

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-566

CAD設計によるUSB-STOL機半截模型の  
風洞試験(第1報)

奥山政広・高橋 侖・藤枝郭俊  
藤田敏美・岩崎昭人

1987年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. まえがき .....	1
2. 記号および略号 .....	1
3. 模型および支持方法 .....	2
3.1 模 型 .....	2
3.2 支持方法 .....	4
4. 計測とデータ処理 .....	5
4.1 計 測 .....	5
4.2 データ処理 .....	6
(1) データ処理基準値 .....	6
(2) データ修正 .....	7
(3) エンジン推力と推力係数, およびジェット偏向効率と偏向角 .....	8
5. 試験結果 .....	9
5.1 予備試験 .....	9
5.2 本 試 験 .....	9
5.2.1 無風時試験 .....	9
(1) 各フラップ形態での無風時試験 .....	9
(2) V.G. 効果 .....	11
(3) ディフレクター・ノズル効果 .....	12
5.2.2 通風試験 .....	13
(1) USBフラップ角効果 .....	13
(2) 前縁および後縁フラップ角効果 .....	14
(3) V.G. 効果 .....	17
5.2.3 各形態での縦3分力特性 .....	18
5.2.4 「飛鳥」模型との比較 .....	18
6. む す び .....	26
参考文献 .....	26
付 録 .....	28

# CAD設計によるUSB-STOL機半截模型の 風洞試験(第1報)\*

奥山 政広\*\* 高橋 侂\*\* 藤枝 郭俊\*\*  
藤田 敏美\*\* 岩崎 昭人\*\*

## 1. まえがき

航空宇宙技術研究所では、ファンジェットSTOL実験機の開発研究が進められており、それに基づいて製作された実験機「飛鳥」は、昭和60年10月28日に無事初飛行に成功した。

この実験機「飛鳥」は国産中型輸送機C-1を原型として、USB形式のファンジェットSTOL機に改造されている。それゆえ、機体の設計にあたり何かと制約を受けるため、必ずしも空力的に最適な形状をしている訳ではない。

そこで、この制約を取り除き、より自由な条件下で高揚力特性の改善、機体重量の軽減、巡航時抵抗減少、失速特性の向上などを計るため、著者らは昭和58年度より空力形状の研究を開始した。研究内容は、各種の空力要素の研究とCADにより機体形状を決め、これに基づいて半截模型または全機模型を製作して風洞試験を実施し、その結果をCADにフィードバックして空力性能の評価をすることである。そして、この研究により将来の実用機への提言を行うことを最終目的とする。

空力要素の研究として、著者らは次のことを行って来た。USB形式による大きな頭下げモーメントの軽減のために、前縁高揚力装置をダブル・スラットにした時の効果を解析的に求め、改善が得られることを確認した。<sup>1)</sup>それから、ナセル重量軽減のために考案された短縮ノズル試験を実施したところ、空力性能を低下させずにナセル重量を大幅に減少させる見通しがついた。<sup>2)</sup>現実験機にこの短縮ノズルを採

用した場合、およそ1,400kg(ナセル4基分)の重量減少が見込まれる。関連して、前縁BLCなしで同等の空力特性が得られる翼型が設計できたとすると、BLC配管重量分として約560kgの重量減少が見込まれる。

これらの空力要素研究の結果を既存のCADに取り入れ、そのプログラムを基に主翼平面形の設計を行った。想定したUSB方式のSTOL機は、中型で近・中距離旅客機であり、乗客150人、航続距離1,300km、エンジン基数4基でバイパス比6の標準的なエンジンを定めた。そしてCADにより巡航高度、速度、翼面荷重、推力重量比、必要滑走路長をパラメトリックに変化させて最小な直接運航費になる値を求め、これに基づく主翼形状を決定した。なお、航技研が所有するこのSTOL CADプログラム(「ISAAC III」)に関する詳細な報告は、別の機会に発表する予定である。

本報告ではCADにより得られた主翼形状を有する半截模型を昭和59年から60年にかけて製作し、昭和60年10月14日から11月26日にかけて風洞試験を実施したので、その結果を報告する。試験の目的は主に新設計の模型の基本的な空力特性を得ることである。

## 2. 記号および略号

$A$	アスペクト比
$b$	翼幅
$c$	翼弦長
$\bar{c}$	平均空力翼弦長
$e$	飛行機効率
$q_{\infty}$	一様流動圧
$q'_{\infty}$	一様流動圧(ブロッケージ効果補正後)

\*昭和61年10月7日 受付  
\*\*新型航空機研究グループ

$S$	主翼面積
$C_L$	揚力係数 $L/(q'_\infty S/2)$
$C_{Lmax}$	最大揚力係数
$C_{L0}$	迎角 $0^\circ$ における揚力係数
$C_{L\Gamma}$	超循環による揚力係数成分 (式 6 参照)
$C_D$	抗力係数 $D/(q'_\infty S/2)$
$C_{D\Gamma}$	超循環による抗力係数成分 (式 7 参照)
$C_m$	縦揺れモーメント係数 $M/(q'_\infty \bar{c} S/2)$
$C_J$	エンジン推力係数 $T/(q'_\infty S/2)$
$D$	抗力
$L$	揚力
$M$	縦揺れモーメント
$N_1$	内側エンジン回転数
$N_2$	外側エンジン回転数
$P_A$	高圧空気元圧
$P_{ABL C}$	前縁 BLC チャンバー圧
$T$	エンジン推力
$\alpha$	迎角
$\delta_{fkr}$	クルーガ・フラップ角
$\delta_{fout}$	外舷フラップ角
$\delta_{fsl}$	スラット角
$\delta_{fUSB}$	USBフラップ角
$\delta_J$	ジェット偏向角
$\eta_J$	ジェット偏向効率

## 略号

C/N	巡航形態
T/O	離陸形態
L/D	着陸形態
DEF	ディフレクター・ノズル
E/G	エンジン
MAC	平均空力翼弦
AEO	All Engine Operative
BLC	Boundary Layer Control
CAD	Computer Aided Design
USB	Upper Surface Blowing
V.G.	Vortex Generator

## 3. 模型および支持方法

## 3.1 模型

供試体の半載模型 (以下 CAD 模型) は, 新規製作の主翼と胴体中央部, および既存の「飛鳥」8%半

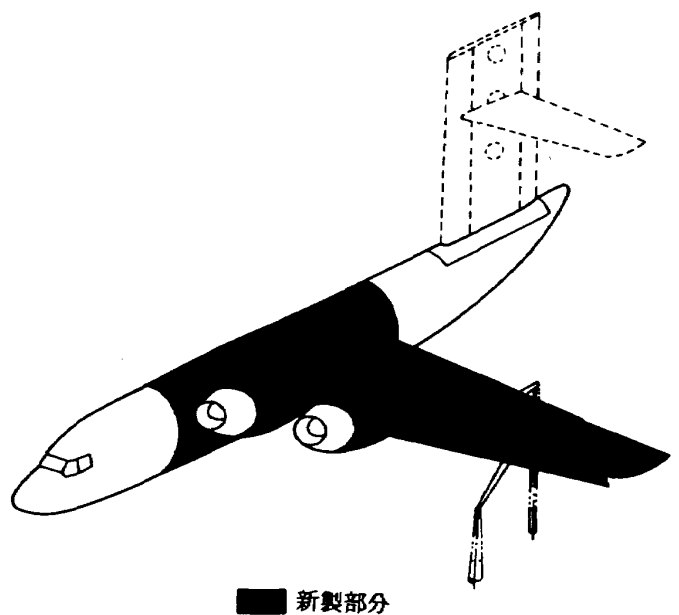


図1 模型の新規製作部分

載模型<sup>3)</sup>の前・後胴部より成り立っている (図1)。新規製作の主翼は, CAD解析により設計した翼の8%模型であり, スーパークリティカル翼型になっている。

主翼の概要を図2に示す。このCAD模型では, 翼の取り付け位置を今回の高翼のほか, 一部を改修して低翼にもできるようにしている。また, 後退角を1/4翼弦で $8.2^\circ$ に設定してあるが,  $25^\circ$ 程度に変えることが可能である。エンジン・シミュレータは「飛鳥」模型で使用したエアタービン式ファンジェットエンジンを2基用いた。双発機用の半載模型としても使用できるようにエンジン1基の形態も可能である。エンジン・ナセルを図3のように短縮ノズルにし, D字形の出口形状のアスペクト比 (幅の2乗/出口面積) を2.33とした。また, ノズル・キックダウン角は $20^\circ$ である。エンジン・シミュレータのコア流出口位置と, この短縮ノズルの端とはほぼ同一となっており, ノズル内でコア流とファン流の合流はない。エンジン間隔は変更可能にしてあり, これに対応してUSBフラップ幅を変えられるように外側のUSBフラップを2種類用意している。USBフラップはフォア・メイン型を採用した。外舷フラップもフォア・メイン型でスロットが2%のダブルスロット・フラップであり, 外側USBフラップ幅に合わせてこれも2種類ある。前縁にはクルーガ・フラップが取り付けられており, 外翼前

