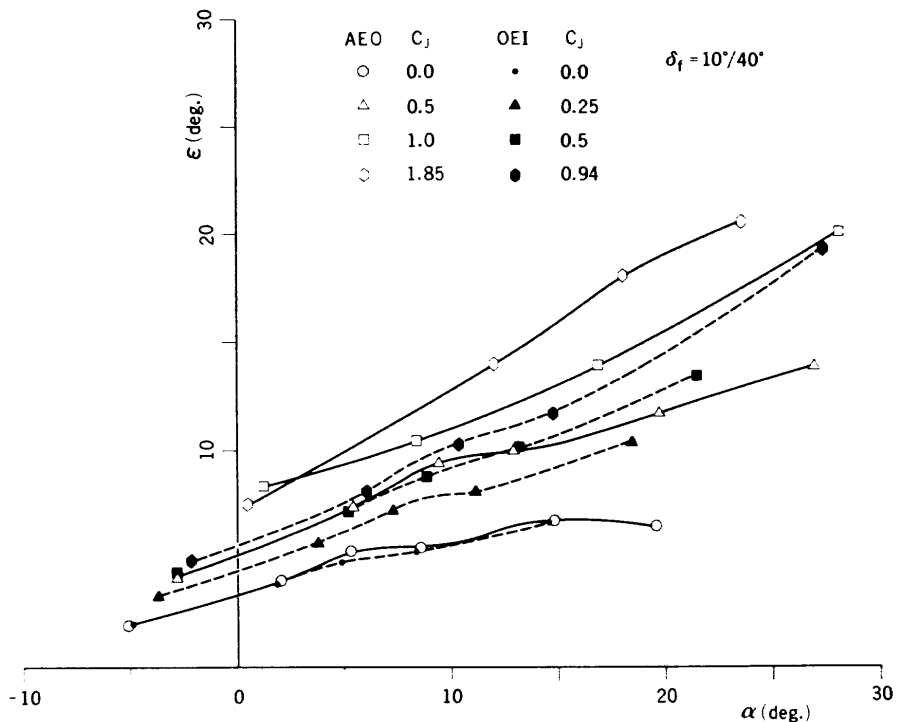


図21(a) $\epsilon \sim \alpha$ (T/O)

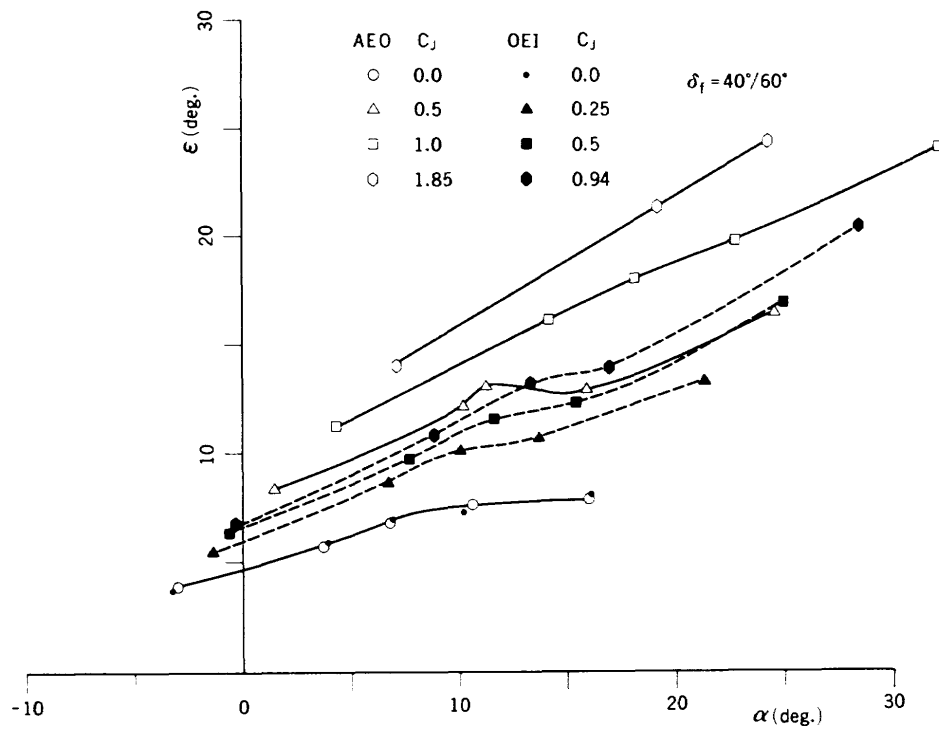


図21(b) $\epsilon \sim \alpha$ (L/D)

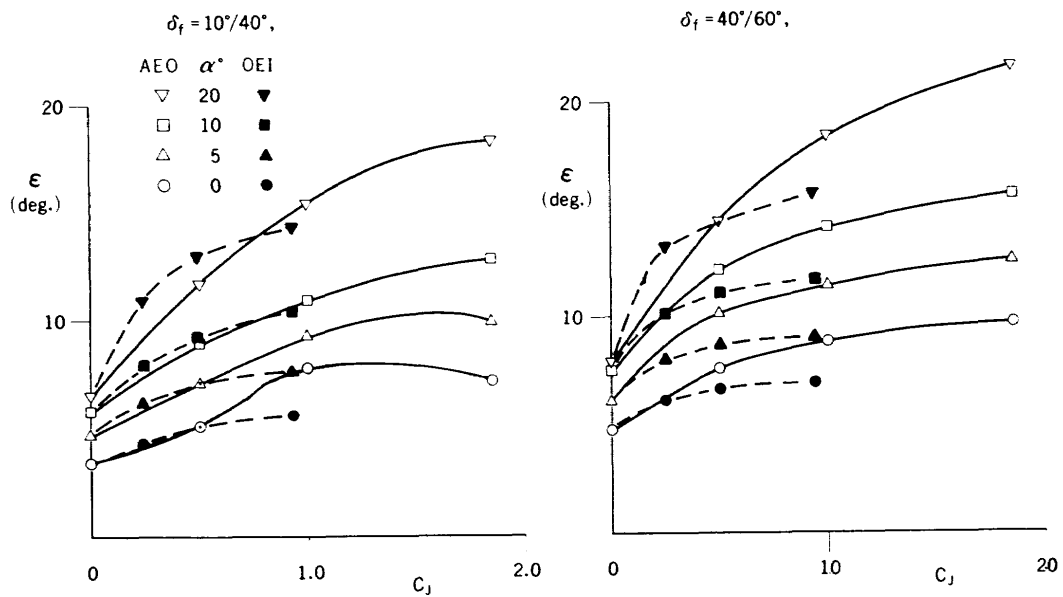


図22 $\epsilon \sim C_j$

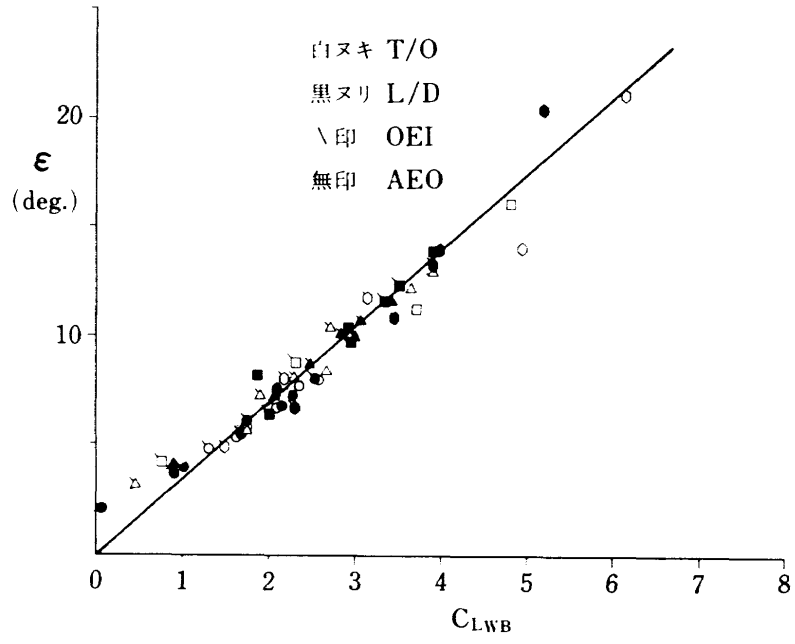


図23 $\epsilon \sim C_{LWB}$

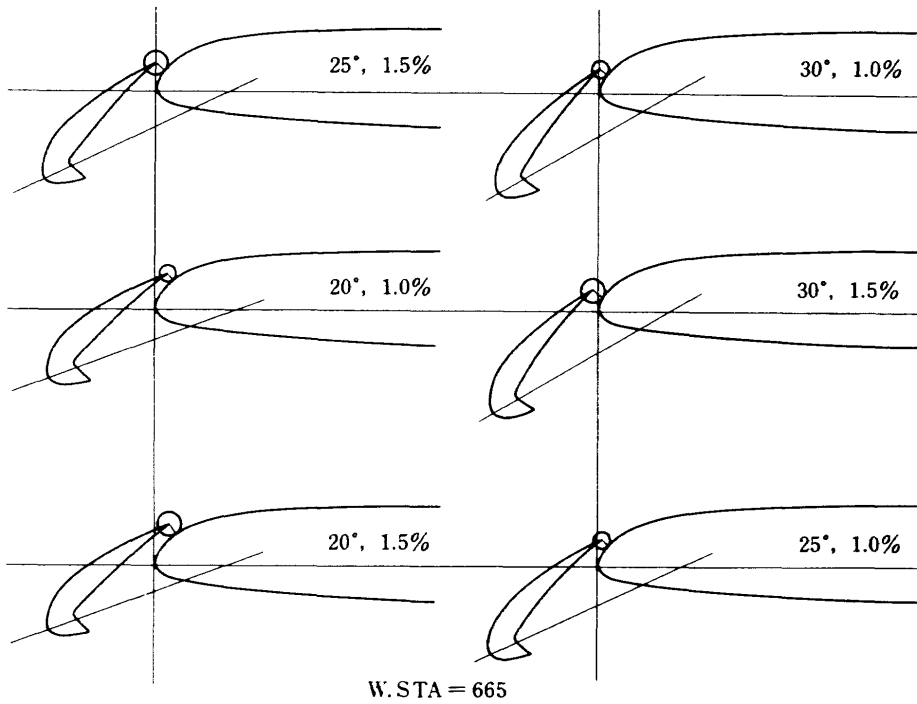


図24 スラットの舵角及び隙間

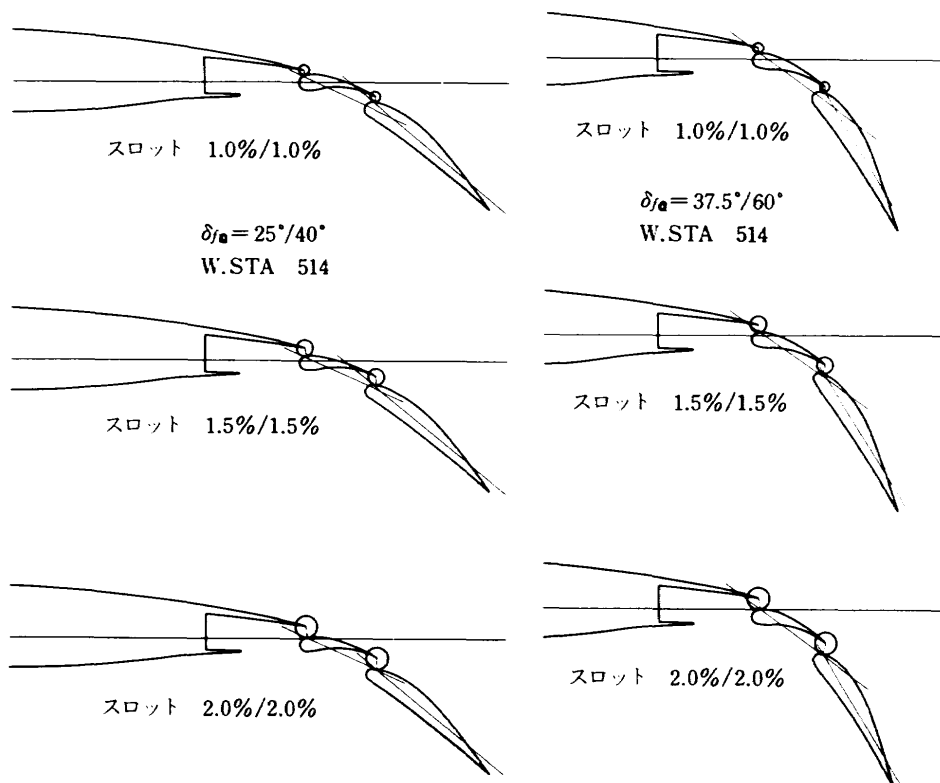


図25 外フラップの隙間組み合わせ

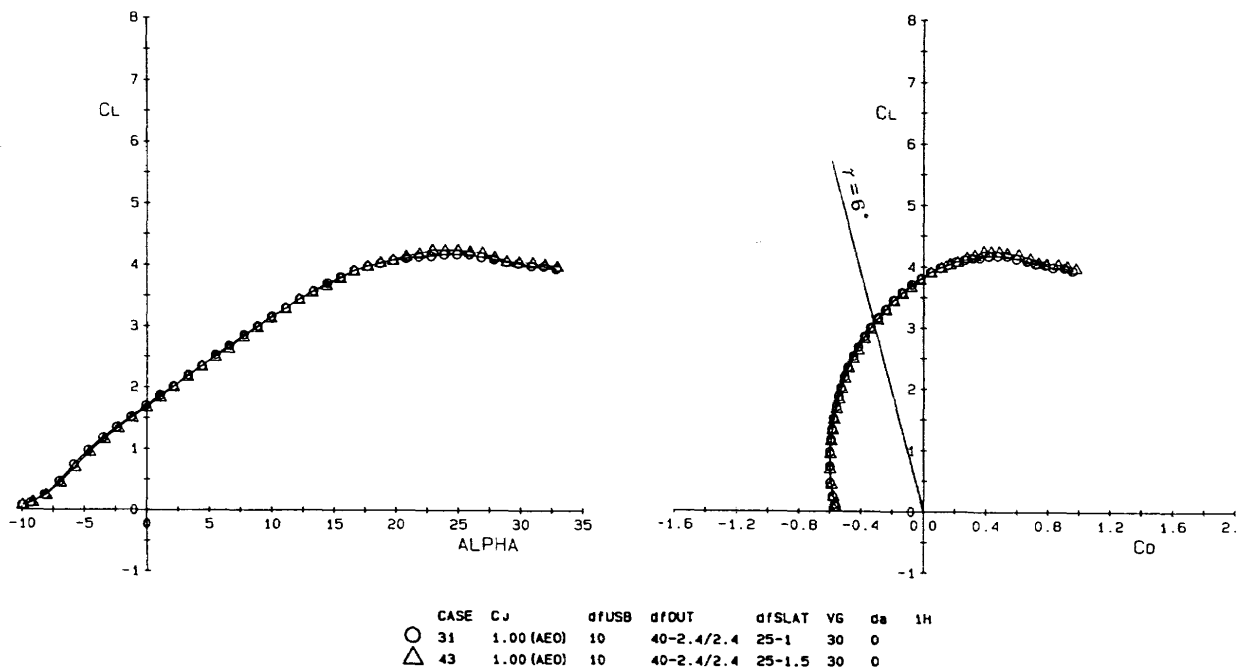


図26(a) スラット隙間効果 (T/O)

