

ISSN 0389-4010
UDC 629.7.014.16
533.6.013

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1134

双発USB半截模型風洞試験

高橋 侖 ・ 藤枝 郭俊 ・ 岩崎 昭人
藤田 敏美 ・ 齊藤 雅樹

1991年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 記号及び略語	2
3. 風洞試験模型及び試験装置	2
3.1 模型	2
半截模型	2
USB シングル及びダブルフラップ	3
スラット	4
外翼フラップ	5
インテーク	6
USB ノズル	6
3.2 試験装置	9
風洞	9
支持方法	9
計測系統	9
データ処理	9
4. 試験結果	12
4.1 予備試験	12
4.2 本試験	13
無風時試験	13
USB フラップ	13
通風時試験	13
選定試験	13
スラット角選定	13
L/D 形態外フラップ角選定	15
VG 選定試験	15
USB フラップスロット選定	16
各種効果試験	18
USB フラップ角効果	18
T/O 形態フラップ組合せ効果	20
シングル及びダブル USB フラップ効果	23
脚収納部フェアリング効果	24
スラストリバーサ効果	24
エルロン効果	29
双発機と4発機の比較	30
5. まとめ	32
参考文献	33

双発USB半截模型風洞試験*

高橋 侅*¹ 藤枝 郭俊*¹ 岩崎 昭人*¹
藤田 敏美*¹ 齊藤 雅樹*²

Wind Tunnel Investigation of a Twin-Engine Jet Transport Semi-span Model with Upper Surface Blown Jet Flap

Hitoshi TAKAHASHI, Hirotohi FUJIEDA,
Akihito IWASAKI, Toshimi FUJITA and
Masaki SAITO

ABSTRACT

In parallel with the research and development conducted by the National Aerospace Laboratory (NAL) on the experimental aircraft "ASKA", a short takeoff and landing (STOL)-Computer Aided Design (CAD) program for four-engine upper surface blowing (USB) aircraft was developed and refined. To apply this CAD program to twin- and three-engine USB aircraft, aerodynamic data must be acquired for twin-engine USB aircraft.

This led to the present study which modified the existing four-engine USB semi-span model into a twin-engine model and subsequently conducted low-speed wind tunnel tests. Resultant aerodynamic characteristics of the numerous aerodynamic elements included in this model are described.

Keywords: upper surface blowing, wind tunnel test, STOL, semi-span model, aerodynamic characteristics

概 要

航空宇宙技術研究所ではSTOL実験機「飛鳥」の研究開発と共に、STOL-CADプログラムの開発、改良を行なってきた。このCADプログラムの適用範囲を2発、3発USB機へ広げるのに必要な空力データ取得を目的として、既存の4発型USB半截模型を双発型に改修して、風洞試験を実施した。

本報告は同模型形態での各種空力要素に対する空力特性を検討した結果について述べる。

1. ま え が き

航空宇宙技術研究所で研究開発されたSTOL実験機「飛鳥」は画期的な短距離離着陸性能を実現するために、USB (Upper Surface Blowing) 高揚

力技術を用いることとし、国産中型輸送機C-1を原型機としてUSB-STOL機に改造された。この「飛鳥」は3年半にわたる飛行実験を、平成元年3月末日に無事終了し、貴重な技術データを取得した。今後、「飛鳥」の開発において得られた

* 平成3年9月19日受付 (received 19 September 1991)

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

*2 川崎重工業株式会社 (Kawasaki Heavy Industries, LTD.)

技術成果を生かしてUSB式のSTOL機の実用化を促進するための研究を推し進める必要がある。また実験機の研究開発と並行して、航技研ではSTOL-CAD (Computer Aided Design) プログラム (CAD と略す) の開発、改良を行ってきた。

「飛鳥」の成果は4発USB機のCADプログラムの精度向上に役だっており、更に2発、3発機への適用範囲を広げるために双発型USB機のデータが必要となったため、既存の4発型USB模型を双発型に改修して、風洞試験を実施し、この双発型USB機の空力特性を調べた。

尚、予め、著者らは50席双発USBコンピュータ機を想定した概念設計を実施し、それに基づきこの双発型USB模型への改修を行なった。

本報告では同模型形態での各種空力要素に対する空力特性を検討した結果について述べる。

2. 記号および略語

C_L	: 揚力係数 $L/(q'_\infty S/2)$
C_D	: 抗力係数 $D/(q'_\infty S/2)$
C_Y	: 横力係数 $Y/(q'_\infty S/2)$
C_l	: 横揺れモーメント係数 $R/(q'_\infty S b/2)$
C_m	: 縦揺れモーメント係数 $M/(q'_\infty S \bar{c}/2)$
C_n	: 偏揺れモーメント係数 $N/(q'_\infty S b/2)$
C_T	: エンジン推力係数 $T_0/(q'_\infty S/2)$
$C_{L \max}$: 最大揚力係数
C_{L0}	: 迎角 0° における揚力係数
C_{Lr}	: 超循環による揚力係数成分
L	: 揚力
D	: 抗力
Y	: 横力
R	: 横揺れモーメント
M	: 縦揺れモーメント, マッハ数
N	: 偏揺れモーメント
L_0	: 推力検定時揚力
D_0	: 推力検定時抗力
A	: アスペクト比
b	: 翼幅
c	: 翼弦長
\bar{c}	: 平均空力翼弦長
S	: 主翼面積

e	: 飛行機効率
q_∞	: 一様流動圧
q'_∞	: 一様流動圧 (ブロッケージ効果補正後) $q'_\infty = k \times q_\infty$: $k=1.175$
T_0	: エンジン推力 (推力検定時) $\sqrt{L_0^2 + D_0^2}$
T	: エンジン推力
N_0	: エンジン回転数
P_a	: 高圧空気元圧
δ_j	: ジェット偏向角 $\text{TAN}^{-1}(L/-D)$
η_j	: ジェット偏向効率 T/T_0
α	: 迎角
δ_{sl}	: スラット角
δ_{fo}	: 外翼フラップ角
δ_{fu}	: USB フラップ角
δ_a	: エルロン舵角
δ_{sp}	: スポイラー角
i_H	: 水平尾翼取付角

略 語

C/N	: 巡航形態
T/O	: 離陸形態
L/D	: 着陸形態
E/G	: エンジン
MAC	: 平均空力翼弦
M	: マッハ数
AEO	: All Engine Operative
OEI	: One Engine Inoperative
CAD	: Computer Aided Design
USB	: Upper Surface Blowing
VG	: Vortex Generator

3. 風洞試験模型及び試験装置

3.1 模型

半截模型

風洞試験に使用した半截模型は既存の4発型USB機の模型 (CAD半截模型) を双発型に改修して使用することにした¹⁾(図1)。このため、風試模型は当初概念設計で想定したUSBコンピュータ機の機体形状と全く異なっている。尚、模型の縮尺比は既存の模型の主翼面積と概念設計で設定した50人乗りコンピュータ機の主翼面積との比から

12.25%とした。図2に主翼の詳細図を示す。この図で改修した部分を示すと、まずシングルUSBフラップ、エンジンナセル(インテーク、USBノズル)、脚収納型ナセルフェアリング、第3、第4スラットおよび高効率エルロンである。またエン

ジンの取付位置の変更を行なっている。表1にCAD 双発模型の主要諸元を示す。

USB シングル及びダブルフラップ

著者らが考えたUSBコンピュータ機は将来の実用化を図るため、できるだけ簡単な構造になるようになっており、USBフラップは1枚のいわゆるシングルフラップとなっている。また、以前実施した他の4発機の風洞試験と比較するため、ダブル

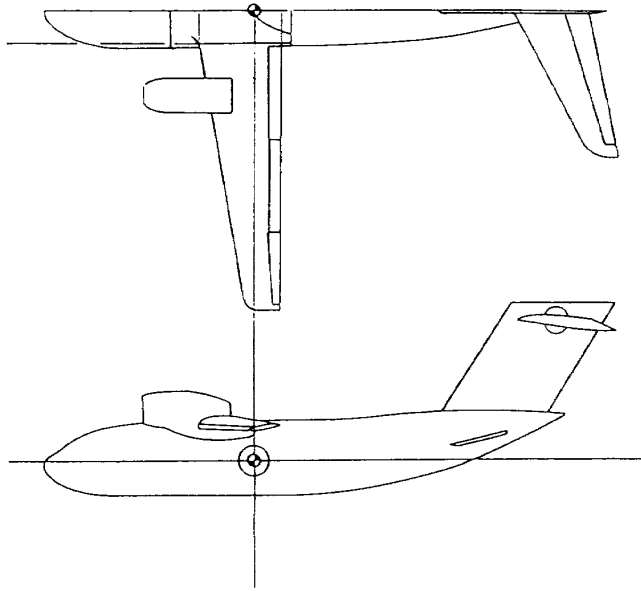


図1 双発半載模型

表1 双発模型主要諸元

		双発模型
面	積 (m ²)	0.2997×2
翼	幅 (m)	1.224×2
ア	スペクト比	10.0
平	均空力翼弦長 (m)	0.2637
後	退角 (deg)	8.2
テ	ーパ ー比	0.35
翼	厚比 (%)	15 (Root), 12 (Mean)

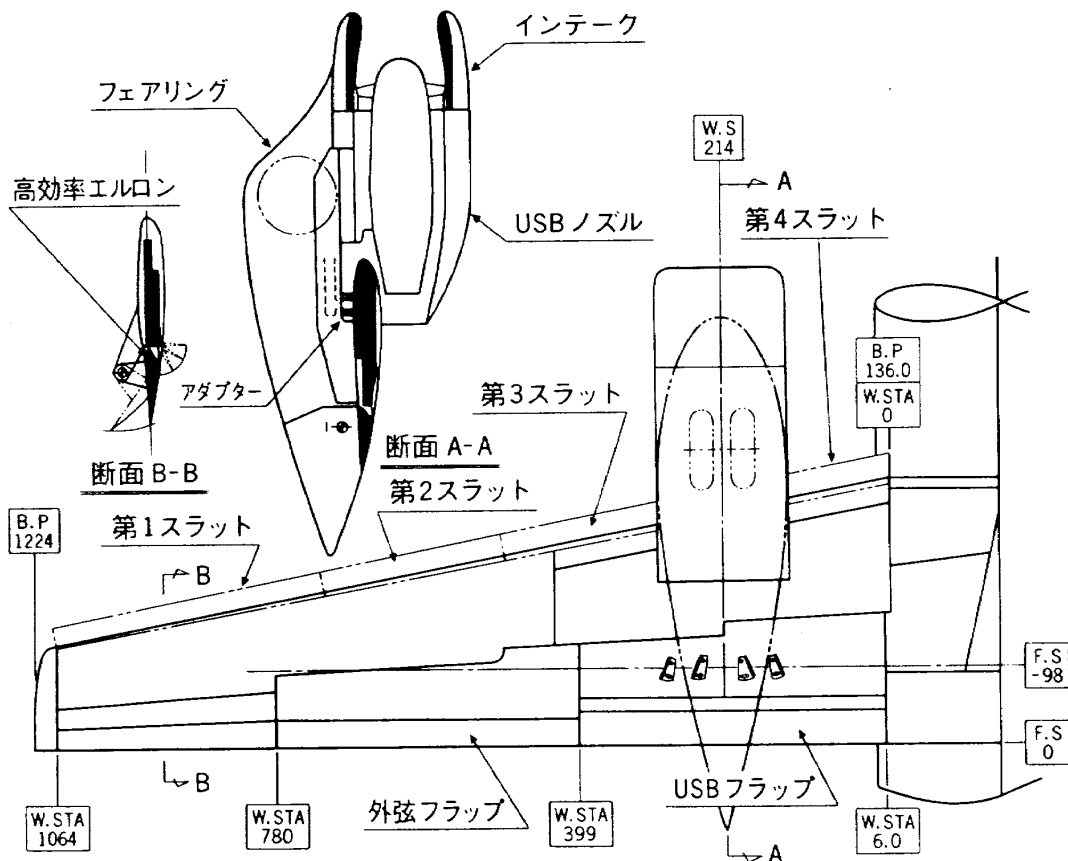


図2 主翼詳細

USBフラップ形態についても試験を実施した。

シングル及びダブルフラップの配置図の例を図3に示す。

スラット

昭和61年度に実施されたCAD半截風試で用い

表2 C_L の計算結果比較

形態 迎角	新スラット 20°	新スラット 40°	現スラット 40° (2% <i>c</i>)
0°	4.6205	4.5601	4.5643
10°	5.7564	5.7028	5.6926
20°	6.7181	6.6791	6.6521
30°	7.4573	7.4572	7.4111

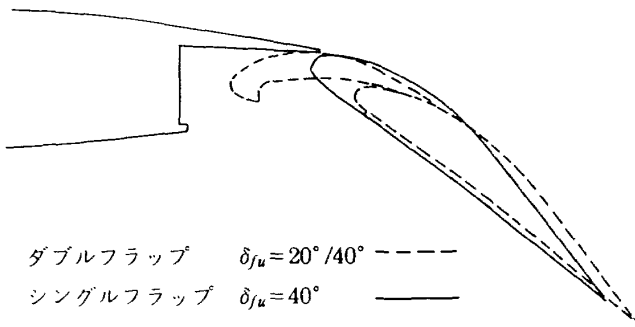


図3 シングルフラップとダブルフラップ

たスラットの形態での空力特性が良くなかったことからCAD双発風試ではあらかじめポテンシャル流計算により揚力係数、圧力分布を計算し、最適と思われるスラット形態を求めた。表2に新規

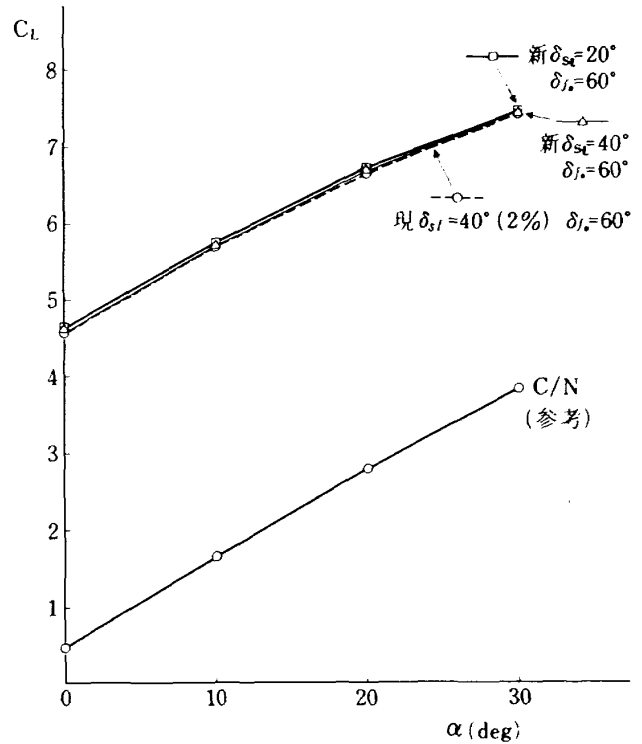
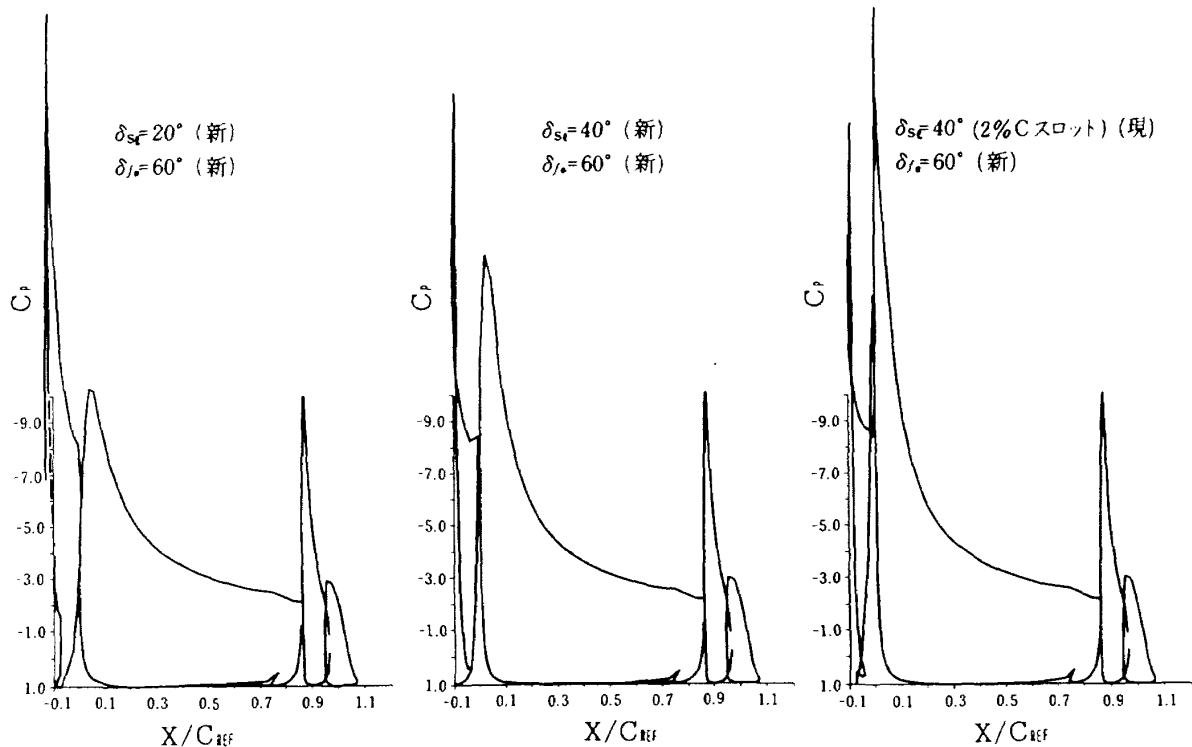


図4 $\delta_{fu}=60^\circ$ 時における新スラットと現スラットの比較



ポテンシャル流解析 : $\alpha=20^\circ$

図5 $\alpha=20^\circ$ 時の C_p 比較

スラットの各迎角での揚力係数の計算結果を示す。また、図 4 に $\delta_{fo}=60^\circ$ での揚力曲線を、図 5 に圧力分布を示す。図 6 には計算に使用した断面形状と流線の一部を示す。尚、図中（現）とは昭和 61 年度に実施された風試の時に使用された形態で、（新）とは双発模型風試の時使用されたものをい

外翼フラップ

外翼フラップもスラットと同様にあらかじめポテンシャル流計算により最適と思われる形態を求めた。表 3 に新と現フラップ形態での計算による

表 3 C_L と α の計算結果比較

- 条件：
 - $V=28\text{m/s}$
 - 外フラップとスラットの組合せ
 - δ_{fo} δ_{sl}
 - 20° 20° (2%c スロット)
 - 30° 20° (2%c スロット)
 - 40° 40° (2%c スロット)
 - 50° 40° (2%c スロット)
 - 60° 40° (2%c スロット)
 - ポテンシャル流

クリーン形態による C_L					現外フラップ作動線図による C_L				新外フラップ作動線図による C_L			
$\delta_{fo} \backslash \alpha$	0°	10°	20°	30°	0°	10°	20°	30°	0°	10°	20°	30°
0°	0.4755	1.6561	2.7814	3.8124								
20°					1.7857	3.1058	4.3398	5.4456	1.8906	3.2360	4.4913	5.6137
30°					2.4476	3.7437	4.9334	5.9758	2.6351	3.9562	5.1643	6.2179
40°					3.0388	4.3014	5.4388	6.4147	3.3309	4.6176	5.7695	6.7497
50°					3.6759	4.8840	5.9495	6.8372	4.0183	5.2367	6.3009	7.1764
60°					4.3108	5.4566	6.4410	7.2317	4.5643	5.6926	6.6521	7.4111

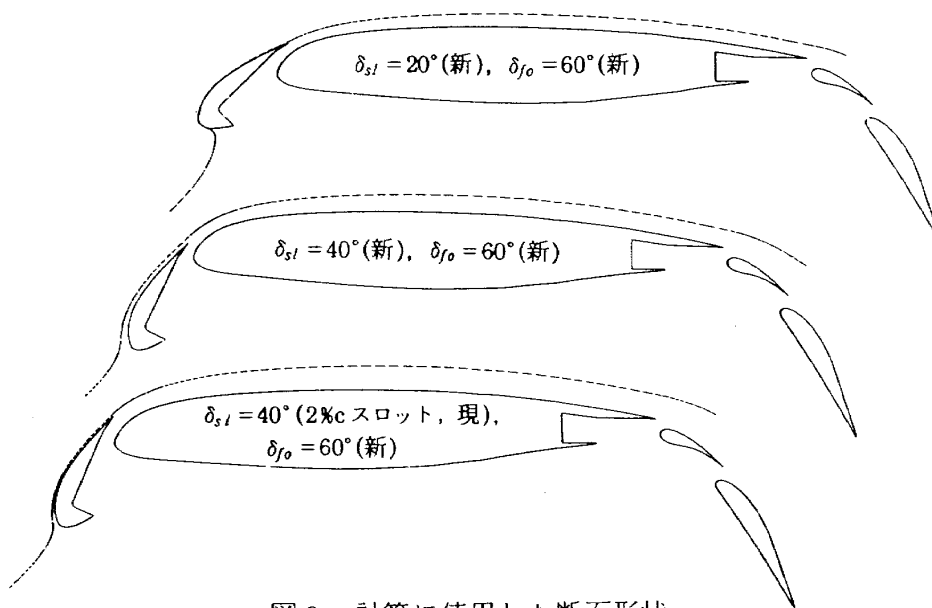


図 6 計算に使用した断面形状

揚力係数を、図7に揚力曲線を、図8、図9に圧力分布を示す。

また、図10にポテンシャル計算による流線の一部を示す。

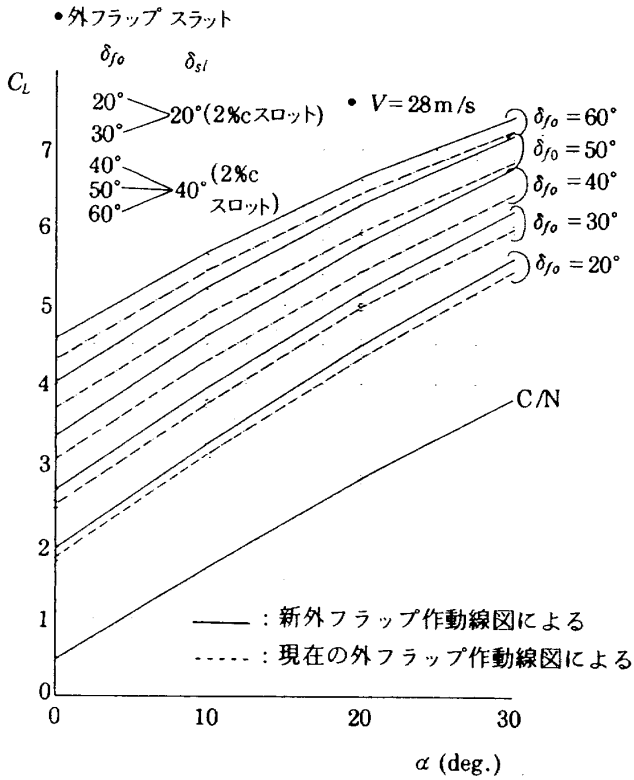


図7 新、現外フラップ作動線図による揚力特性比較

インテーク

CAD 半截模型の双発型への改修にあたり、著者らは50人乗りコンピュータ機を設定し、搭載エンジンとしてALF502を想定した。ALF502²⁾のUSBノズル幅はファン直径とギヤボックス分で1168mmで、更にナセル肉厚を100mmとして、模型寸度に直してみると外径は167.6mmになる。一方、風洞試験に使用する模擬エンジンは「飛鳥」風試で用いたもの(外径144mm)をそのまま使用することにした。そのため、図11に示すようにインテークの形状はやや太くなった。

USB ノズル

図12にUSBノズル内形断面形状を示す。USBノズルの設計にあたって、ノズル出口面積及びノズル出口幅はALF502エンジンの値を用い、出口アスペクト比、出口高さ及びキック・ダウン角はYC-14³⁾の値をベースに定めた。表4にノズル設計パラメータを、図13にパラメータの説明図を示す。また、図14に「飛鳥」実機、CAD双発機模型及びCAD4発機模型に用いたUSBノズル形状を比較して示す。