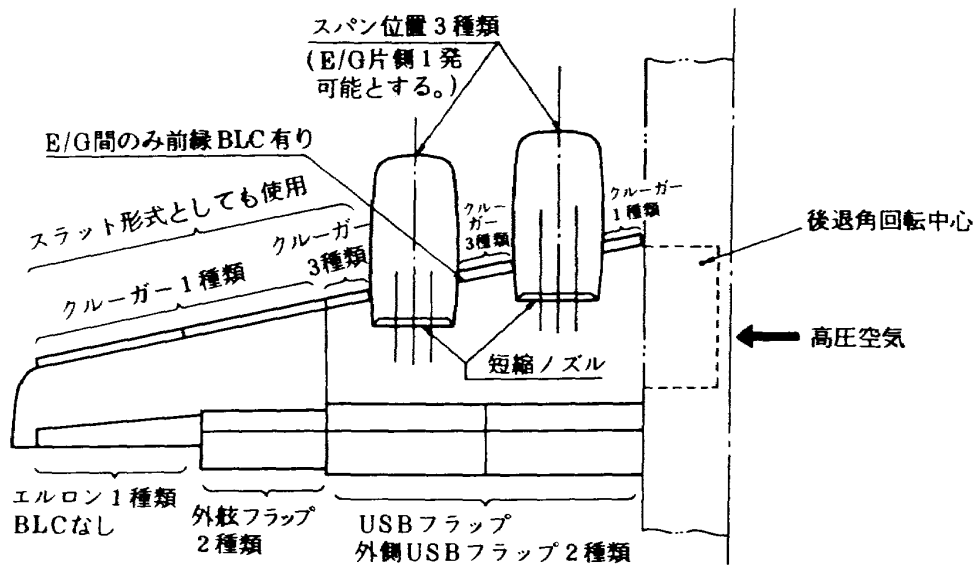


図2 主翼模型概要図(高翼の場合。低翼も可)

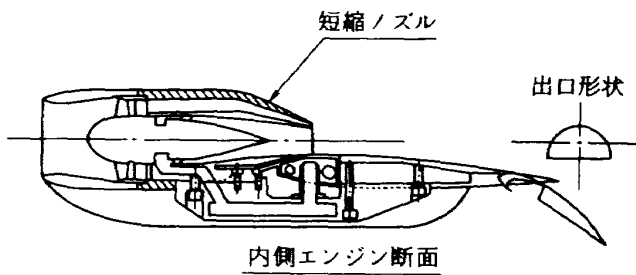


図3 短縮ノズル

縁側ではクルーガ・フラップの取り付け金具を調節することによって、スラット形式としても使用した。主翼線図を図4に示す。

高圧空気系では、前縁BLCをエンジン間にだけ設けていて、このBLC用と2基のエンジン・シミュレータ駆動用高圧空気を、風洞壁の外から端板を貫いて模型胴体のチャンバーに入れ、調整バルブを通してそれぞれに供給している。

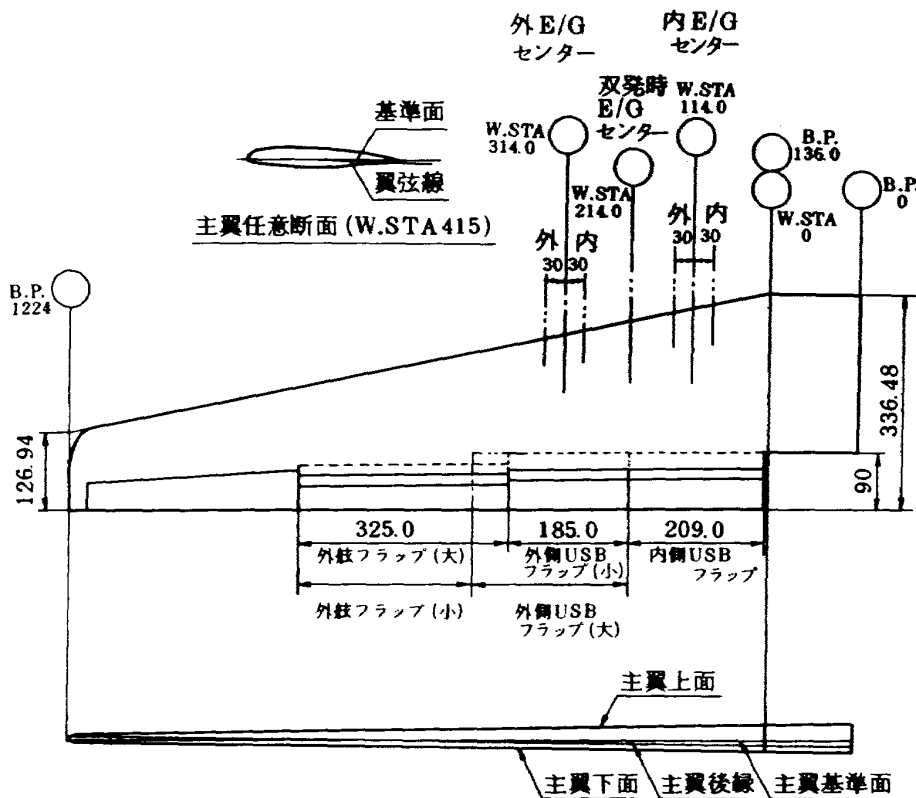


図4 主翼線図(C/N形態)

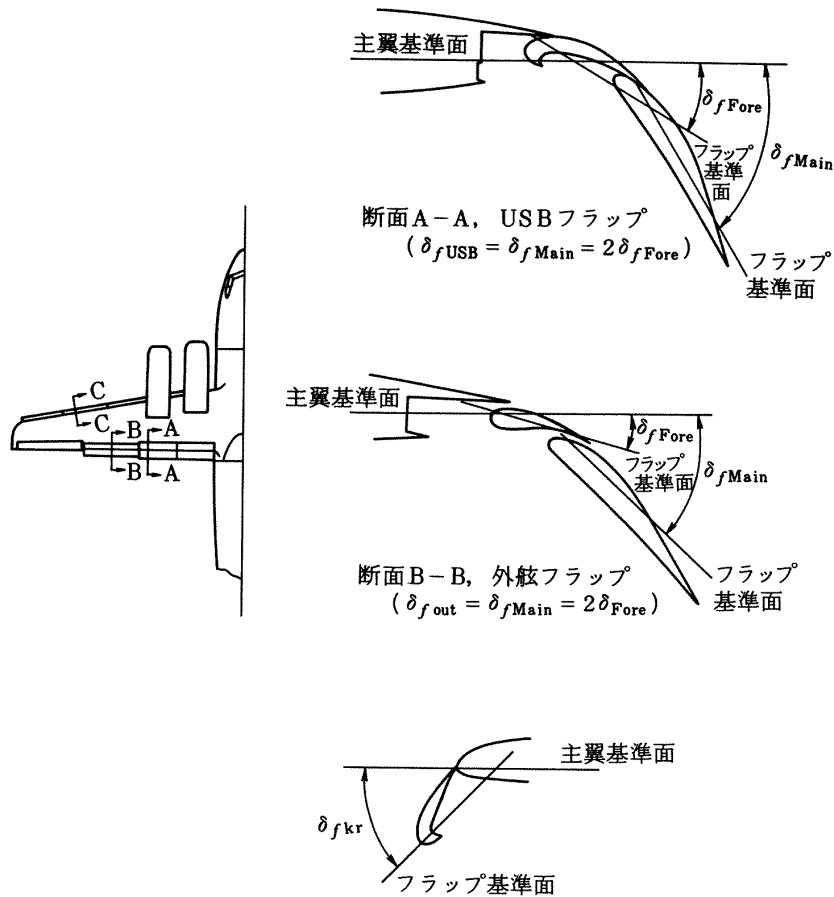


図5 各種フラップ設定図

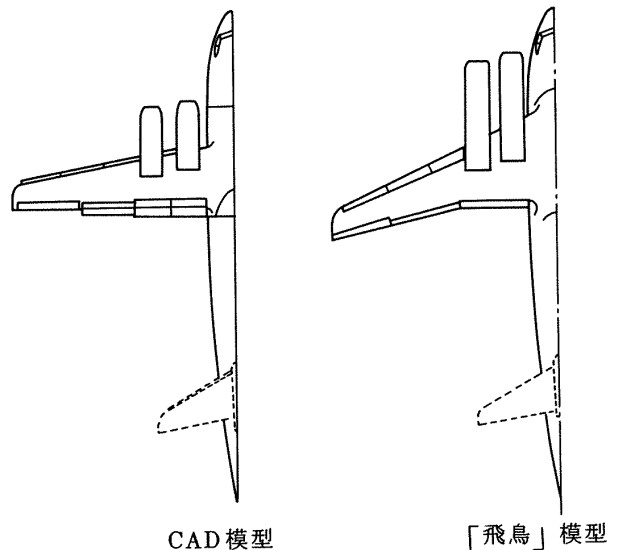


写真1 風洞内でのCAD半截模型

風洞内での模型のようすを写真1に示す。今回の風試での模型は終始尾なし形態である。図5に各種フラップの設定図を示す。また、CAD模型の主翼諸元を「飛鳥」模型と比較して図6に表わす。

3.2 支持方法

使用風洞は航技研の突風風洞であり、その測定部は2m×2mである。半截模型なので図7(a)のように風洞壁近くに壁と平行に端板を取り付けている。



		CAD模型	「飛鳥」模型
面	積 (m <sup>2</sup> )	0.2997 × 2	0.7712
翼	幅 (m)	1.224 × 2	2.448
	アスペクト比	10.0	7.8
	平均空力翼弦長 (m)	0.2637	0.3547
	後退角 (deg)	8.2	20
	テーパー比	0.35	0.32
翼厚比 (%)		15(Root), 12(Mean)	12(Root), 11(Tip)