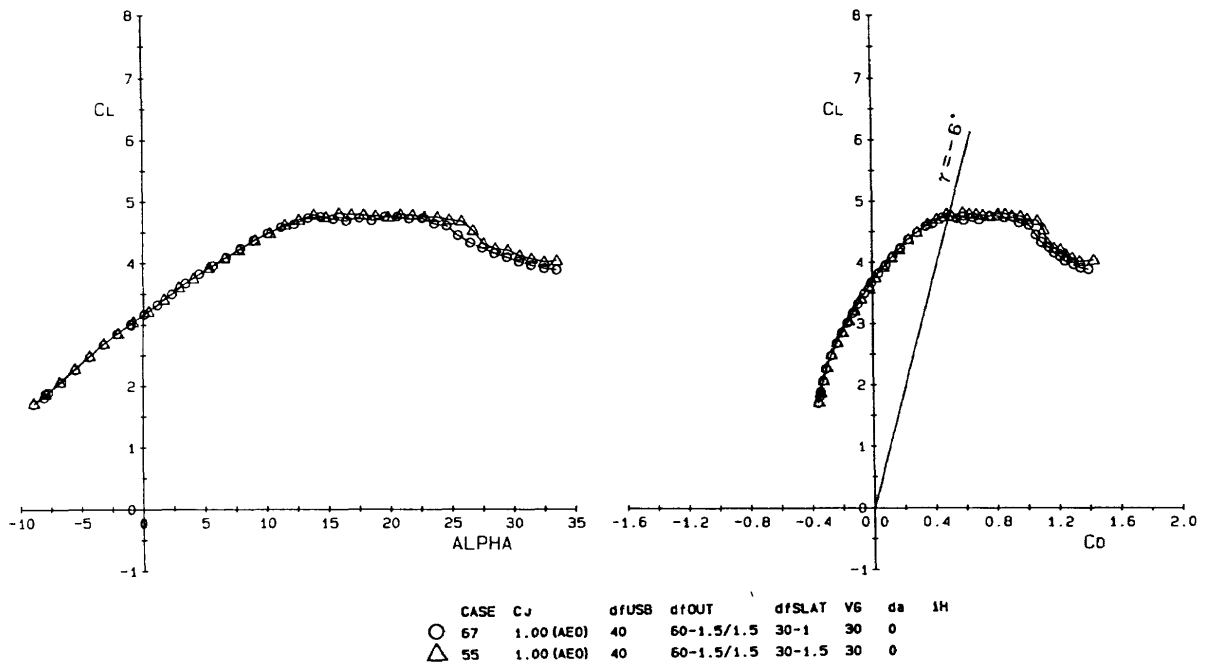


図26(b) スラット隙間効果 (L/D)

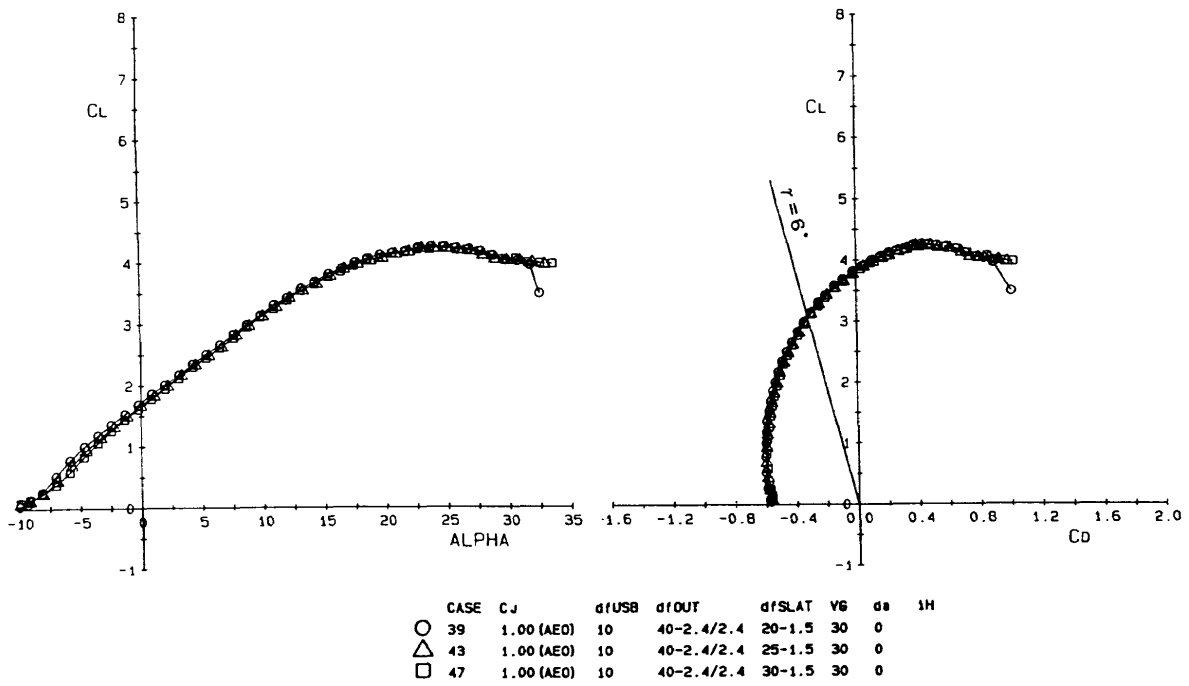


図27(a) スラット角効果 (T/O)

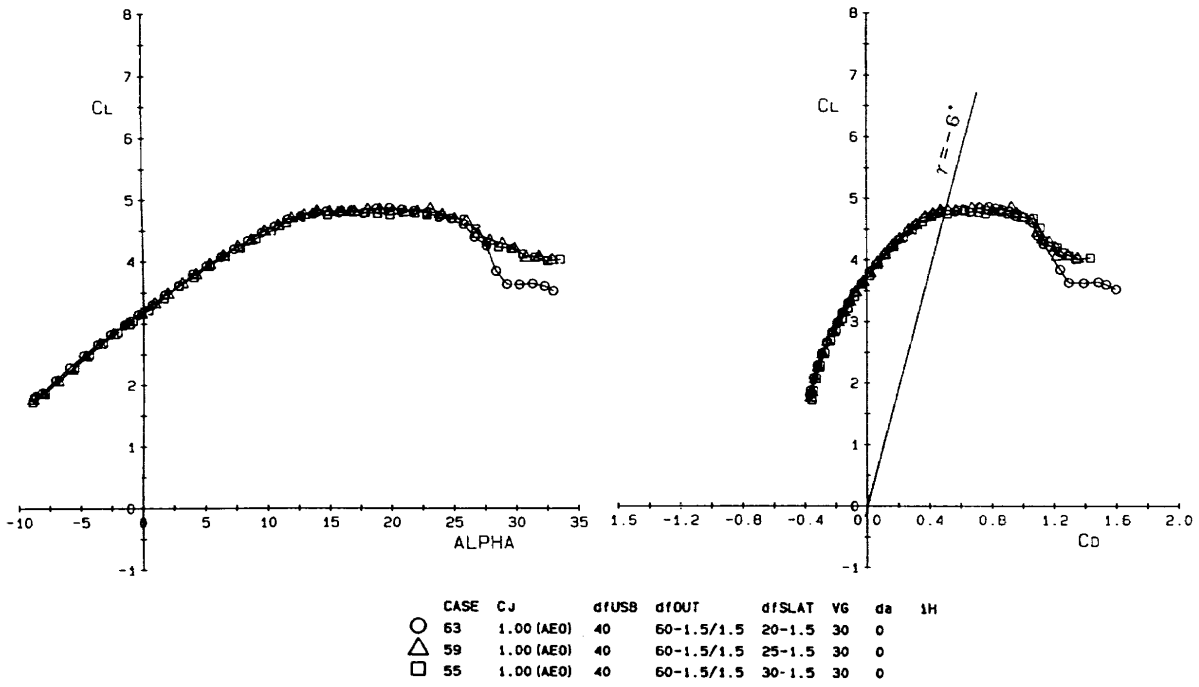


図27(b) スラット角効果 (L/D)

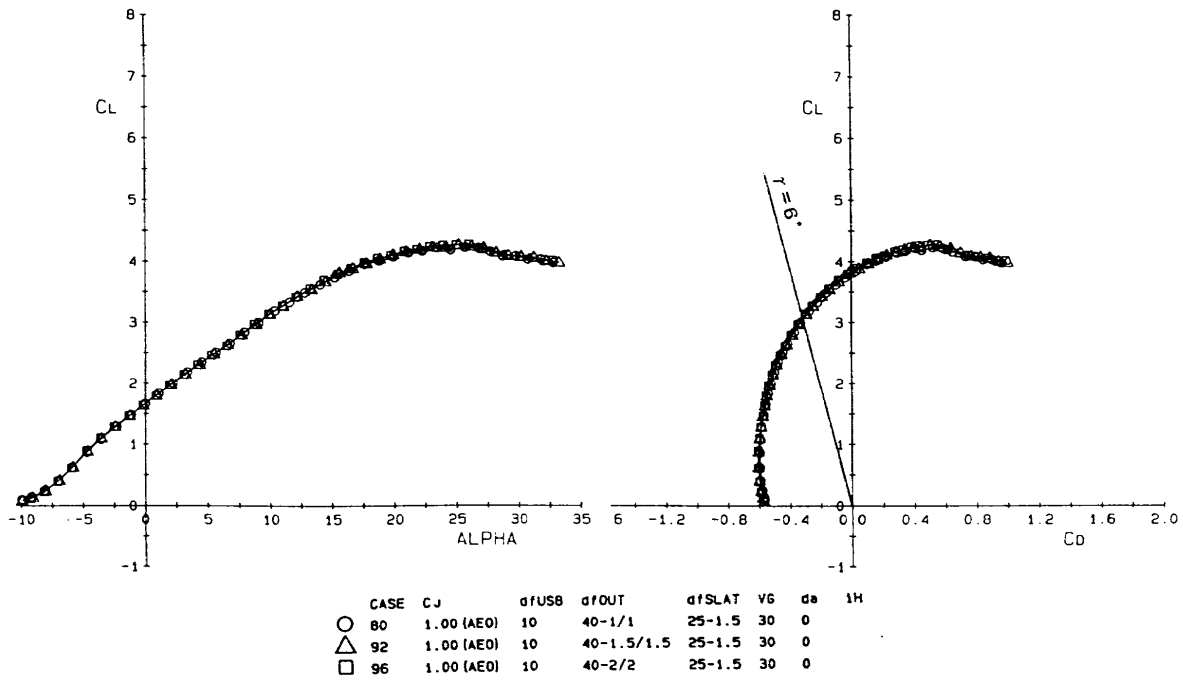


図28(a) 外フラップ隙間効果 (T/O)

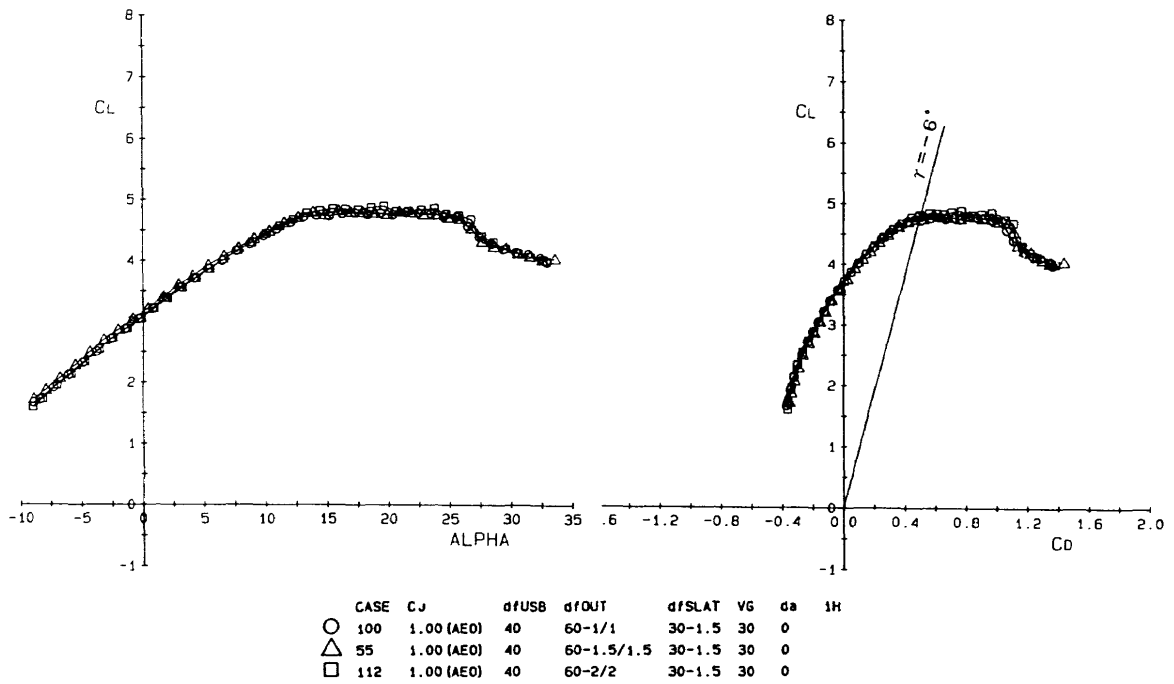


図28(b) 外フラップ隙間効果 (L/D)

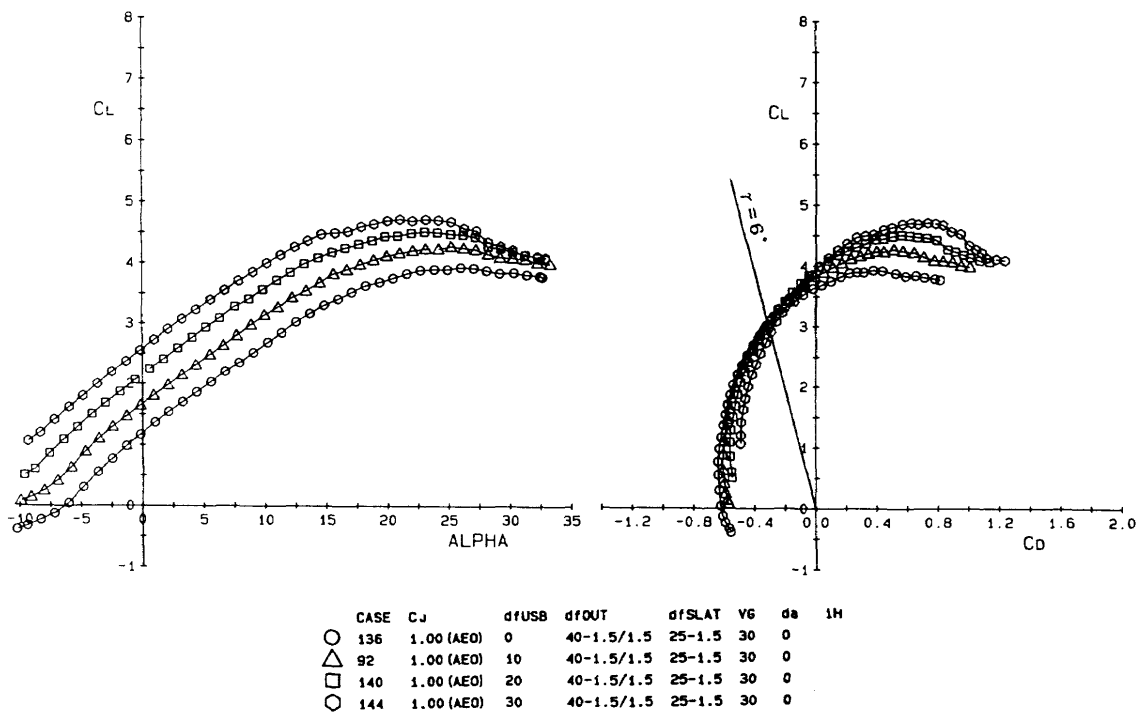


図29(a) USB フラップ角効果 (T/O)

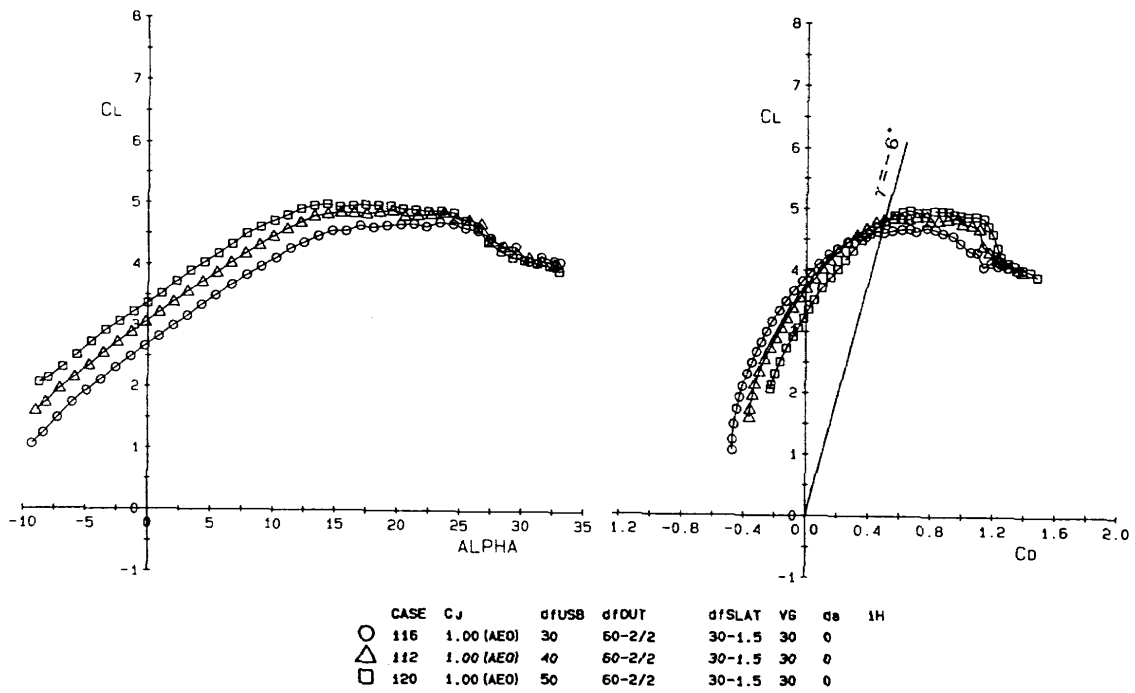


図29(b) USBフラップ角効果 (L/D)