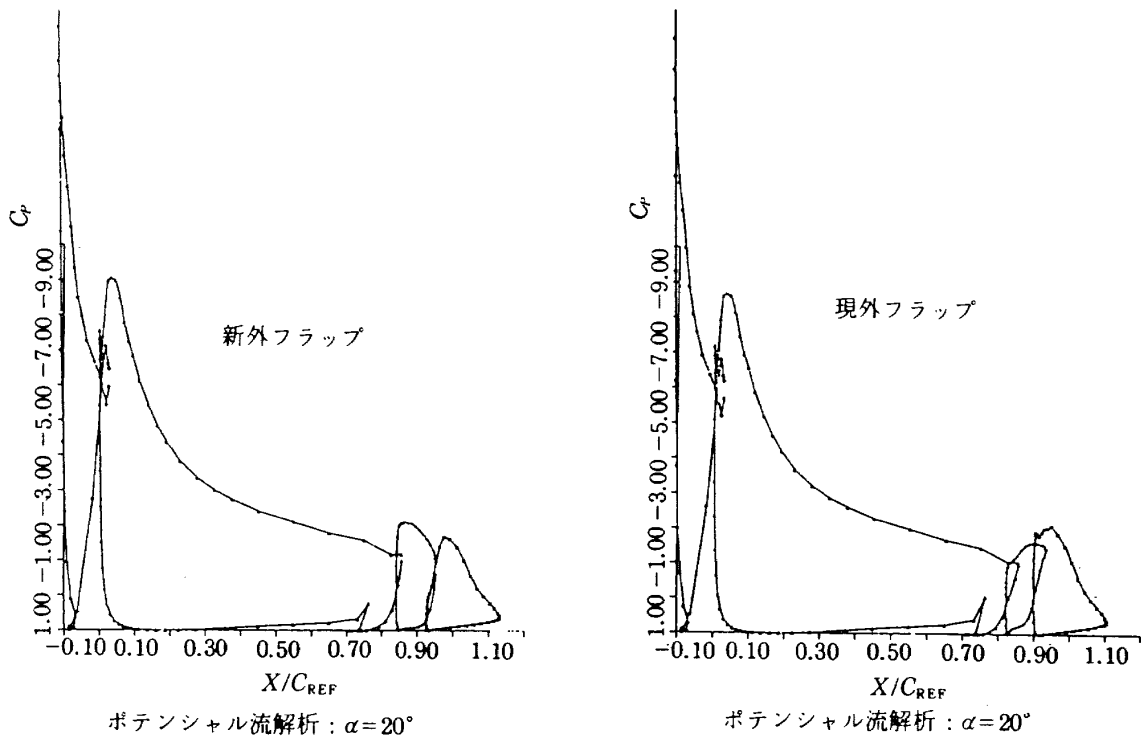


図8 $\delta_{fo} = 30^\circ$, $\alpha = 20^\circ$ 時 C_p 比較

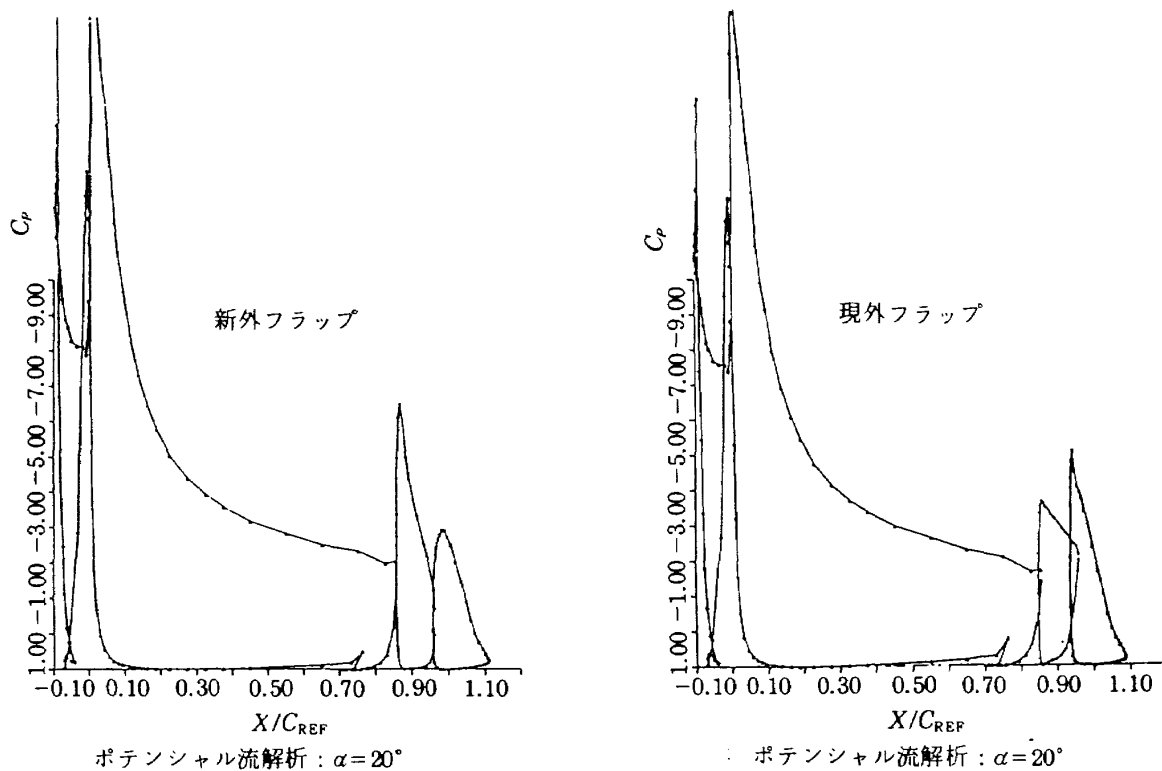


図9 $\delta_{fo}=50^\circ$, $\alpha=20^\circ$ 時 C_p 比較

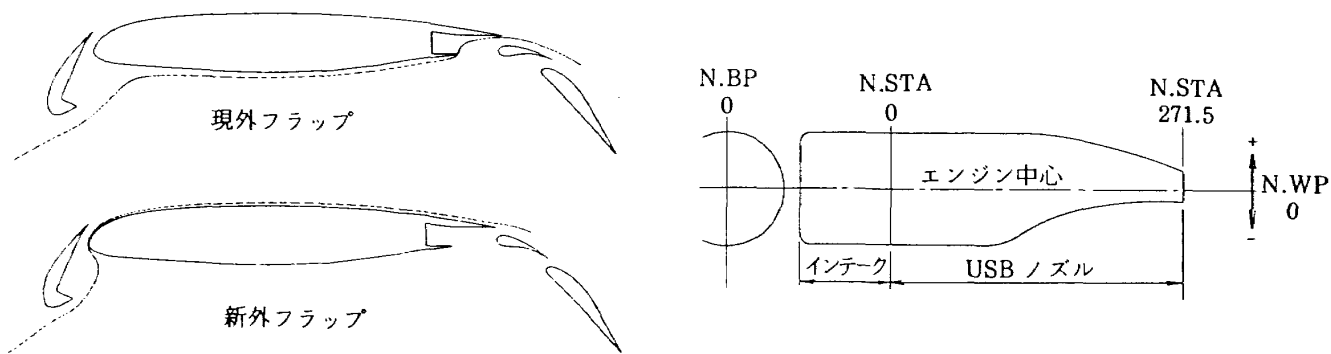


図10 $\delta_{fo}=50^\circ$ 時形状比較

ALF 502エンジン・インテーク線図
「飛鳥」模型用インテーク線図

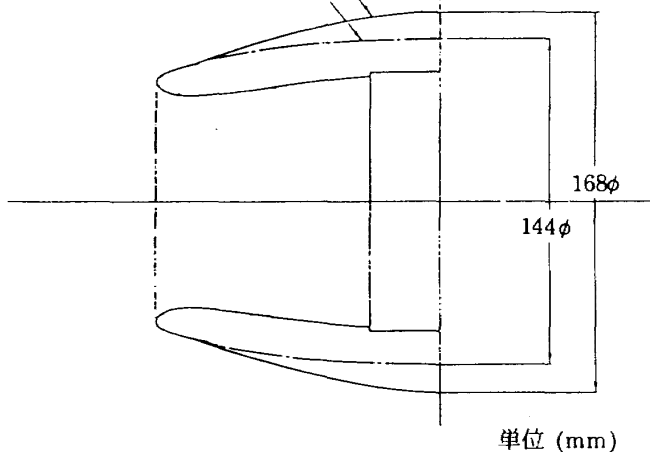


図11 インテーク線図

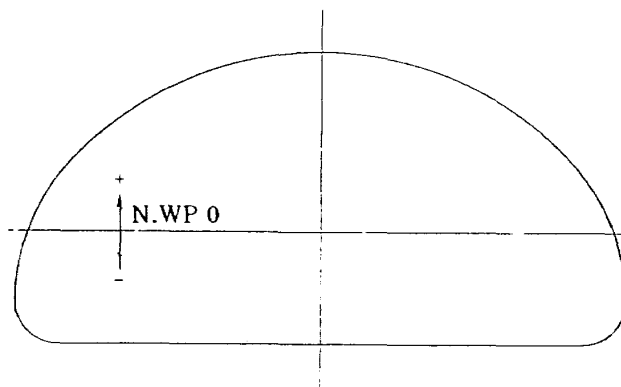


図12 USBノズル内形断面形状

表4 USB ノズル設計結果

設計パラメータ		CAD 1次風試 (4発機)	CAD 2次風試 (4発機)	双発風試
E/G 中心線位置	η_N (%)	内舷 20.4	内舷 20.4	28.6 * ¹
		外舷 36.8	外舷 36.4	
ノズル出口位置	d/C (%)	内舷 20.0	内舷 28.8	35.8 * ¹
		外舷 20.0	外舷 30.0	
ノズル出口面積	S_N (mm ²)	4829	4820	6484 * ²
ノズル出口幅	W_N (mm)	106.0	123.0	167.6 * ²
ノズル出口高さ	H_N (mm)	53.91	49.49	47.8
出口アスペクト比	$A(S_N/H_N^2)$	1.66	1.97	2.84
ポートテイル角	β	22.8°	32°	
キックダウン角	γ	19°	22°	22° * ³
カットバック角	ϕ	0°	0°	0°
フレア角(内舷側)	θ_{IN}	0°	1.2°	0°
フレア角(外舷側)	θ_{OUT}	0°	1.2°	0°
備考	* 1. 主翼は4発機と共通 * 2 ALF502想定(4322.6cm ²) * 3 YC-14に準ずる値			

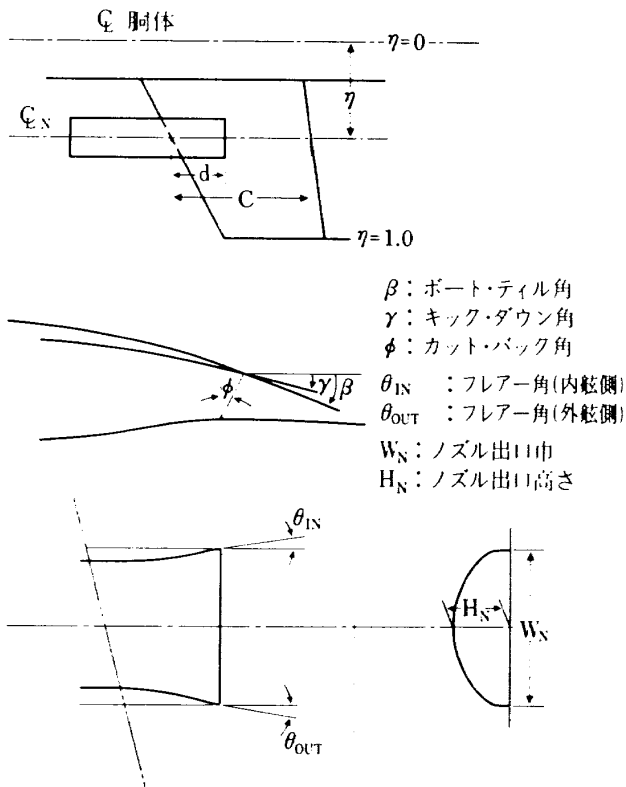


図13 USB ノズル設計パラメータ

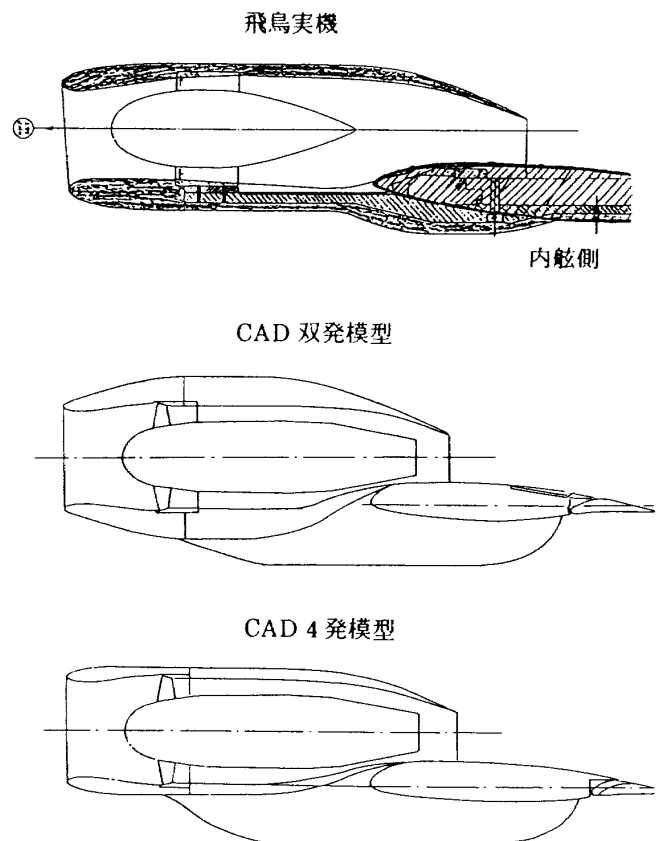


図14 USB ノズル比較

3.2 試験装置

風洞

風洞は航空宇宙技術研究所突風風洞を使用し、測定部は固定壁カートを用いた。模型にかかる力とモーメントは同風洞に備え付けの6分力ピラミッド型天秤より検出される。尚、測定部の寸法は高さが2m、幅が2mで長さは4mである。

支持方法

図15に双発半截模型の取付図を示す。模型の支持方法は従来の「飛鳥」半截模型及びCAD半截模型と同様である。詳細については文献1, 4, 5を参照されたい。

計測系統

計測及びデータ処理は従来の「飛鳥」模型、CAD模型と同様である^{1, 4)}。ただ、双発模型のためエンジンが2基から1基になり、エンジン関連の計測系統が半分になった。計測は図16の計測ブロック図に示すようにOKITAC4300を使用し、模型にかかる6分力とエンジンに関する諸量を取

り込み、磁気テープに記録した。取り込んだデータは図17に示すデータ処理フローチャートに従いEclipseの固定ディスクに送り込み、1次処理を施し係数化し結果を打ち出した。一方、最終結果はパソコンで処理することにし、固定ディスクを介してIBM形式のデータフォーマットにして8インチフロッピーディスクにデータ変換し、このフロッピーディスクに転送されたデータをSORD343を用いて種々の補正を施して2次処理をし、X-Yプロッターで図形化した。

データ処理

風試データは以下に述べる方法で処理した。座標軸は図18のように定める。

- (1) データ処理基準値

$$S/2 = 0.2997 \text{ m}^2$$

$$\bar{c} = 0.2637 \text{ m}$$

$$b/2 = 1.224 \text{ m}$$

モーメント基準点：胴体中心線上の25%MAC位置

- (2) データ修正

測定されたデータに対して以下に示す修正を行

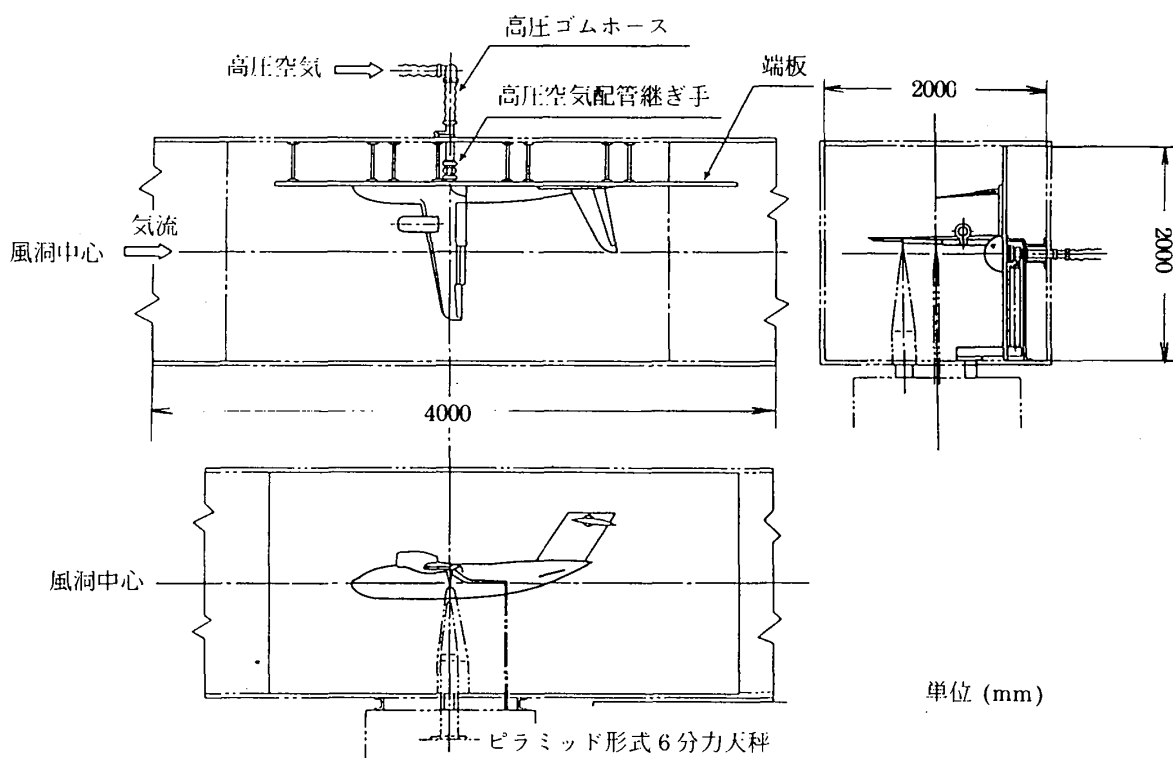
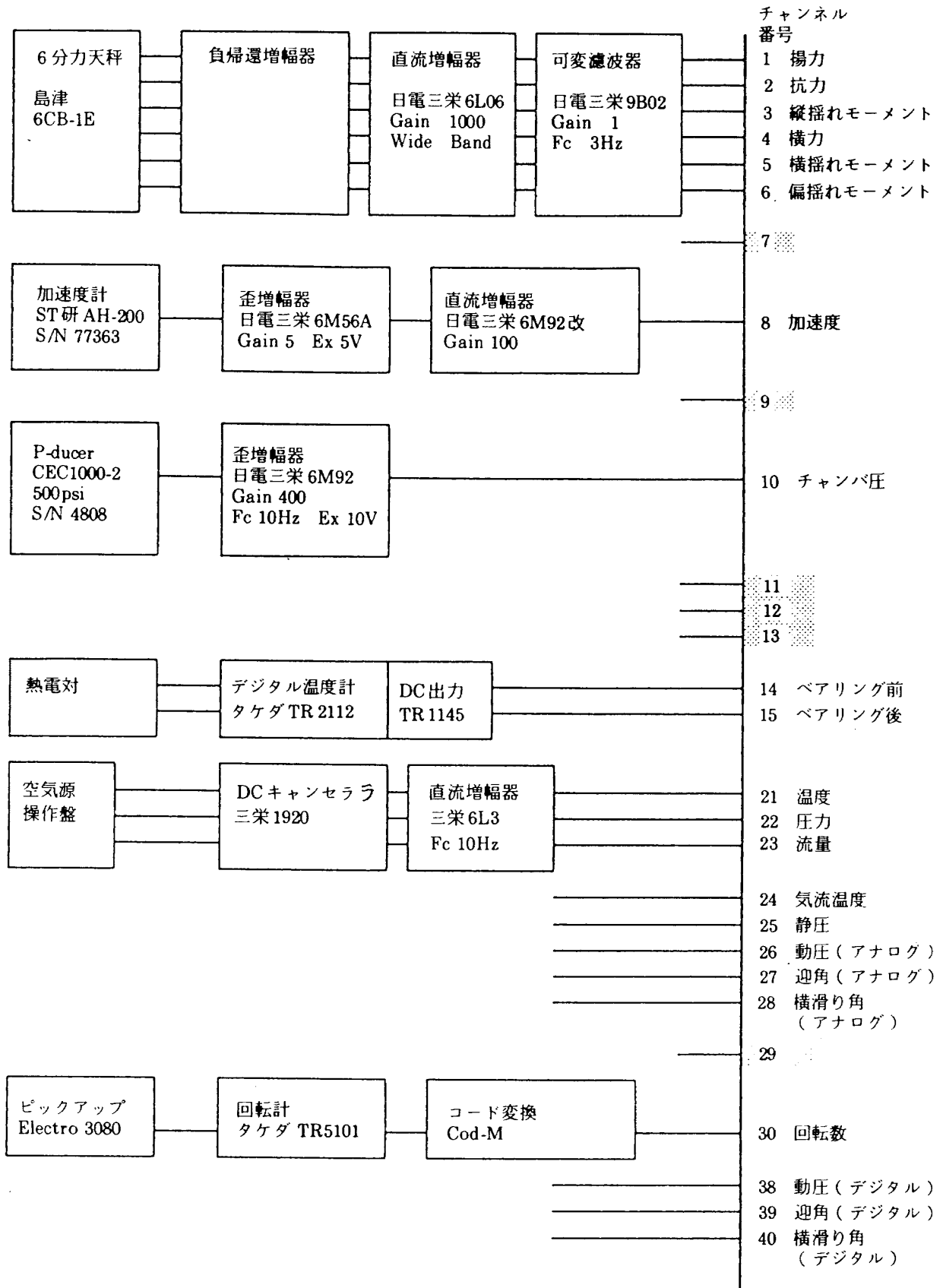


図15 模型支持



注意) 網かけのチャンネル番号はダミーデータを示す。
(チャンネル番号は確保されているが、内容は総て0になっている)

図16 双発 USB 風洞試験計測ブロック図

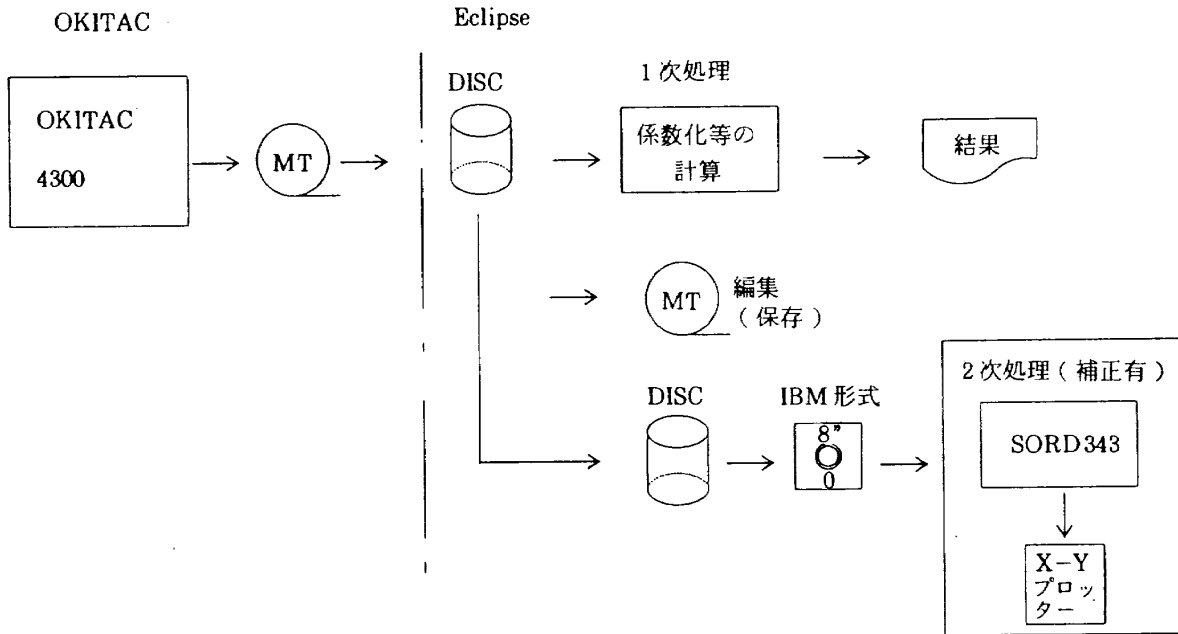
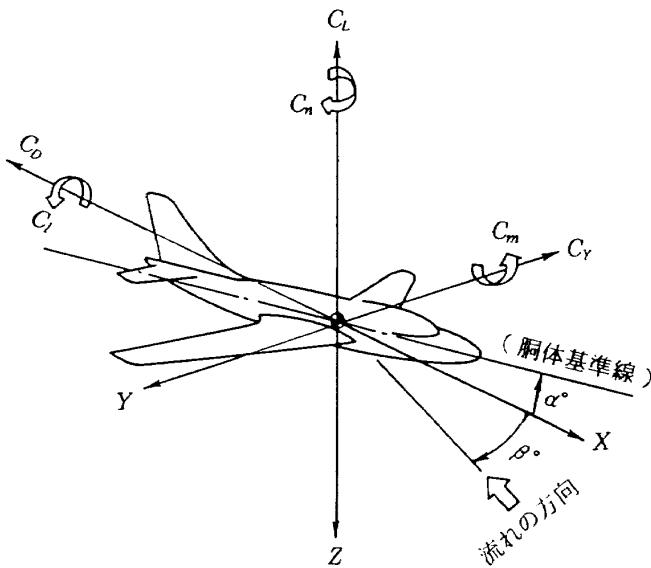


図17 データ処理フローチャート



無次元係数

記号	名称	正方向
C_L	揚力係数	-Z
C_D	抗力係数	-X
C_m	縦揺れモーメント係数	Y
C_i	横揺れモーメント係数	X
C_n	偏揺れモーメント係数	Z
C_r	横力係数	Y

図18 座標軸 (安定系)

なった。

(a) 配管干渉修正

高圧空気により配管系と天秤が干渉し、得られた6分力が影響を受けるため、あらかじめ配管干渉試験を実施し、6分力干渉量を計測した。その結果、迎角による干渉量は微小であったので、無視し、圧力による干渉量のみ修正した。

(b) ブロッキングによる修正

風洞測定部に端板と模型が入ることにより測定部が狭くなり、模型付近での動圧が風洞基準動圧

より高くなるので、これを補正する必要がある。

$$q'_\infty = k \cdot q$$

$$k = 1.175$$

ここで、補正值 k は風洞内動圧分布測定試験結果に基づくものである。

(c) 支柱抵抗修正

模型支持支柱の風にさらされている部分の抗力を修正するもので、この修正値は突風風洞において実施された3点支柱抵抗試験より得られた値で
主支柱の抗力係数 = 0.00904

補助支柱の抗力係数 = 0.00904

であり、合わせて

$$C_D = C_{Du} - 0.01808$$

として修正した。ここで C_{Du} は測定値である。

各モーメントへの干渉については、この抗力の作用点は各支柱上のヒンジ点にあると仮定して腕の長さをかけて修正した。

(d) 風洞壁境界修正

この修正は通常の風洞壁修正法に基づくものであり、ここでは特にUSB翼を模擬した揚力分布より求めた修正値を用い

$$\alpha = \alpha_u + 0.6372 C_{Lu} \text{ (deg.)}$$

$$C_D = C_{Du} + 0.01112 C_{Lu}^2$$

とする。ここで α_u は測定値、 C_{Lu} 、 C_{Du} は(a)、(b)項の修正を施した後の値である。

(e) 風洞内循環流の修正

エンジン・シミュレータは高圧空気によりエアータービンを駆動させる方式であるため、エンジンを作動させると、タービン駆動用空気が排出され風洞内を循環する。このため、模型に余分の力が作用するので、この循環流による影響をあらかじめ計測して取り除いた。

(f) 迎角によるエンジン推力係数変化の修正

通風試験では、エンジン回転数を一定に保ちながら迎角を変化させ6分力を計測するが、一様流動圧が模型迎角と共に変わるので、エンジン推力係数 C_f は一定に保たれない。そこで、得られたデータを用いて一定の C_f に対応する値となるように補正を行なった。