図6 主翼主要諸元比較

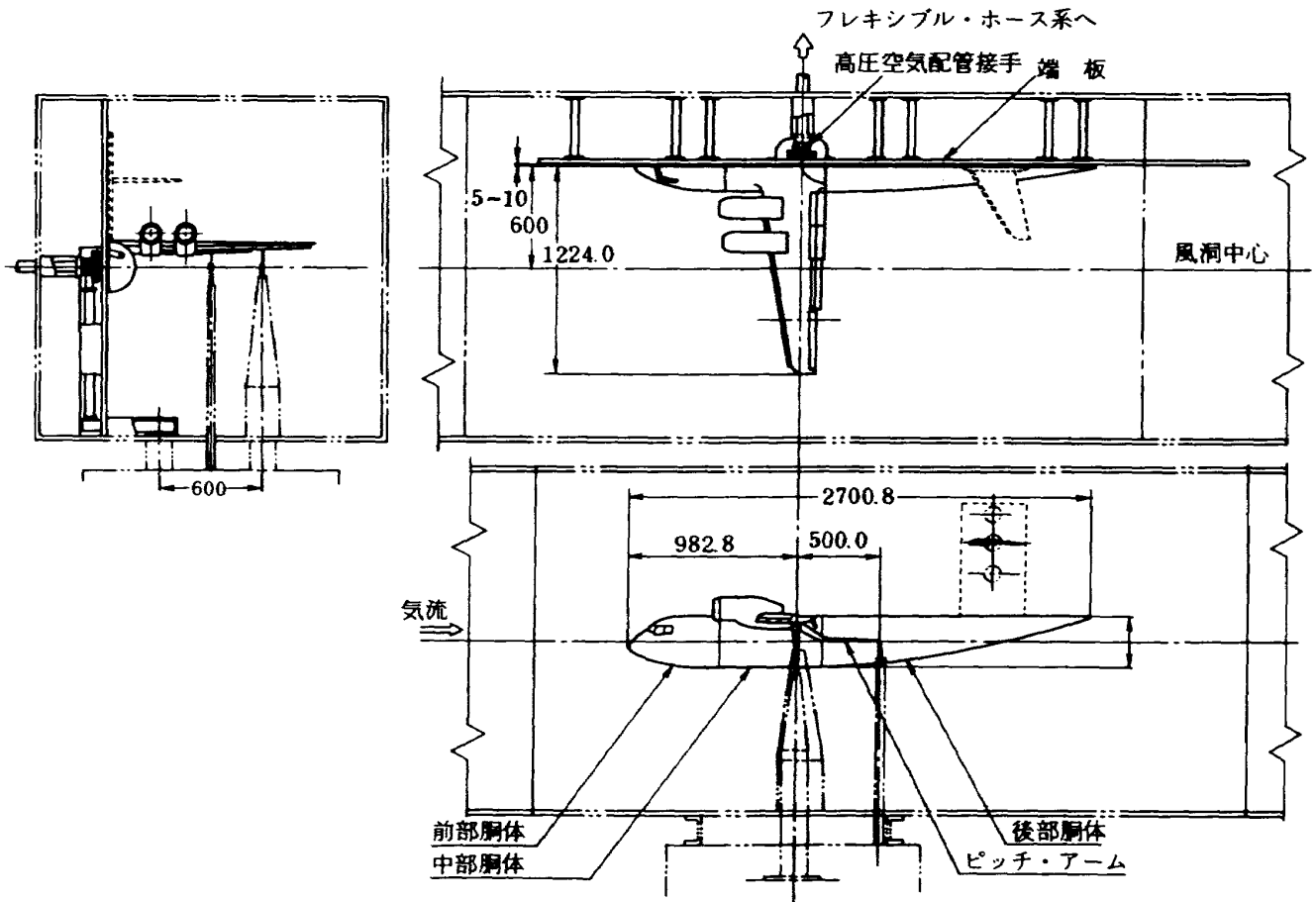
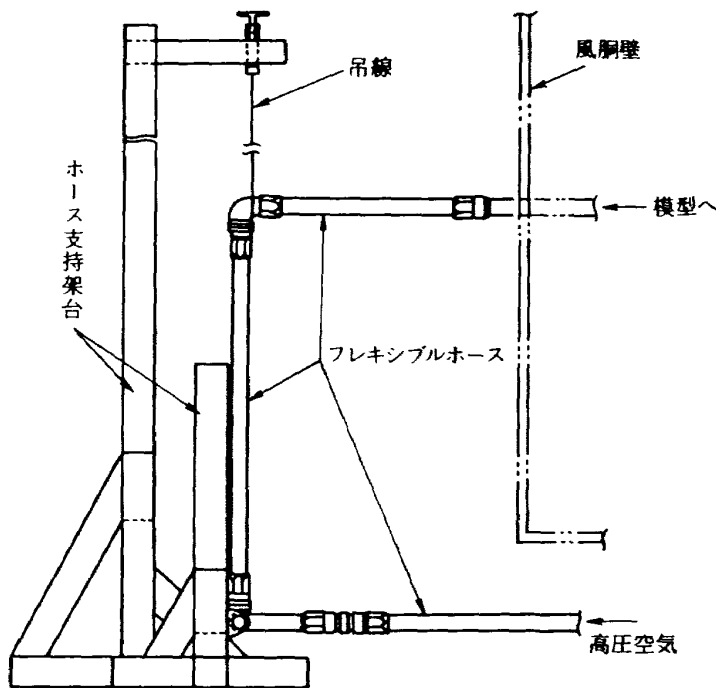


図7(a) 模型取り付け図



(b) 高圧空気配管

模型は天秤の前方支柱2本と後方支柱1本で支持され、後方支柱により模型の迎角を約 $-10^{\circ}$ から $35^{\circ}$ まで変化させている。前方の右支柱は床上で屈曲させ、端板の裏側に立ち上がらせて、回転軸にベアリングを介した高圧空気配管接手に接続されている。

高圧空気配管は、高圧空気源からフレキシブル・ホースをへて(図7(b))、高圧空気配管接手により模型胴体へと結合されている。この接手にかかる外部からの力がそのまま天秤計測値に干渉するので、フレキシブル・ホースの配置は干渉量をできるだけ抑えるようにしてある。

#### 4. 計測とデータ処理

##### 4.1 計測

図8に計測ブロック図を示す。模型にかかる力とモーメントは6分力ピラミッド型天秤より計測する。データはこの計測システムによって磁気テープに収録され、その後オフ・ラインで処理される。また、エンジン・シミュレータの駆動圧力、回転数、ベアリング温度、および振動を常時モニターし、高圧空

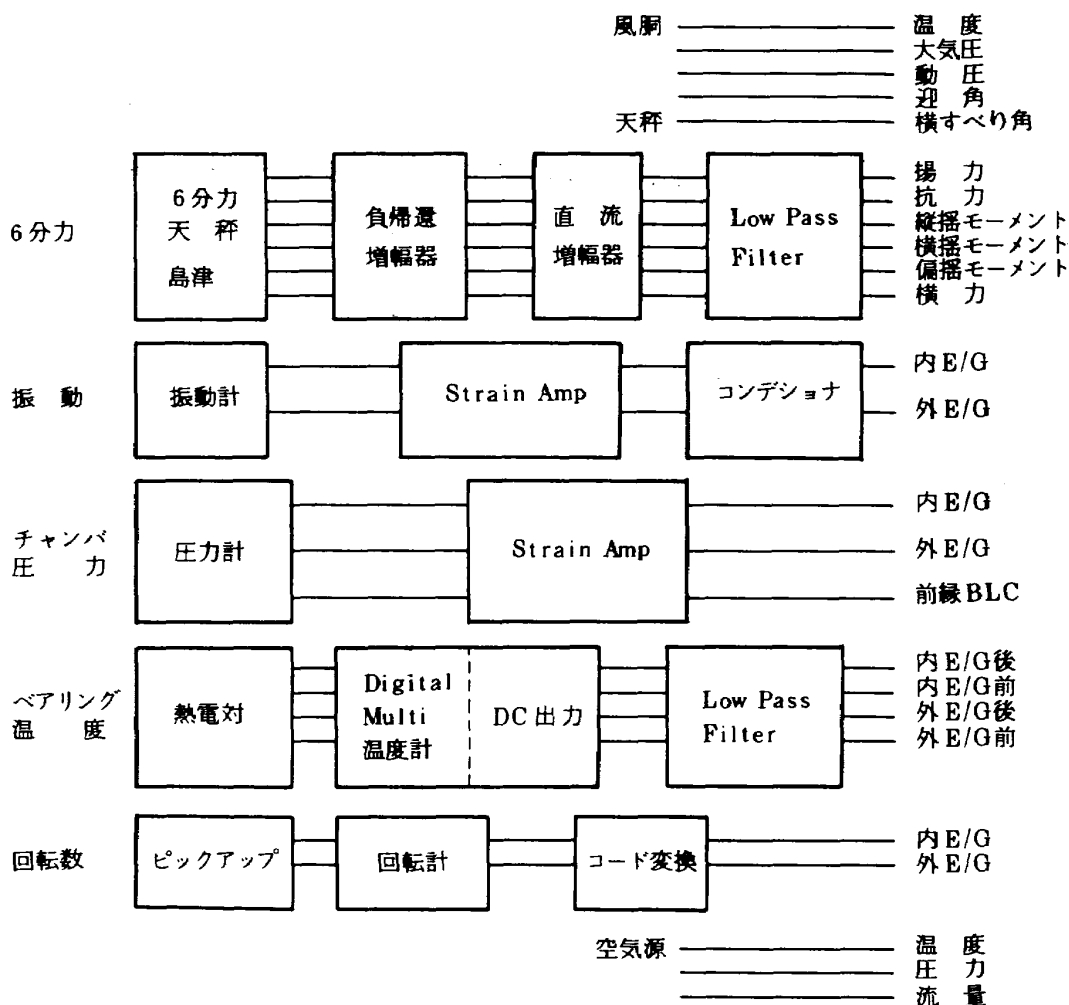


図8 計測ブロック図

気を使用し高速回転をするエンジンの安全監視につとめた。エンジンの運転時間を短かくし効率よくデータを取得するために、模型迎角を連続的に変化させた。この方法は一連の実験で実証済みである。<sup>3)</sup>