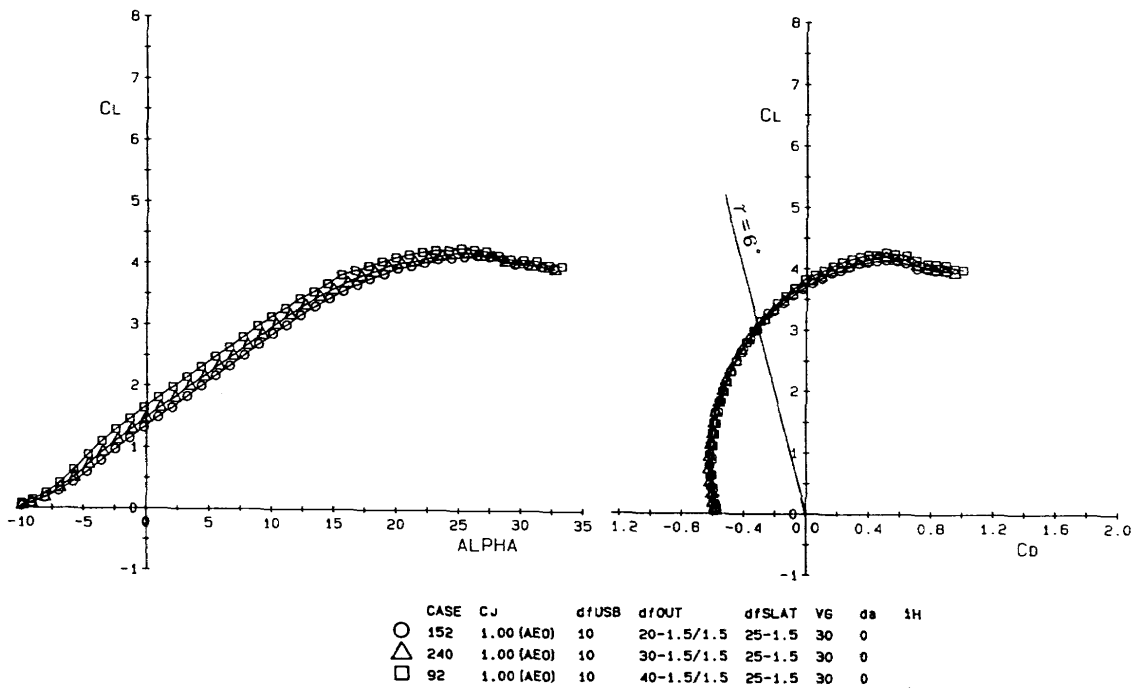
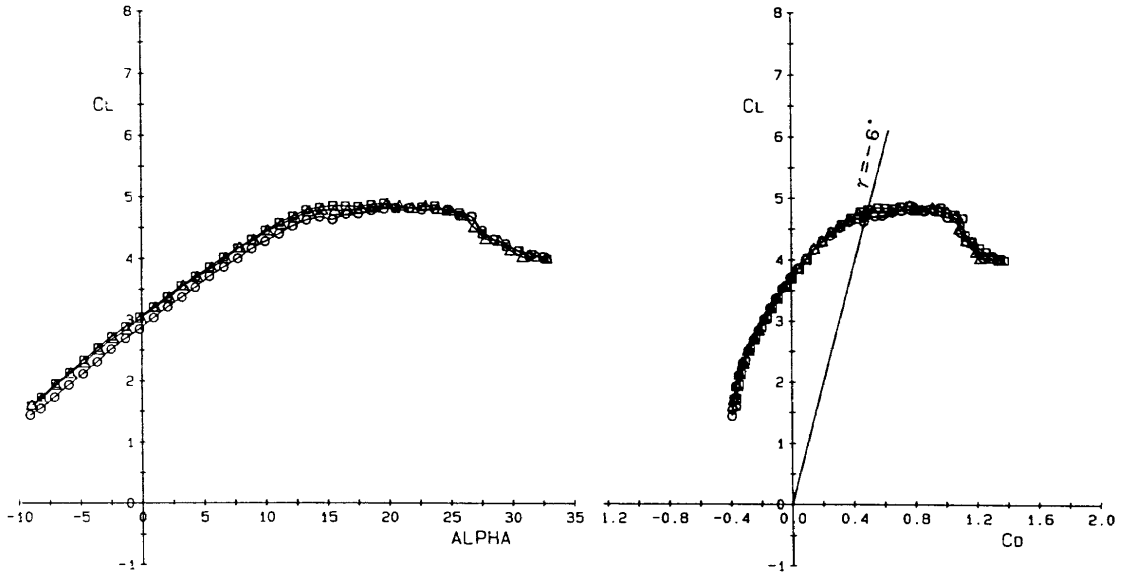
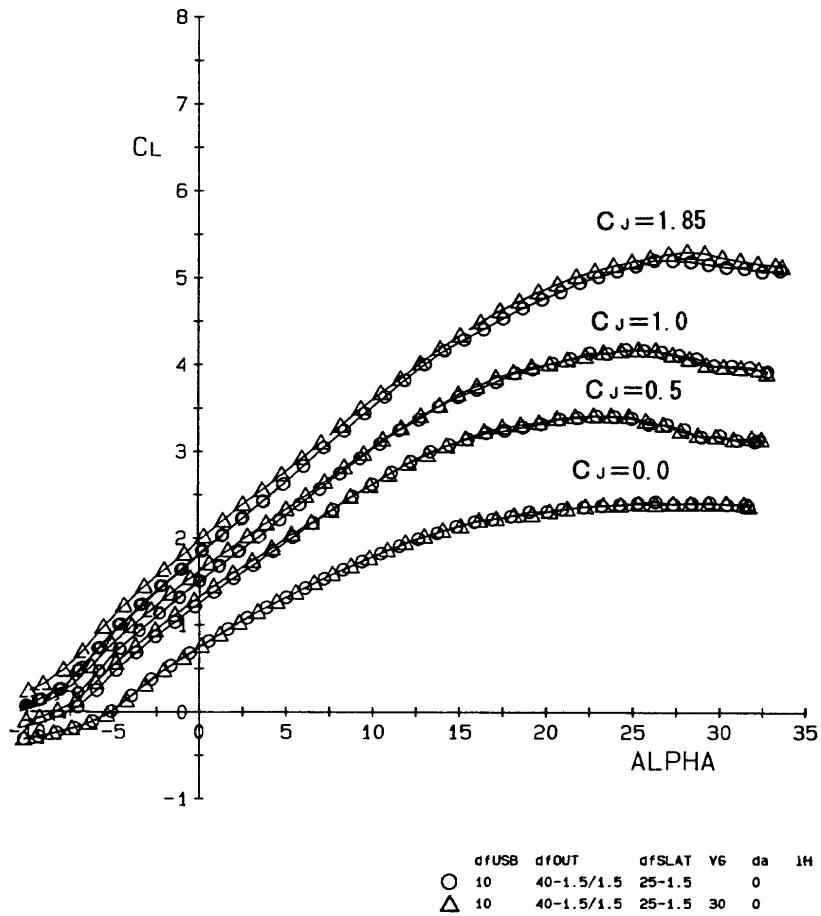


図30(a) 外フラップ角効果 (T/O)



CASE	C _J	d/F _{USB}	d/F _{OUT}	d/F _{SLAT}	V ₆	d _a	1H
○	132	1.00 (AE0)	40	40-1.5/1.5	30-1.5	30	0
△	128	1.00 (AE0)	40	50-2/2	30-1.5	30	0
□	112	1.00 (AE0)	40	60-2/2	30-1.5	30	0

図30(b) 外フラップ角効果 (L/D)



d/F _{USB}	d/F _{OUT}	d/F _{SLAT}	V ₆	d _a	1H
○	10	40-1.5/1.5	25-1.5	30	0
△	10	40-1.5/1.5	25-1.5	30	0

図31(a) VG 効果 (C_L ~ α, T/O)

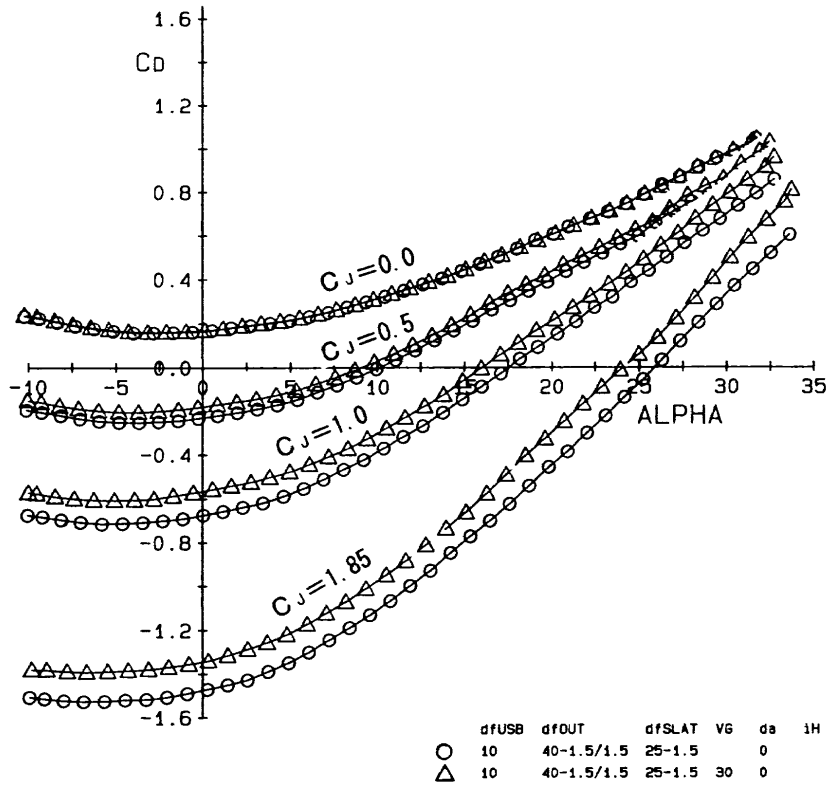


図31(b) VG 効果 ($C_D \sim \alpha$, T/O)

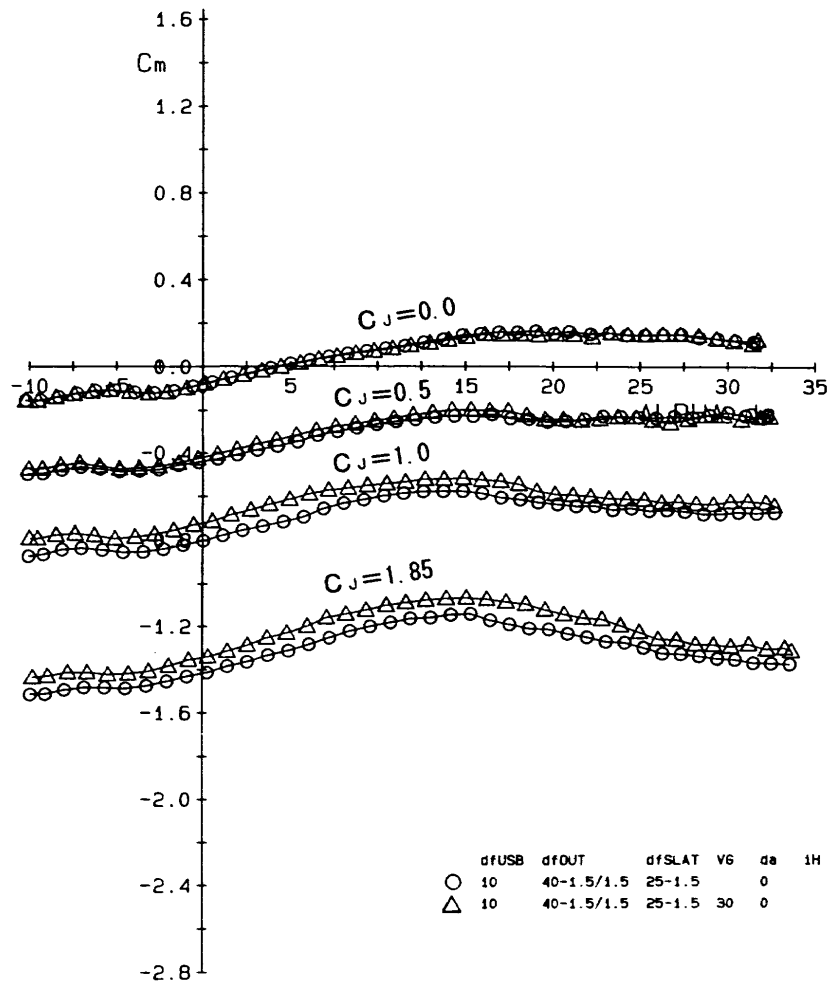


図31(c) VG 効果 ($C_m \sim \alpha$, T/O)

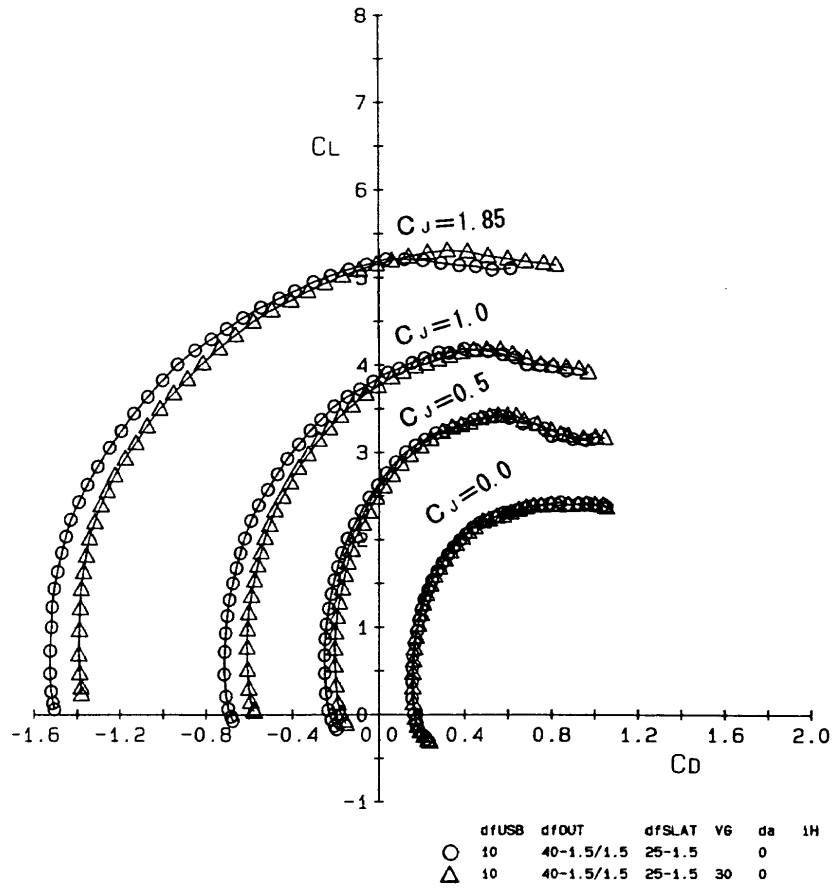


図31(d) VG 効果 ($C_L \sim C_D$, T/O)