尚、これらの詳細は既に文献1, 4に報告されているので参照されたい。

4. 試験結果

4.1 予備試験

本試験に先だって予備試験として、以下に述べる試験を実施し、データ修正やエンジン推力係数を求めた。

(a) 配管干渉試験

この試験は高圧空気による配管の天秤への干渉を補正するために実施した。

3.2 - データ処理-(2)-(a)参照

(b) エンジン推力検定試験

スラット、USBフラップ及び外フラップを取り外した状態でエンジンを駆動させ、計測された揚力 L_0 と抗力 D_0 (循環流補正済み) より

$$T_0 = \sqrt{L_0^2 + D_0^2}$$

として得られ、これはエンジン回転数の4次式で表わして用いた。

(c) 抵抗試験

風洞風速を0m/s～10m/sの範囲で変えて模型にかかる揚力と抗力を計測し、風洞内循環流の補正に使用した。

3.2 - データ処理-(2)-(e)参照

図19～図21にその結果の一部を示す。

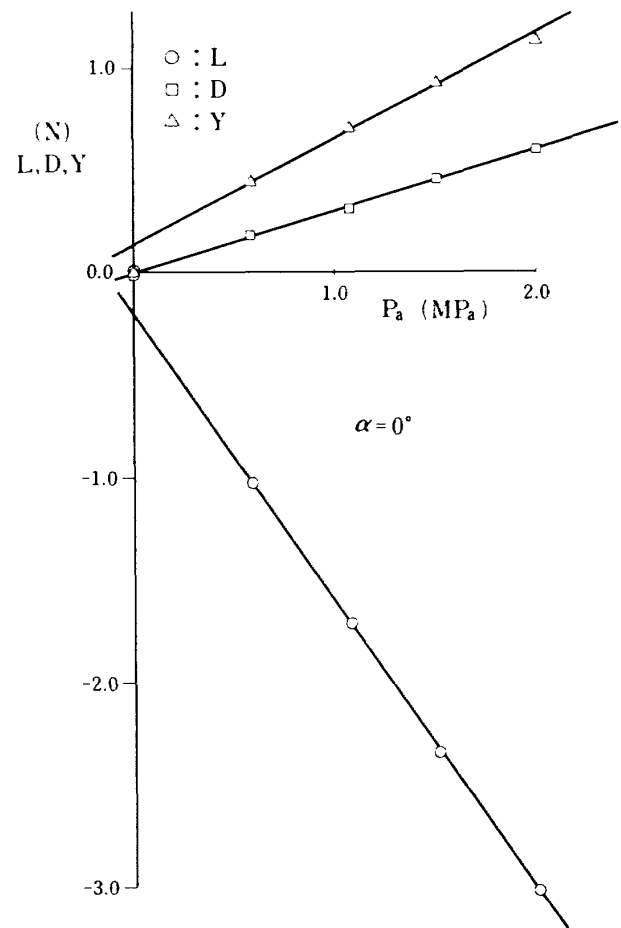


図19 配管干渉量

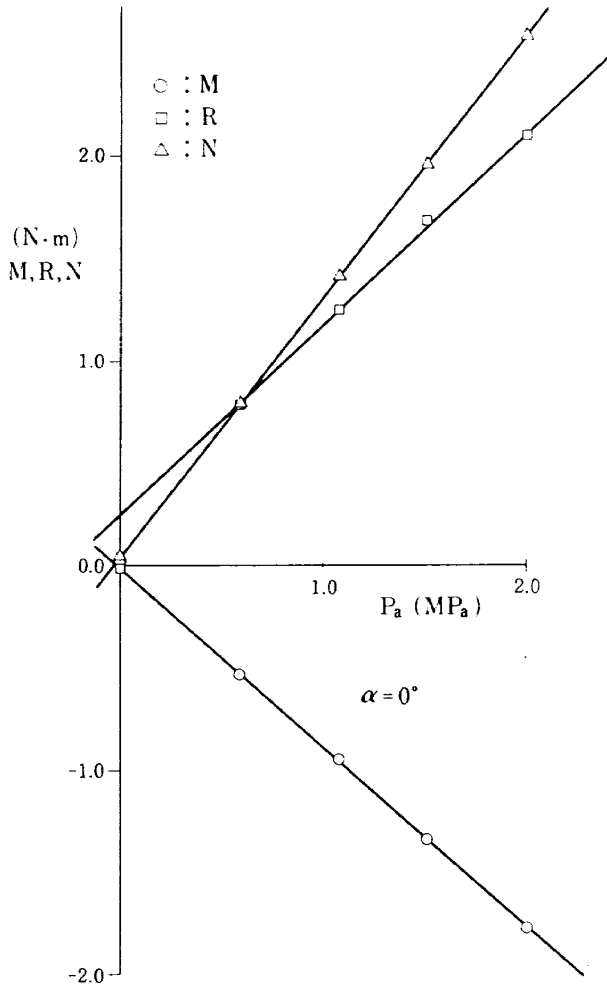


図20 配管干渉量

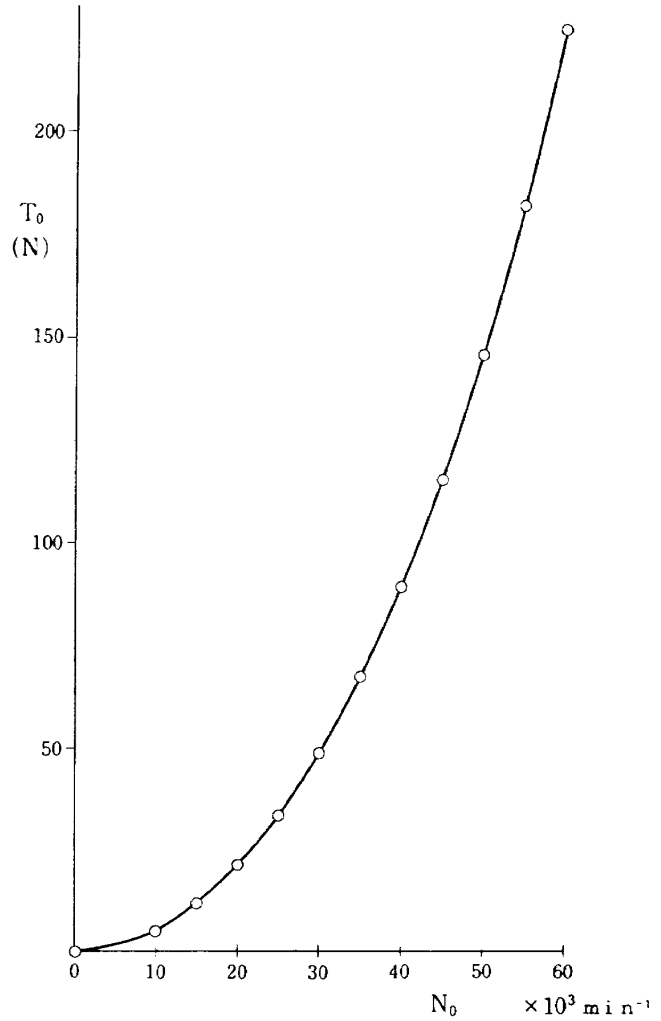


図21 エンジン推力

4.2 本試験

無風時試験

STATIC試験

風洞風速を零にして、模擬エンジンを作動させ模型にかかる力を計測することをここではSTATIC試験と称する。

USBフラップ

無風時 USBフラップ角を0°~40°に変化させ、エンジン排気の偏向角を調べた。偏向角 δ_j の測定は前縁スラットを25°に、外フラップを50°に取り付け、更にVGに装着した状態で実施した。測定された揚力及び抗力に対し、循環流の補正を行った後の揚力及び抗力を各々L、Dとすると、

$$\delta_j = \text{TAN}^{-1}(L/-D)$$

となる。

図22に結果を示す。測定結果を見ると、エンジン回転数を25000回転から55000回転まで変化させ

たが、各USBフラップ角に対し偏向角は回転数に関わらずほぼ一定になっている。また、エンジン回転数が50000回転の時のUSBフラップ角に対する偏向角の変化はUSBフラップ角が最大40°までだったのとVGを装着していたのとで、エンジン排気がUSBフラップ上に十分付着していたのでは線形に増加している。

通風時試験

選定試験

離着陸形態でのスラット角や1エンジン停止時の揚力特性向上等に必要なUSBフラップ隙間選定のための試験を6分力試験に先立って実施した。結果の一覧を表5に示す。

スラット角選定

T/O形態

図23にT/O形態 ($\delta_{fu} = 10^\circ$, $\delta_{fo} = 40^\circ$, VG, OFF)

でスラット角を 20°, 25°, 30° と変化させた時の揚力曲線を, 図24に揚抗曲線を示す。

揚力特性は $\delta_{sl} = 20^\circ$ の時, 迎角及び C_l の如何に関わらず最も良い。また, 上昇角 6° での揚抗特性を見ると, やはり, $\delta_{sl} = 20^\circ$ が一番良い。

そこで, T/O形態でのスラット角は 20° に決定した。

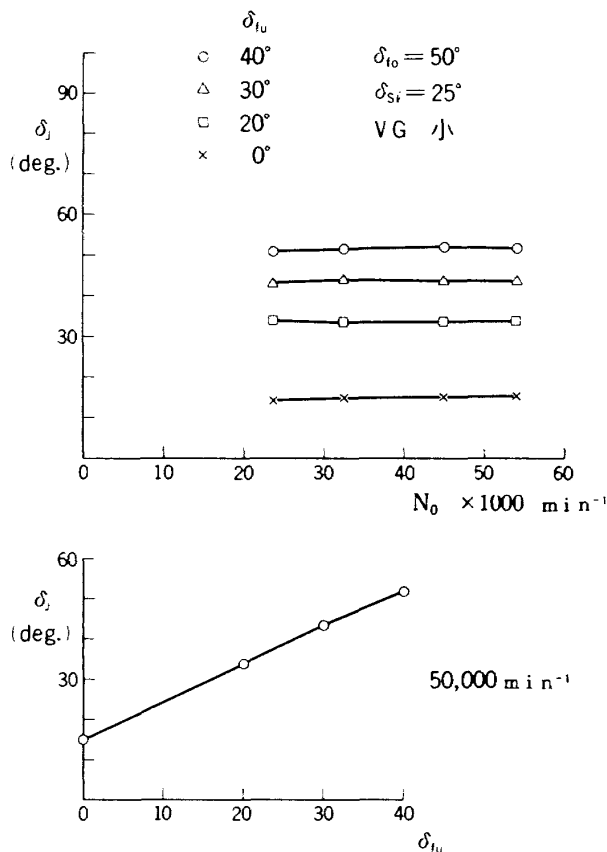


図22 ジェット偏向角

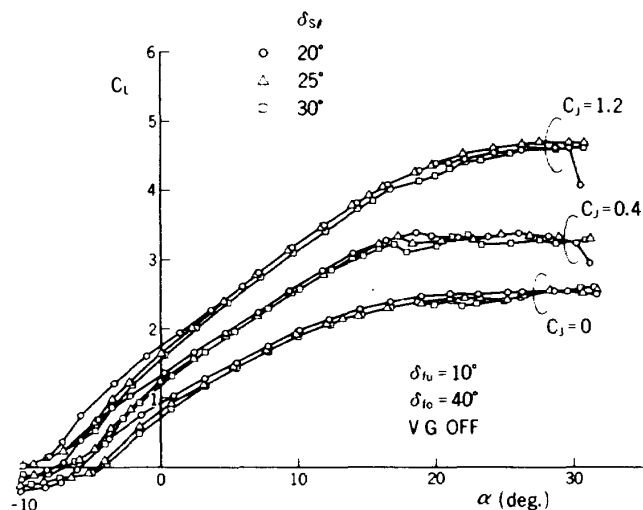


図23 T/O形態スラット角効果

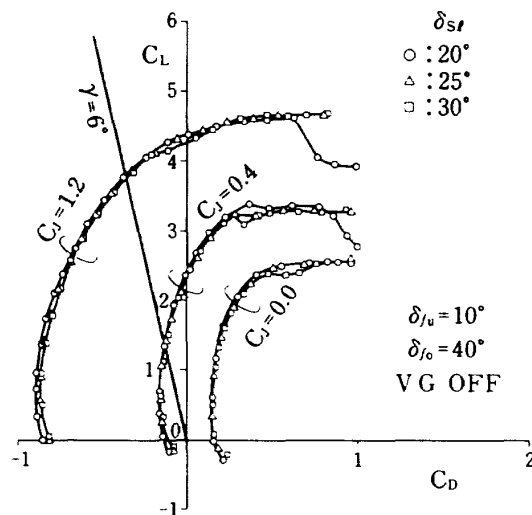


図24 T/O形態スラット角効果

表5 選定試験結果一覧

試験項目		結果		
スラット 選定試験	T/O形態	$\delta_{sl} = 20^\circ$		
	L/D形態	$\delta_{sl} = 25^\circ$		
外フラップ角選定試験		$\delta_{fo} = 50^\circ$		
VG選定試験		小型ボルジェネ 寸法: 0.8t × 10 × 25mm 取付角度: 内側 30°, 外側 45°		
USBスロット 選定試験	シングル フラップ	3mm		
	ダブル フラップ	$\delta_{fu} = 40^\circ$	主翼-フォア間	1.0mm
			フォア-メイン間	1.8mm
	ダブル フラップ	$\delta_{fu} = 40^\circ$	主翼-フォア間	2.0mm
フォア-メイン間			3.5mm	

L/D 形態

図25に L/D 形態 ($\delta_{fu}=40^\circ, \delta_{fo}=60^\circ$) でスラット角を $20^\circ, 25^\circ, 30^\circ$ と変化させた時の揚力曲線を、図26に揚抗曲線を示す。揚力曲線を見ると、スラット角が 20° では各 C_J に対していずれも失速迎角が小さい。 30° の場合は、低い迎角で C_L は小さい。 25° の場合、 C_{LMAX} が一番大きい。揚抗曲線で降下角を 6° としたときの空力特性はいずれも大差はないものの、着陸アプローチ時の推力係数 $C_T=1.0$ 近くでは 25° が一番良好のようである。

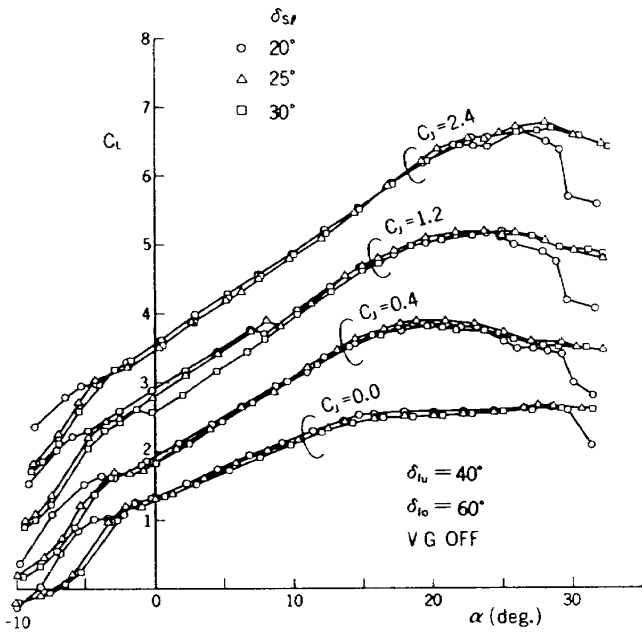


図25 L/D 形態スラット角効果

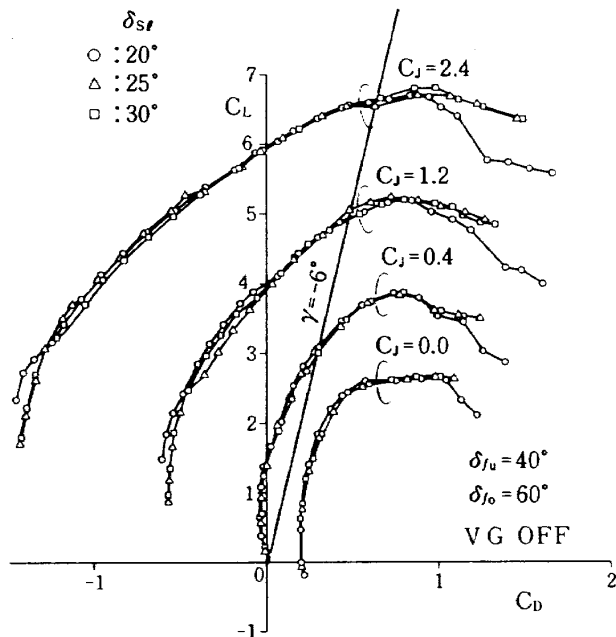


図26 L/D 形態スラット角効果

そこで、L/D 形態でのスラット角は 25° に決定した。

尚、図25及び後で出てくる図27で、揚力係数がある迎角で不連続になっている。これはおそらく VG OFF であつ、USB フラップ角が 40° とかなり大きいので、迎角を変角させることにより USB フラップ上面で気流の剝離が急激に起こるためであろう。

VG ON の時はこの様な現象は生じていない。

L/D 形態外フラップ角選定

L/D 形態に対する外フラップ角を選定するために、 $\delta_{fu}=40^\circ, \delta_{sl}=25^\circ, VG OFF$ で、 δ_{fo} が 50° および 60° での空力特性を調べ、L/D 形態での外フラップ角を選定した。図27、図28に揚力曲線および揚抗曲線を示す。VG OFF であるので、排気ジェットの外フラップへの付着の程度がフラップ角が大きくなる程悪くなるので、図から明らかなように 50° の方が良好となる。そこで、L/D 形態での外フラップ角は 50° を選定した。但し、 $\delta_{fu}=60^\circ$ で VG ON のケースを実施していないので、本当の優劣は今回の試験結果からは不明である。

VG 選定試験

VG は USB フラップにエンジン排気を付着させるための補助装置である。この VG の形状は矩形型をしており、今回試験した VG の大きさは 2 種

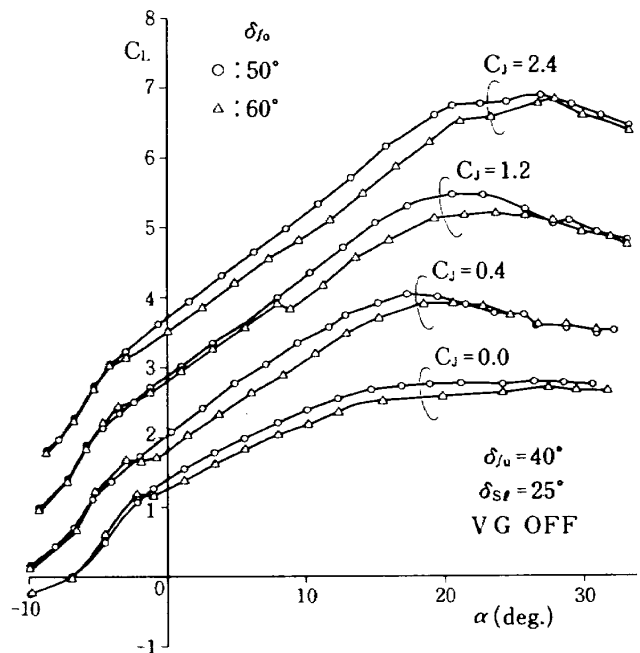


図27 L/D 形態外フラップ角効果

類で、大(高さ12mm, 長さ30mm)と小(高さ10mm, 長さ25mm)である。取り付け方は図2に示すように、2重ハ型をしており、取り付け角は胴体側が30°で、外側は45°である。

選定試験ではL/D形態($\delta_{sl}=25^\circ$, $\delta_{fu}/\delta_{fo}=40^\circ/50^\circ$)に対して実施した。図29に偏向角のエンジン回転数に対する変化を示す。いずれのVGもほとんど差はない。

図30, 図31に揚力曲線と揚抗曲線を示す。図30の揚力曲線を見ると、VG OFFの場合、 C_L はVG ONに比べて著しく小さくなっており、VGを用いないとエンジン排気のUSBフラップ上への付着が悪くなっていることが分かる。VGの大小によ

る揚力特性は $C_J=2.4$ を除いて、ほとんど差はない。一方、揚抗曲線を見ると、小VGは抗力が小さい分、明らかに空力性能は良好であることが分かる。

そこで、本試験で使用するVGとして小VGを選定した。

USBフラップスロット選定

双発機のため、1エンジン故障時の揚力低下、不釣り合いモーメント発生に対する対策が4発機に

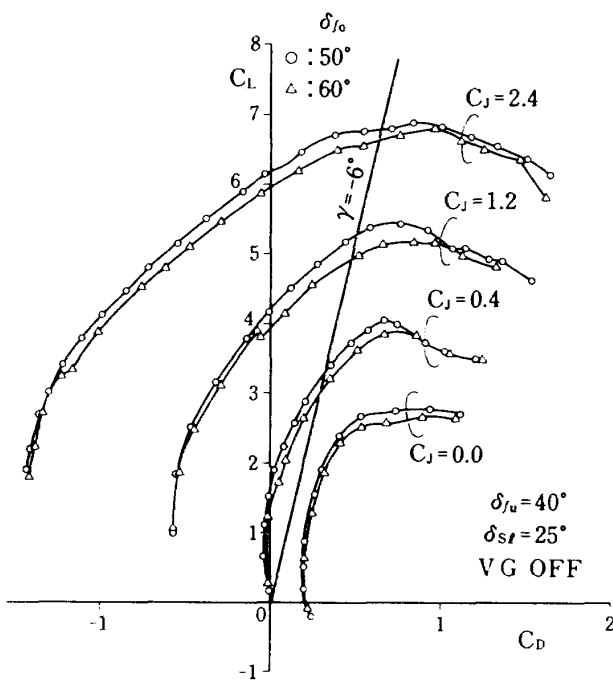


図28 L/D形態外フラップ角効果

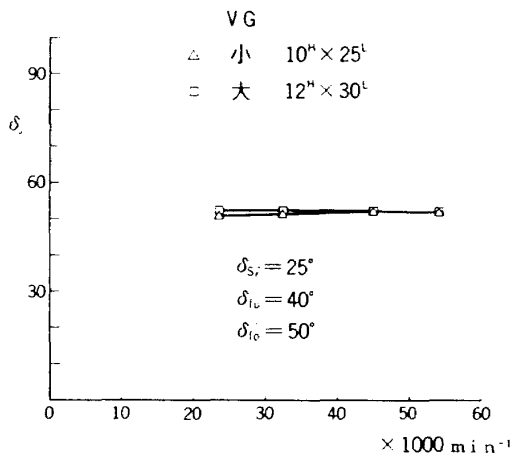


図29 VG効果 (STATIC)

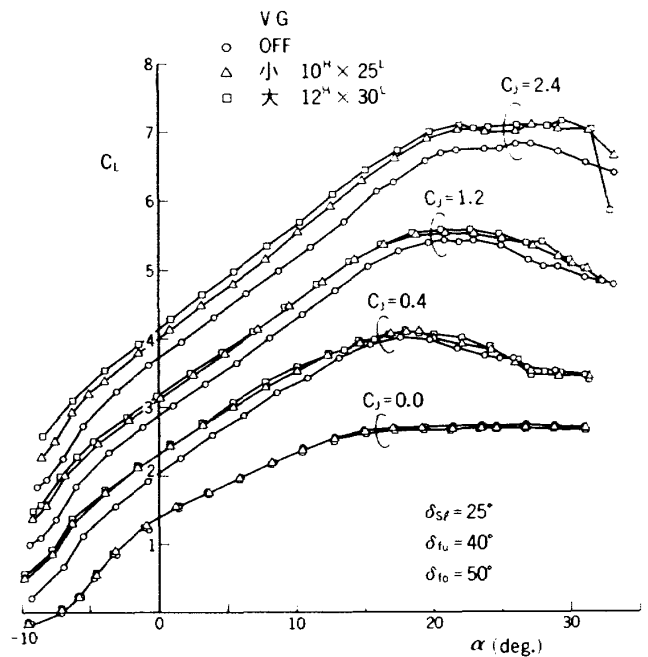


図30 VG効果 ($C_L \sim \alpha$)

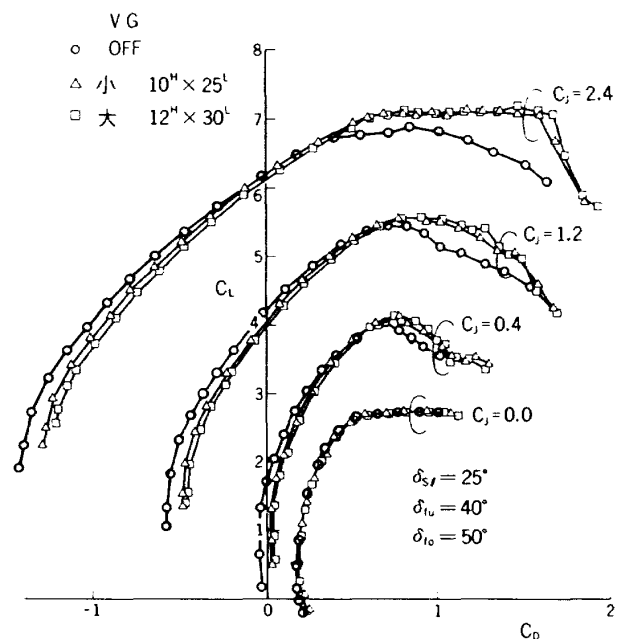


図31 VG効果 ($C_L \sim C_D$)

比べて必要となる。このために、YC-14 と同様に⁶⁾、エンジン故障側の USB フラップに隙間（スロット）を設けることによりスロット流をつくり、揚力増加ひいては不釣り合い横揺れモーメントの緩和を計る。図32に USB ダブルフラップの、また、図33に USB シングルフラップでのスロットの状態を示す。

シングルフラップ

図34はシングル USB フラップの場合で、フラッ

プ舵角は同じで主翼後縁リップと USB 前縁上面とに隙間（スロット）を設けたものである。

$\delta_{sl}=20^\circ$ 、 $\delta_{fu}=40^\circ$ 、 $\delta_{fo}=50^\circ$ 、 $C_f=0$ で、スロットを 0、3、5、7mm としたときの揚力特性を見ると、スロットが 3mm の時、 C_L が約 0.1 増加している。しかし、揚力の大幅な増加は得られなかった。

ダブルフラップ

図35に $\delta_{fo}=50^\circ$ 、 $\delta_{sl}=20^\circ$ で $\delta_{fu}=40^\circ$ と $\delta_{fu}=60^\circ$ の場合についてのダブルフラップのスロット効果