4.2 データ処理

実験データは、以下に述べる方法に従って処理し

た。座標軸は図9のように定める。

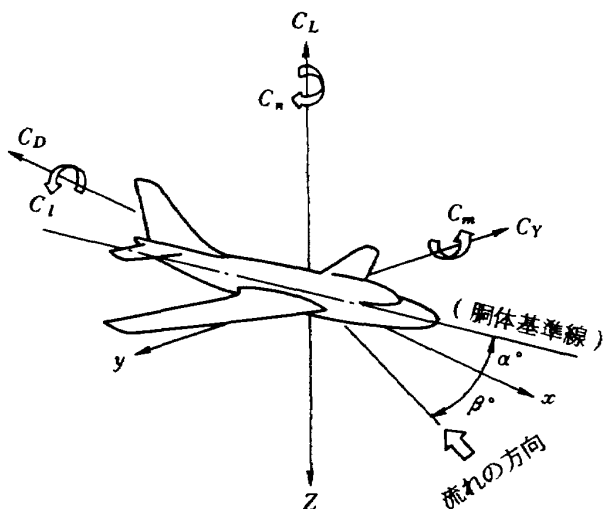
(1) データ処理基準値

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

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

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

モーメント基準点：胴体中心線上の25%MAC位置



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
$C_m$	縦揺モーメント係数	Y
$C_l$	横揺モーメント係数	X
$C_n$	偏揺モーメント係数	Z
$C_Y$	横力係数	Y

図9 座標軸説明図(安定軸基準)



(2) データ修正

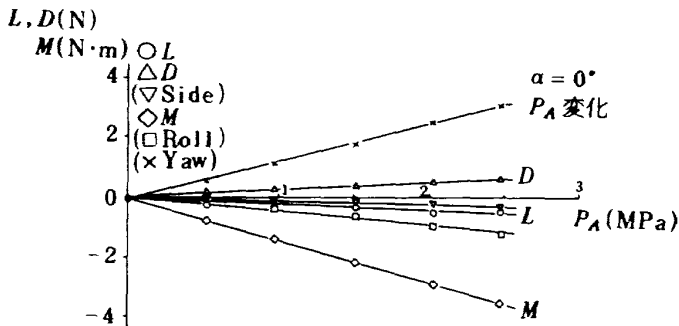
測定したデータに必要な修正を施した。ブロッケージによる修正, 支柱抵抗修正, また風洞壁境界修正は, 突風風洞で行われてきた「飛鳥」半載模型実験のときに使用した修正<sup>3),4)</sup>と同じである。

a) 配管干渉修正

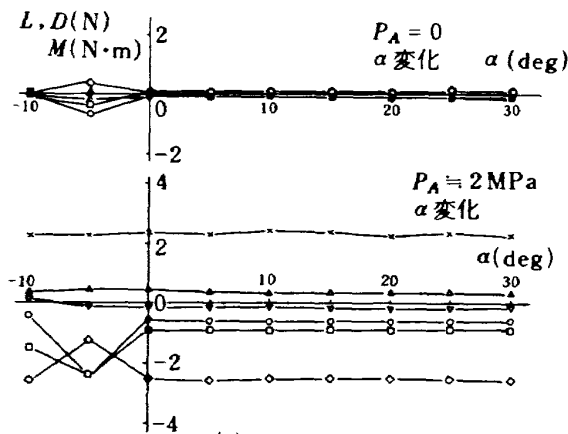
高压空気により配管系と天秤が干渉し, 6分力の測定に影響するので配管干渉試験を実施して, 元圧と迎角による天秤出力の変化を測定した。結果を図10に表わす。(a)は $P_A$ による干渉量(ただし $\alpha = 0$ )を, (b)は $\alpha$ による干渉量を,  $P_A = 0$ と $P_A \div 2\text{MPa}$ の場合とで示している。実験データにおける配管干渉量の割合は,  $\alpha = 0$ で $P_A \div 1.4\text{MPa}$  ( $C_J = 1.85$ )の一例をみると, 揚力が0.1%, 抗力が0.2%, 縦揺れモーメントで3.4%ぐらいである。縦揺れモーメントが大きいけれど, 特に注目している揚力と抗力の変化量は小さいので干渉量を無視することにした。

b) ブロッケージによる修正<sup>5)</sup>

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, 模型付近の動圧が風洞の基準動圧より高くなるので補正值 $k = 1.175$ として修正する。



(a)



(b)

図10 配管干渉

$$q'_{\infty} = k \cdot q_{\infty}$$

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に働く抗力を補正する。修正量は突風風洞で使用している値で

$$\Delta C_{D \text{ メイン・ストラット}} = 0.00904$$

$$\Delta C_{D \text{ ピッチング・ストラット}} = 0.00904$$

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b)項修正後の値である。

d) 風洞壁境界修正

「飛鳥」半載模型の実験時と同様に, USB翼を模擬した揚力分布により求めた修正値を使い

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

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

とする。ここで $\alpha_u$ は測定値,  $C_{Lu}, C_{Du}$ はb), c)項修正後の値である。 $C_{Lu}$ が大きくなるので $\alpha$ の修正量は大きい。

e) 風洞内循環流の修正

突風風洞は回流型であるため, 風を吹かさないう状態でも, エンジン・シミュレータの作動によって, タービン駆動空気の排気とファン流とのジェットが排出され, 風洞内に循環流が発生する。したがって, 無風時試験の場合には, この風洞内循環流による模型への力の影響を取り除く必要がある。そこで, エンジン・シミュレータによる風洞内循環流に相当する風を吹かして, エンジン不動作時の模型に働く力を測定しておき(抵抗試験), エンジン作動の無風時試験の時にこれによって修正するのである。修正量を出すために抵抗試験を実施し, 一樣流動圧と揚力, 抗力との関係を得た(図11)。この結果にもとづいて

$$L^* = 4.18 q'_{\infty} + 0.1 \quad \text{ただし } q'_{\infty} \text{ (MPa)}$$

$$D^* = 3.28 q'_{\infty} \quad L^*, D^* \text{ (N)}$$

の近似式を作り, エンジン推力検定と無風時試験時のデータを次のように修正した。

$$L = L_u - L^*$$

$$D = D_u - D^*$$

ここで $L_u, D_u$ は測定値である。

f) 迎角によるエンジン推力係数変化の修正

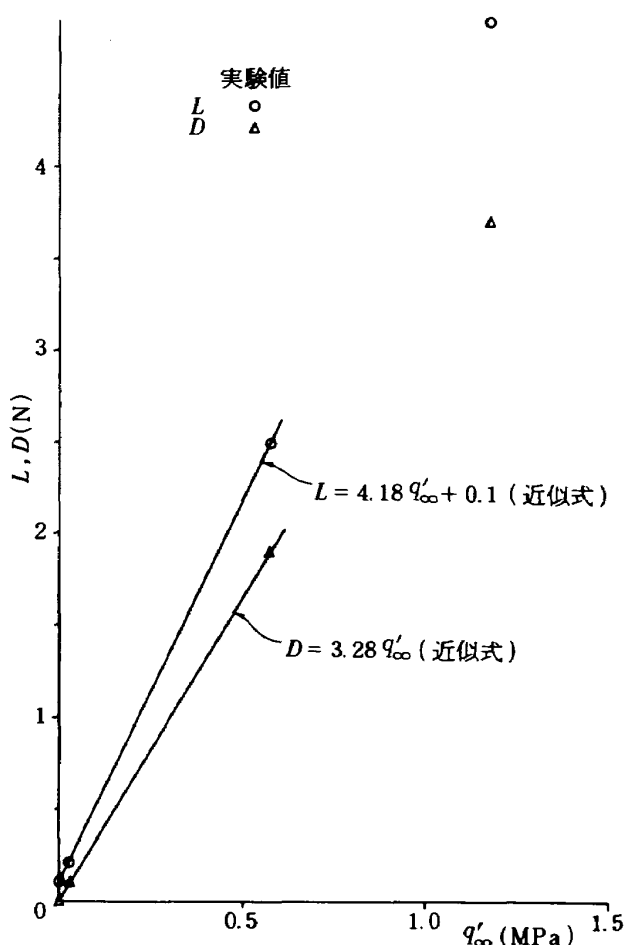


図 11 抵抗試験結果と近似式

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て  $C_L, C_D, C_m$  を計測するが、一様流動圧  $q_\infty$  が模型迎角と共に変化するので、エンジン推力係数  $C_J$  は一定に保たれない。そこで  $C_L, C_D, C_m$  を一定の  $C_J$  に対応する値に補正することを行った。まず最小迎角 ( $\alpha \sim -10^\circ$ ) において所定の係数值  $\bar{C}_J$  を与えるエンジン回転数と一様流動圧を設定し、つぎに迎角を変化させた場合 ( $\alpha = \alpha(i)$ ) の計測値  $C_L(i)$  に対して

$$\bar{C}_L(i) = C_L(i) + \frac{\Delta C_L}{\Delta C_J} (\bar{C}_J - C_J(i)) \quad (1)$$

として修正値  $\bar{C}_L(i)$  を定める。ここで、 $\alpha = \alpha(i)$  に対する一様流動圧は既知であるから  $C_J(i)$  も既知である。変化率  $\Delta C_L / \Delta C_J$  は、二つの  $\bar{C}_J$  (たとえば 1.0 および 1.85) における  $\alpha = 0$  での  $C_J$  と  $C_L$  の値を用いて定めた。 $\alpha = 0$  での値が測定値として得られていない場合は、前後の測定値から補間してそれを求めた。