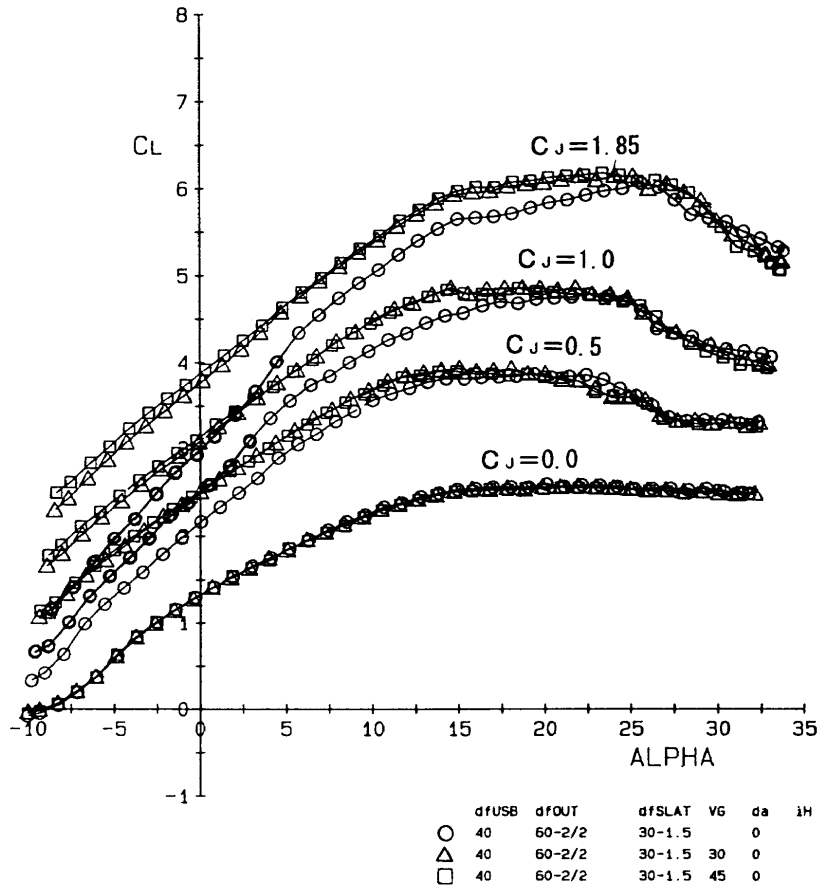


図32(a) VG 効果 ($C_L \sim \alpha$, L/D)

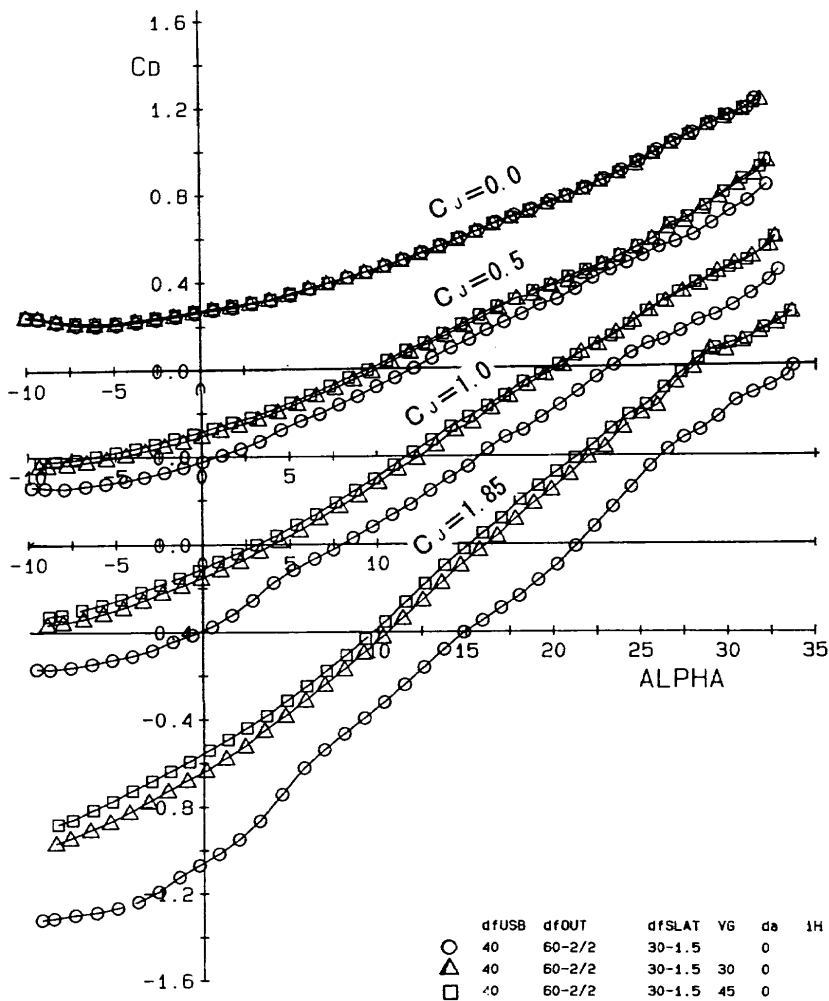


図32(b) VG 効果 ($C_D \sim \alpha, L/D$)

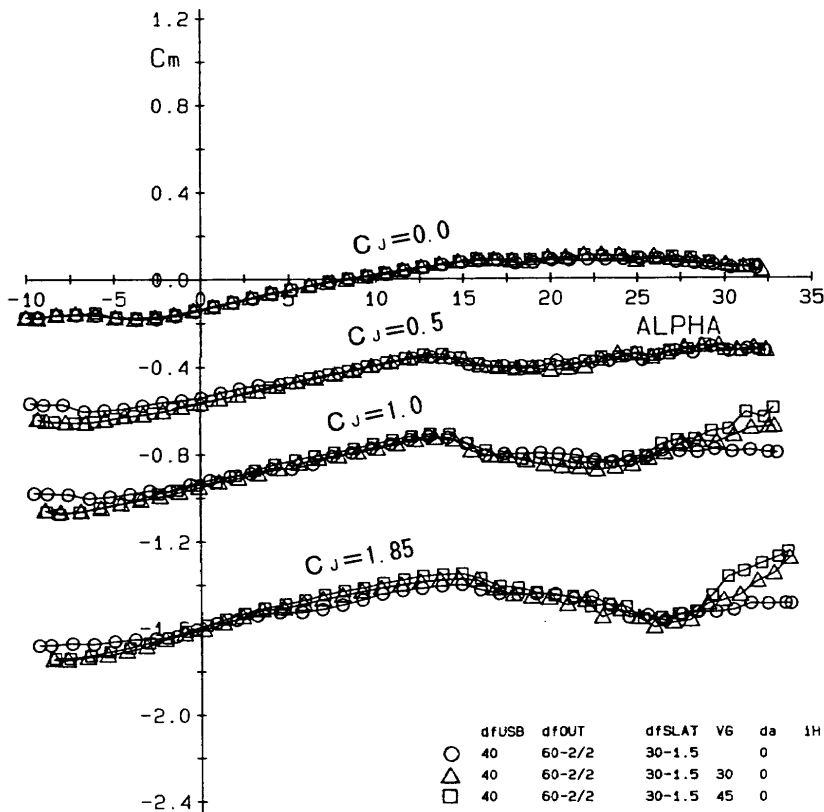


図32(c) VG 効果 ($C_m \sim \alpha, L/D$)

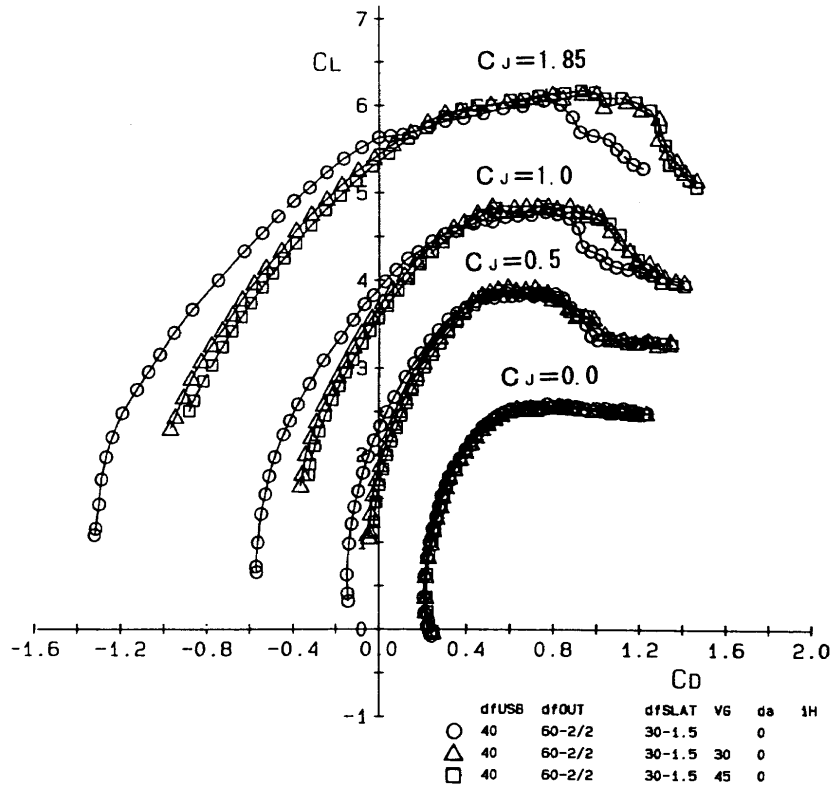


図32(d) VG 効果 ($C_L \sim C_D, L/D$)