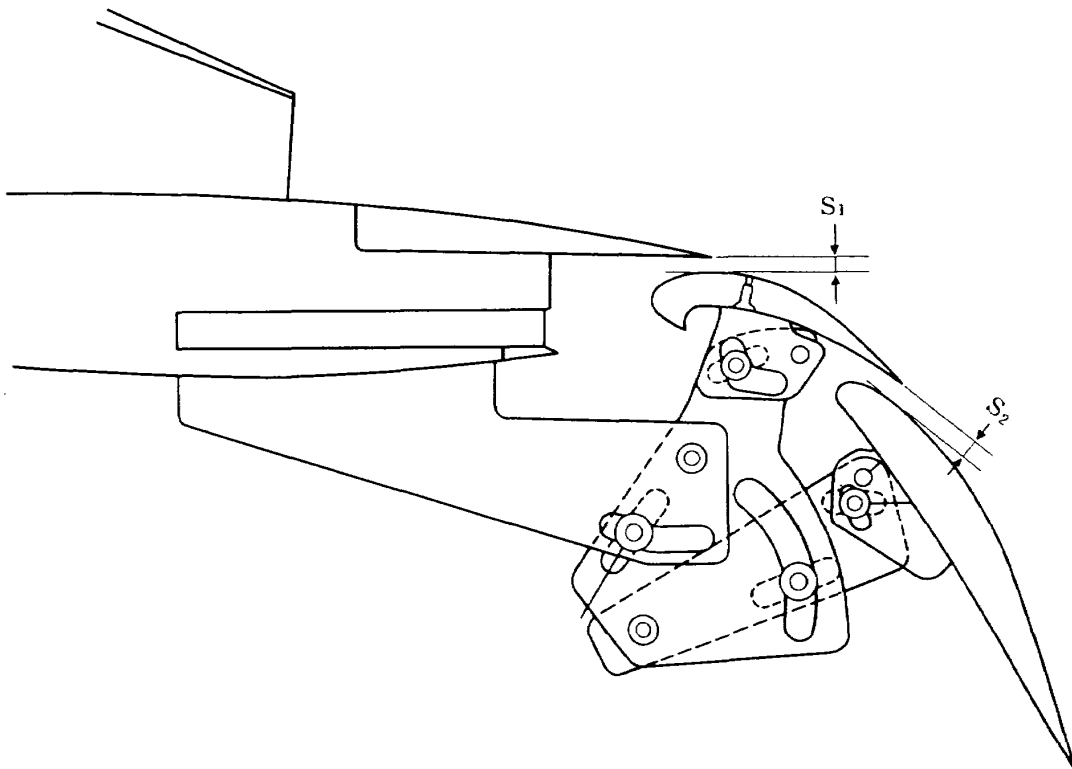


図32 USB フラップスロット（ダブルフラップ）

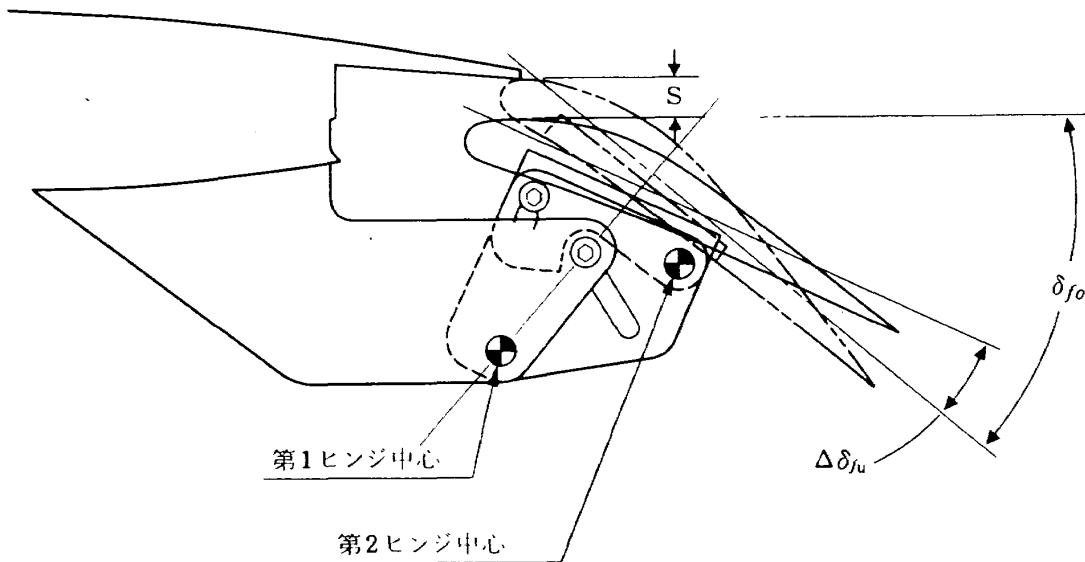


図33 USB フラップスロット（シングルフラップ）

を示す。フォア・フラップと主翼後縁リップ間 S_1 とフォア・フラップ後縁とメイン・フラップ間 S_2 の隙間 S_1/S_2 を変えて揚力の増加を調べた。

まず、 $\delta_{fu}=60^\circ$ の時は $S_1/S_2=0.0/0.0$ (mm) と $2.0/3.5$ (mm) の2種について試験を行ったところ、 $2.0/3.5$ (mm) の方が迎角が 18° 以下で、揚力係数は約 $0.1\sim 0.2$ 大きい。一方、 $\delta_{fu}=40^\circ$ 、VG ON の

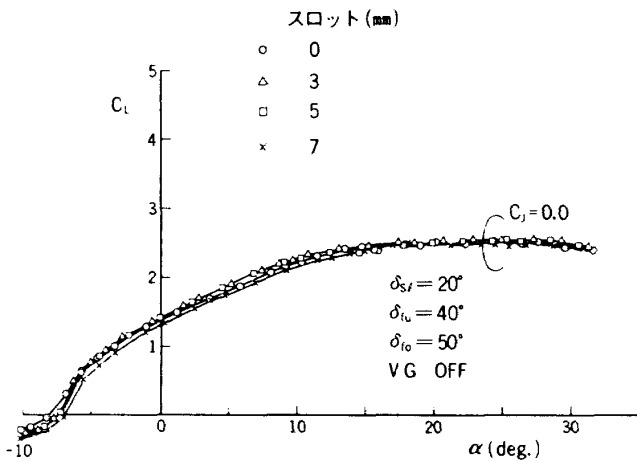


図34 USB フラップスロット効果 (シングルフラップ)

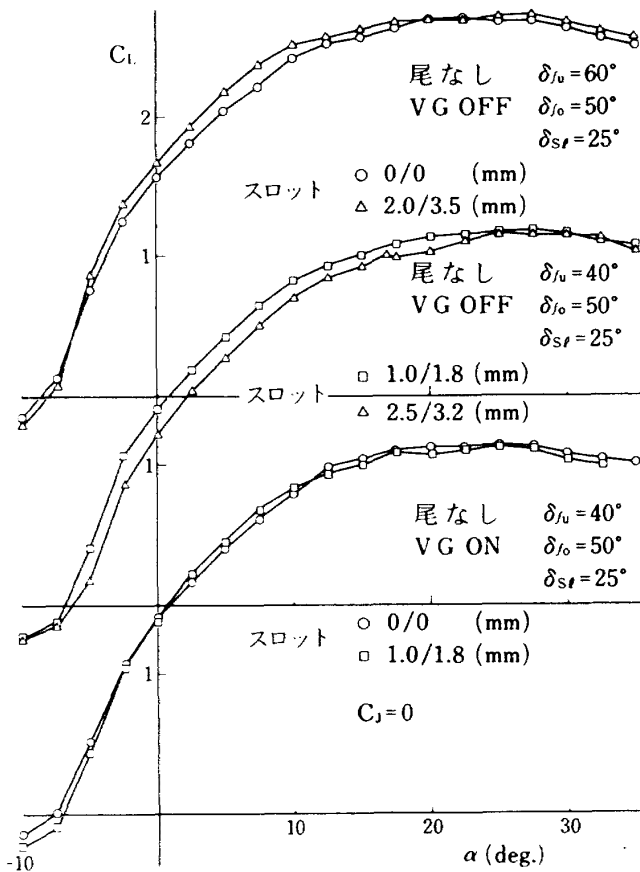


図35 USB フラップスロット効果 (ダブルフラップ)

時、 $1.0/1.8$ (mm) の方が若干 $0.0/0.0$ (mm) より揚力係数は大きい。また、VG OFF の時は $1.0/1.8$ (mm) の方が $2.5/3.2$ (mm) より 0.2 程度揚力係数は大きい。そこで、ダブルフラップのスロットは $\delta_{fu}=40^\circ$ の場合、 $1.0/1.8$ (mm) に、 $\delta_{fu}=60^\circ$ の場合は $2.0/3.5$ (mm) が選定された。

しかし、いずれの場合もシングルフラップと同様、大幅な揚力特性改善とはならなかった。

各種効果試験

USB フラップ角効果

最適な T/O 形態 USB フラップ角を求めるため、 $\delta_{fo}=40^\circ$ 、 $\delta_{sl}=20^\circ$ 、VG OFF で δ_{fu} を 0° 、 10° 、 20°

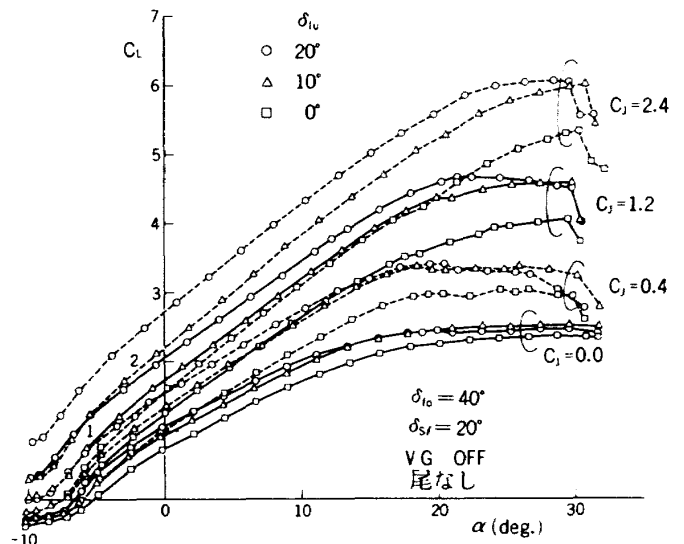


図36 T/O 形態 USB フラップ角効果

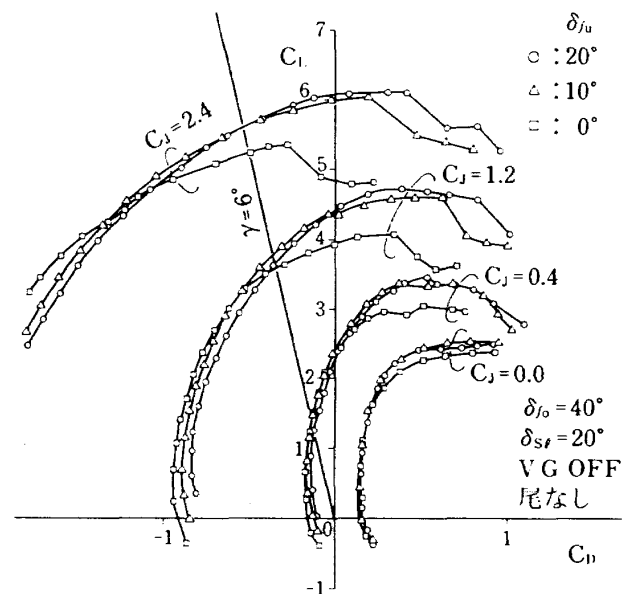


図37 T/O 形態 USB フラップ角効果

と変えて、力測定を行なった。結果を揚力曲線を図36に、揚抗曲線を図37に示す。また、USBフラップ角に対する $C_{L\alpha=0}$ 、 C_{Lmax} の変化を図38に示す。

図38より、 $\delta_{fu}=0^\circ$ から $\delta_{fu}=10^\circ$ までの $C_{L\alpha=0}$ と C_{Lmax} の伸びが $\delta_{fu}=10^\circ$ から $\delta_{fu}=20^\circ$ までのものよ

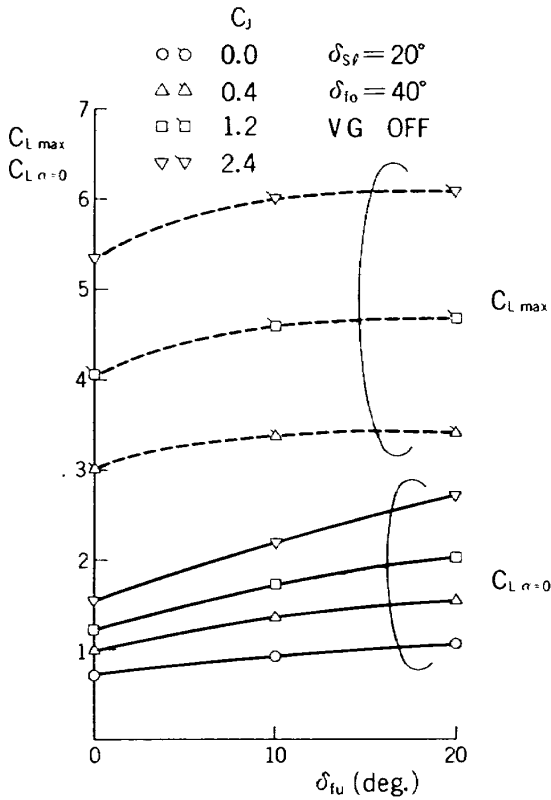


図38 T/O 形態 USB フラップ角効果

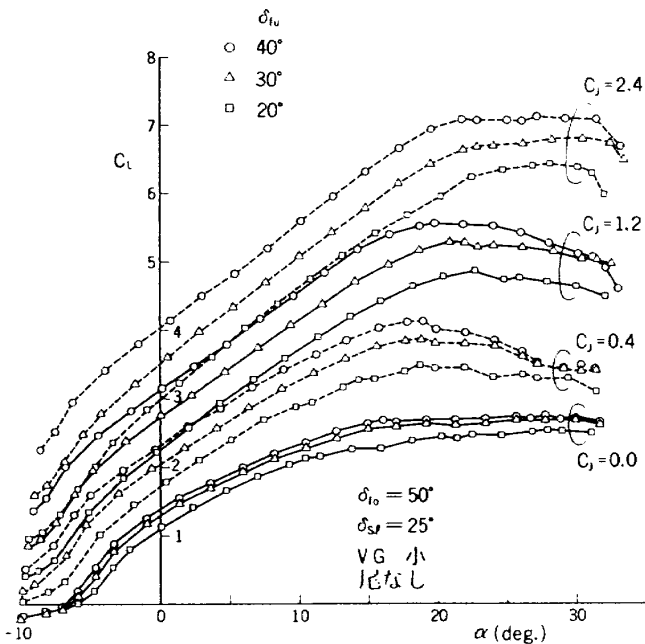


図39 L/D 形態 USB フラップ角効果

り大きく、 $\delta_{fu}=10^\circ$ を境に空力特性が変化している。

次に、離陸時の性能を図36をもとに計算すると、離陸上昇時(上昇角 γ)の釣合式より、

$$L = W \cos \gamma = C_L q S \tag{1}$$

$$T = C_j q S \tag{2}$$

となる。

これより、

$$q = (W/S) \cos \gamma / C_L \tag{3}$$

$$(T/W) = C_j \cos \gamma / C_L \tag{4}$$

$$V = 4 \sqrt{q} \tag{5}$$

$\gamma=6^\circ$ 、 C_j 、 W/S を与えて、揚抗曲線上でその時の各USBフラップ角に対する C_L を求めて、(3)~(5)式より、 V および T/W を得る。これらの計算結果から、 V および T/W を比較してUSBフラップ角の優劣を見る。表6に計算結果を示す。空力特性と性能から、T/O 形態USBフラップ角は 10° が最適のようである。

表6 USB フラップ角効果 (T/O 形態)

T/O 形態 $C_j=0.4$						
$\delta_{fu}=0^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	110.7	119.6	127.8	135.6	142.9
①	T/W	0.271				
$\delta_{fu}=10^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	110.7	119.6	127.8	135.6	142.9
①	T/W	0.271				
$\delta_{fu}=20^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	119.6	129.2	138.1	146.4	154.4
③	T/W	0.316				
T/O 形態 $C_j=1.2$						
$\delta_{fu}=0^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	70.7	76.4	81.7	86.6	91.3
③	T/W	0.332				
$\delta_{fu}=10^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	69.3	74.9	80.0	84.9	89.5
①	T/W	0.318				
$\delta_{fu}=20^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	70.3	75.9	81.1	86.0	90.7
②	T/W	0.327				
T/O 形態 $C_j=2.4$						
$\delta_{fu}=0^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	58.7	63.4	67.8	71.9	75.8
③	T/W	0.456				
$\delta_{fu}=10^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	56.7	61.3	65.5	69.5	73.2
①	T/W	0.426				
$\delta_{fu}=20^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	56.7	61.3	65.5	69.5	73.2
①	T/W	0.426				

次に、L/D形態 USBフラップ角を求めるため、 $\delta_{fo} = 50^\circ$ 、 $\delta_{sl} = 25^\circ$ 、VG小で δ_{fu} を 20° 、 30° 、 40° と変えて力測定を行った。揚力曲線を図39、揚抗曲

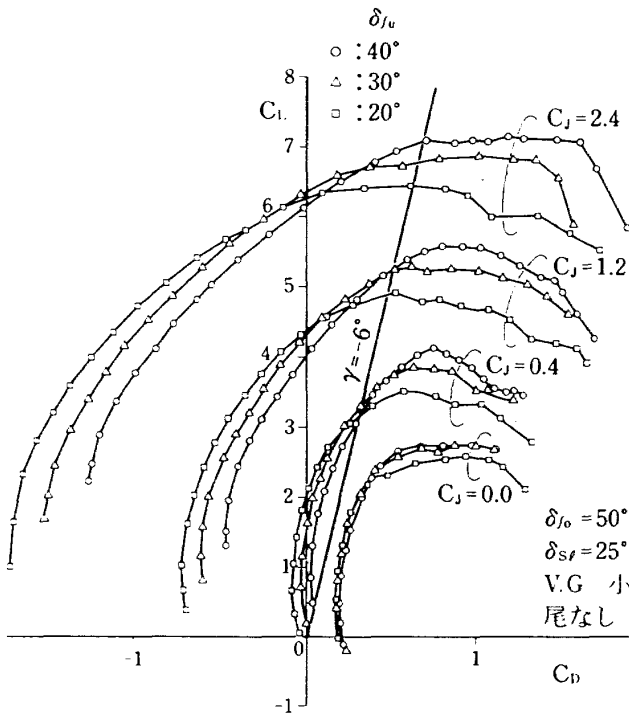


図40 L/D形態 USBフラップ角効果

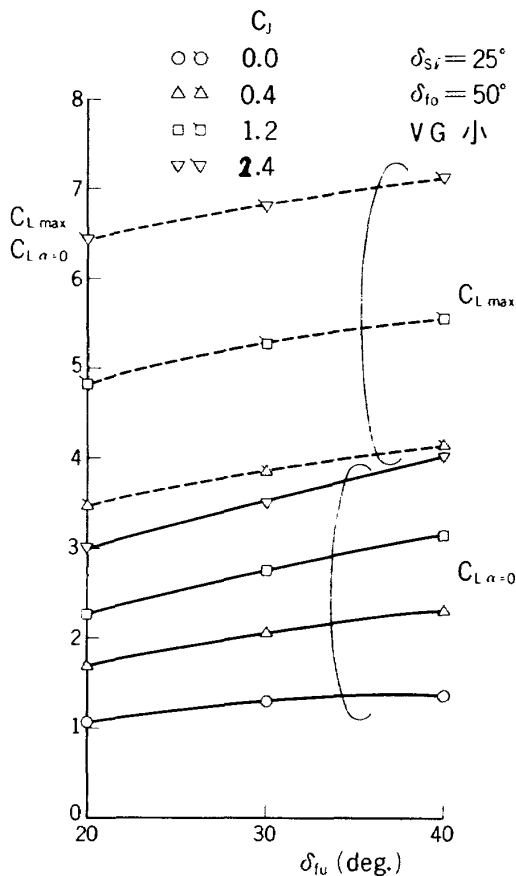


図41 L/D形態 USBフラップ角効果

線を図40に、また δ_{fu} に対する C_{LMAX} 、 $C_{L\alpha=0}$ の変化を図41に示す。

図41を見ると C_{LMAX} と $C_{L\alpha=0}$ はT/O形態と違い δ_{fu} に対してほぼ直線的に増加している。一方、離陸性能と同様に計算(降下角 $\gamma = -6^\circ$ とする)した着陸性能(表7)を見ると、 $\delta_{fu} = 40^\circ$ はどの C_j に対しても最も優れており、L/D形態 USBフラップ角は 40° が最適のようである。

T/O 形態フラップ組合せ効果

前節において、T/O形態($\delta_{sl} = 20^\circ$ 、 $\delta_{fo} = 40^\circ$)で δ_{fu} を変化させて空力特性を調べた結果、 10° が最適な角度であることが分かった。しかし、外フラップ角が固定されていたので、もっとよい組合せが存在する可能性があるということで、外フラップとUSBフラップの角度を組み合わせ空力特性及び空力性能の点で最適な組み合わせを得るために試験をした。

調べたフラップ角の組合せは表8の○印をつけ

表7 USBフラップ角効果(L/D形態)

L/D 形態 $C_j = 0.4$						
$\delta_{fu} = 20^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	75.7	81.8	87.5	92.8	97.8
③	T/W	0.127				
$\delta_{fu} = 30^\circ$	V(kt)	73.9	79.8	85.3	90.5	95.4
	①	T/W	0.121			
$\delta_{fu} = 40^\circ$	V(kt)	75.7	81.8	87.5	92.8	97.8
	③	T/W	0.127			
L/D 形態 $C_j = 1.2$						
$\delta_{fu} = 20^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	60.9	65.8	70.4	74.6	78.7
③	T/W	0.246				
$\delta_{fu} = 30^\circ$	V(kt)	58.6	63.3	67.6	71.7	75.6
	①	T/W	0.227			
$\delta_{fu} = 40^\circ$	V(kt)	58.6	63.3	67.6	71.7	75.6
	①	T/W	0.227			
L/D 形態 $C_j = 2.4$						
$\delta_{fu} = 20^\circ$	W/S	300	350	400	450	500
	V(kt)	52.9	57.1	61.1	64.8	68.3
③	T/W	0.371				
$\delta_{fu} = 30^\circ$	V(kt)	51.7	55.8	59.7	63.3	66.7
	②	T/W	0.354			
$\delta_{fu} = 40^\circ$	V(kt)	50.5	54.6	58.3	61.9	65.2
	①	T/W	0.338			

た9通りで、 $\delta_{sl}=20^\circ$ 、VG OFF、尾有りは固定である。

試験結果を δ_{fu} を固定して、 δ_{fo} を変化させたときの揚力曲線及び揚抗曲線を付図1~6に、また δ_{fo} を固定して、 δ_{fu} を変化させたときの揚力曲線及び揚抗曲線を付図7~12に示す。 δ_{fu} 固定で δ_{fo} を変化させた場合、 $\delta_{fo}=40^\circ, 50^\circ$ の揚力曲線はほとんど差のない同一の曲線になっている。一方、 δ_{fo} 固定で δ_{fu} を変化させた場合は最大揚力係数付近を除いて、ほぼ平行移動している。図42及び表9に C_{LMAX} と $C_{L\alpha=0}$ についてまとめたものを示す。 $\delta_{fu}=0^\circ, 10^\circ$ に対する $C_{L\alpha=0}$ の δ_{fo} による変化はほぼ直線的に増加するが、 $\delta_{fu}=20^\circ$ の場合、 $\delta_{fo}=50^\circ$ での伸びはやや鈍る。

次に、 C_{LMAX} の変化を見ると、 $\delta_{fu}=0^\circ, 10^\circ$ の場

合、 δ_{fo} が 20° から 40° までの増加と 40° から 50° までの増加を比べると、 40° から 50° までの方が大きい。しかし、 $\delta_{fu}=20^\circ$ の場合は、逆に減少している。また、同じ δ_{fo} で δ_{fu} が 0° から 10° までの C_{LMAX}

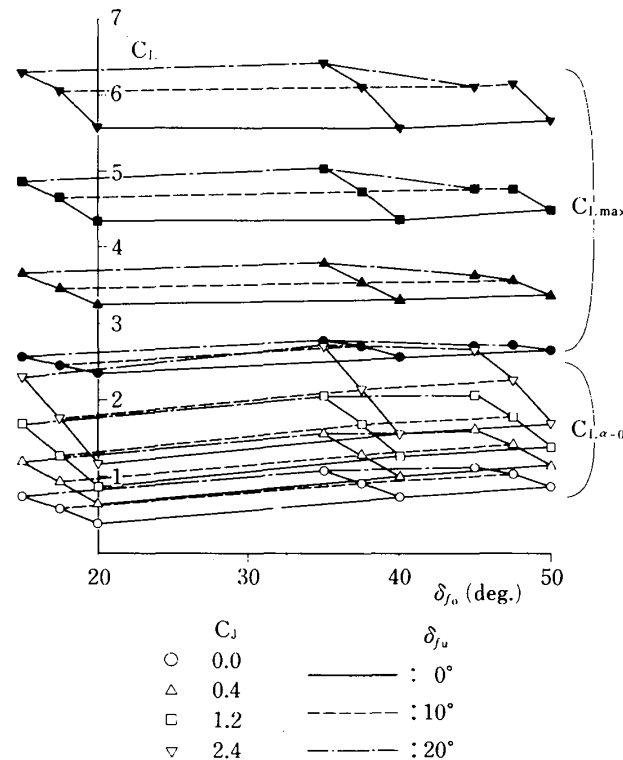


図42 T/O 形態フラップ組合せ効果

表8 フラップ角組合せ

$\delta_{fo} \backslash \delta_{fu}$	0°	10°	20°
20°	○	○	○
40°	○	○	○
50°	○	○	○

表9 T/O 形態フラップ組合せ効果 (揚力特性)

$\delta_{fo} \backslash \delta_{fu}$	0°				10°				20°				C_f
	0.0	0.4	1.2	2.4	0.0	0.4	1.2	2.4	0.0	0.4	1.2	2.4	
20°	0.40	0.64	0.85	1.18	0.58	0.92	1.29	1.75	0.75	1.20	1.69	2.31	$C_{L\alpha=0}$
	2.37	3.25	4.35	5.58	2.45	3.46	4.65	6.06	2.55	3.66	4.88	6.30	C_{LMAX}
40°	0.72	0.99	1.25	1.55	0.90	1.28	1.66	2.14	1.08	1.56	2.05	2.70	$C_{L\alpha=0}$
	2.56	3.30	4.35	5.56	2.70	3.54	4.73	6.11	2.76	3.80	5.03	6.42	C_{LMAX}
50°	0.85	1.12	1.37	1.66	1.01	1.41	1.78	2.25	1.12	1.59	2.05	2.65	$C_{L\alpha=0}$
	2.65	3.35	4.46	5.65	2.70	3.53	4.75	6.13	2.70	3.61	4.77	6.10	C_{LMAX}

表10 フラップ角組合せ結果

$\delta_{fo} \backslash \delta_{fu} (^{\circ})$	0	10	20
20	2	3	3
40	3	2	1
50	1	1	2

δ_{fu} 固定で δ_{fo} を振った場合の優劣順位

$\delta_{fo} \backslash \delta_{fu} (^{\circ})$	0	10	20
20	2	1	3
40	2	1	3
50	2	1	3