$C_D, C_m$  についても同様に補正した。ただし、修

正前の値は b)~e) 項の修正を施した値を使用する。

(3) エンジン推力と推力係数  $C_J$ , およびジェット偏向効率  $\eta_J$  と偏向角  $\delta_J$

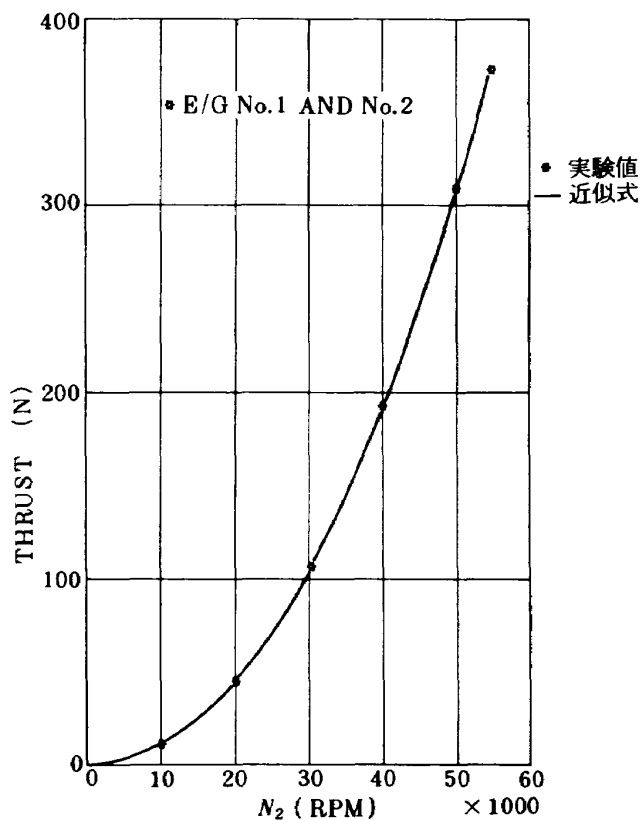
内外両エンジン作動による、エンジン推力試験で得られた  $L, D$  (ただし(2)-e) 項の修正済み) の合力を、推力  $T_0 = \sqrt{L^2 + D^2}$  とした。内外エンジンは共通の高圧空気系により駆動され、外エンジン回転数  $N_2$  が決まれば内エンジン回転数  $N_1$  も決まる。そこで推力  $T_0$  を、外エンジン回転数  $N_2 \times 10^3 \text{rpm}$  の 4 次式近似で表わす。

$$T_0 = a_0 + N_2 (a_1 + N_2 (a_2 + N_2 (a_3 + a_4 N_2))) \quad (2)$$

ここで定数は

$$\begin{aligned} a_0 &= -0.19585 \times 10^{-1} & a_3 &= 0.13938 \times 10^{-2} \\ a_1 &= 0.30357 & a_4 &= -0.10724 \times 10^{-4} \\ a_2 &= 0.71892 \times 10^{-1} \end{aligned}$$

とした。実験値と近似式を図12に示す。この近似式で得られる推力を使用し



$$\begin{aligned} \text{近似式 } T_0 &= a_0 + N_2 (a_1 + N_2 (a_2 + N_2 (a_3 + a_4 N_2))) \\ a_0 &= -0.19585 \times 10^{-1} & a_3 &= 0.13938 \times 10^{-2} \\ a_1 &= 0.30357 & a_4 &= -0.10724 \times 10^{-4} \\ a_2 &= 0.71892 \times 10^{-1} \end{aligned}$$

図 12  $T_0 \sim N_2$

$$C_J = \frac{T_0}{q'_{\infty}(S/2)} \quad (3)$$

としてエンジン推力係数とする。通風試験の場合も、 $N_1$ と $N_2$ の関係が無風時試験のときと同じであることを仮定して式2を用いる。

式2はフラップを取り外した状態での推力 $T=T_0$ を示す。フラップを取り付けた状態では、同一の $N_2$ に対して推力 $T$ は $T_0$ と一般に異なる。そこで、あるフラップ形態での $N_2$ が $N$ の時、 $T = \sqrt{L^2 + D^2}$  ( $L, D$ は(2)-e)項の修正済み)とした推力 $T$ と、回転数が $N$ における推力 $T_0$ を式2より求めて

$$\eta_J = \frac{T}{T_0} \quad (4)$$

として、これをジェット偏向効率とする。また、ジェット偏向角は

$$\delta_J = \tan^{-1} \left( \frac{L}{D} \right) \quad (5)$$

とする。

## 5. 試験結果

### 5.1 予備試験

本試験に先立ち予備試験を次の項目で実施した。模型はUSBフラップと外舷フラップ、クルーガ・フラップを取り外した形態になっている。

#### a) 配管干渉

4.2(2)-a) 参照。

#### b) 抵抗試験

4.2(2)-e) 参照。

#### c) エンジン推力検定

各フラップを取り外した状態で測定をした。また、両エンジン作動時のエンジン推力は両エンジンの合力とし、そのときの回転数は外エンジンの $N_2$ を基準にする。4.2(3)参照。

#### d) BLC 推力検定

両エンジン間の前縁に施したBLCの推力検定を図13に表わす。

### 5.2 本試験

本試験では試験項目によって、無風時試験と通風試験を実施した。無風時試験では、風洞内風速を0にした静止時の特性である、ジェット偏向角 $\delta_J$ および偏向効率 $\eta_J$ を計測した。通風試験では風洞風速

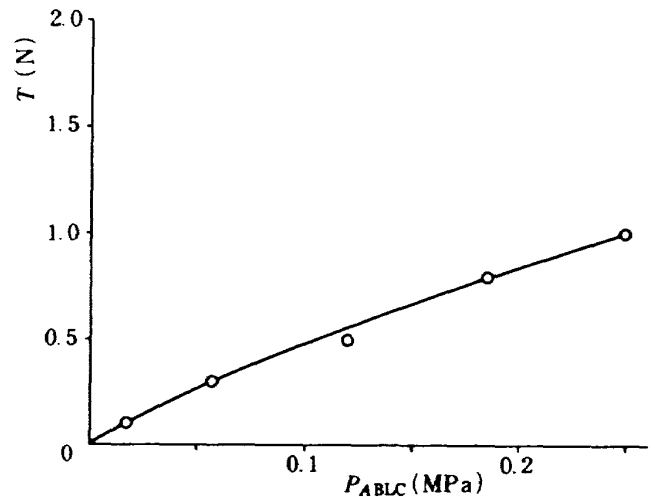


図13 前縁BLC推力検定試験

を28m/s (レイノルズ数 $5 \times 10^5$ ), C/N形態では40m/s (レイノルズ数 $7 \times 10^5$ )に設定して6分力(主に縦3分力)を計測した。

ここで、揚力および抗力に関しては次のような成分に分けて考える。係数で表わすと

$$C_L = C_L(C_J=0) + \eta_J C_J \sin(\delta_J + \alpha) + C_{L\Gamma} \quad (6)$$

$$C_D = C_D(C_J=0) - \eta_J C_J \cos(\delta_J + \alpha) + C_{D\Gamma} \quad (7)$$

$C_L, C_D$ とも第1項はエンジン推力がない場合の成分、第2項はエンジン推力の偏向による成分で、ジェット偏向効率を掛けて有効な成分を表わしている。第3項は超循環による成分である。

#### 5.2.1 無風時試験

##### (1) 各フラップ形態での無風時試験

STATIC TESTの結果を、エンジン回転数を横軸にしてジェット偏向角 $\delta_J$ と偏向効率 $\eta_J$ で表わした。USBフラップ角、外舷フラップ角、クルーガ・フラップ角をパラメータにして示したのが、それぞれ図14, 15, 16である。図14では、USBフラップの角度に対して $\delta_J$ が追従していなく、ジェットがUSBフラップに十分付着していないことがわかる。図15と16より、 $\delta_J$ は外舷フラップ角、クルーガ・フラップ角を変えてもUSBフラップ角と比べて変化が少ないことがわかる。また、外舷フラップ角が大きく、クルーガ・フラップ角が小さい方が $\eta_J$ はわずかだが良くなる傾向にある。ここで、回転数の低い側と高い側でデータのバラツキが大きく、 $\eta_J$ が1を越えるところがあるなど、この領域でのデータはよく検討する必要がある。

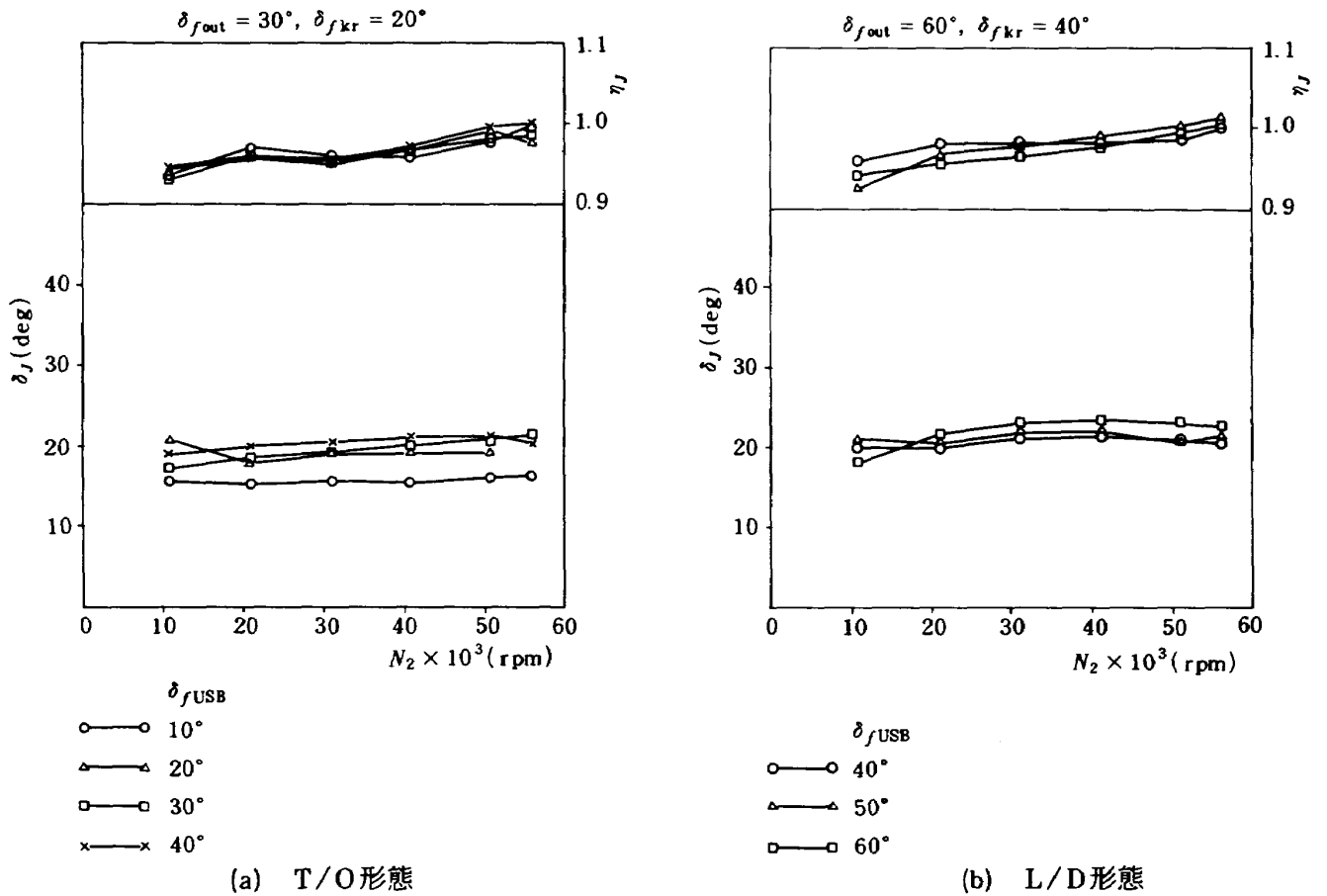


図 14 USBフラップ角効果 (STATIC TEST)