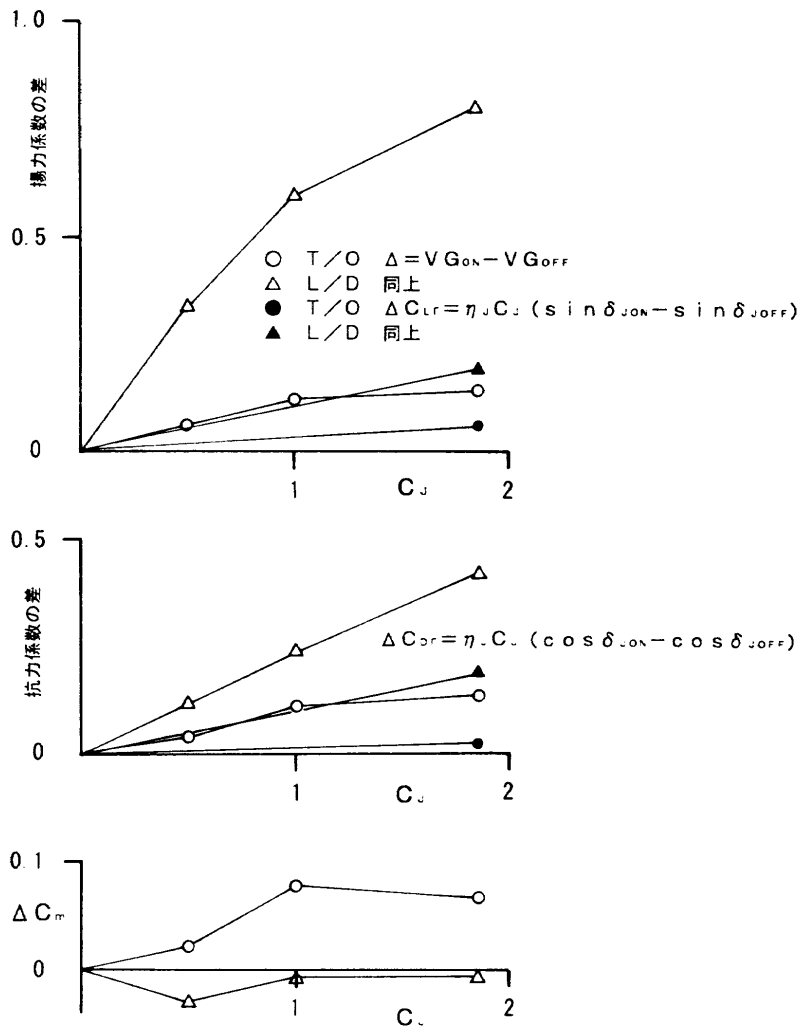


図33 VG 効果

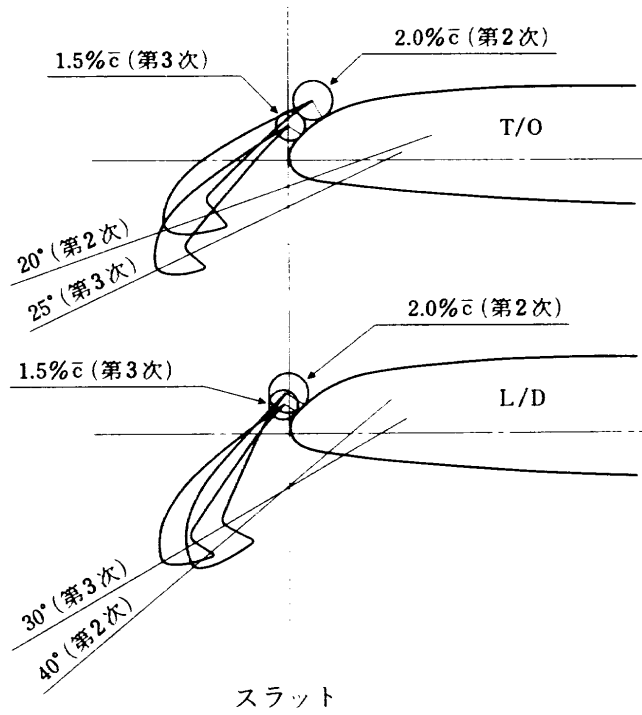


図34(a) スラット形態

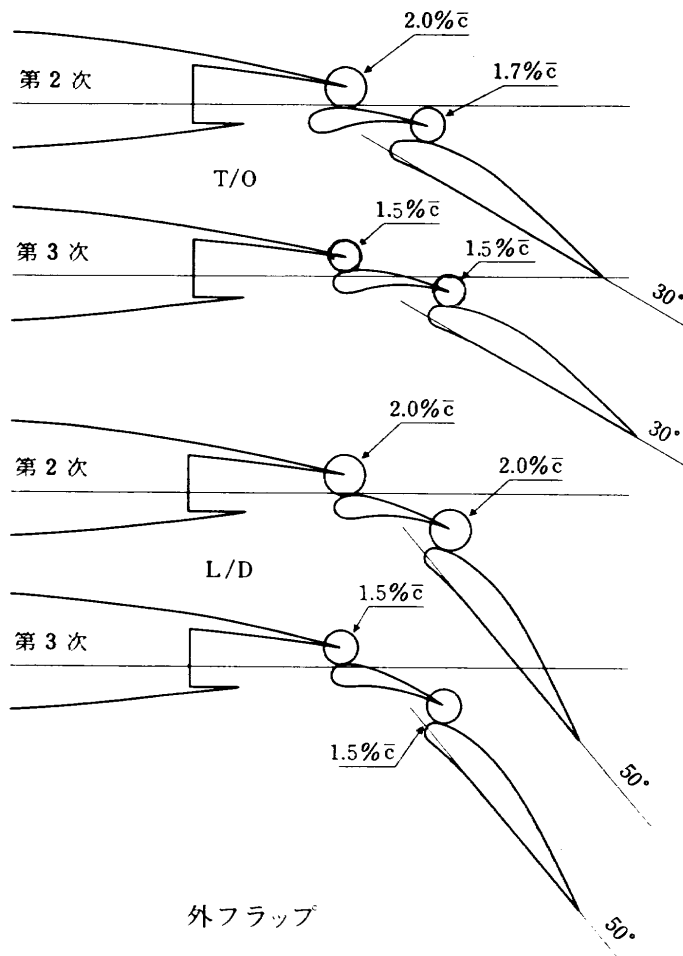


図34(b) 外フラップ形態

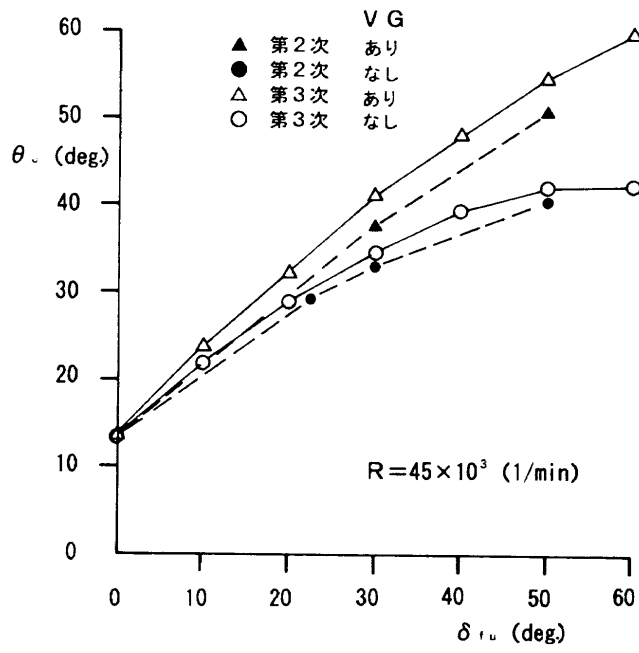


図35 ジェット偏向特性

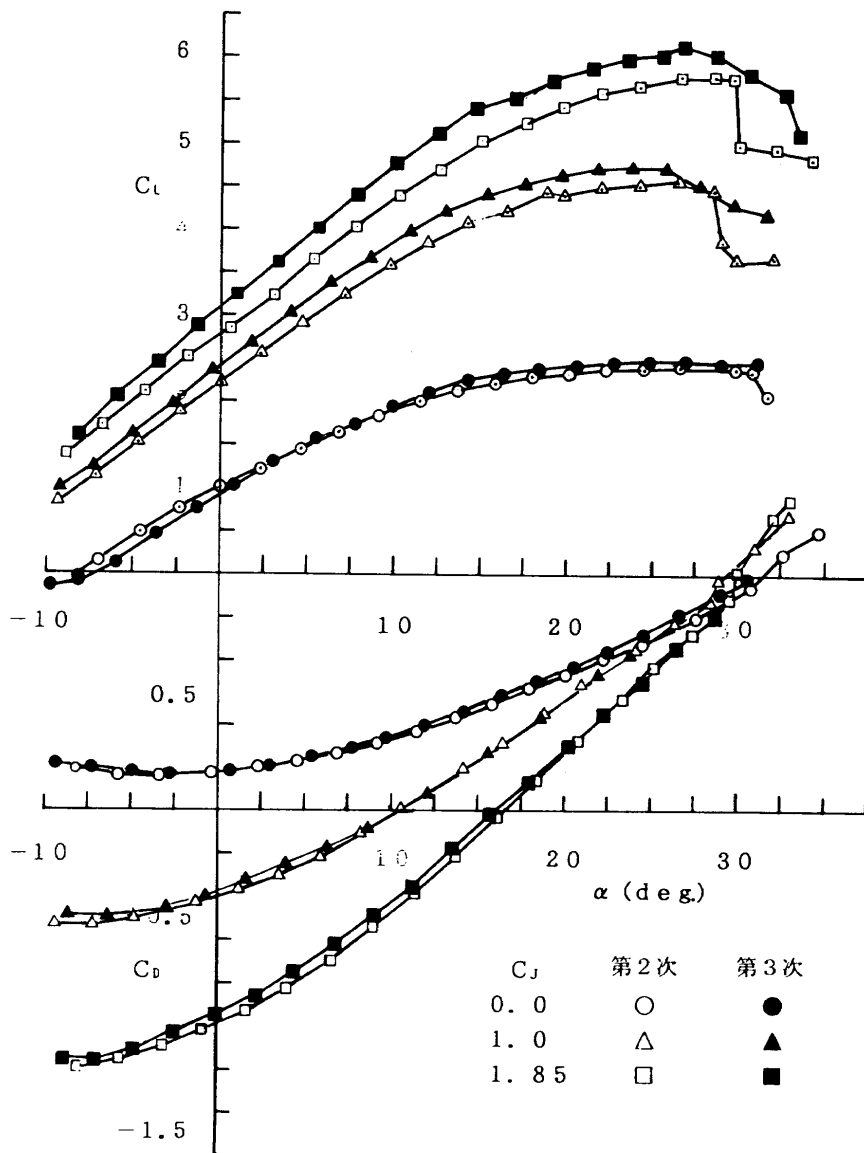


図36(a) 第2と第3次試験比較 (T/O)

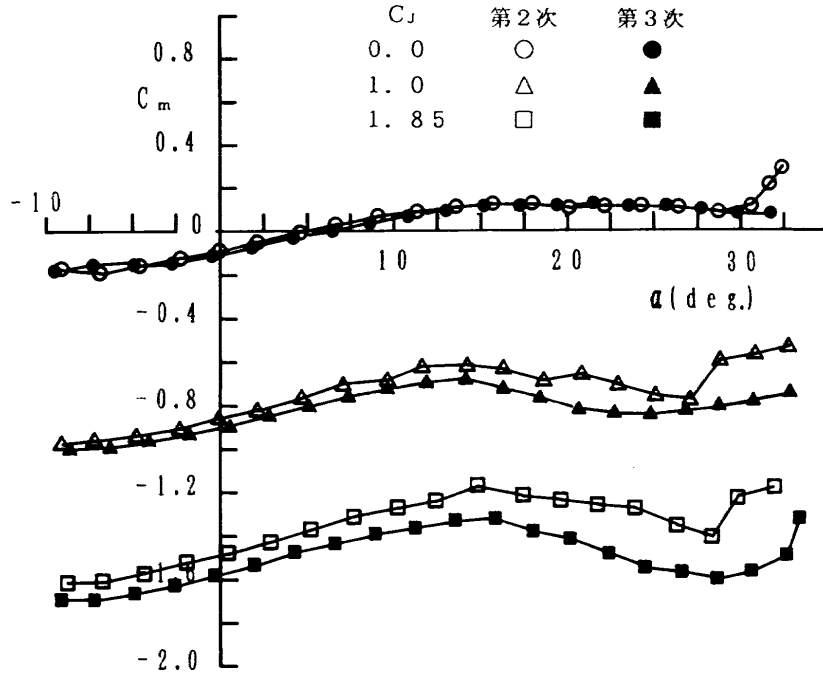


図36(b) 第2と第3次試験比較 (T/O)

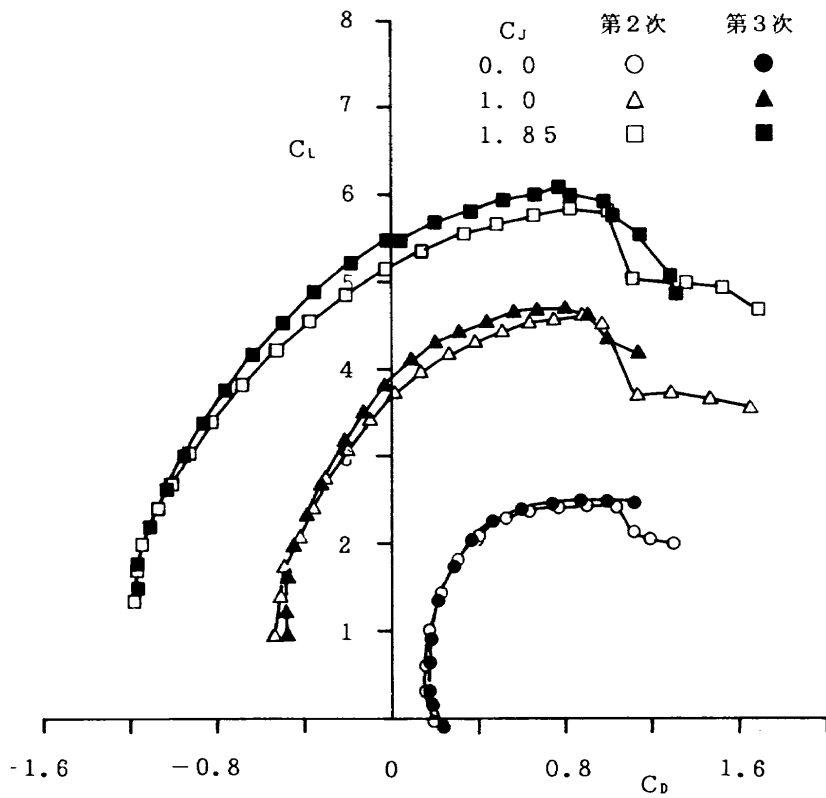


図36(c) 第2と第3次試験比較 (T/O)

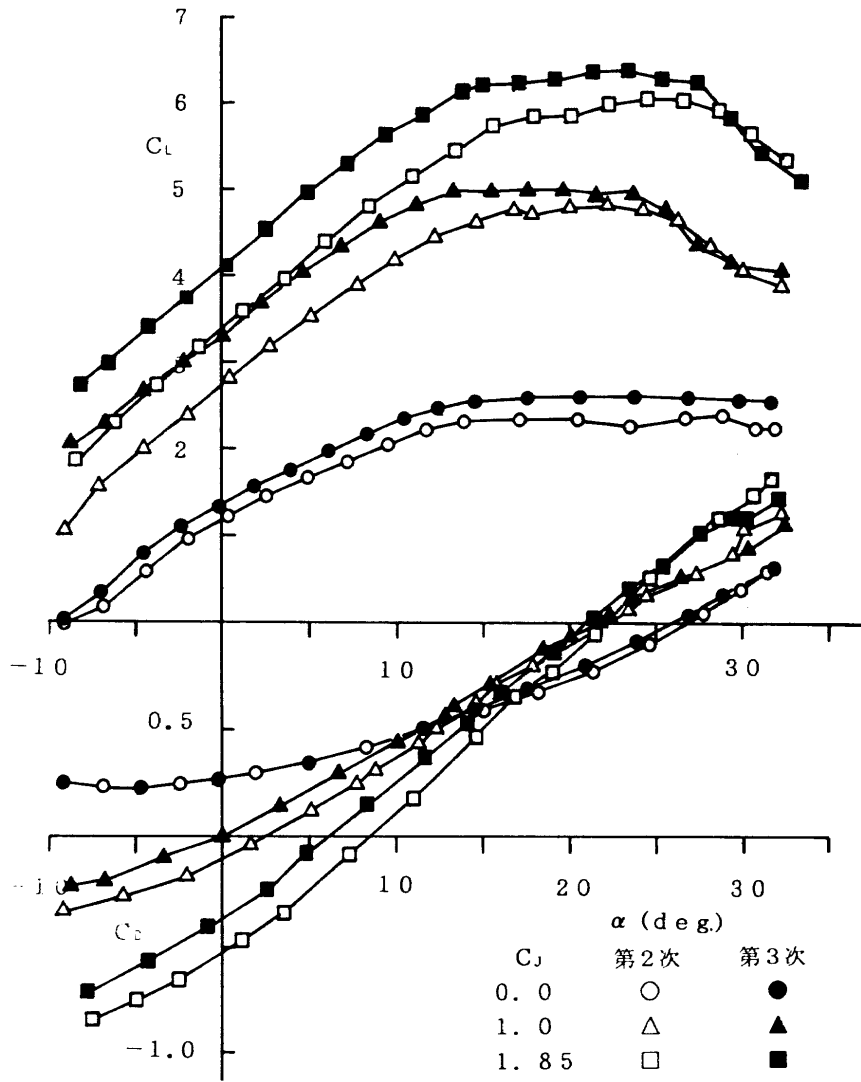


図37(a) 第2と第3次試験比較 (L/D)

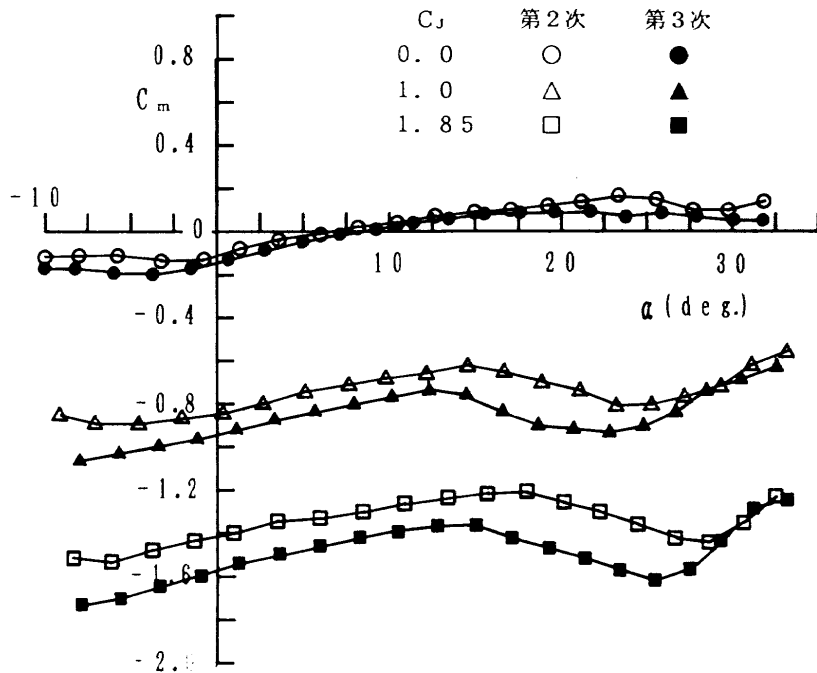


図37(b) 第2と第3次試験比較 (L/D)

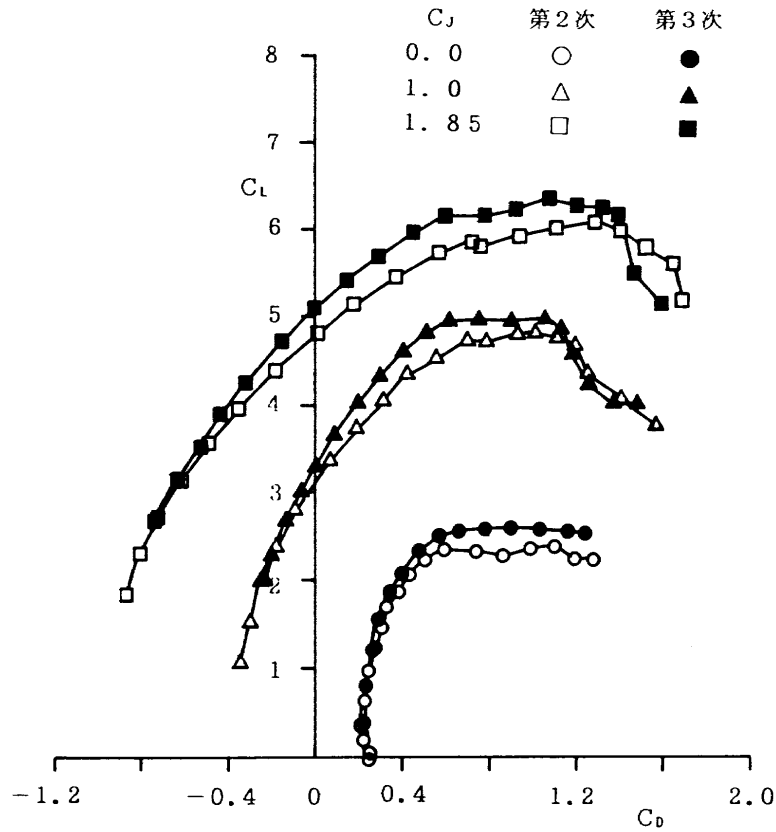


図37(c) 第2と第3次試験比較 (L/D)

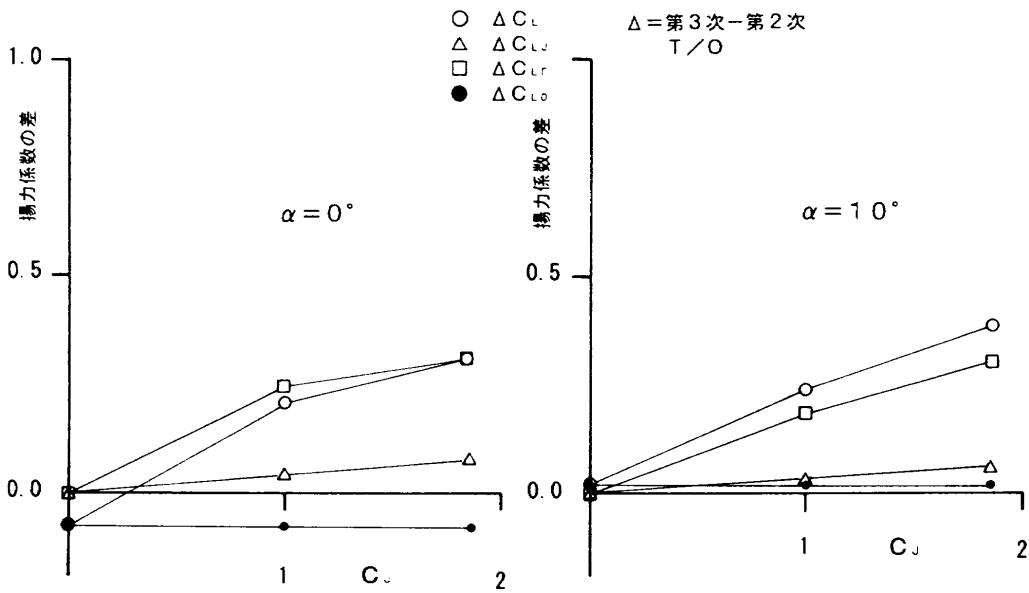


図38(a) 第2次と第3次試験比較 ($\Delta C_L \sim C_J, T/O$)