δ_{fo} 固定で δ_{fu} を振った場合の優劣順位

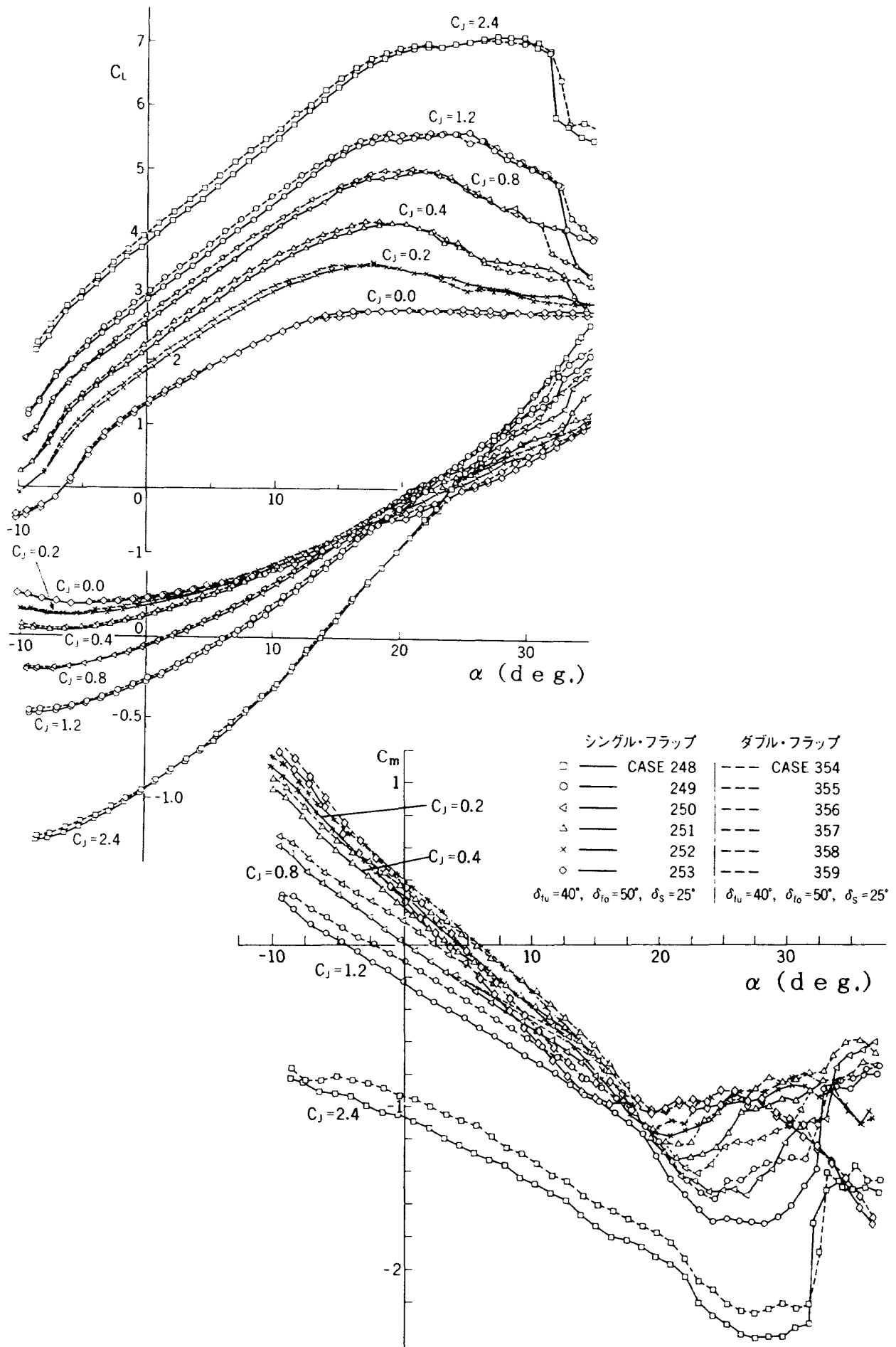


図43 シングル及びダブルフラップの空力特性

の増加と10°から20°までのそれとを比較すると0°から10°までの方が大きい。これら揚力特性から判断するとUSBフラップ角は10°が、外フラップ角は50°の組合せが一番良いようである。更に、揚抗曲線から、上昇角 $\gamma=6^\circ$ 一定での上昇性能を調べ、優劣順位を求めて表10にまとめる。表10で示されているように、やはりUSBフラップ角が10°で外フラップ角が50°が一番良い組合せのようである。

シングル及びダブルUSBフラップ効果

この風洞試験では双発USBコンピュータ機を想定して行なわれているが、実用化を考えると、なる

べく簡単な構造となるように設計すべきである。この観点からUSBフラップを1枚にしたいわゆるシングルUSBフラップを本風試では採用している。しかし、従来の4発機との比較のため、ダブルUSBフラップの特性も調べた。図43に縦3分力特性を、また図44に揚抗特性を示す。この図から分かるように、ダブルフラップの方が全ての C_L に対して、失速付近を除いて揚力は大きく、抗力はほぼ同じ値を示している。また、頭下げモーメントは小さい。揚抗特性を見ても、ダブルフラップ形態の方が良い性能を示している。

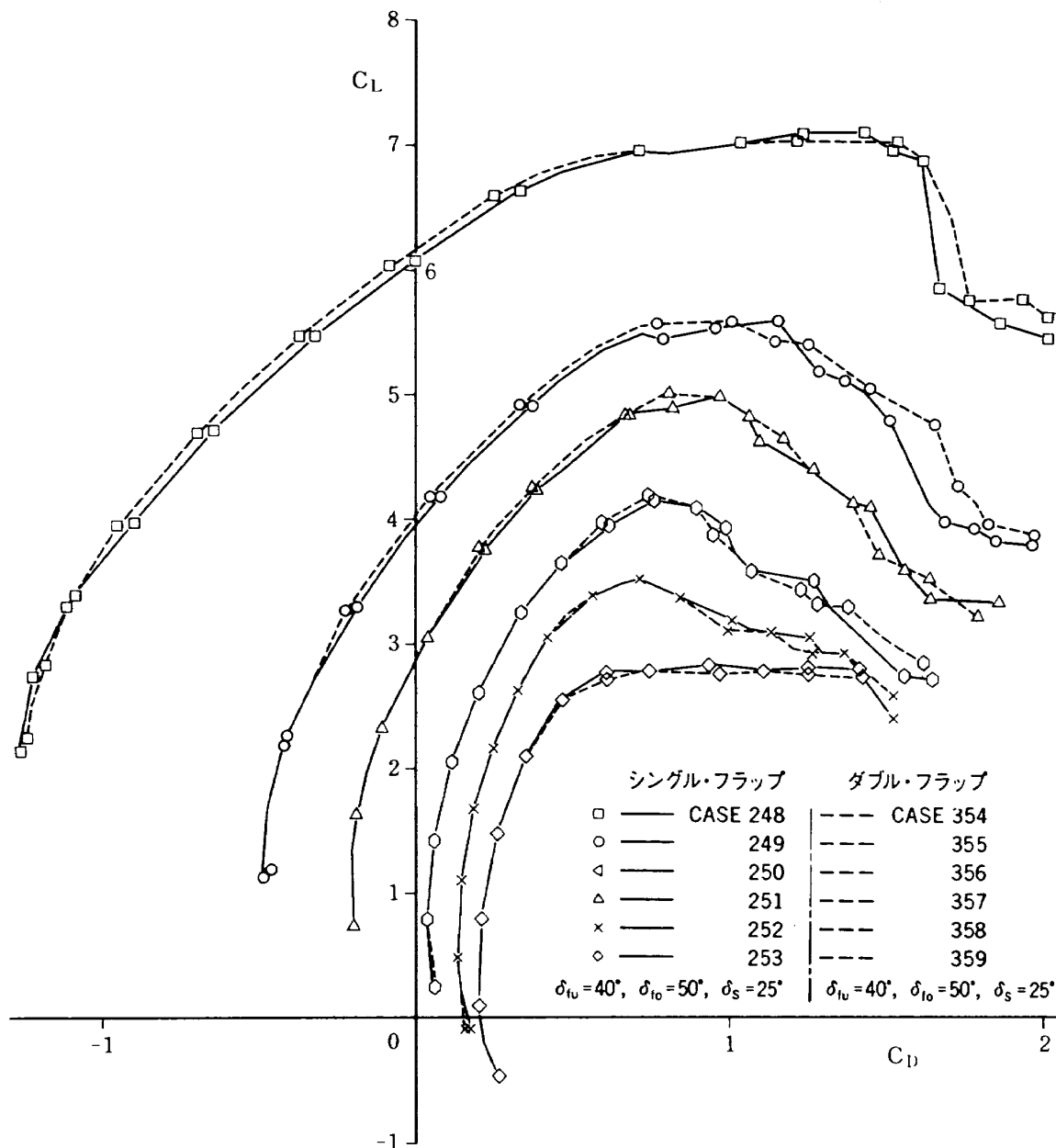


図44 シングル及びダブルフラップの空力特性

脚収納部フェアリング効果

巡航形態では主脚を機体に収納する必要がある。今回試験をした双発コンピュータ機は主脚をエンジン・ナセル内に収納する形式となっている(図2参照)。

この収納部分をフェアリングと称して、フェアリングの有無での空力特性を調べた。フェアリング無しの際は主脚は取り付いていない。図45に縦3分力を、図46に揚抗曲線を示す。これらの図から、フェアリングがあるとき、揚力は大幅に低下しており、特に $C_j=0$ での差は大きい。これはフェアリングによる下向きの揚力がかかなり大きくなるからであろう。抗力は低迎角(10° 以下)ではフ

フェアリング有りの方が大きい、迎角が大きくなると、逆にフェアリング無しの方が大きくなる。これは、翼下面にあるフェアリングにより気流が剥離せず流れるからであろう。

縦揺れモーメントは両者ほとんど同じである。

スラストリバーサ効果

着陸距離を短縮するため、通常の航空機(CTOL機)はスラスト・リバーサを用いている。これはエンジンナセル上面から排気ジェットを前方に吹き出して逆推力を得る方法である。著者らは本試験において、スラスト・リバーサとして、図47に示すようなスポイラ状のスラスト・リバーサ(リバーサと略す)をUSBフラップ前方の主翼上面に取り付けた。風試で用いられたリバーサの種類は図48に示す5種である。風試形態は着陸形態、即ち、 $\delta_{sl}=25^\circ$, $\delta_{fu}=40^\circ$, $\delta_{fo}=50^\circ$, $\delta_a=0^\circ$, $VG=$

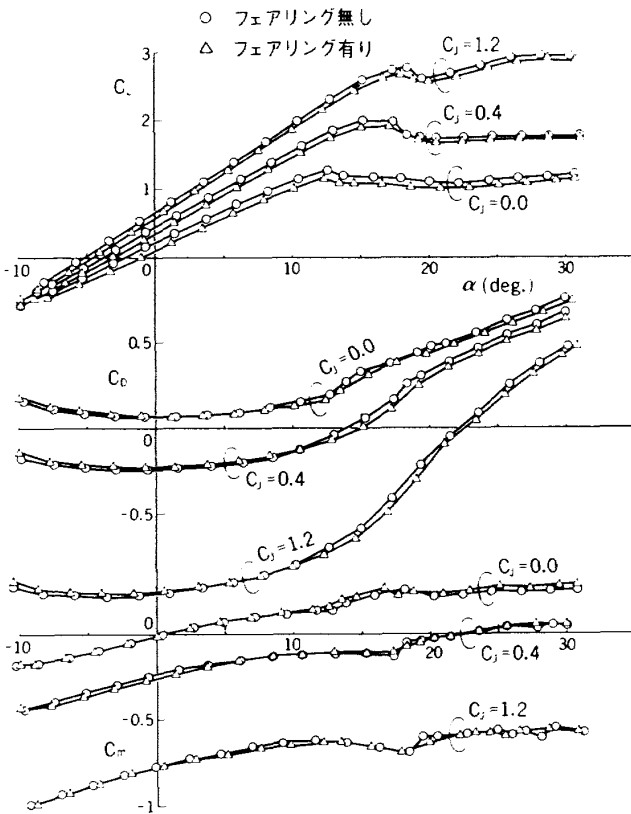


図45 脚収納部フェアリング効果 (C/N 形態)

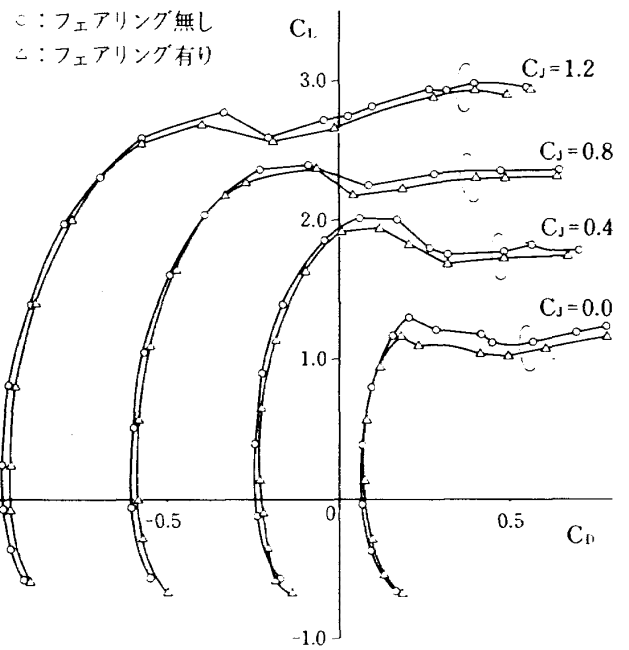


図46 脚収納部フェアリング効果 (C/N 形態)

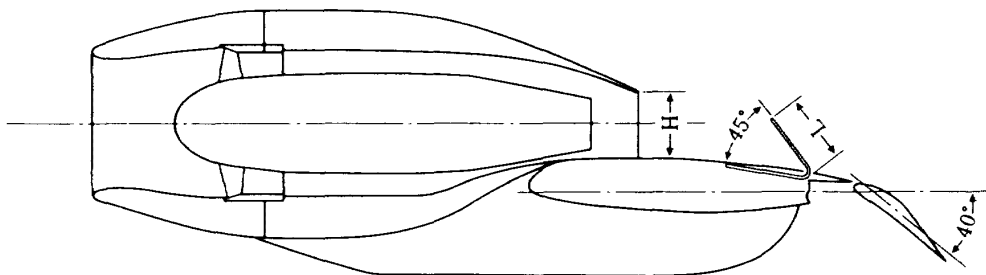
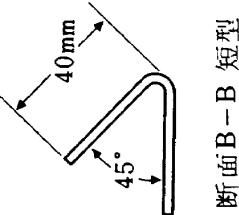
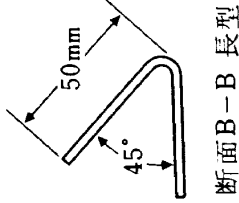
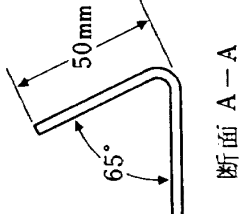
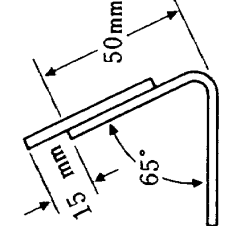
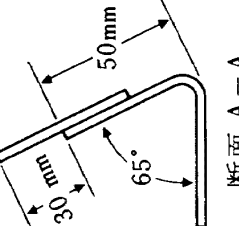


図47 スラスト・リバーサ取付図

1	 <p>断面B-B 短型 40mm 45°</p>
2	 <p>断面B-B 長型 50mm 45°</p>
3	 <p>断面A-A 50mm 65°</p>
4	 <p>50mm 15mm 65°</p>
5	 <p>50mm 30mm 65°</p> <p>断面A-A</p>

風試リバーサ種類

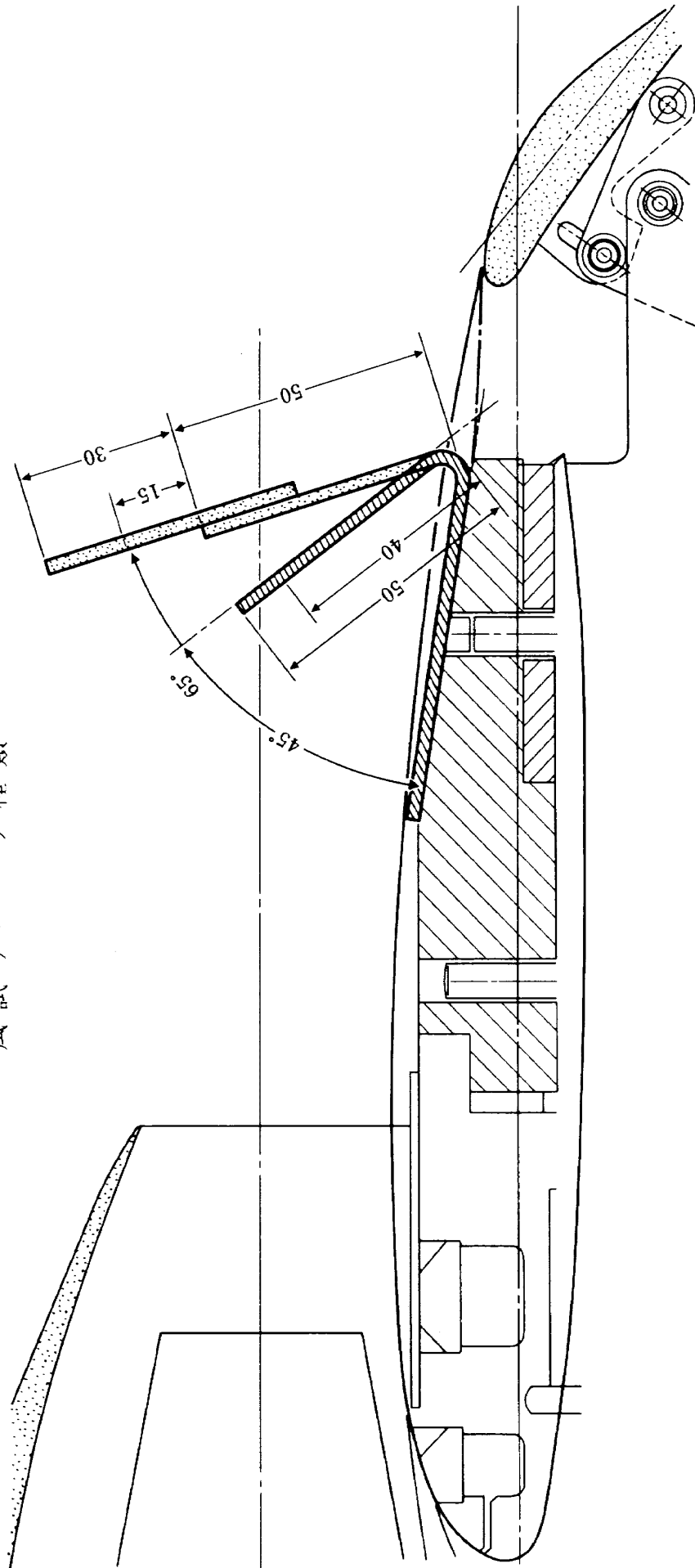


図48 風試リバーサ種類

OFF, 尾付 ($i_H=0^\circ$) で, 一様風速=0m/s (STATIC), 10m/s, 28m/s に対して, $\alpha=0^\circ$ でエンジン回転数を変化させて6分力を計測した。

無風時の特性試験結果 (図49) を見るとリバーサ5を除いて, 他のリバーサは全てのエンジン回転数範囲で抗力は推力向き ($D < 0$) であり, 逆推力までには至っていない。一方, 揚力についてみると, 全てのリバーサで下向きの揚力 ($L < 0$) を得ている。エンジン排気がリバーサ付近でどのように流れているかを流れの可視化により調べてみたところ, リバーサ1~3では排気ジェットがリバーサを乗り越えて流れており, このことからリバーサの角度及び長さが不十分であることが分かった。

図50, 51に $\alpha=0^\circ$ で, 一様流速 V を10m/s及び

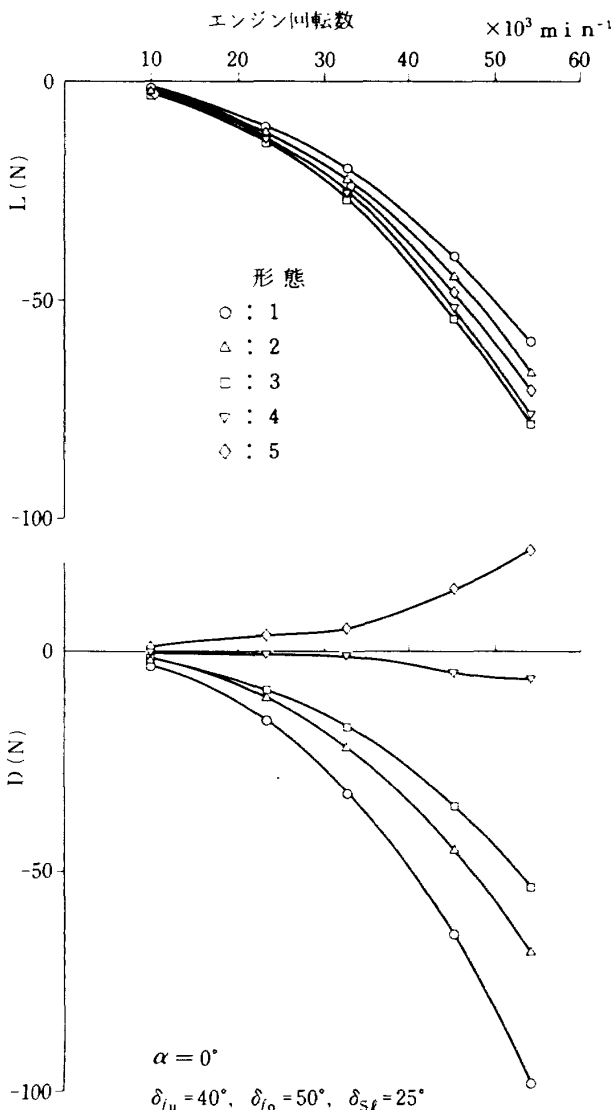


図49 L, D ~ エンジン回転数 (STATIC)

28m/s に設定して, エンジン回転数を変えた時の C_L, C_D 特性を示す。これをエンジン推力係数 C_T に対する C_L, C_D の変化に描きなおしたものを図52, 53に示す。

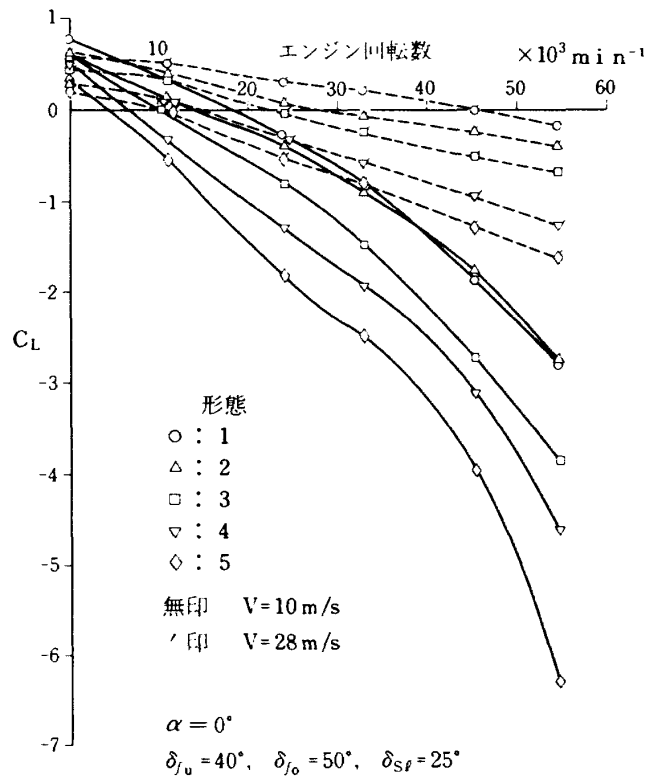


図50 C_L ~ エンジン回転数 (WIND-ON)

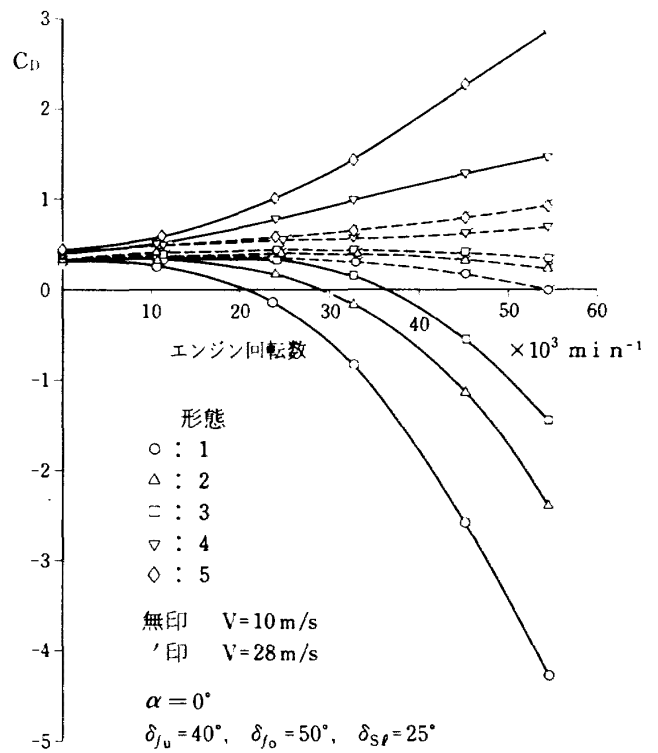


図51 C_D ~ エンジン回転数 (WIND-ON)

まず C_L について見ると、リバーサ形態 1, 2 では C_J に対する揚力の変化はほとんど差はない。リバーサ角を大きくし、かつリバーサ長さを長くする程、即ち、形態 3 から 5 へと変えるほど、 C_J に対する負の揚力係数は大きくなっており、リバーサによりジェット偏向角が 90° に近づいてくる。また、 C_J の大小に関わらず、全リバーサ形態で揚力係数は $C_J=0$ の時よりも小さくなっている。この事は車輪と地上との摩擦力を増し、着陸距離を縮めるうえで好ましい方向である。尚、図 52 に示すように、全リバーサ形態で同じ C_J に対し、一樣流速 $V=10\text{m/s}$ の方が $V=28\text{m/s}$ のときより C_L は大きくなっている。

これは一樣流速が増えると、リバーサによる揚力損失が大きくなるからであろう。一方、図 53 に見られる様に C_D は一樣流速の大小に関わらず、各リバーサ毎にはほぼ一本の曲線に乗っている。

次に、逆推力効果を見ると、図 53 より、リバーサ形態 1 を除いて他の形態では、ある C_J または

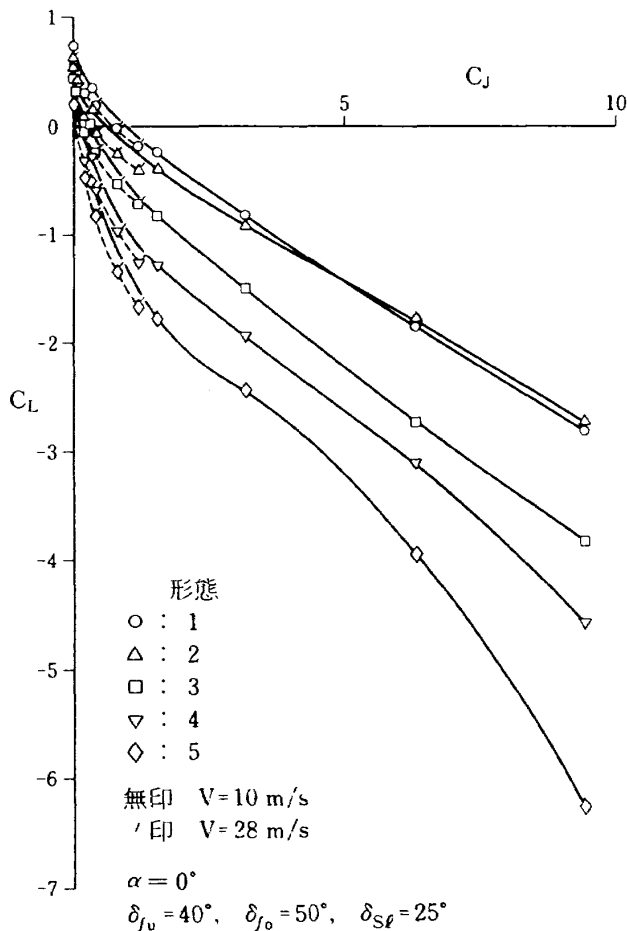


図 52 $C_L \sim C_J$ (WIND-ON)