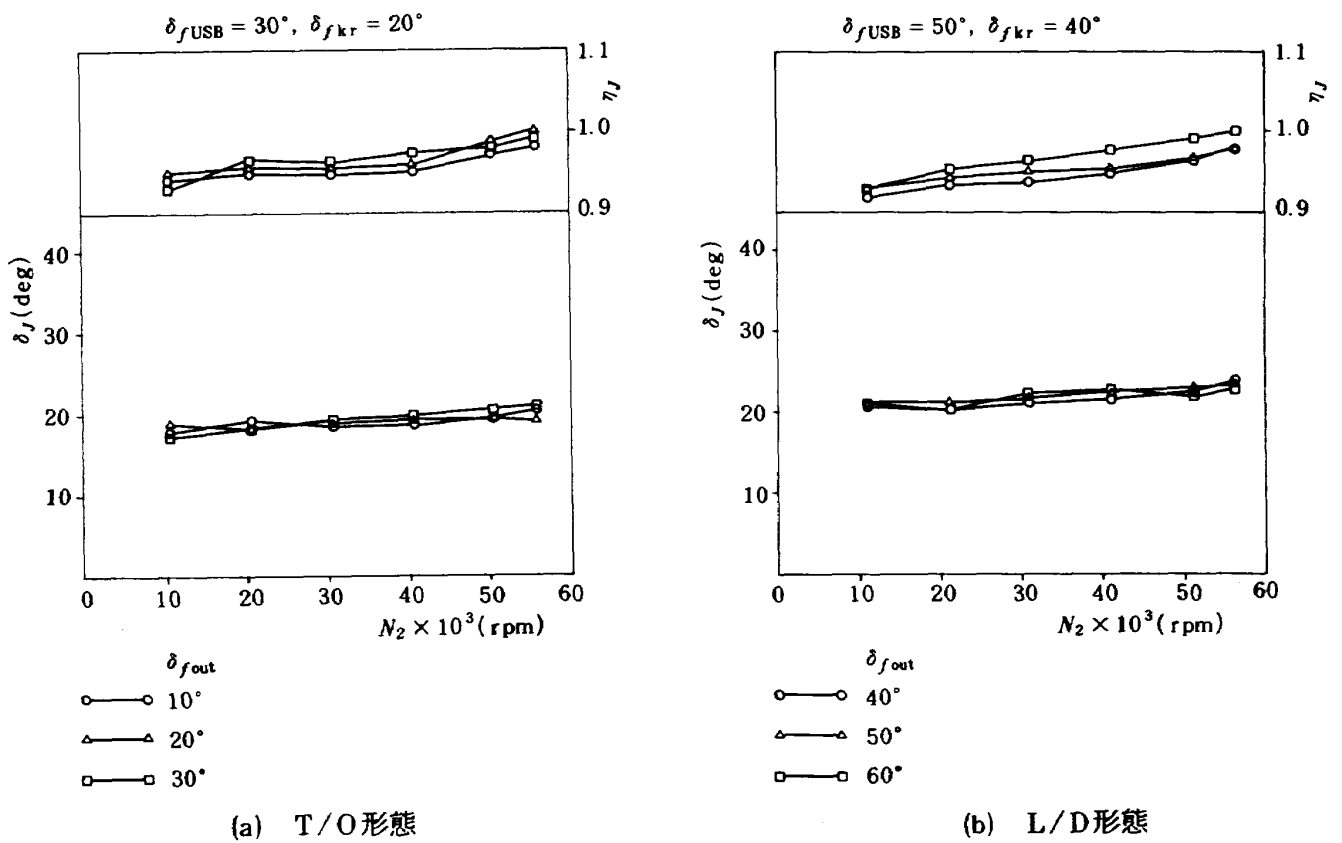


図 15 外舷フラップ角効果 (STATIC TEST)

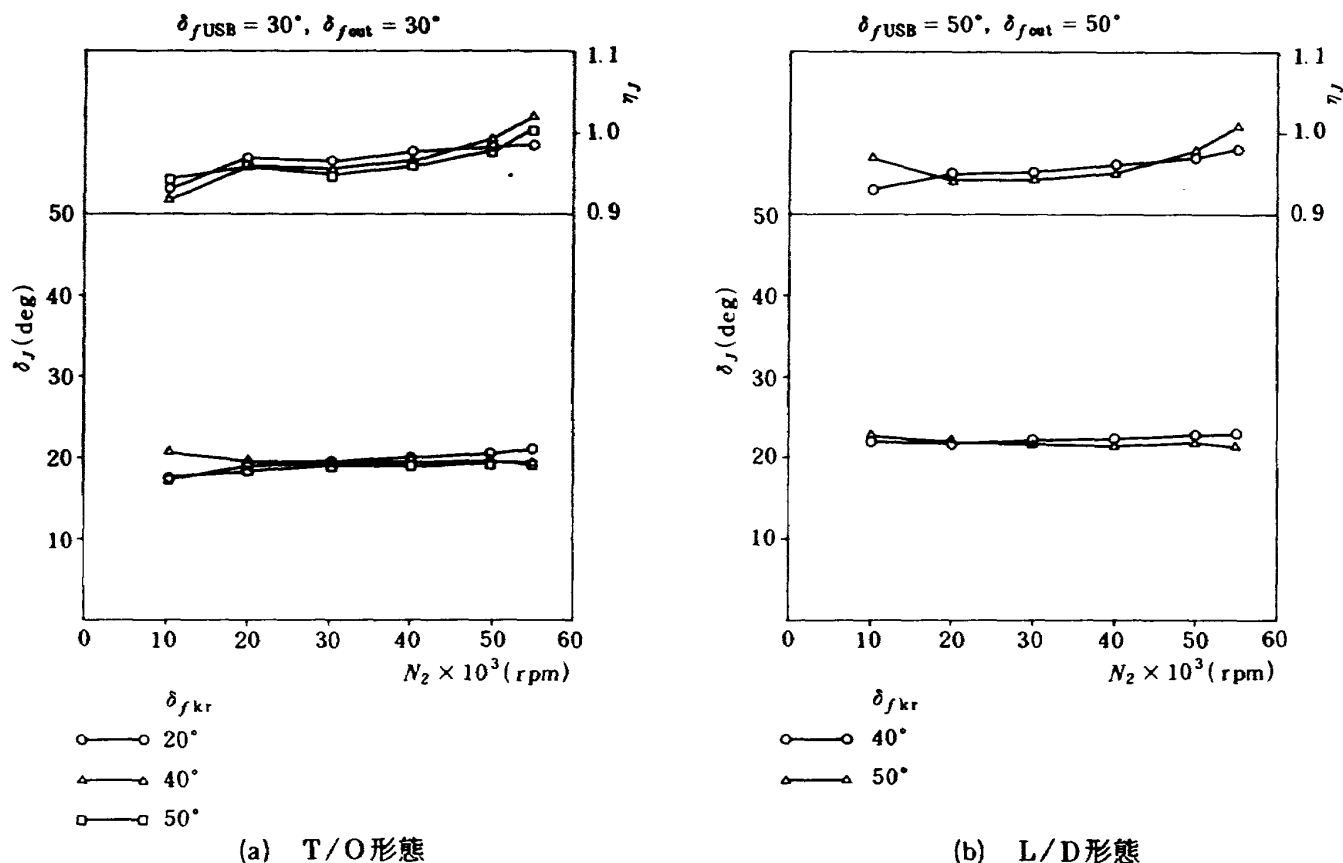


図16 クルーガ・フラップ角効果 (STATIC TEST)

(2) V.G. 効果

ボルテックス・ジェネレータを図17のように2種類用意し、縦12mm 横30mmのV.G.①と縦10mm 横24mmのV.G.②、③とがある。いずれも翼型をしており、主翼上面にダブル「ハ」型状に配置している。USBノズルからの位置はV.G.①から③にしたがって近付いていく。エンジン回転数を横軸にジェット偏向角 $\delta_J$ をプロットしたのが図18である。L/D形態のV.G.なし (Basic) では $\delta_J$ が約 $20^\circ$ であり、USBフラップにエンジン排気ジェットが付着していない。しかし、V.G.を付けるとジェットを広げるため、Coanda効果が増強され $\delta_J$ が約 $40^\circ$ と改善される。試験を行った中では、V.G.③の場合が最も良いジェットの付着効果を示した。なお、V.G.を使うとV.G.が抵抗となってジェットの運動量を奪うため、ジェット偏向効率 $\eta_J$ が図19のように悪くなる。

このV.G.試験のとき、サーモ・カメラ (赤外線感知カメラ) によって翼面の温度分布を観察した。エンジン・シミュレータのジェットはコア流が膨張によって冷え、ファン流は圧縮されて温度が高くな