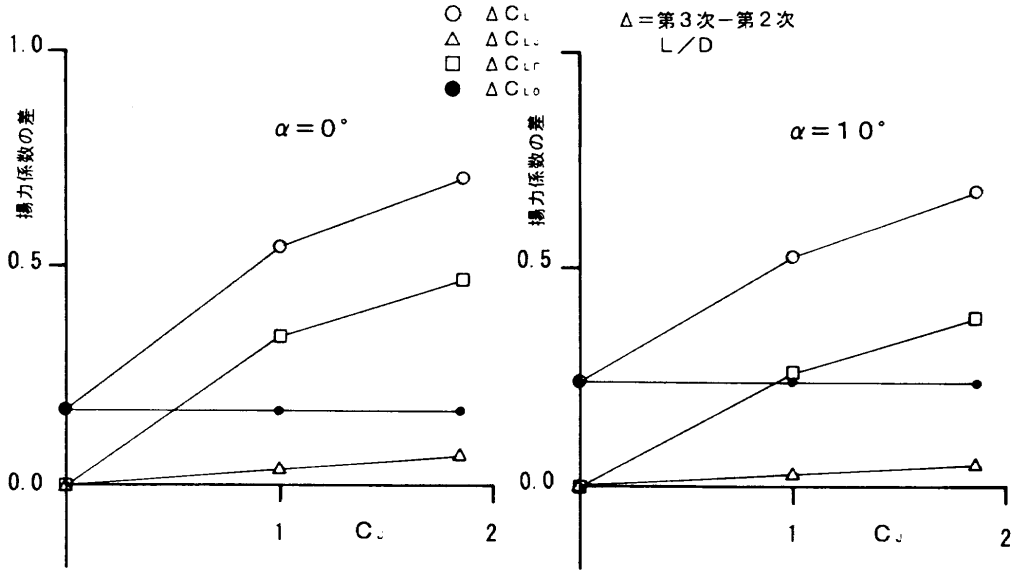


図38(b) 第2次と第3次試験比較 ($\Delta C_l \sim C_j, L/D$)

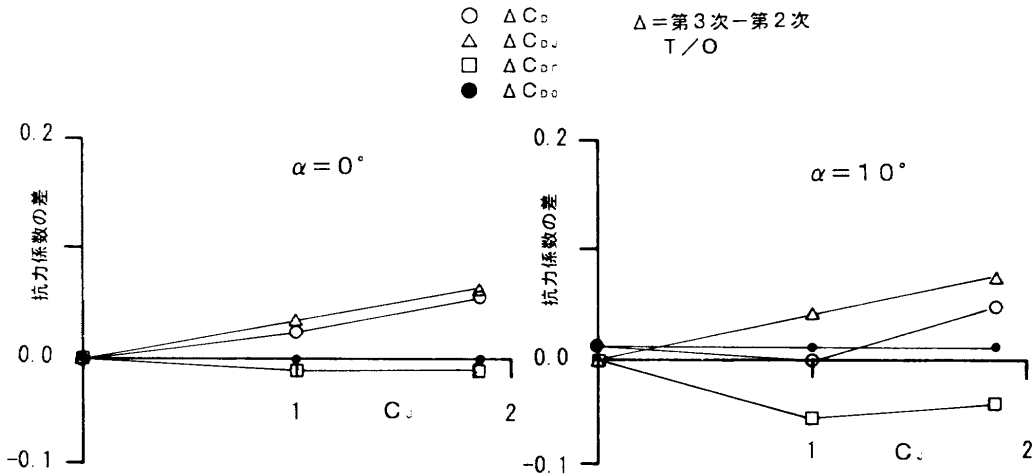


図38(c) 第2次と第3次試験比較 ($\Delta C_d \sim C_j, T/O$)

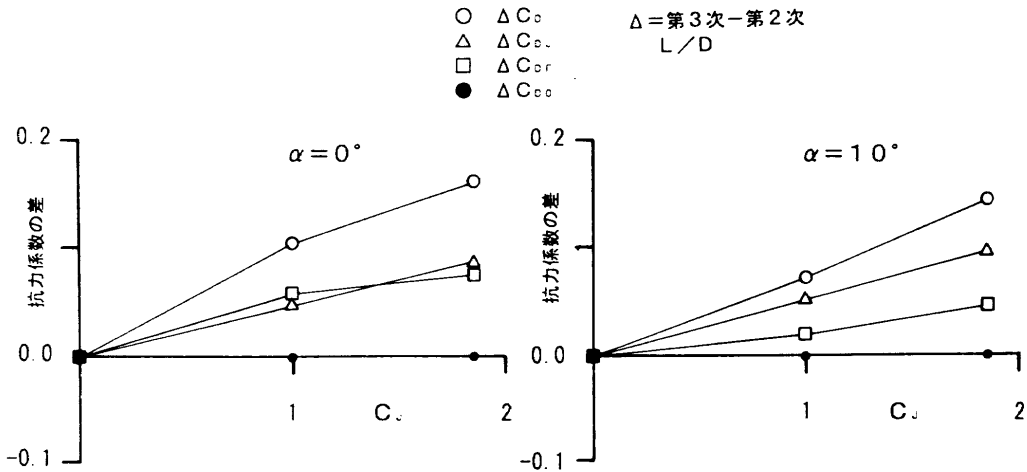


図38(d) 第2次と第3次試験比較 ($\Delta C_d \sim C_j, L/D$)

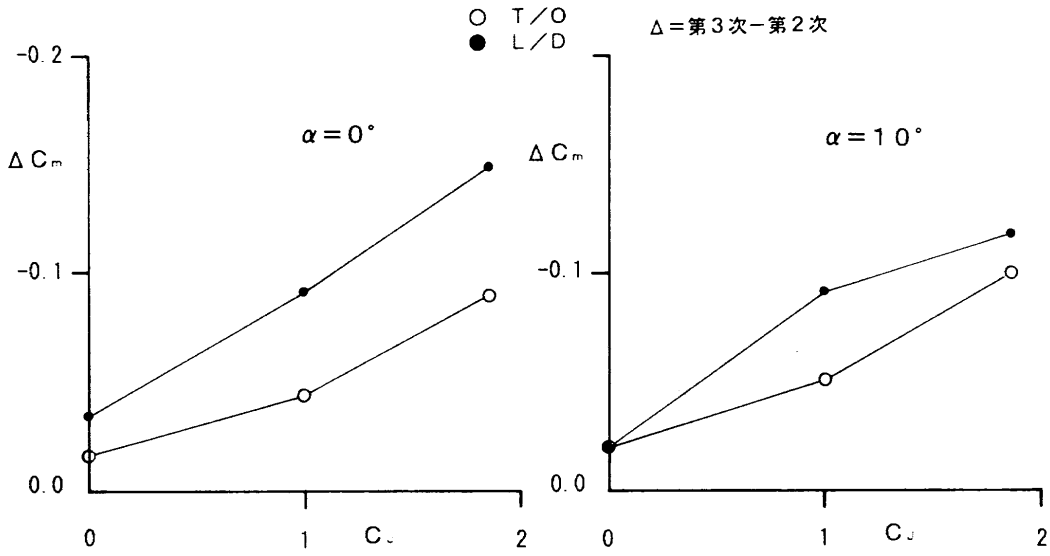


図38(e) 第2次と第3次試験比較 ($\Delta C_m \sim C_j$)

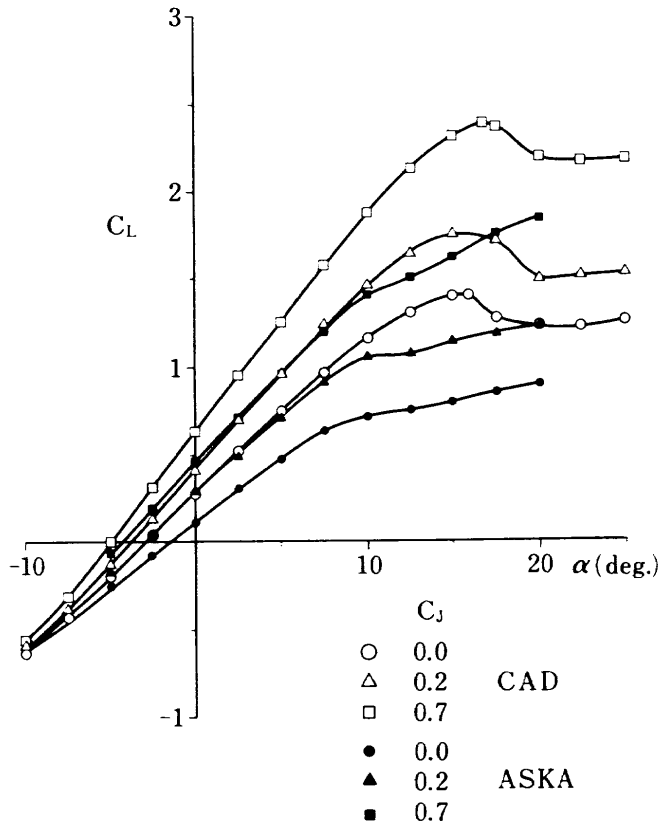


図39(a) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (C/N)

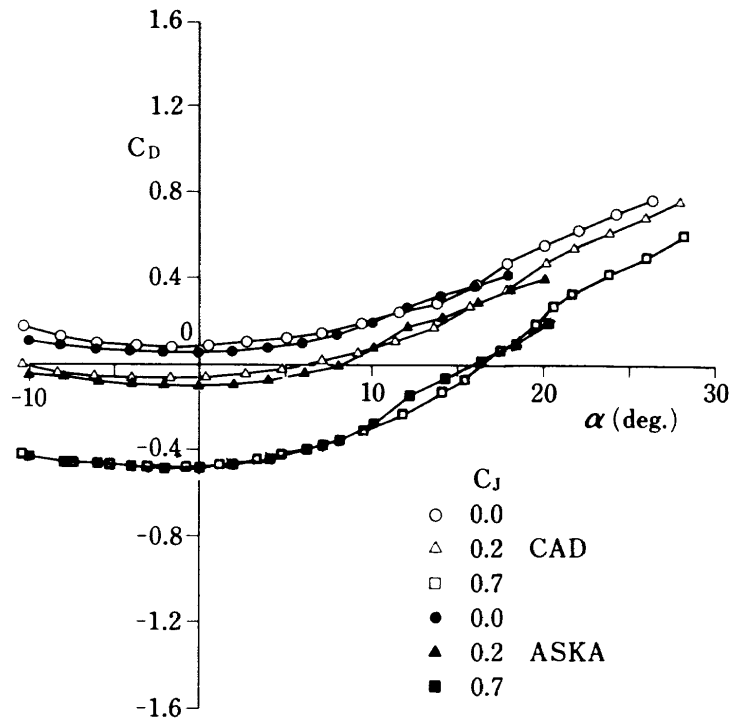


図39(b) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (C/N)

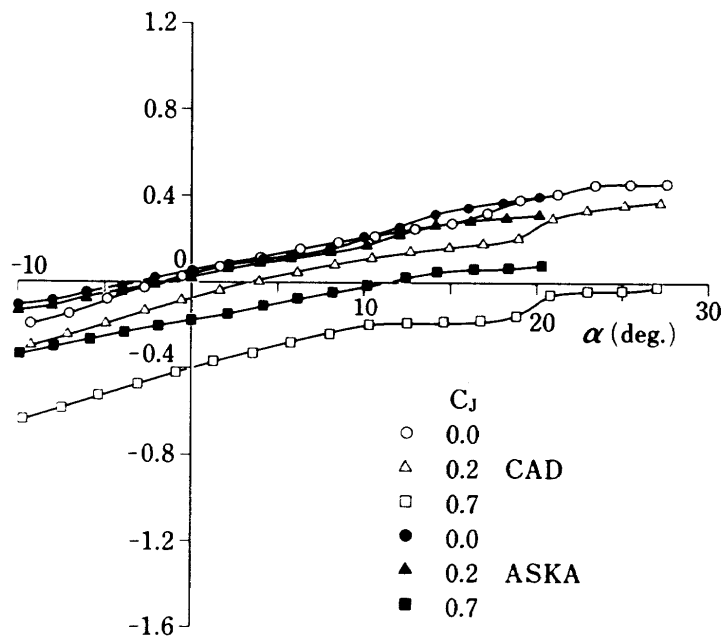


図39(c) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (C/N)

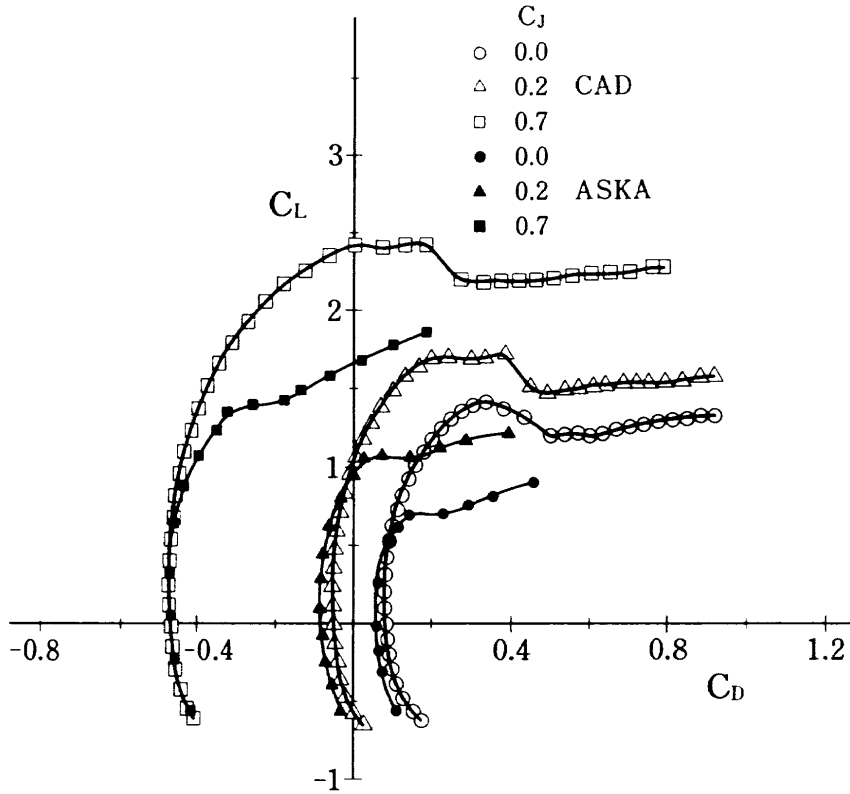


図39(d) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (C/N)

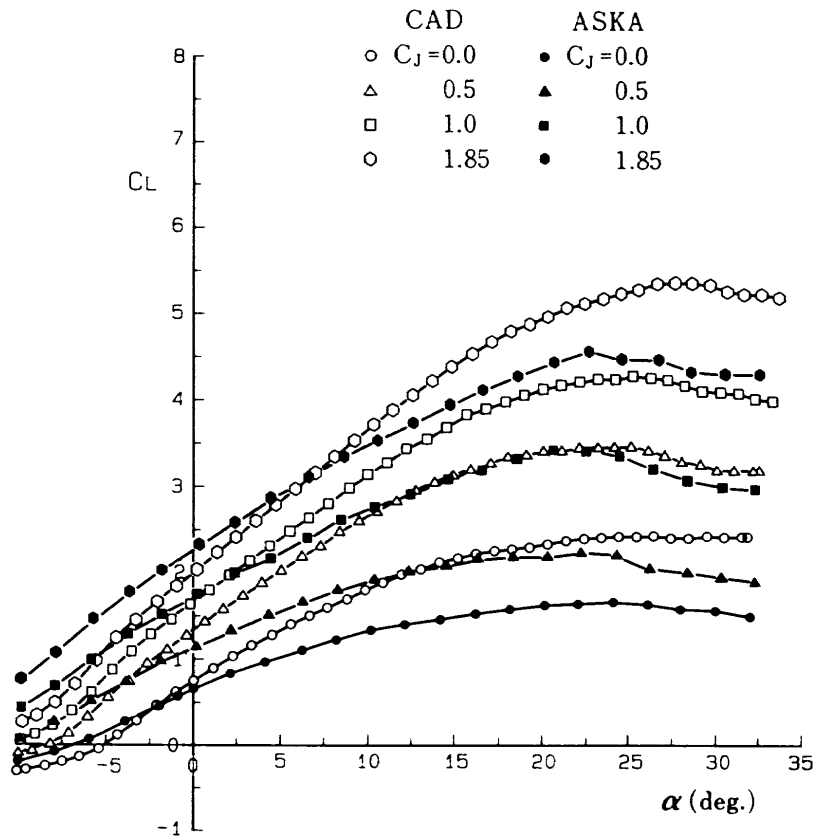


図40(a) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (T/O)