エンジン回転数範囲内で $C_J=0$ の時より C_D が増加する。特に、リバーサ 4, 5 は全ての C_J に対して C_D は $C_J=0$ の時より大きく、明らかに逆推力

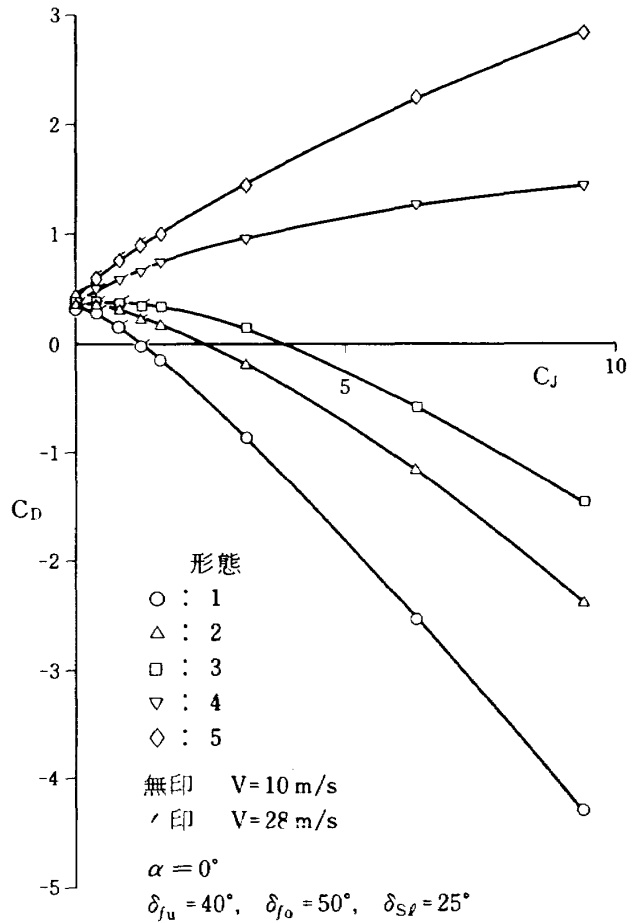


図 53 $C_D \sim C_J$ (WIND-ON)

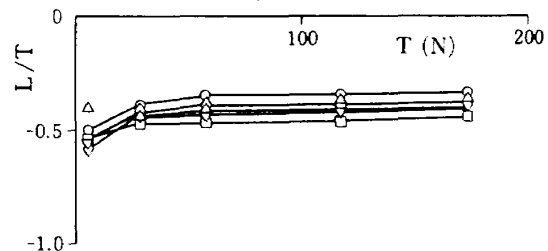
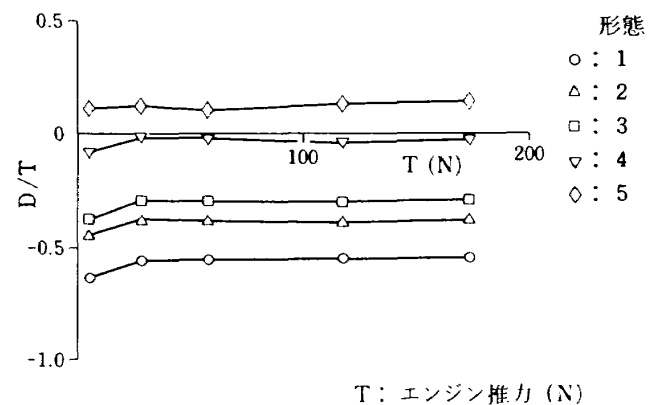


図 54 $L/T, D/T \sim T$ (STATIC)

効果が現われている。無風時試験では逆推力効果があるのは形態5のみであったのは明白に異なった傾向を示す。

図54に無風時試験での揚力L, 抗力Dをエンジン推力Tで無次元化した値L/T, D/TとTとの関

係を示す。推力が30N以上では、無次元化揚力及び抗力は推力変化に対してほぼ一定となっている。この事は偏向角 $\tan^{-1}(L/-D)$ がある推力以上では一定となることを意味する。図55に、 $T=147N$ (15kg)でのL/T及びD/Tの関係、即ち、静止推

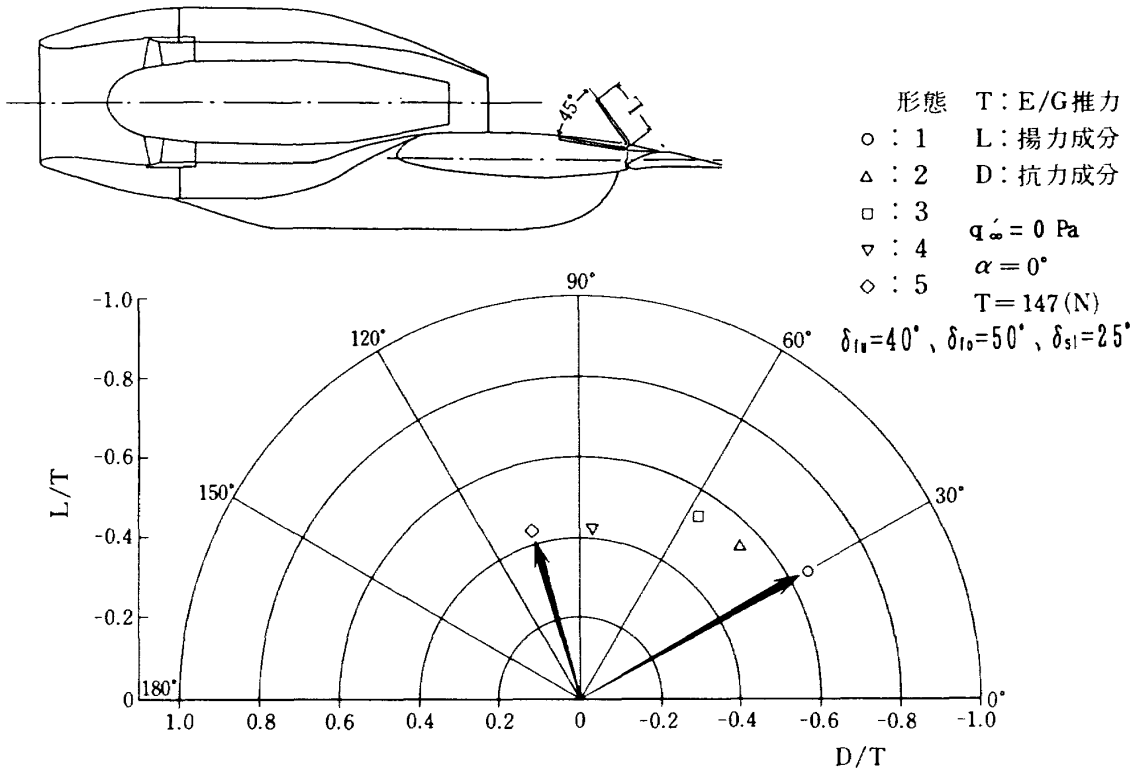


図55 スラスト・リバーサ偏向角, 偏向効率

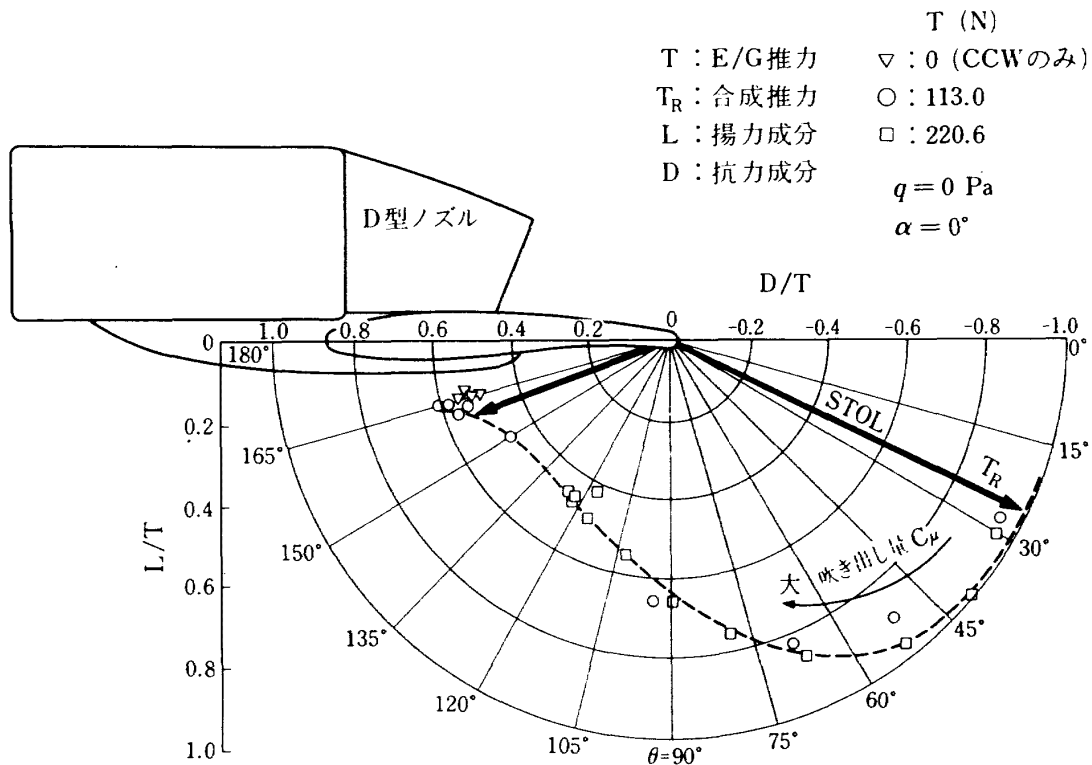


図56 CCW/USB 偏向角, 偏向効率

力特性を示す。この図からスラスト・リバーサとして有効なのはリバーサ5のみであることが分かる。

しかし、前述したように一様流があるときはリバーサ4も逆推力を働かせる。また、この図からリバーサを取り付けると、推力回復、即ち、推力偏向効率は0.4~0.6と非常に悪い。

通常のスラスト・リバーサと異なる方法で逆推力効果を得る方法として、CCW/USB方式⁷⁾がある。これは丸みを持った後縁からジェットを吹き出し、これによりエンジン排気を偏向させる方法で図56に示すような形状をしており、吹き出しジェットの量を増加させるにつれ、エンジン排気の偏向角が増え、最終的には165°も偏向し、この事により逆推力効果を作る。

エルロン効果

外フラップ角及びスラット角による1エンジン停止時(OEI)のエルロン効果を調べた。模型形態は尾付きで、 $\delta_{fu}=40^\circ$ 及びUSBスロットを3mm開けた状態にした。 C_j は零で、一様流速を3種類変えて動圧効果も調べた。

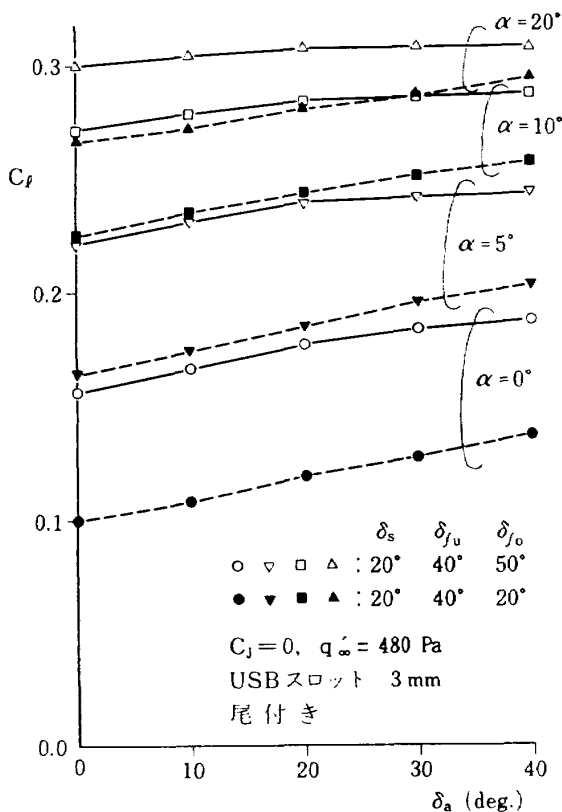


図57 エルロン効果 (OEI)

測定結果を図57, 58, 59に示す。付図13, 14は外フラップ角及びスラット角を変えたときのローリング・モーメント (C_l) と迎角 (α) の関係を示す。いずれの場合も α が 10° を越えると C_l の増加は鈍ってくる。これは主翼外翼部の剥離が進展してくるからである。図57は外フラップ角を変えたときの C_l とエルロン舵角 δ_a の関係を α をパラメータに図示したものである。この図からフラップ角が浅い方がエルロン舵角が 20° 以上での効きは良くなる。また、 C_l の大きさはフラップ角が深いほうが0.05程度大きい。しかし、 $\delta_a=20^\circ$ 以上ではエルロンはほとんど効いていない。次に、スラット角を変えたときのエルロン効きを図58に示す。この図から、スラット角が深いほうがエルロン効きが若干悪くなるが、高迎角まで効くようになる。図59は一様流動圧を変えたときのエルロン効きを示す。どのエルロン舵角に対しても、明らかに動圧が高くなるにつれエルロン効きは改善される。

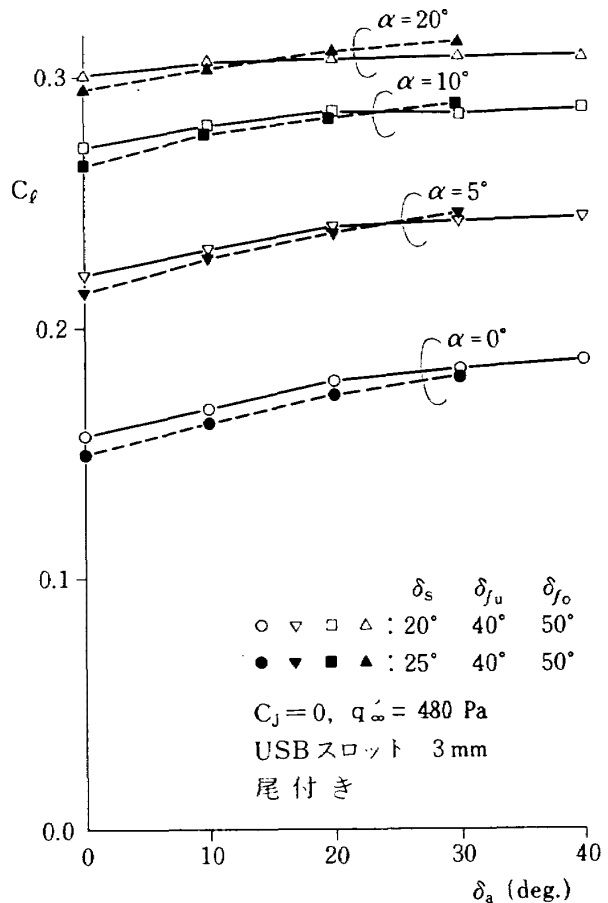


図58 エルロン効果 (OEI)

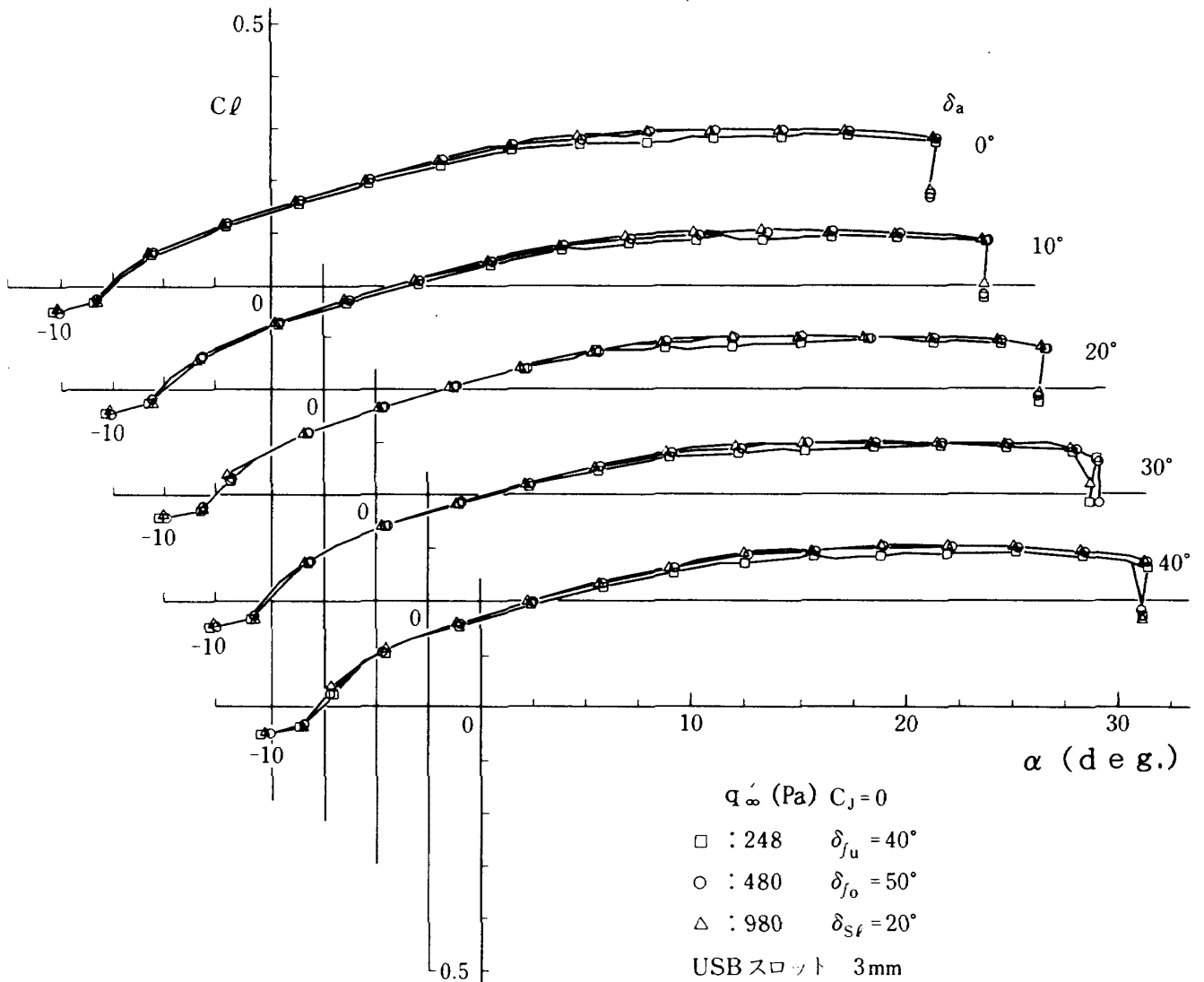


図59 エルロン特性（動圧効果）

双発機と4発機の比較

双発機と4発機の空力特性を比較する。4発機として、同じ主翼及び胴体を有するCAD模型（文献1参照）の風試データを用いる。比較はUSB及び外フラップ角が同じ巡航(C/N)及び着陸(L/D)の2形態について行う。但し、L/D形態ではスラット角が双発機では25°で4発機では30°である。

付図15にエンジン回転数が45000回転でのUSBフラップ角に対するジェット偏向角 θ_j の変化を示す。この図から分かるように θ_j は若干双発機の方が大きい。

付図16, 付図17にC/N形態における迎角 α に対する縦3分力を、また、付図18に揚抗曲線を示す。図60に最大揚力係数、 $\alpha=0^\circ$ での揚力、抗力及び縦揺れモーメントの各係数の C_j に対する変

化を示す。まず、揚力係数を見ると、揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ は同じ C_j に対して、ほぼ同じ大きさである。これは同一の翼平面形を有しているからであろう。一方、 C_L は4発機の方が $C_{L\alpha=0}$ 、 C_{LMAX} いずれも大きい。これは、エンジンナセルより得られる揚力が4発機の方が大きいからであろう。

次に、抗力係数を見ると、 $C_j=0$ では双発機の方が小さい。また、パワー・オン時では $\alpha=10^\circ$ 位までは双発機の方が C_D の増加は少ない。これは機体正面面積が双発機の方が小さいからであろう。 $C_{D\alpha=0}$ は $C_j=0.4$ を越えると双発機も4発機もほぼ同じ値を示している。

C_m は4発機の方がエンジンナセルに働く揚力による頭上げモーメントが双発機より大きいこと、また、迎角が増すにつれナセル上面の揚力が4発

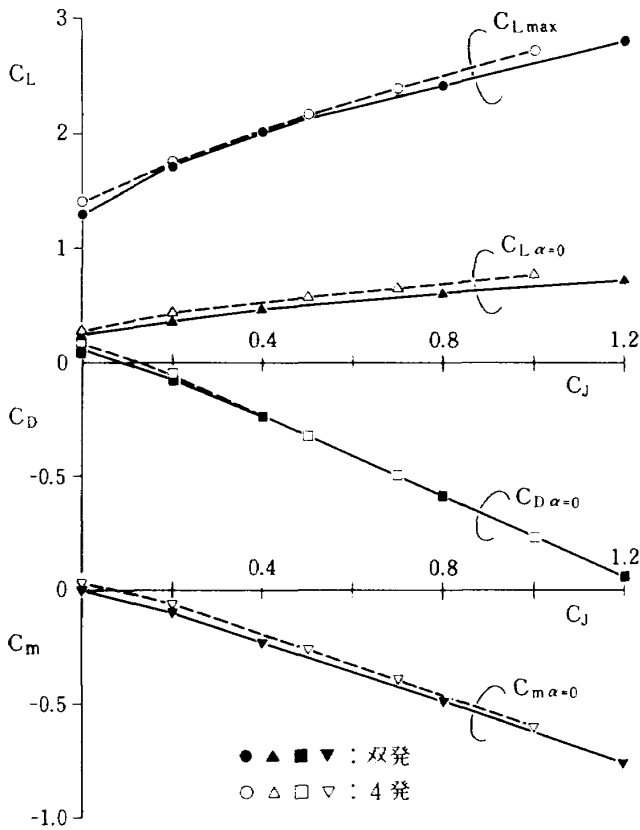


図60 $C_L, C_D, C_m \sim C_j$ (C/N 形態)

機の方が大きくなるので、より頭上げモーメントが大きくなり、従って、 C_{ma} も大きくなる。

超循環成分 C_{LR} は $C_j \neq 0$ での計測された揚力係数 ($C_{L, C_j \neq 0}$) からジェット排気の影響による揚力係数と $C_j = 0$ の時の揚力係数 ($C_{L, C_j = 0}$) を差し引いて得られる。

$$C_{LR} = C_{L, C_j \neq 0} - C_j \sin(\delta_j + \alpha) - C_{L, C_j = 0} \quad (6)$$

図61に揚力係数に関する超循環成分 C_{LR} の C_j に対する変化を迎角 α をパラメータにして示す。 α が 0° 及び 10° いずれの場合も4発機の方が C_{LR} は大きく、特に C_j が増すにつれその差は開いている。そして C_j の増加と共に C_{LR} も増加する。これは4発機の場合、外翼部の近くに外エンジンがあり、このエンジン排気により外部流が吸い込まれるため、外翼部の揚力が大きくなるからであろう。超循環成分は約5割程度、4発機の方が大きい。

付図19~21にL/D形態での α に対する縦3分力の変化を、付図22に揚抗曲線を示す。図62、図63に C_j に対する $C_{L, MAX}$, $\alpha = 0^\circ$ での C_L, C_D 及び C_m の変化を示す。

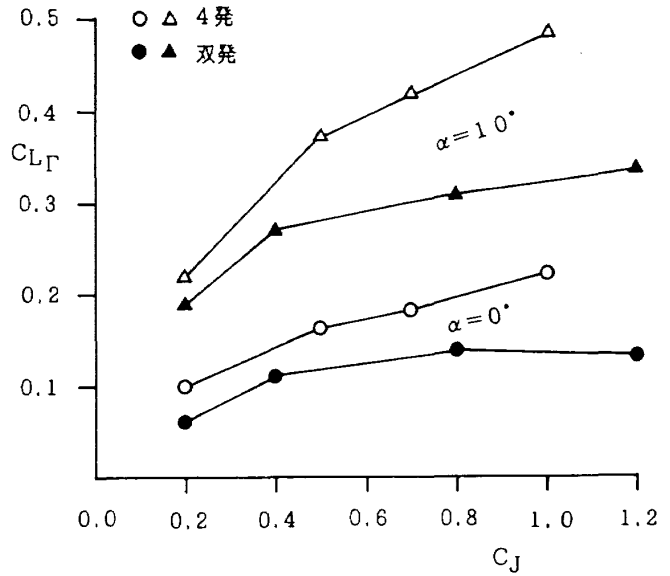


図61 $C_{LR} \sim C_j$ (C/N 形態)

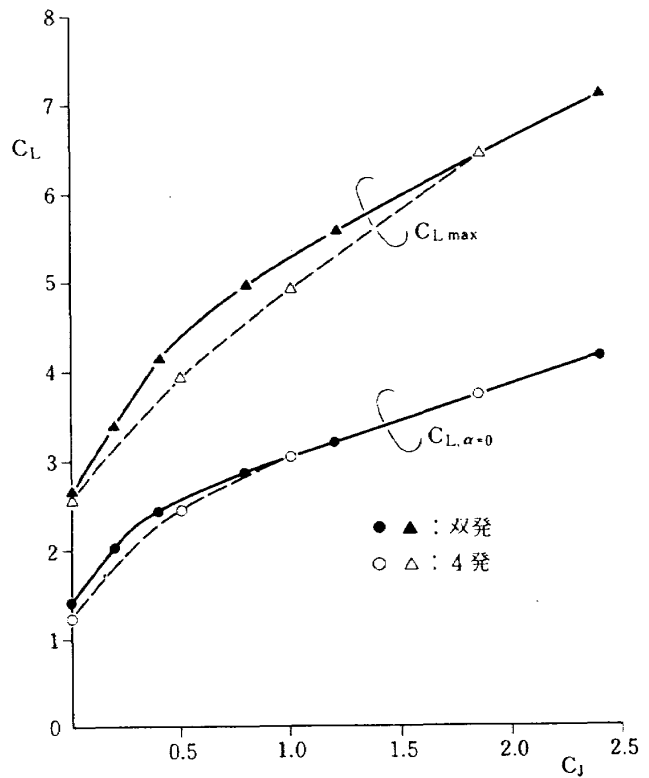


図62 $C_L \sim C_j$ (L/D 形態)

これらの図から、揚力係数の変化は双発機の方がより高い迎角まで失速が遅れるため、最大揚力係数は双発の方が大きい。迎角 0° での C_j に対する C_L の変化はジェット偏向角が双発の方が 4° も大きいのに関わらずほとんど同じである。これは後で述べるように超循環による揚力が4発の方が大きいからであろう。抗力係数はジェット偏向