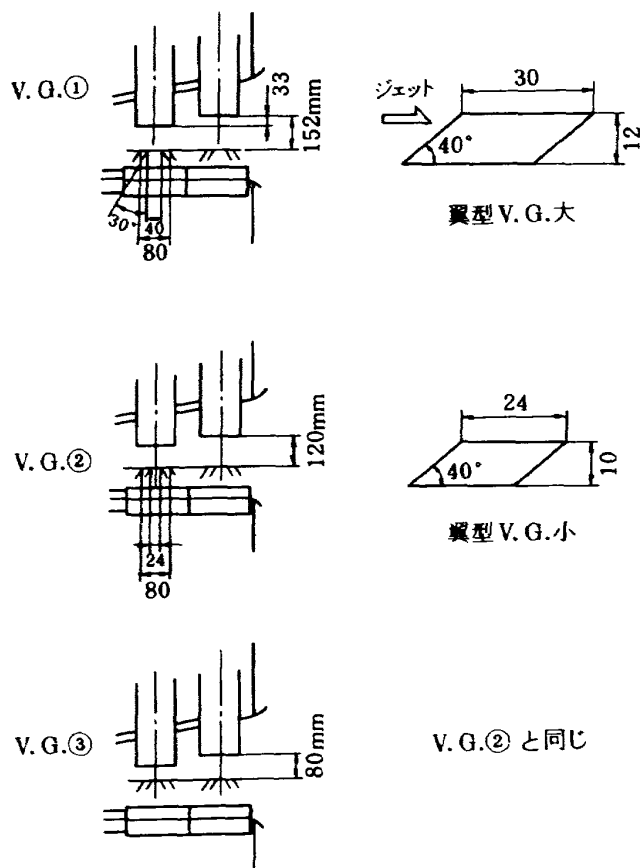


図17 ボルテックス・ジェネレータ配置図

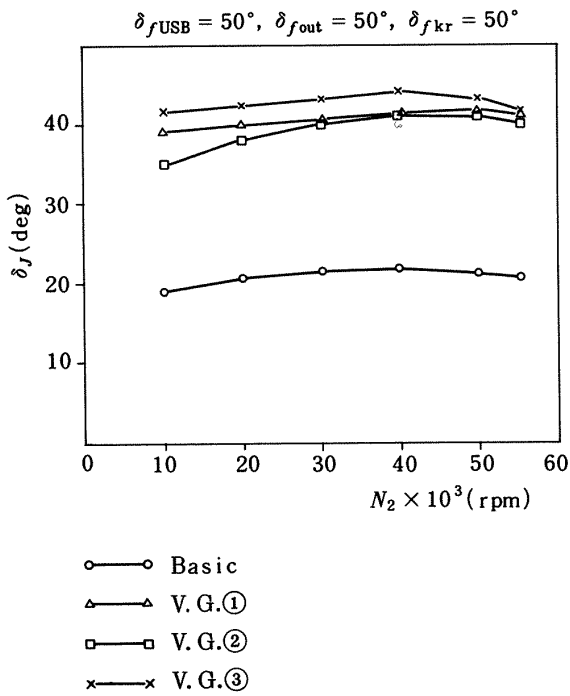
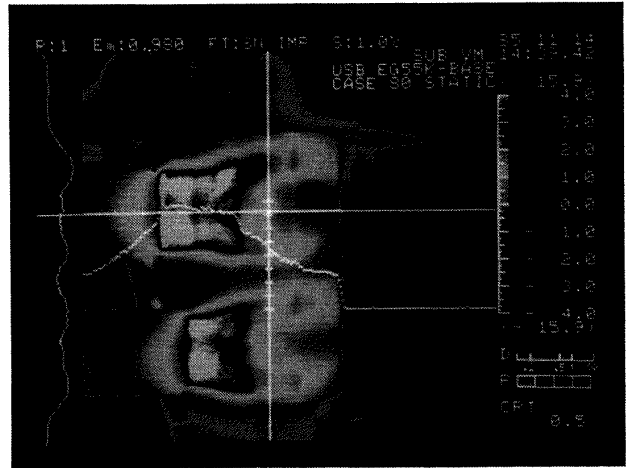


図 18 V.G. 効果 (L/D形態)

る。このジェットが翼上面やフラップにふれることにより外部との温度差が生じ、温度分布が表われる。これを測定することによって、ジェットの広がりや付着状態を可視化できた。写真2はその一例で、



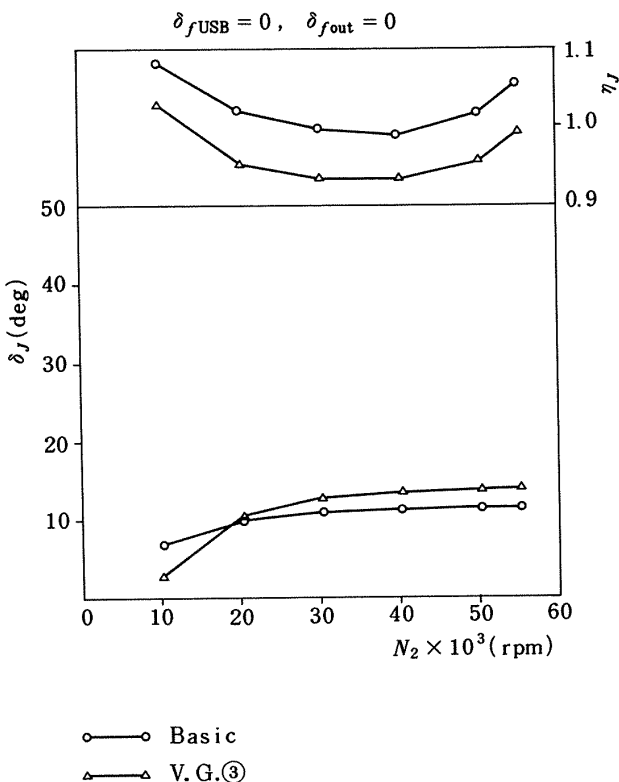
Nozzle Std.+V.G.(W,S)\*8(80)  
Static  
 $\delta_{fUSB} = 25/50, E/G \text{ rpm} = 55000, \alpha = 0$

写真2 サーモ・カメラによる写真の一例

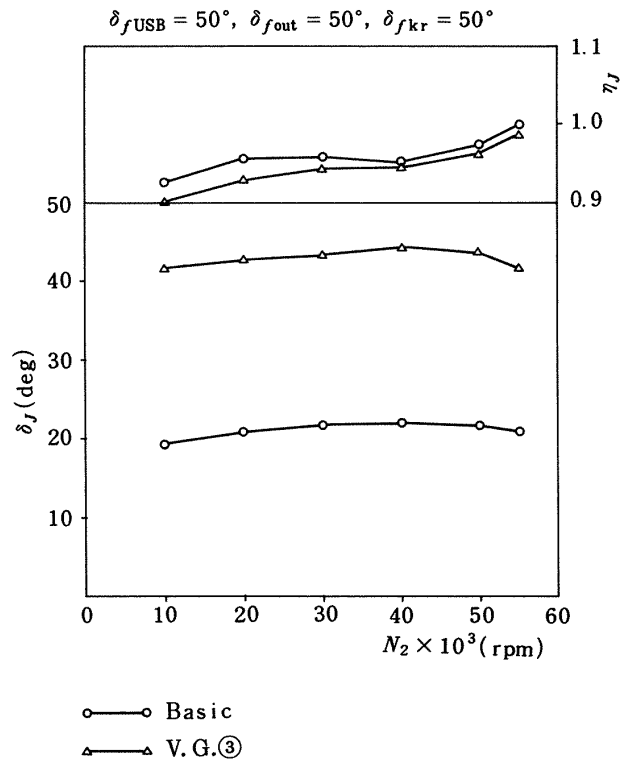
V.G.によりジェットが広がられている様子がわかる。

(3) ディフレクター・ノズル効果

USBフラップに排気ジェットを付着させるには、ディフレクター・ノズルを使用してもできる。図20に示すように、USBノズル上端からジェットを偏向させるようにおおいを突き出す。ディフレクター①



(a) C/N形態



(b) L/D形態

図 19 ジェット偏向角  $\delta_J$  と偏向効率  $\eta_J$

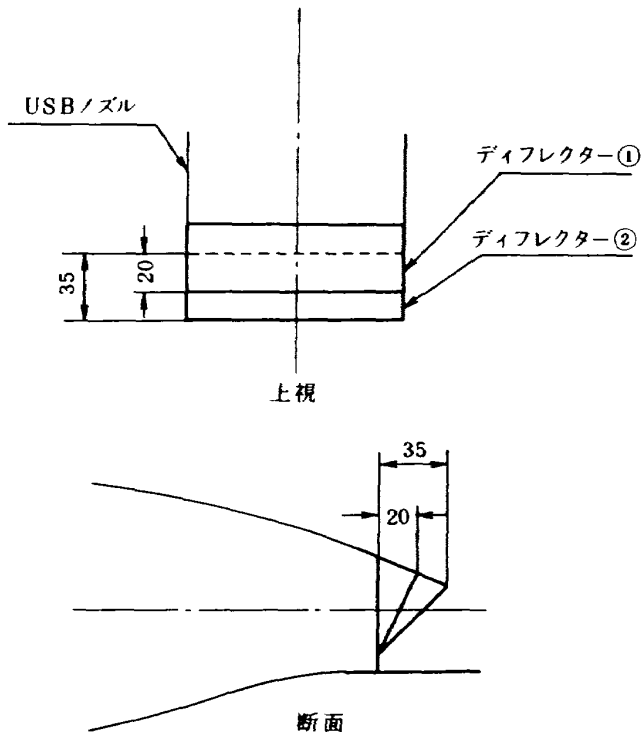


図20 ディフレクター・ノズルの設定

が20mmで②が35mm突き出している。このディフレクター・ノズルによって図21のように $\delta_j$ がV.G.なみの40°を得ることができた。ディフレクター・ノズルを付けるとジェットの出面積が変化するので、その都度エンジン推力検定をして諸量を出さな