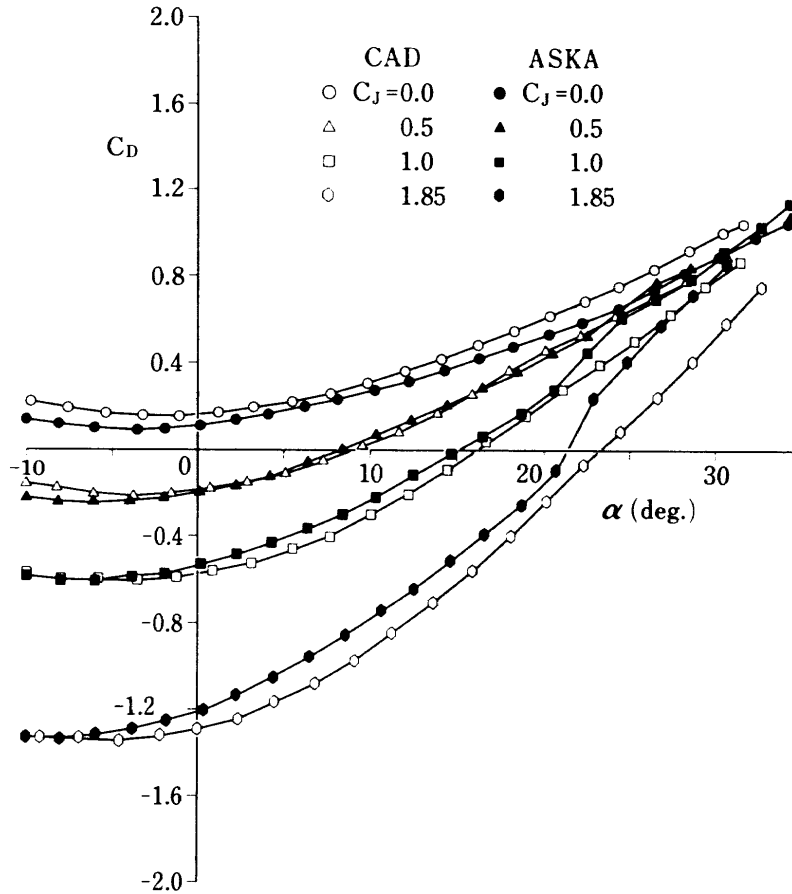


図40(b) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (T/O)

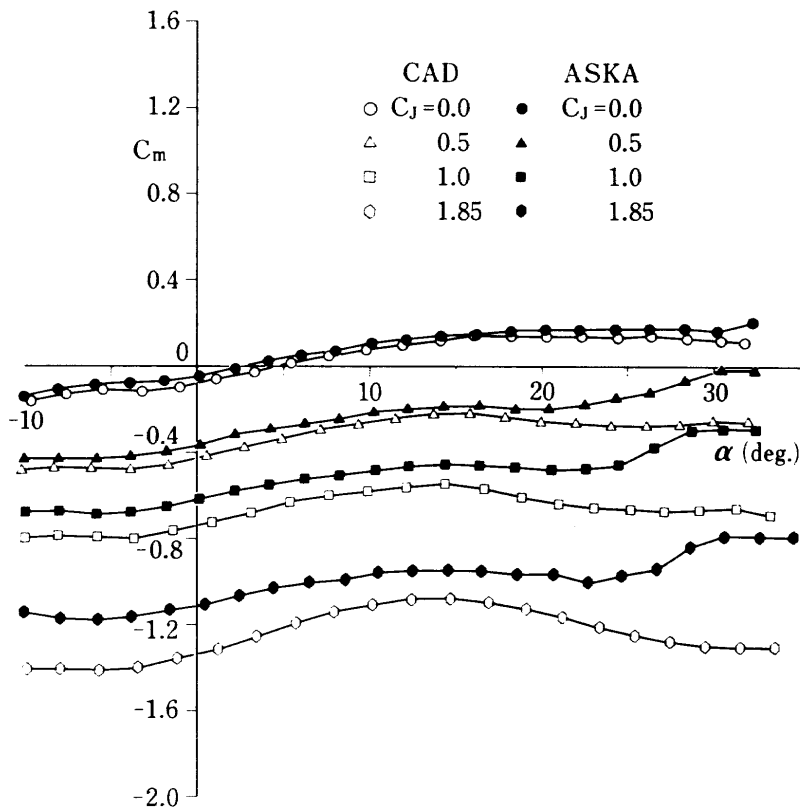


図40(c) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (T/O)

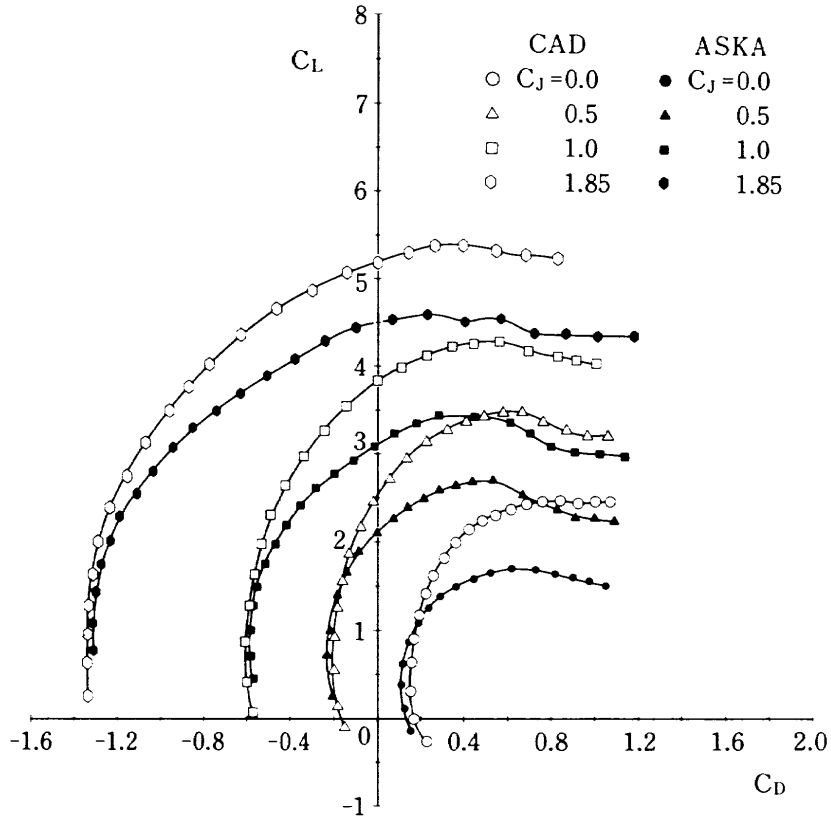


図40(d) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (T/O)

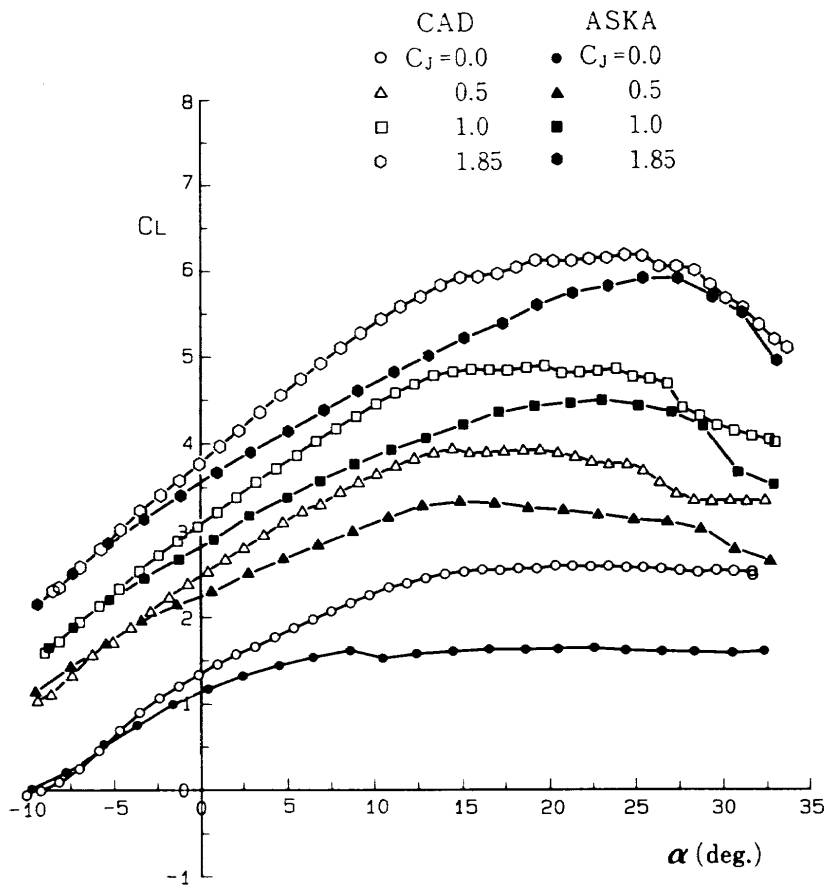


図41(a) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (L/D)

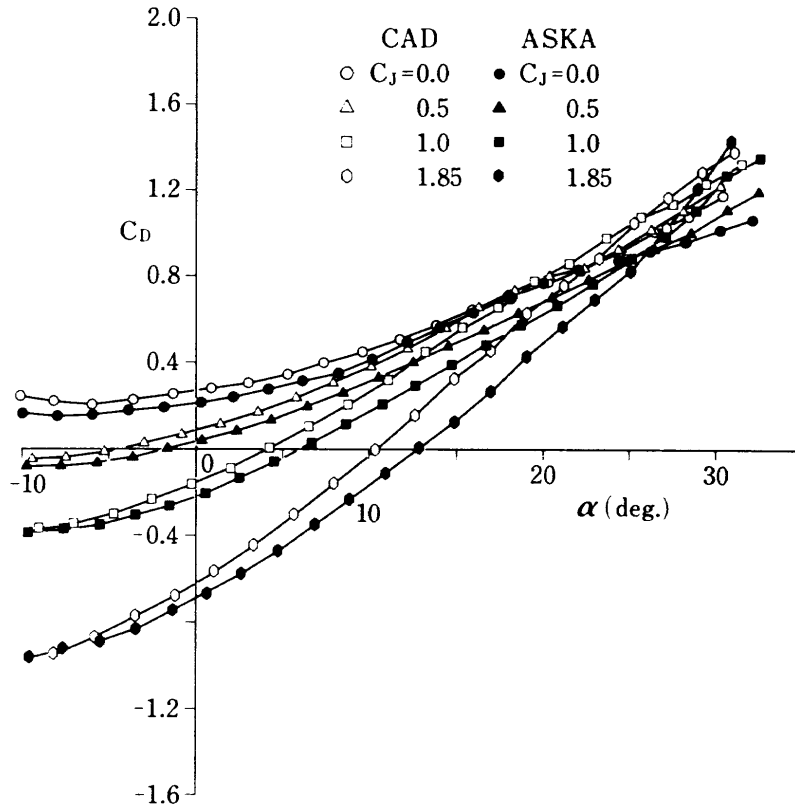


図41(b) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (L/D)

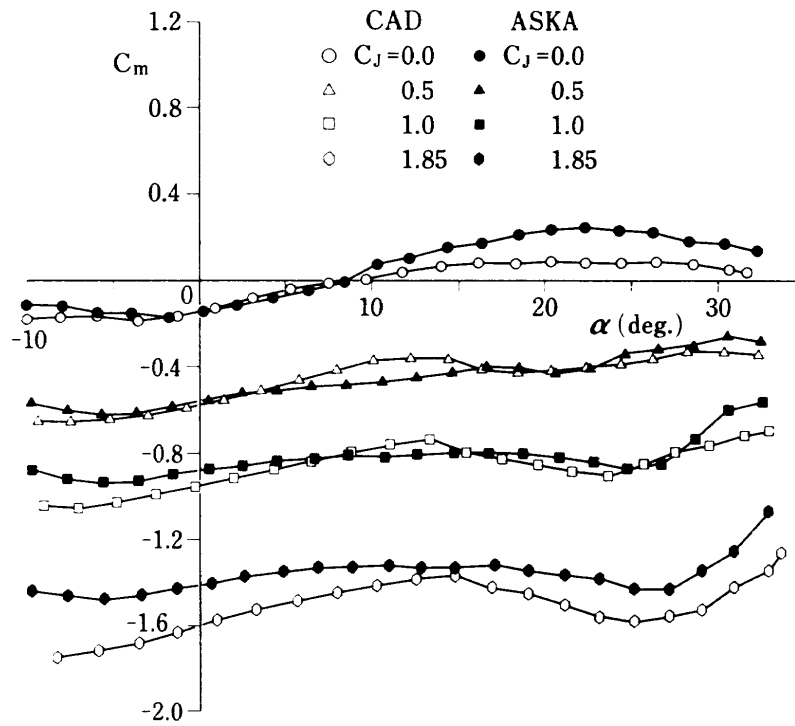


図41(c) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (L/D)

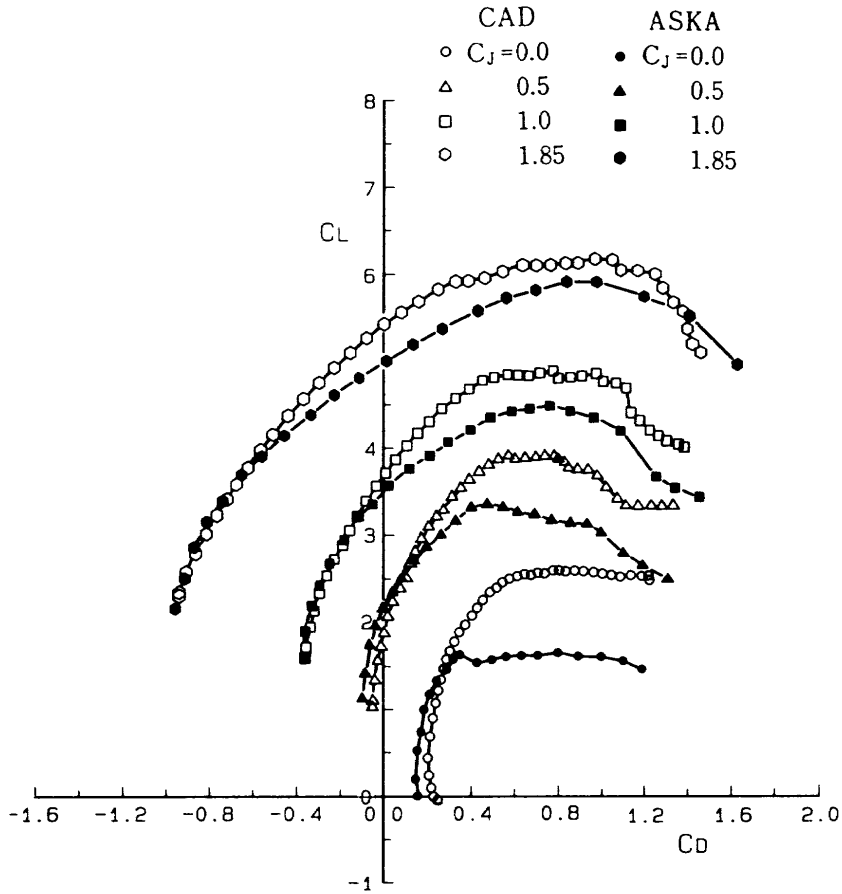


図41(d) CAD 模型と「飛鳥」模型の比較 (L/D)