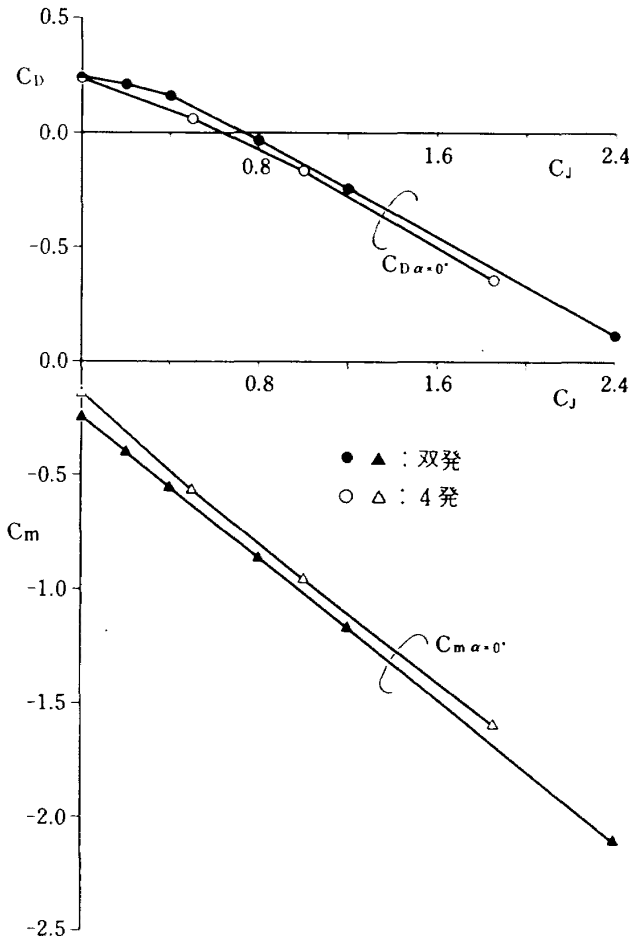


図63 $C_D, C_m \sim C_L$ (L/D 形態)

角の差による推力の抗力成分だけ双発の方が大きい。また、縦揺れモーメント係数についてはC/N形態と同様にエンジンナセル上の揚力による頭上げモーメントの差により双発の方が頭上げモーメントが小さいことが分かる。尚、4発機の方が15°を過ぎると揚力の伸びが鈍るのは、尾付き試験結果から、吹き下ろし角を推定すると、4発機の方が2°程度大きく、このことは主翼外翼部前縁での吹上げが4発機の方が大きく、当然有効迎角が大きくなるので剥離が早くなるからであろう。

図64に超循環成分 C_{Lr} の C_L にたいする変化を α をパラメータに示す。C/N形態と異なり、迎角による C_{Lr} の変化はやや複雑になっている。 $\alpha=0^\circ$ と 10° の場合、C/N形態と同様に4発の方が C_{Lr} は双発より大きい。また、双発の場合 $C_L=1.2$ を越えると $\alpha=0^\circ, 10^\circ$ とともに C_{Lr} は減少する。

一方、 $\alpha=20^\circ$ の場合、4発機は外翼部の剥離がすでに始まっているので、 C_{Lr} は双発の方が大きくなっている。

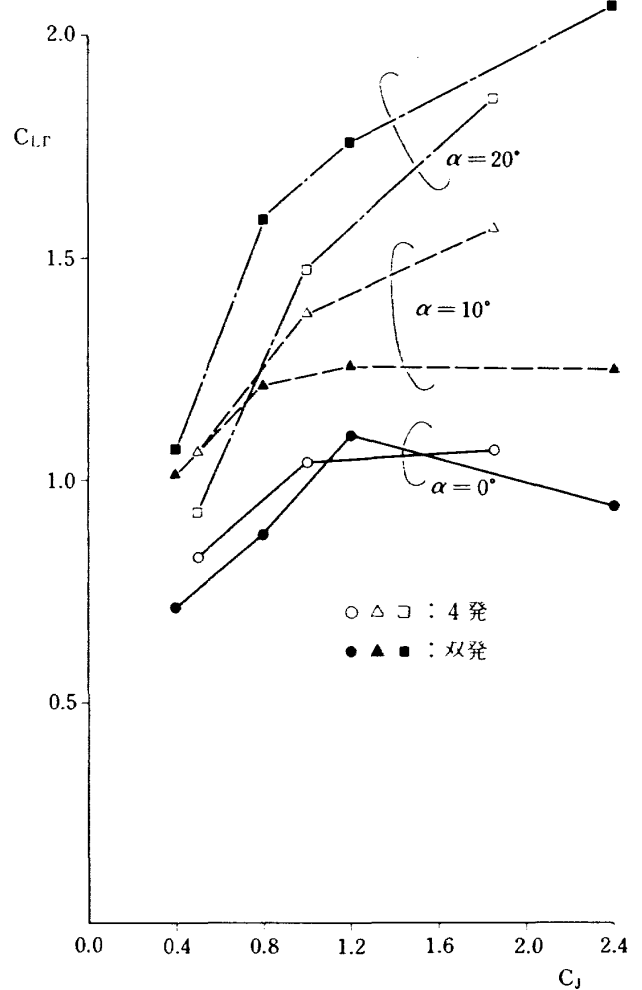


図64 $C_{Lr} \sim C_L$ (L/D 形態)

5. まとめ

双発型USB機の空力特性を調べるため、既存の模型を改修して風洞試験を実施し、双発型USB機の基本的空力特性を得た。以下に得られた結果をまとめる。

- ① 選定試験で得られたスラット角はT/O形態で20°、L/D形態で25°である。
- ② USBフラップ角の大きいところではVGは必要であり、その大きさは小さいもので良い。
- ③ 1エンジン停止時の揚力低下、不釣り合い横揺れモーメント発生に対する対策として、停止エンジン側のUSBフラップに隙間を設けることによりこの現象を緩和する試みを行ったが、揚力係数の増分は0.1程度と期待した様な効果は得られなかった。
- ④ T/O形態でのUSB及び外フラップ角の最適な組合せは $\delta_{fu}=10^\circ, \delta_{fo}=50^\circ$ である。

- ⑤ L/D 形態での USB フラップ角は 40° が適している。
- ⑥ L/D 形態において、USB シングル及びダブルフラップを比較すると、失速付近を除いて全ての迎角範囲内、全 C_l に対しダブルフラップの方が揚力係数は大きい。更に、揚抗特性もダブルフラップの方が良好である。
- ⑦ 巡航形態で脚収納部フェアリングの有無による効果を見ると、大きなフェアリング部により揚力係数及び揚抗特性は共に劣化している。但し、フェアリングなしの場合、主脚は取り外してある。
- ⑧ スラスト・リバーサ効果を調べるため 5 種類のリバーサを試験したが、無風時試験 (STATIC) では一番背の高いリバーサのみ逆推力効果を示している。一方、全推力に対して、全てのリバーサの揚力は負の値を示している。通風時試験 (Wind On) では全 C_l に対し、逆推力効果を示しているのは 2 種類のみで、いずれもノズル高さより背の高いリバーサである。この様にスポイラ状のリバーサはスラスト・リバーサとしては実用上効果が無い。
- ⑨ エルロン効果を見るためにエルロン舵角を 0° から 40° まで変化させた結果、エルロン効きは
 - 外フラップ角が浅い方がエルロン舵角 20° 以上での効きは良くなる。
 - スラット角が深い方がエルロンは高舵角まで効く様になる。
- ⑩ 主翼平面形が同一である 4 発機と双発機を比較すると、ジェット偏向角は双発機の方が若干大きい。また、同一フラップ形態 (C/N 及び L/D 形態) の縦三分力を見ると、C/N 形態では C_L 、 C_D 共にほぼ同じ値を示すが、 C_m について

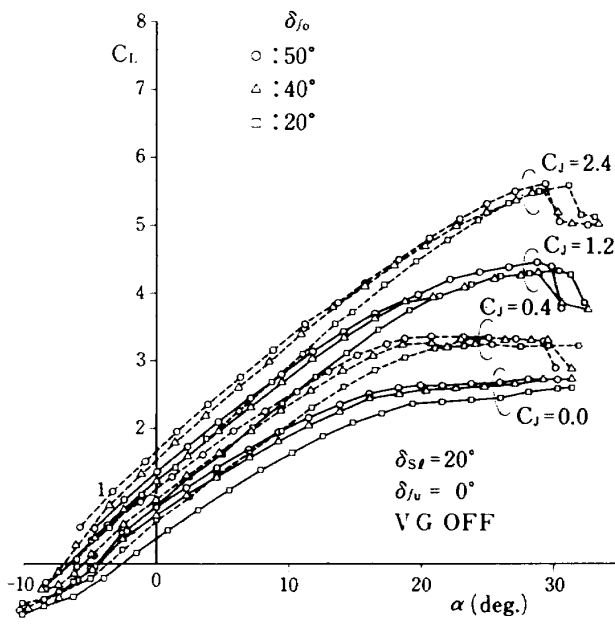
は双発機の方が頭上げ小さく、かつ $C_{m\alpha}$ も小さい。

L/D 形態では双発機は C_l の小さいところで、 $C_{L\alpha=0}$ 、 $C_{L\text{MAX}}$ 及び $C_{D\alpha=0}$ 共に大きい。 $C_{m\alpha=0}$ は C/N 形態と同じ傾向を示す。

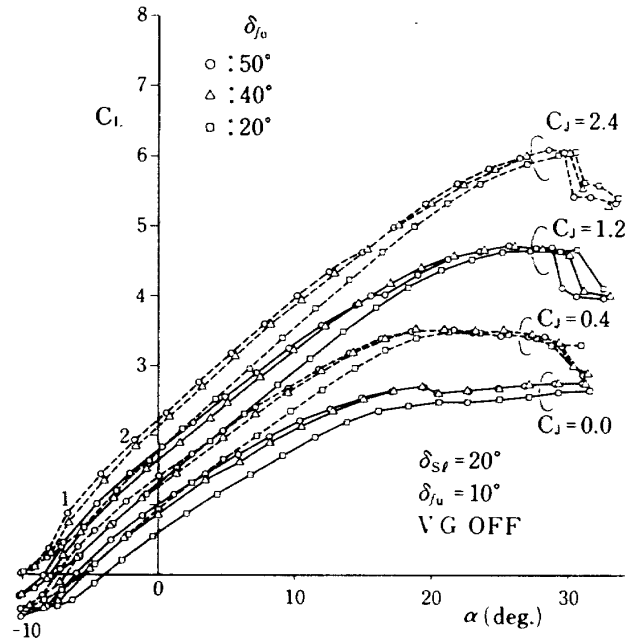
- ⑪ エンジン排気により外部流が吸い込まれ、揚力が増加するいわゆる超循環効果は、C/N、L/D 両形態共 4 発機の方が大きい。これは 4 発機の場合、外翼部の近くに外エンジンが有るため、外翼部で得られる揚力が大きくなるからである。

参 考 文 献

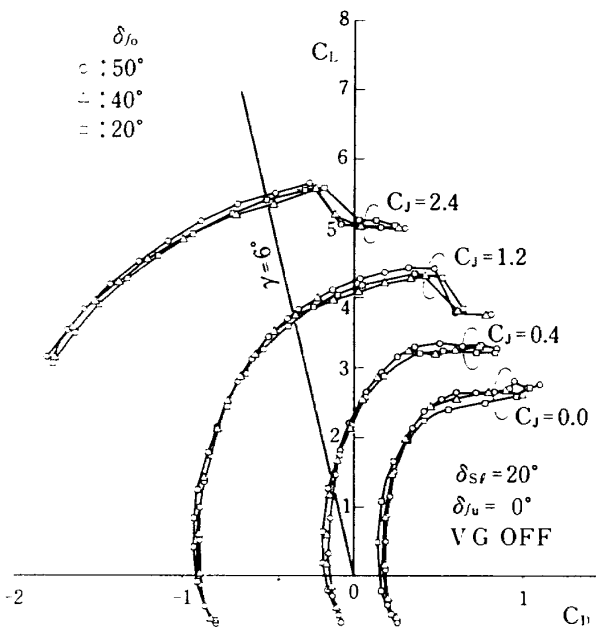
- 1) 奥山, 高橋, 他 3 名 ; CAD 設計による USB-STOL 機半載模型風洞試験, NAL TM-566, 1987.3
- 2) JANE'S ALL THE WORLD'S AIRCRAFT 1982-83
- 3) H. Skavdahl, T. Wang and W. Hirt ; Nozzle Development for the Upper Surface-Blown Jet Flap on the YC-14 Airplane, SAE 740469, 1974.4
- 4) 高橋, 広末, 他 6 名 ; STOL 実験機半載模型風洞試験, NAL TR-734, 1982.9
- 5) 犬丸, 高橋, 他 3 名 ; ファンジェット STOL 機の空力特性, NAL TR-790, 1983.11
- 6) J. K. Wimpres ; Upper Surface Blowing Technology as Applied to the YC-14 Airplane, SAE 730196, 1973.10
- 7) J. H. Nichols Jr. and R. J. Englar ; Advanced Circulation Control Wing System for Navy STOL Aircraft, J. AIRCRAFT, Vol. 18, No.12, 1981



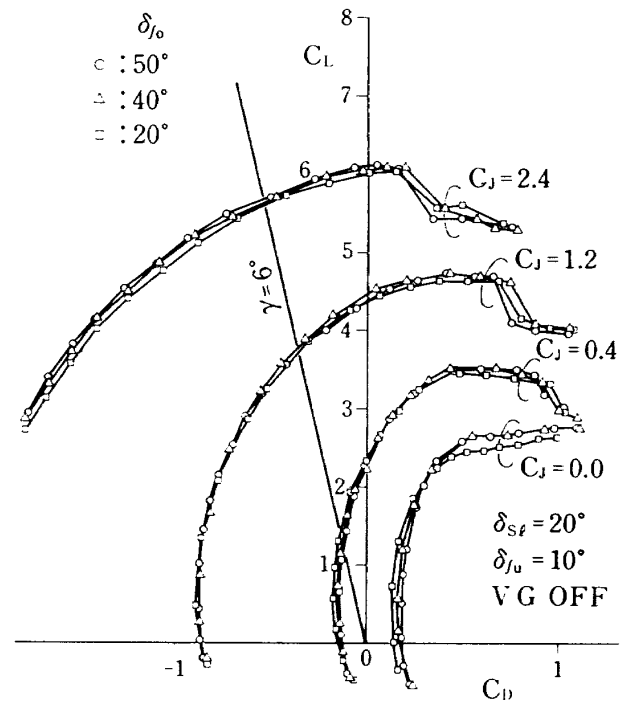
付図1 T/O 形態フラップ組合せ効果



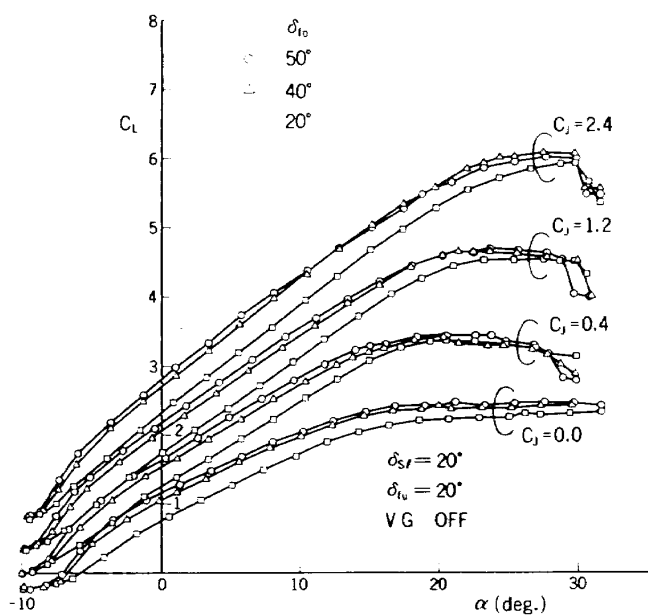
付図3 T/O 形態フラップ組合せ効果



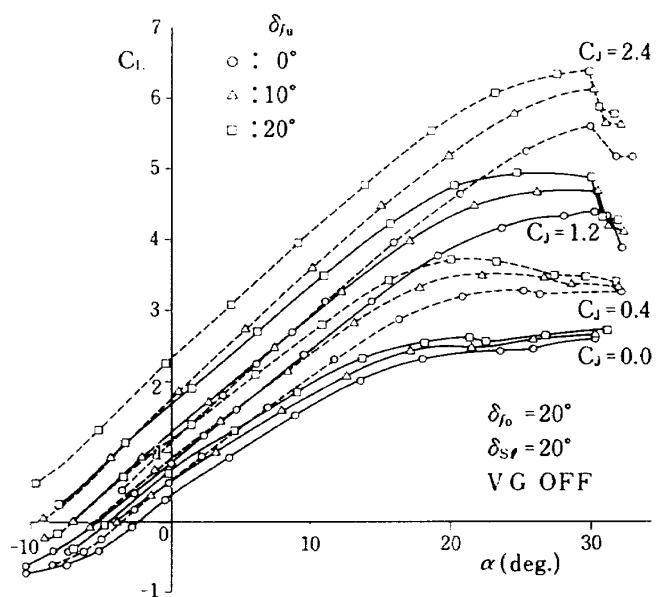
付図2 T/O 形態フラップ組合せ効果



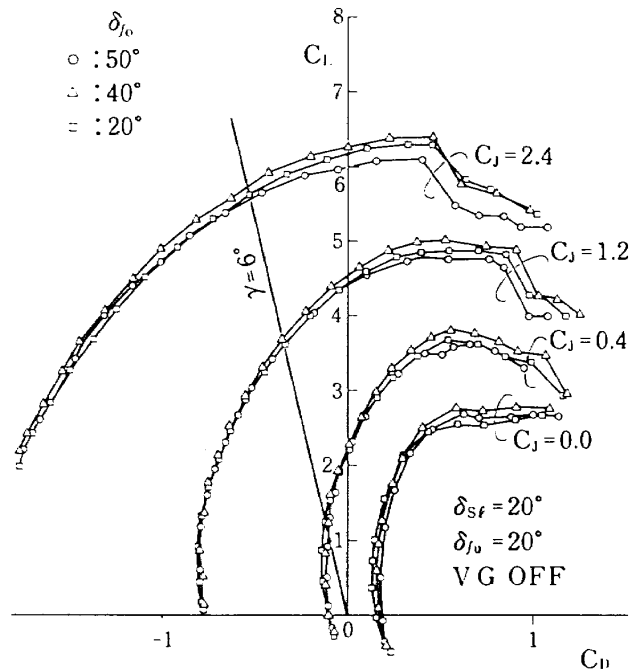
付図4 T/O 形態フラップ組合せ効果



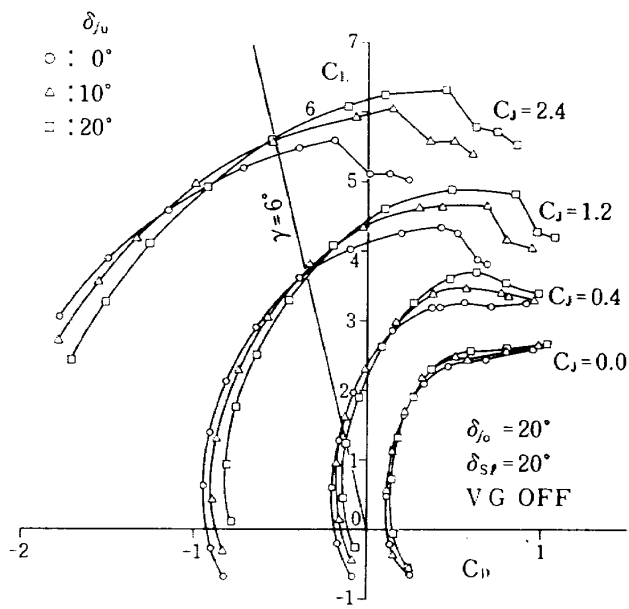
付図5 T/O 形態フラップ組合せ効果



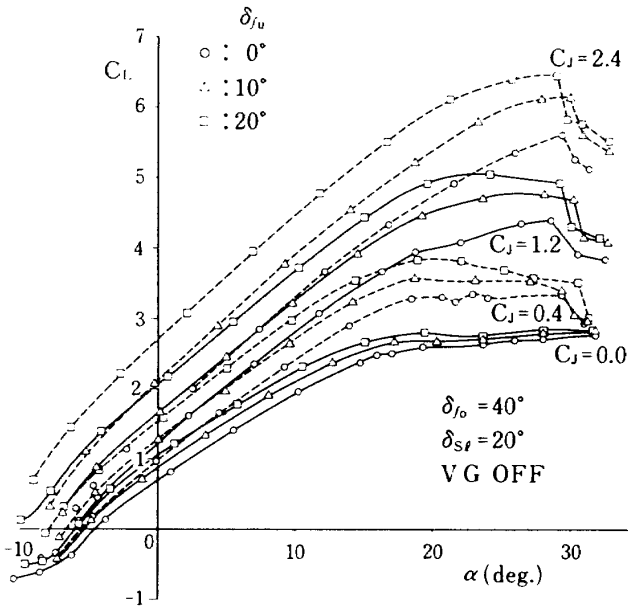
付図7 T/O 形態フラップ組合せ効果



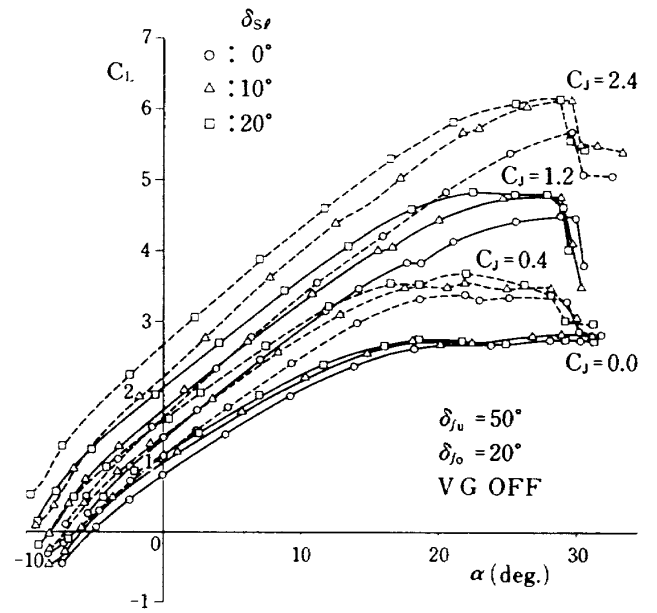
付図6 T/O 形態フラップ組合せ効果



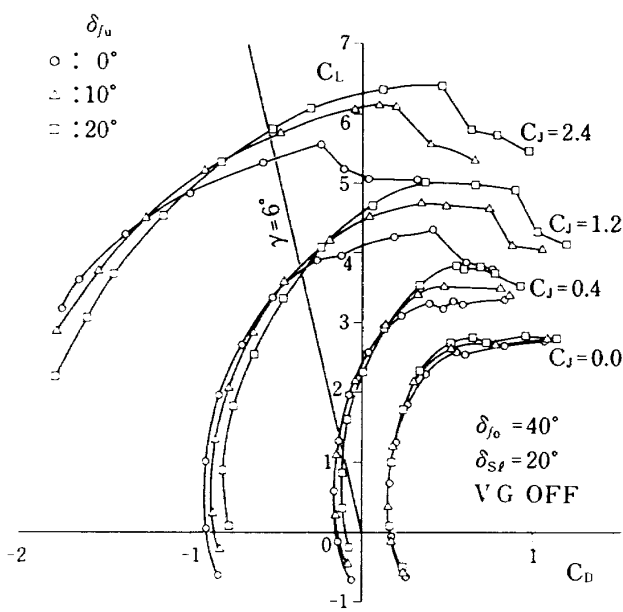
付図8 T/O 形態フラップ組合せ効果



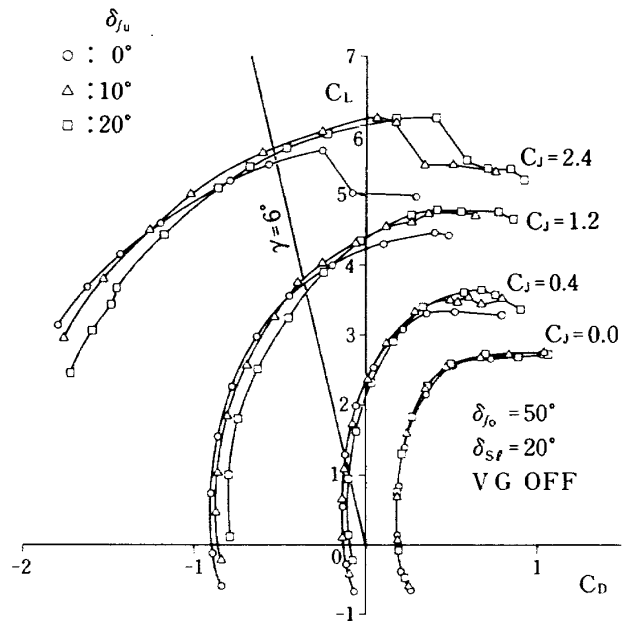
付図9 T/O 形態フラップ組合せ効果



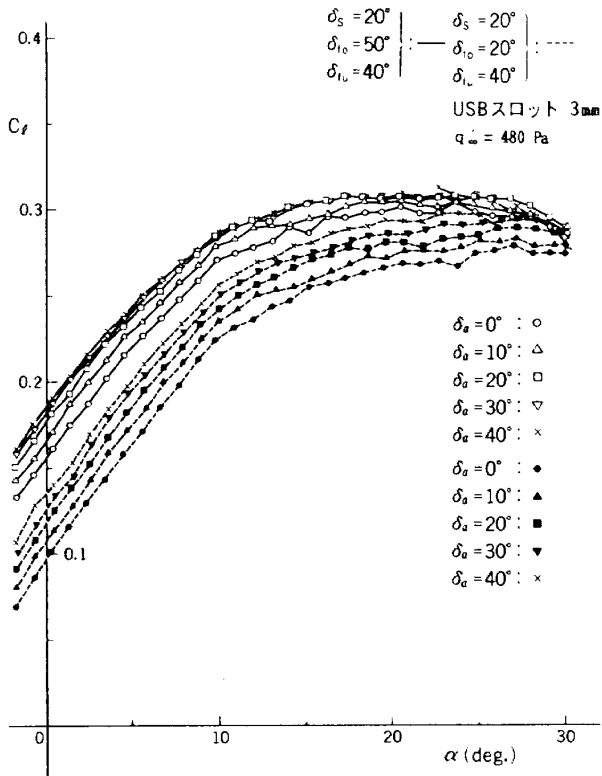
付図11 T/O 形態フラップ組合せ効果



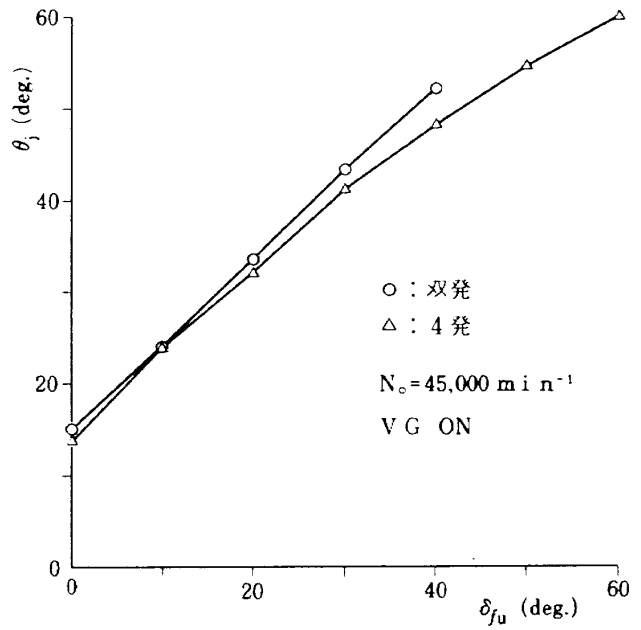
付図10 T/O 形態フラップ組合せ効果



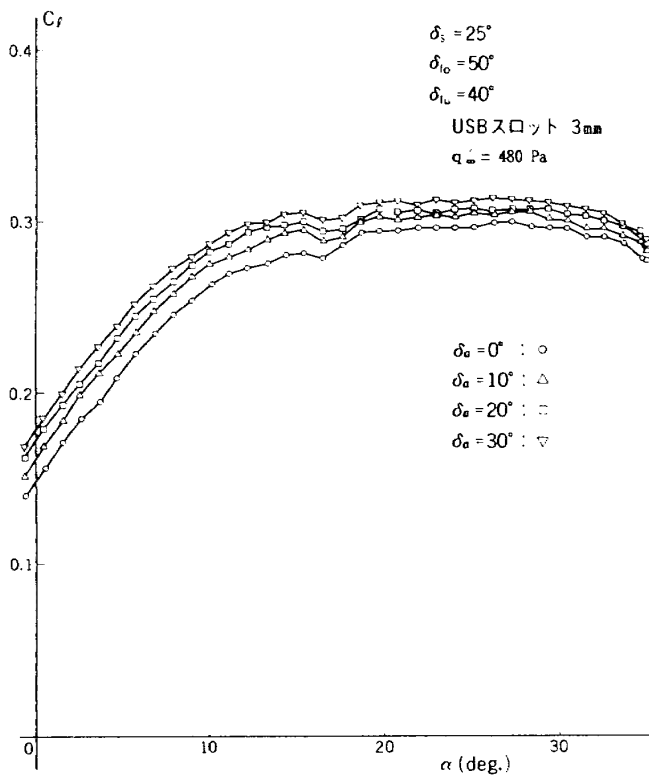
付図12 T/O 形態フラップ組合せ効果



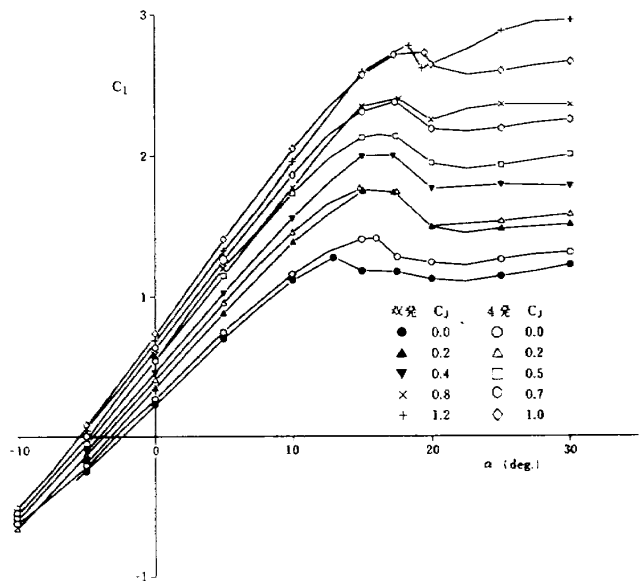
付図13 エルロン効果 (OEI)