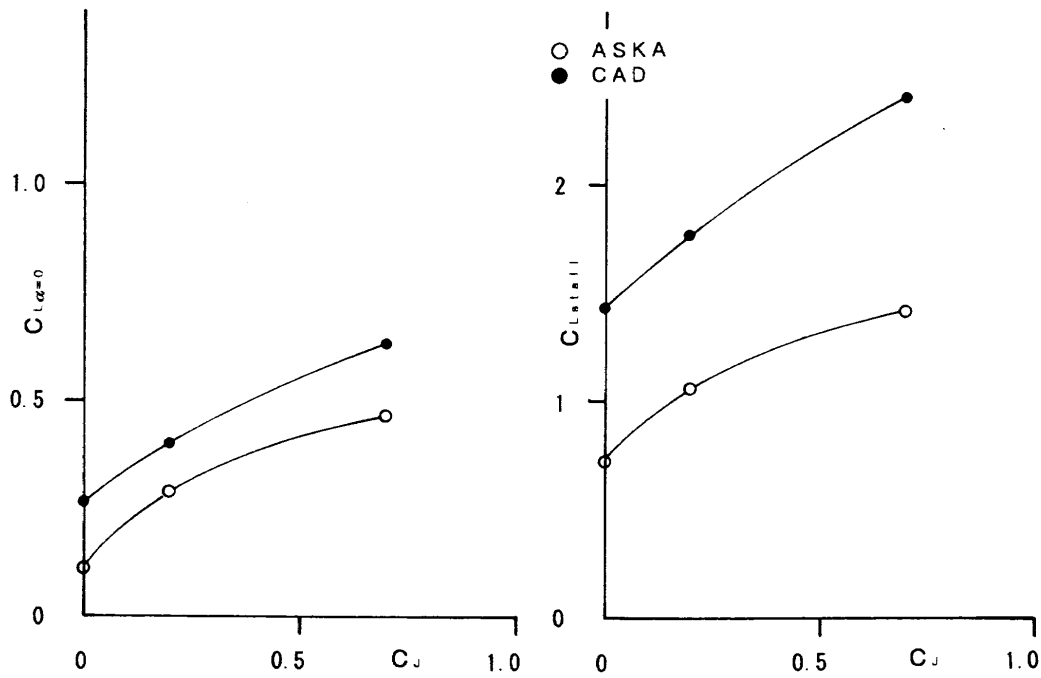


図42(a) $C_{L\alpha=0} \sim C_J, C_{Lstall} \sim C_J (C/N)$

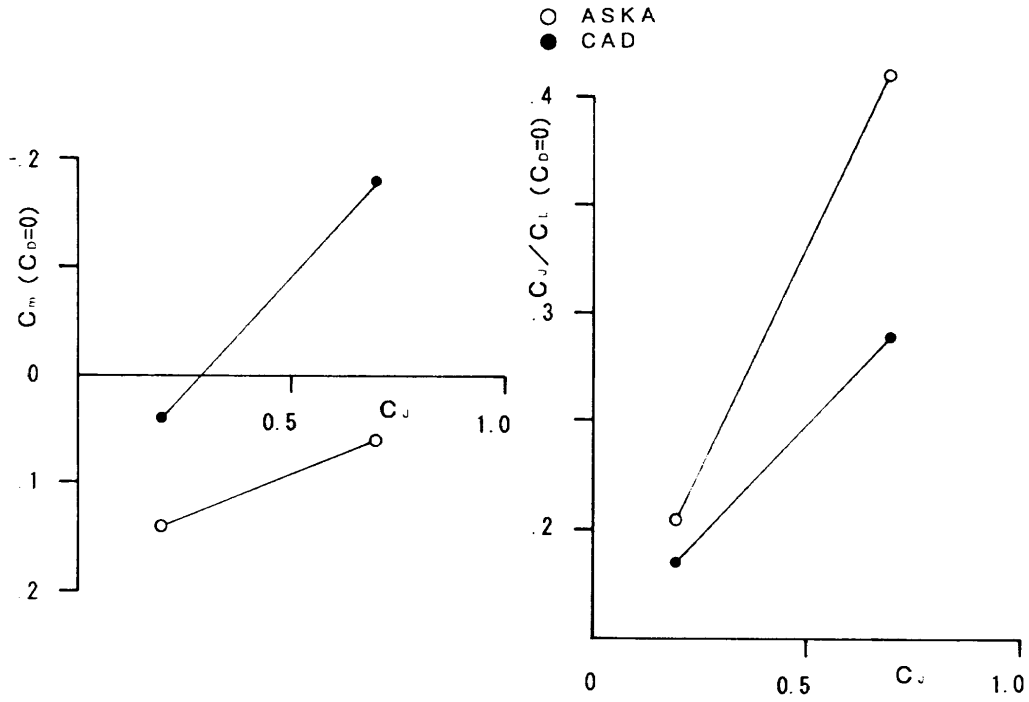


図42(b) $C_m \sim C_J$, $C_J/C_L \sim C_J (C/N)$

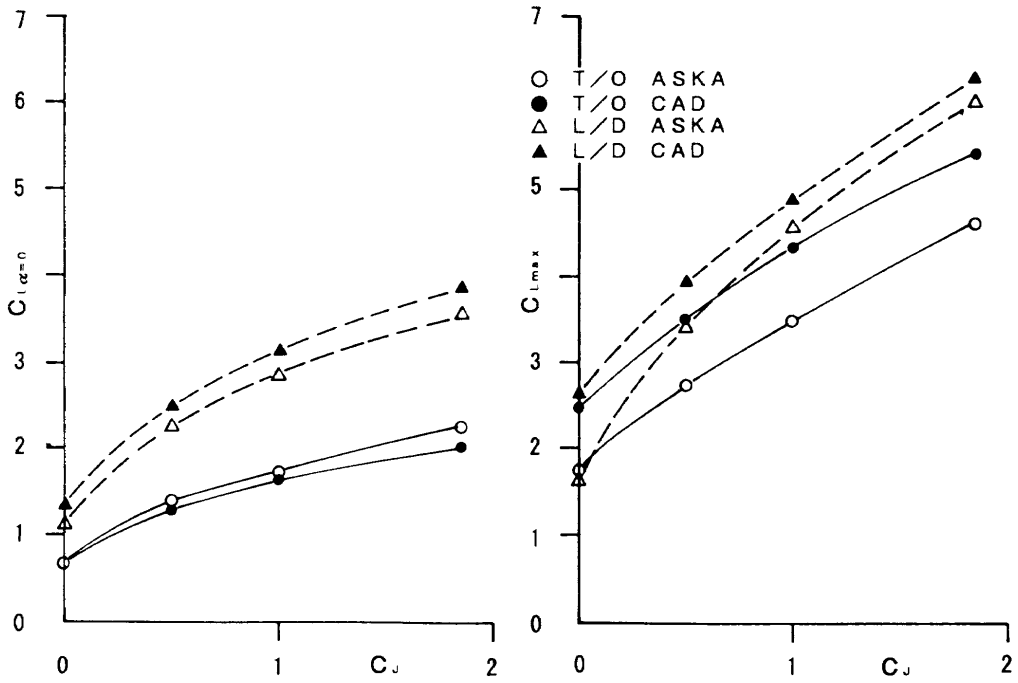


図43(a) $C_{L\alpha=0} \sim C_J$, $C_{Lmax} \sim C_J (T/O, L/D)$

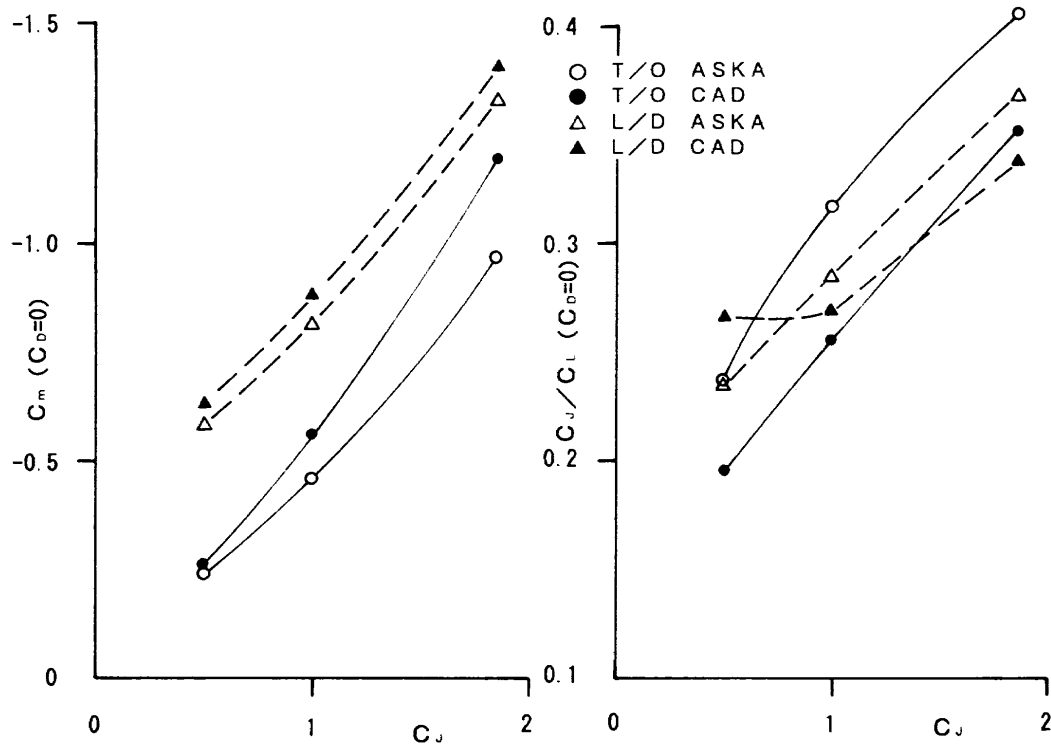


図43(b) $C_m \sim C_l, C_l/C_L \sim C_l$ (T/O, L/D)

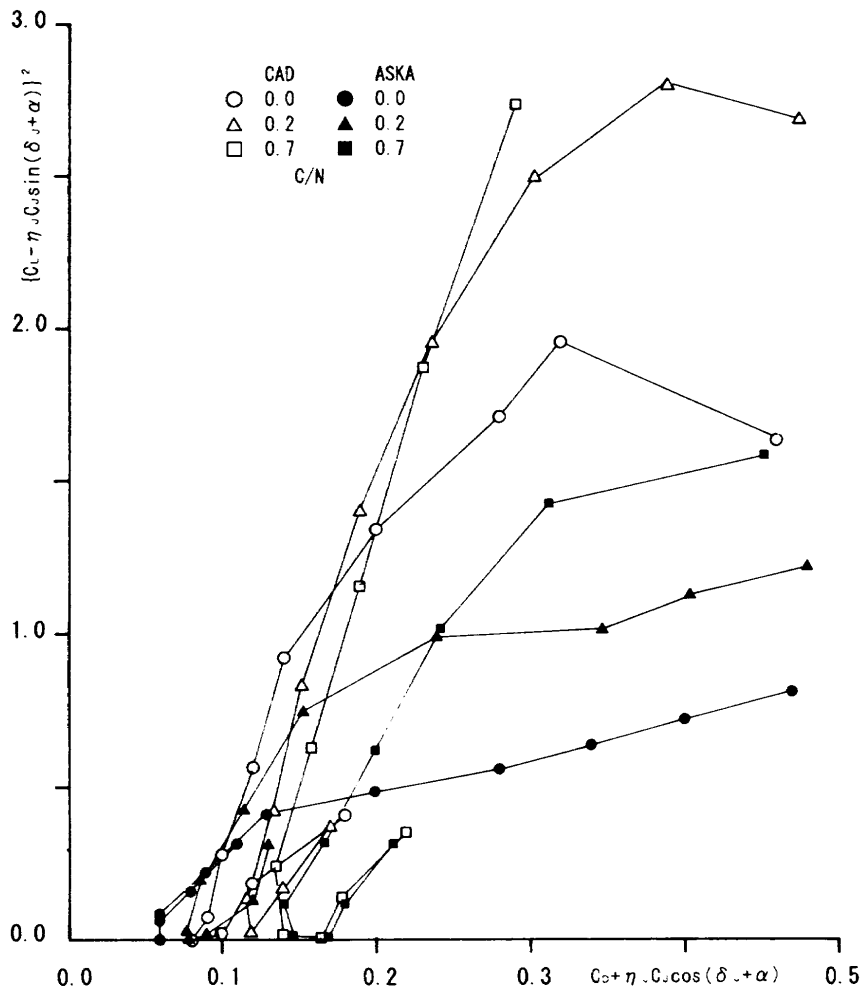


図44(a) 誘導抗力特性 (C/N)

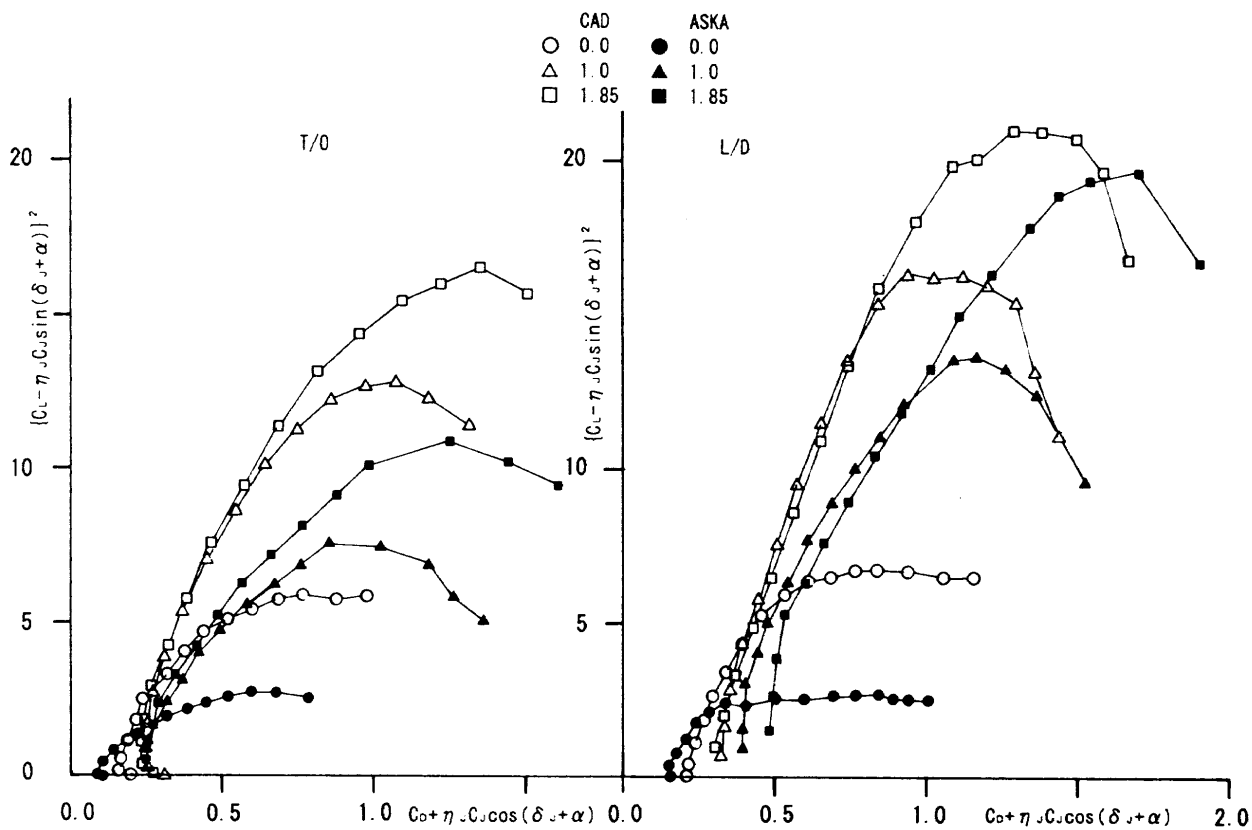


図44(b) 誘導抗力特性 (T/O, L/D)

既 刊 資 料

TM-660	極超音速風洞模型高速投入装置による空力加熱測定精度向上の試み Improved Accuracy of Aerodynamic Heating Rate Measurement by Use of a New Rapid Injection System for Test Models in NAL Hypersonic Wind Tunnel.	1993年11月	小山 忠勇
TM-661	実験用航空機 Do-228 の計算機システム The Computer System of a Flight Research Aircraft Do-228	1994年 1月	坂井 紀穂
TM-662	スクラムジェット 飛行実験の検討 Study on Flight Test of Scramjet Engines	1994年 2月	スクラム実験機 検討グループ
TM-663	内挿式六分力天秤の較正について 第一報, 遷音速風洞における実荷重較正の現状 On the Calibration of Six-Component Internal Balances Part 1. A state of the calibration using dead weight for the NAL-TWT	1994年 3月	河本 巖, 鈴木 弘一 中村 正剛, 小國 保男
TM-664	STOL 実験機「飛鳥」の飛行試験概要 Flight Test Activities of STOL Research Aircraft ASKA	1994年 5月	STOL プロジェクト 推進本部 飛行試験室
TM-665	STOL プロジェクトの概要と実施体制 Summary of Research and Development Project of STOL Research Aircraft "ASKA"	1994年 6月	STOL プロジェクト 推進本部
TM-666	産業用ロボットを用いた風洞模型支持システム Model Support System Using an Industrial Robot in Low-speed Wind Tunnel	1994年 6月	藤田 敏美, 岩崎 昭人 藤枝 郭俊, 重見 仁 中安 英彦, 匂坂 雅一
TM-667	ヒューマン・ファクタ研究のための運航シミュレーション (Line Operational Simulation) 実験 A Line Operational Simulation for Human Factor Study	1994年10月	船引 浩平, 田中 敬司
TM-668	遷音速風洞フラッタ緊急停止装置性能試験 (その1) 半截模型カート用装置の効果 Performance Test of Flutter Emergency Stopper for Transonic Wind Tunnel (Part 1) Effect of Half Model Cart Device	1994年11月	鈴木 弘一, 細江 信幸 飯島 由美, 小松 行夫 国益 徹也, 安藤 泰勝 半沢 麻雄, 鈴木 誠三
TM-669	イオンエンジン推力試験装置の設計と製作 Design and Fabrication of an Ion Thruster Thrust Test Stand	1994年11月	宮崎 勝弘

航空宇宙技術研究所資料670号

平成 6 年 11 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7 丁目44番地 1
電話三鷹 (0422) 47-5911 (大代表) 〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18