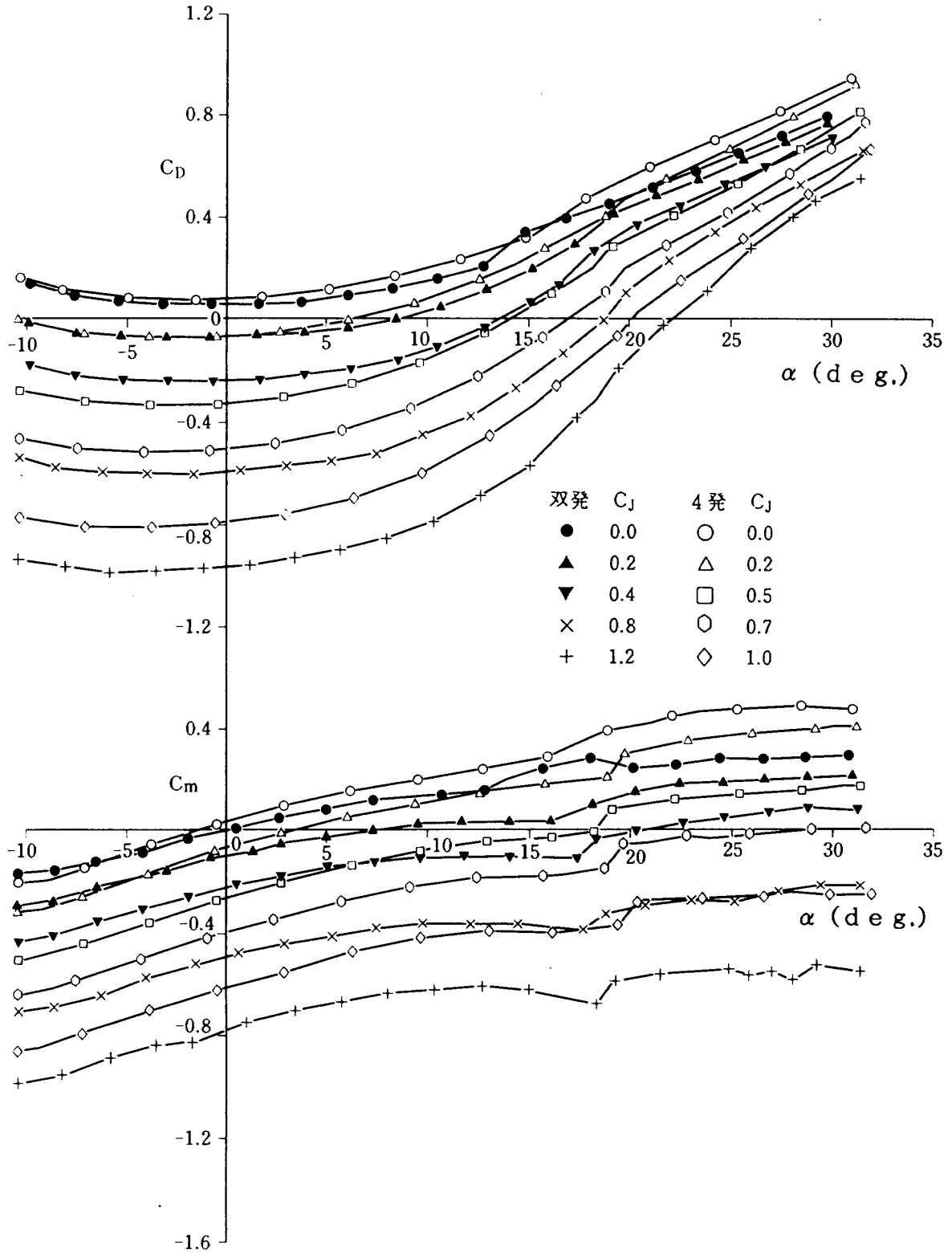
付図15 ジェット偏向角



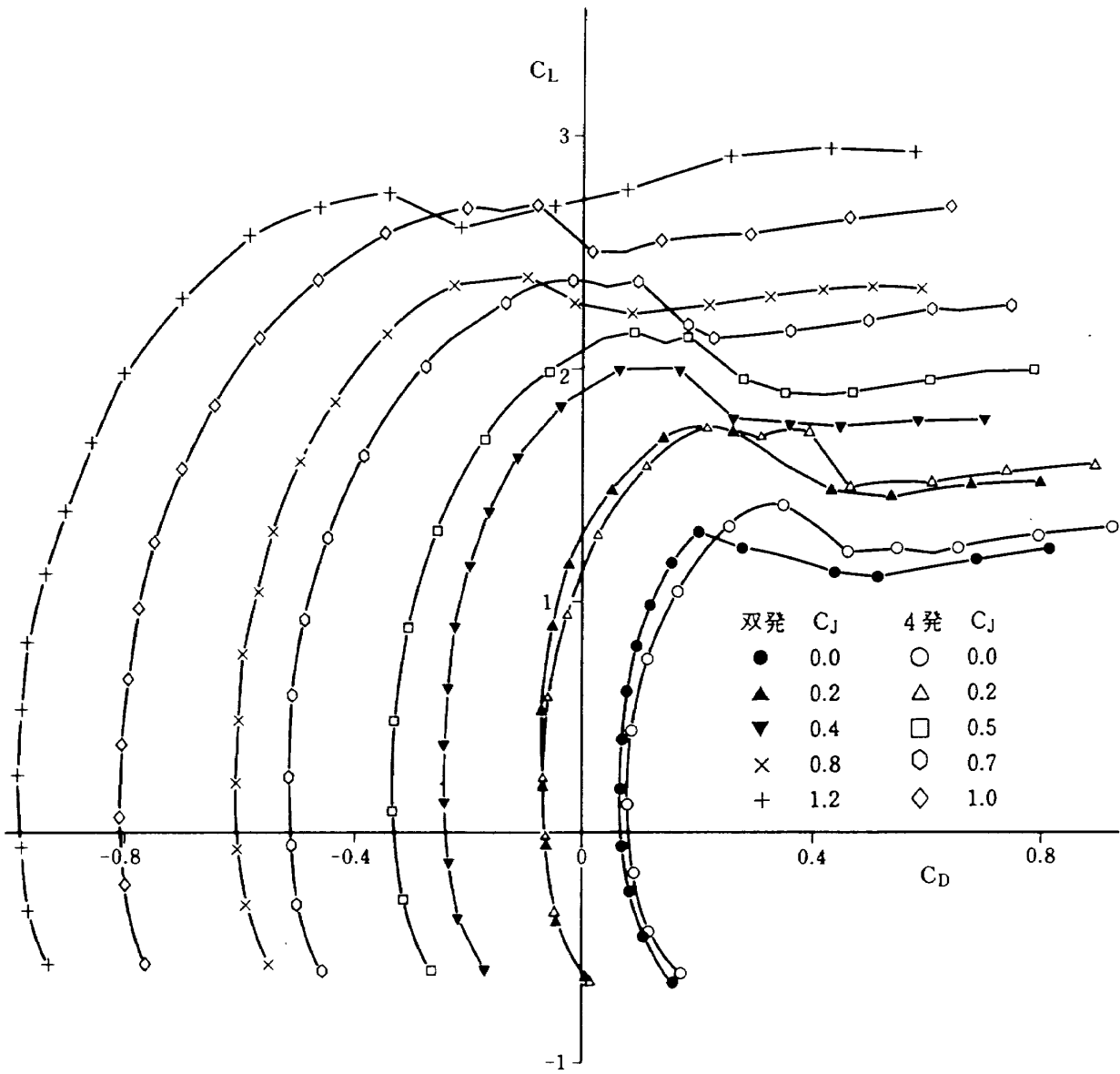
付図14 エルロン効果 (OEI)



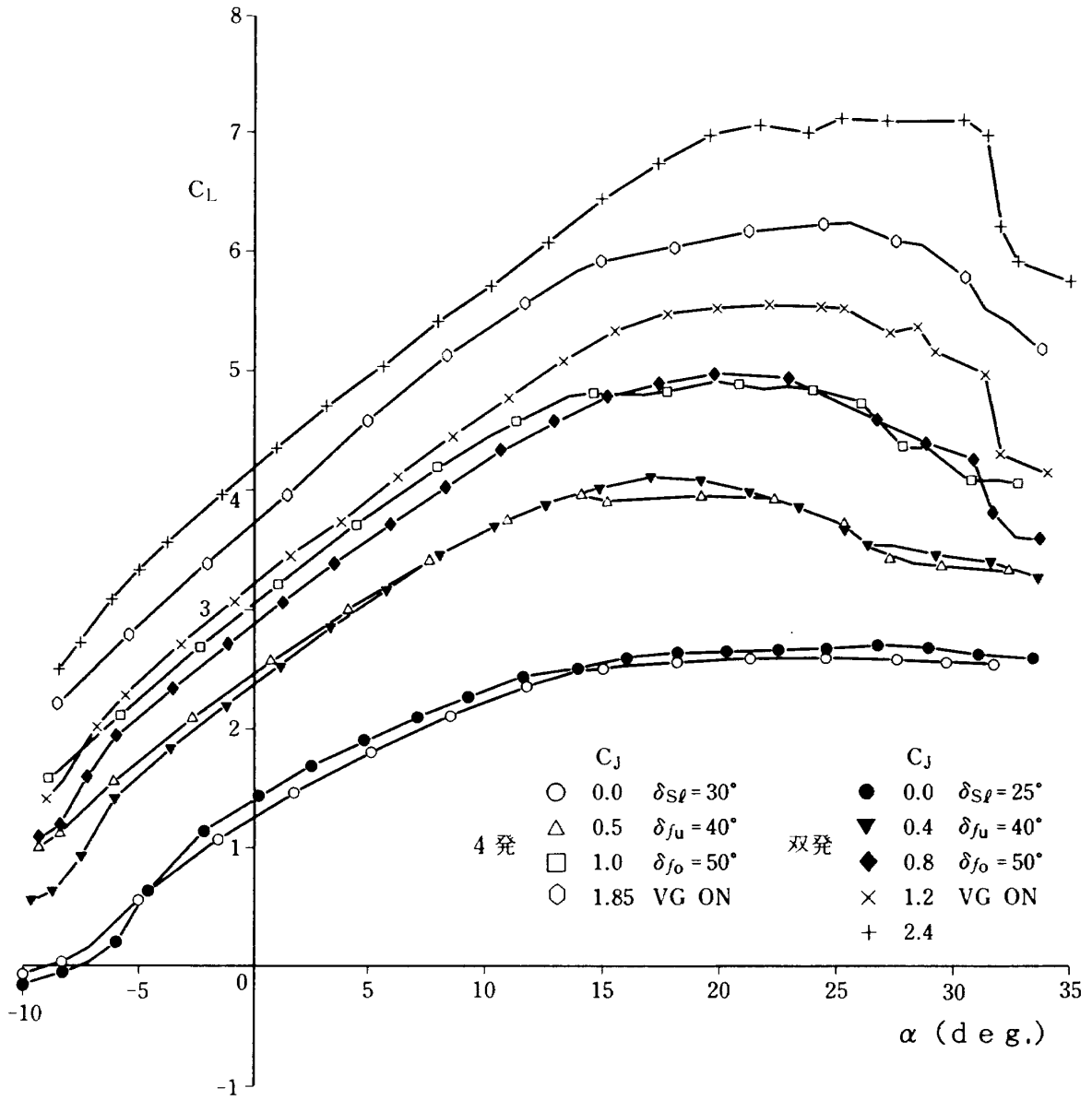
付図16 $C_l \sim \alpha$ (C/N 形態)



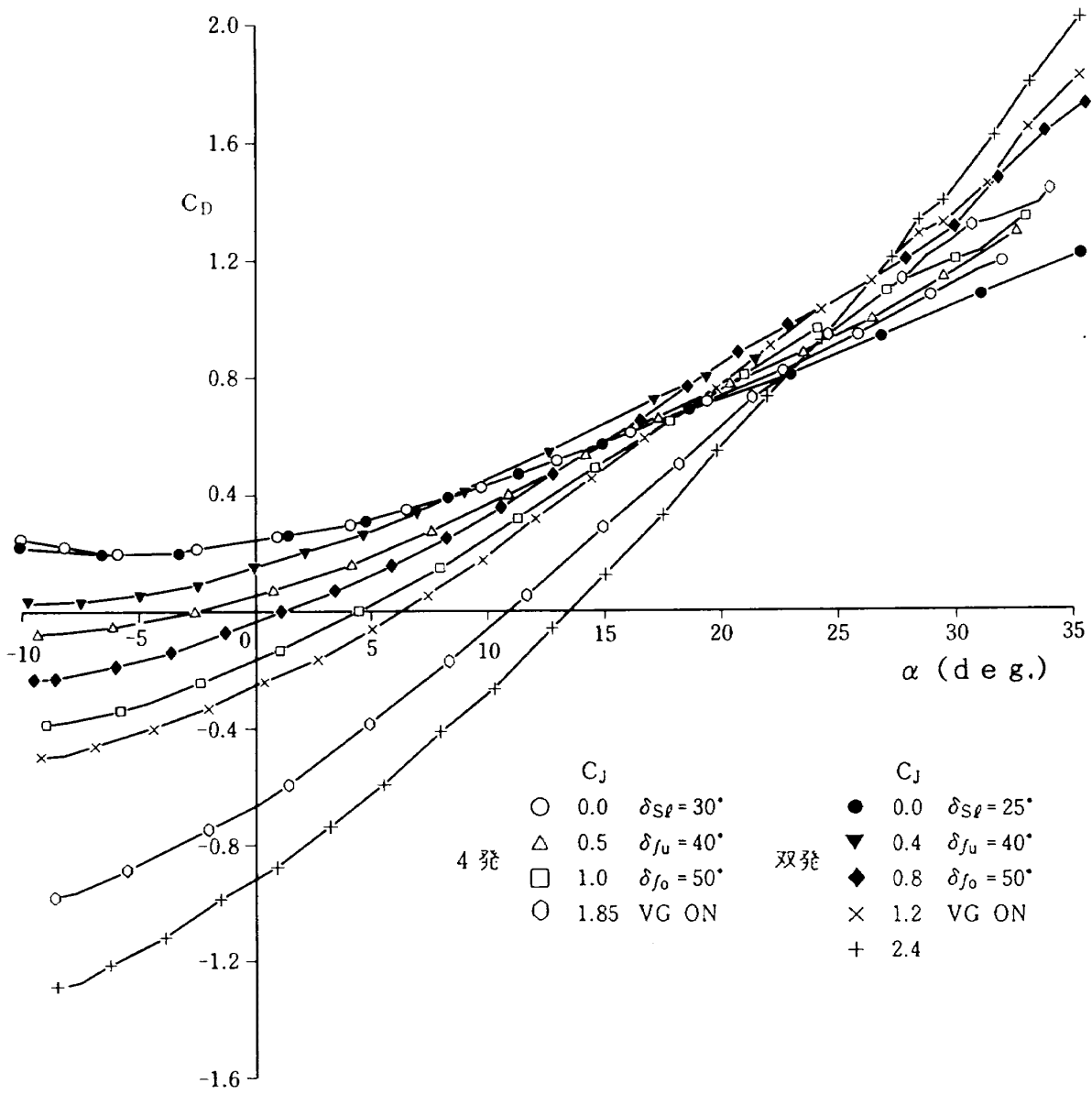
付図17 $C_D, C_m \sim \alpha$ (C/N 形態)



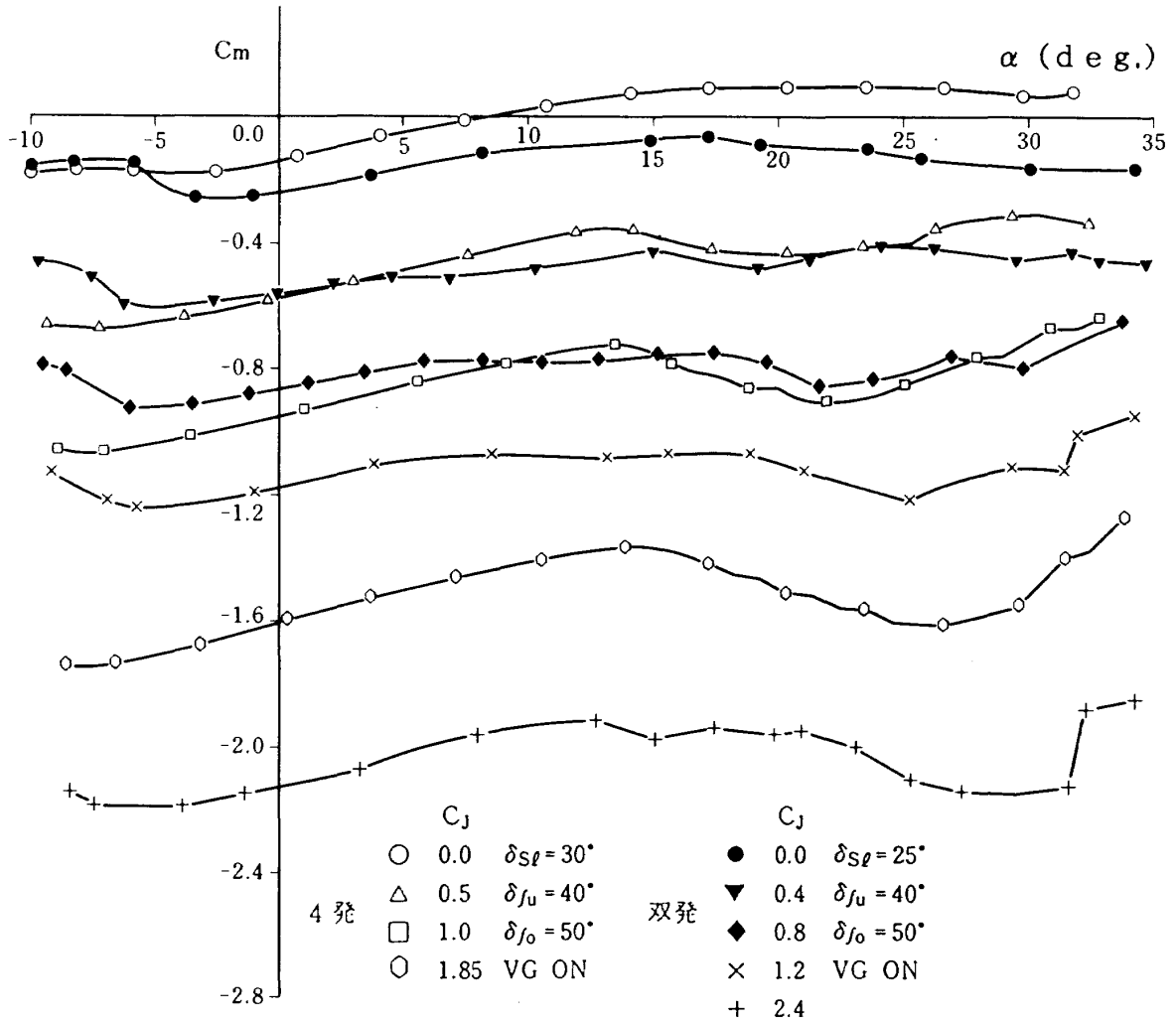
付図18 $C_L \sim C_D$ (C/N 形態)



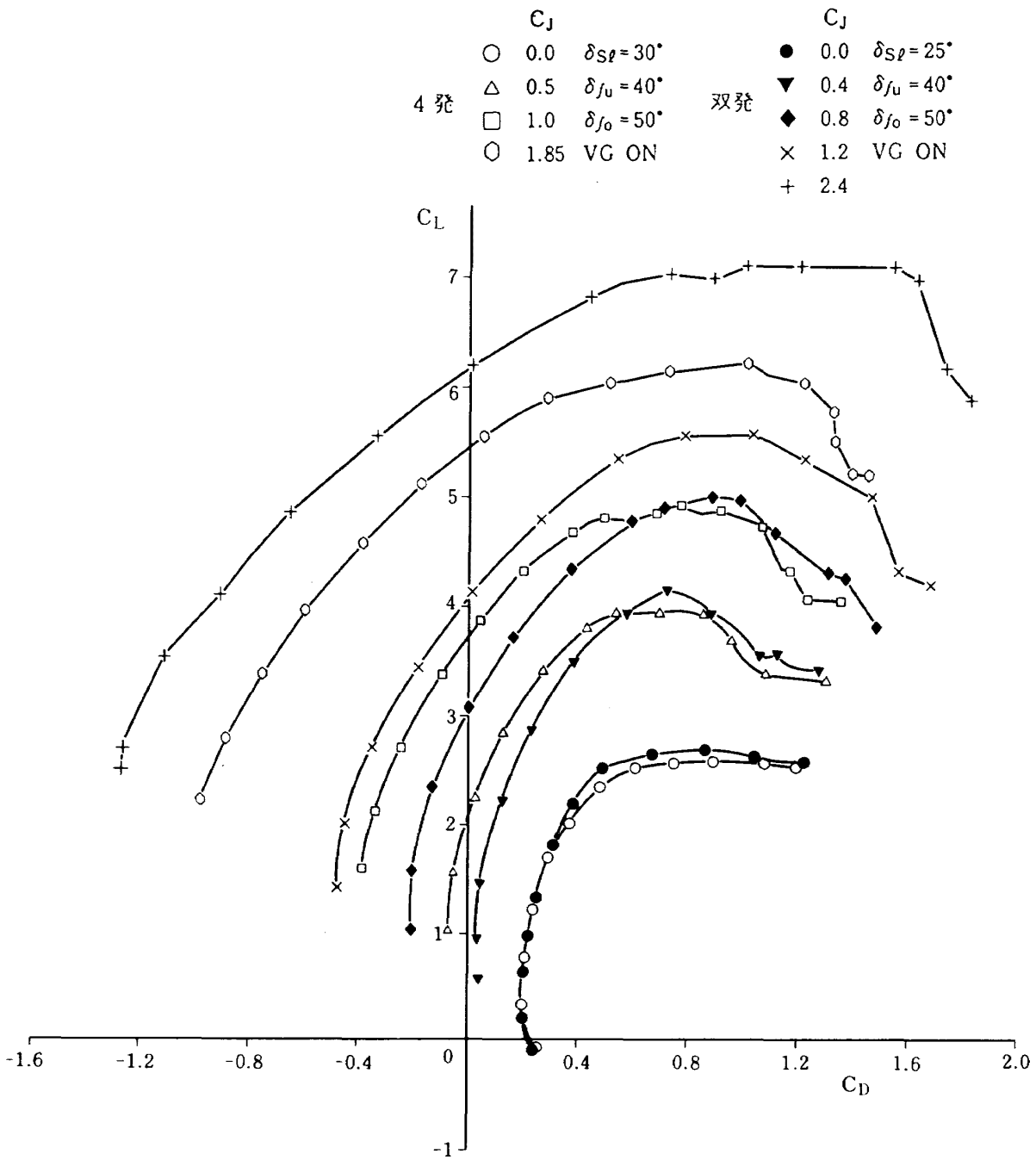
付図19 $C_L \sim \alpha$ (L/D 形態)



付図20 $C_D \sim \alpha$ (L/D 形態)



付図21 $C_m \sim \alpha$ (L/D 形態)



付図22 $C_L \sim C_D$ (L/D 形態)

航空宇宙技術研究所報告1134号

平成3年12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