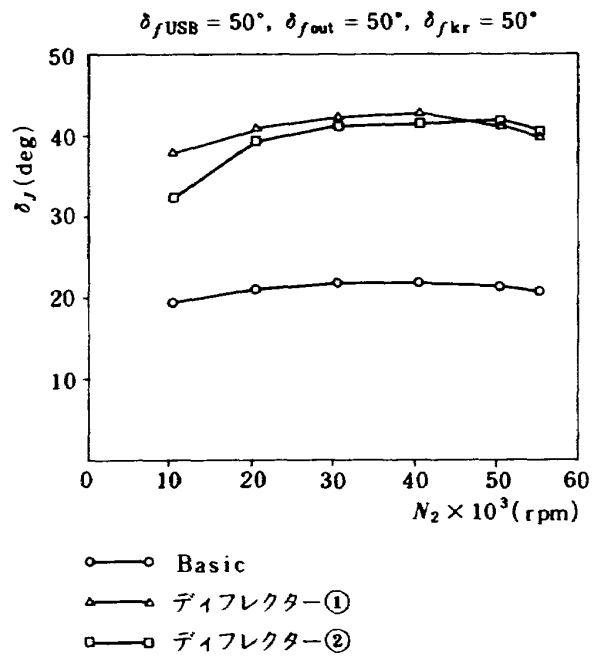


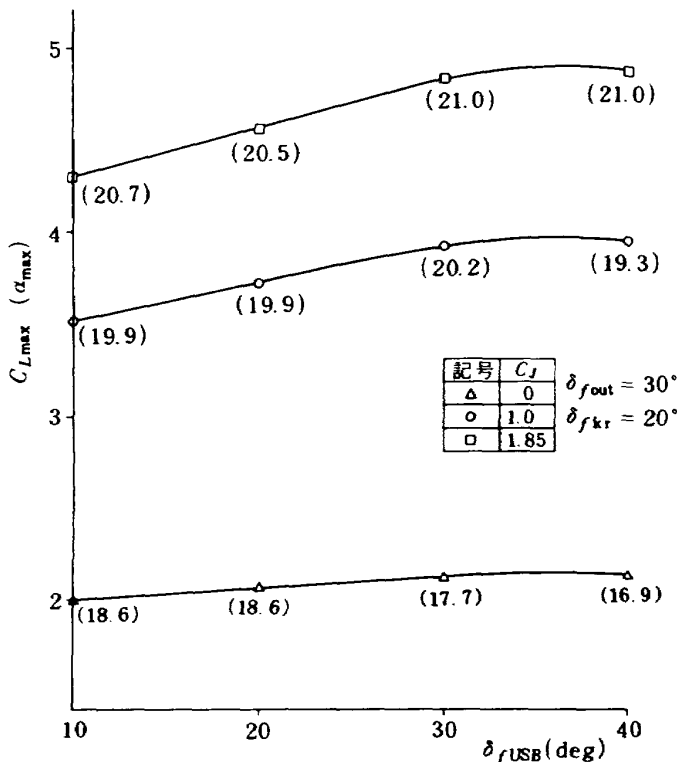
図21 ディフレクター効果(L/D形態)

ければならないが、今回は行ってない。

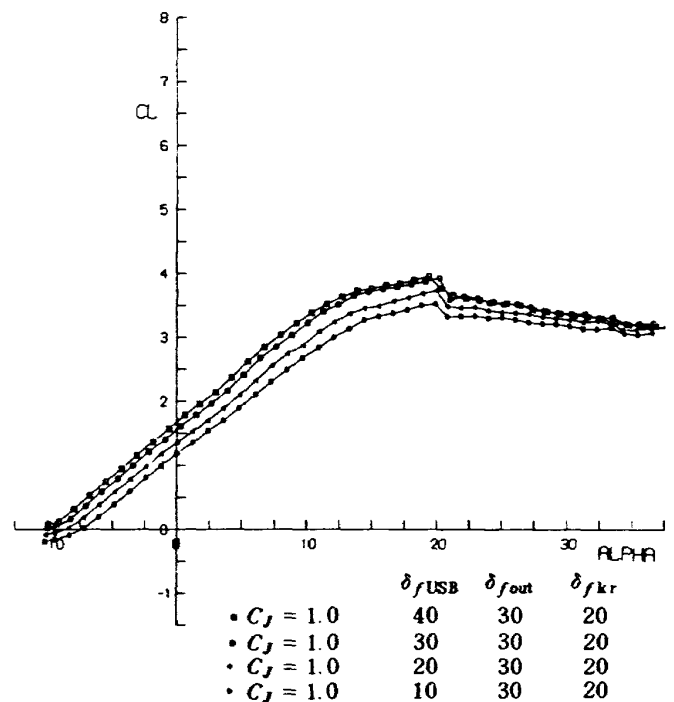
5.2.2 通風試験

(1) USBフラップ角効果

USBフラップ角効果, 外舷フラップ角効果, クルーガ・フラップ角効果のそれぞれを試験し, この模型におけるT/O形態, L/D形態の最適なフラップ角を探った。ここで,  $C_{Lmax}$ に注目して, フラッ



(a)  $C_{Lmax} \sim \delta_{fUSB}$



(b)  $C_L \sim \alpha$

図22 USBフラップ角効果(T/O形態)

ブ角の増加に対する  $C_{Lmax}$  の増分が、前の増分よりも減少する変曲点もしくはその前の角度を最適角とした。

T/O形態を想定して外舷フラップ角  $\delta_{f_{out}}$  を  $30^\circ$ 、クルーガ・フラップ角  $\delta_{f_{kr}}$  を  $20^\circ$  に設定し、USBフラップ角  $\delta_{f_{USB}}$  の効果を調べた。図22(a)には、 $\delta_{f_{USB}}$  に対する最大揚力係数  $C_{Lmax}$  の関係を、エンジン推力係数  $C_J$  をパラメータとして ( $C_J = 0, 1.0, 1.85$ ) 表わしている。かっこ内は  $C_{Lmax}$  を得る迎角である。(b)図は  $C_J = 1.0$  で  $\delta_{f_{USB}}$  をパラメータにした  $C_L \sim \alpha$  曲線である。 $\delta_{f_{USB}}$  を増すと  $C_L$  は  $\delta_{f_{USB}}$  に比例して増大するが  $30^\circ$  を越えると増大量は小さくなる。したがって  $\delta_{f_{USB}} = 30^\circ$  を最適角とする。L/D形態では図23(a), (b)により、 $\delta_{f_{USB}} = 50^\circ$  を最適角とした。この形態では  $\delta_{f_{out}} = 60^\circ$ 、 $\delta_{f_{kr}} = 40^\circ$  に設定した。

(2) 前縁および後縁フラップ角効果

a) 外舷フラップ

USBフラップ角は、その効果試験で最適なUSBフラップ角を得たのでその角度で設定し、クルーガ・フラップ角はUSBフラップ角効果のときと同じにし

た。T/O形態での特性を図24(a), (b)に示す。これも  $\delta_{f_{out}}$  を増すことにより  $C_L$  が  $\delta_{f_{out}}$  に比例して増大する。ここでは  $\delta_{f_{out}} = 30^\circ$  を最適角とした。L/D形態では図25(a), (b)に示すように、 $C_L$  の変化は少ない。最適角は  $\delta_{f_{out}} = 50^\circ$  とした。

b) クルーガ・フラップ

USBフラップ角効果と外舷フラップ角効果試験で得られた最適なフラップ角を設定し、クルーガ・フラップ角の効果調べた。図26(a), (b)に T/O 形態での特性を示す。これらにより  $\delta_{f_{kr}} = 20^\circ$  を T/O 形態でのクルーガ・フラップ角の最適角とした。また、L/D形態は図27(a), (b)より  $\delta_{f_{kr}} = 40^\circ$  を最適角とした。

c) 外前縁スラット形式効果

外E/Gより内側の前縁をクルーガ・フラップにし、外側の前縁をスラット形式にして実施した。図28のようにクルーガ・フラップとその設定ゲージを流用し、クルーガ・フラップ設定ゲージ用基準位置とゲージの端との間隔を  $1\% \bar{c}$  と  $1.5\% \bar{c}$  開けて、それをスロット①、スロット②とした。T/O形態、L/D形態における  $C_J = 1.0$  の  $C_L \sim \alpha$  曲線を図29、図30

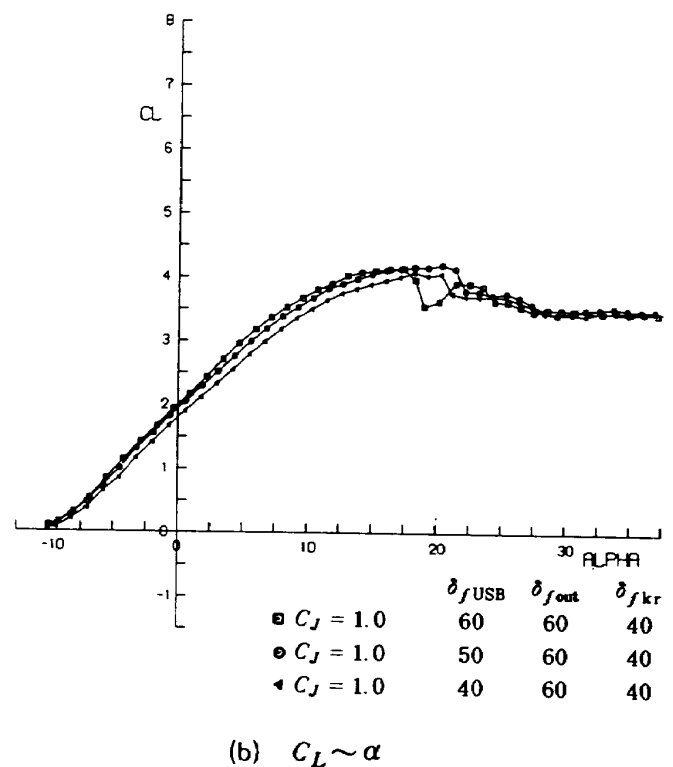
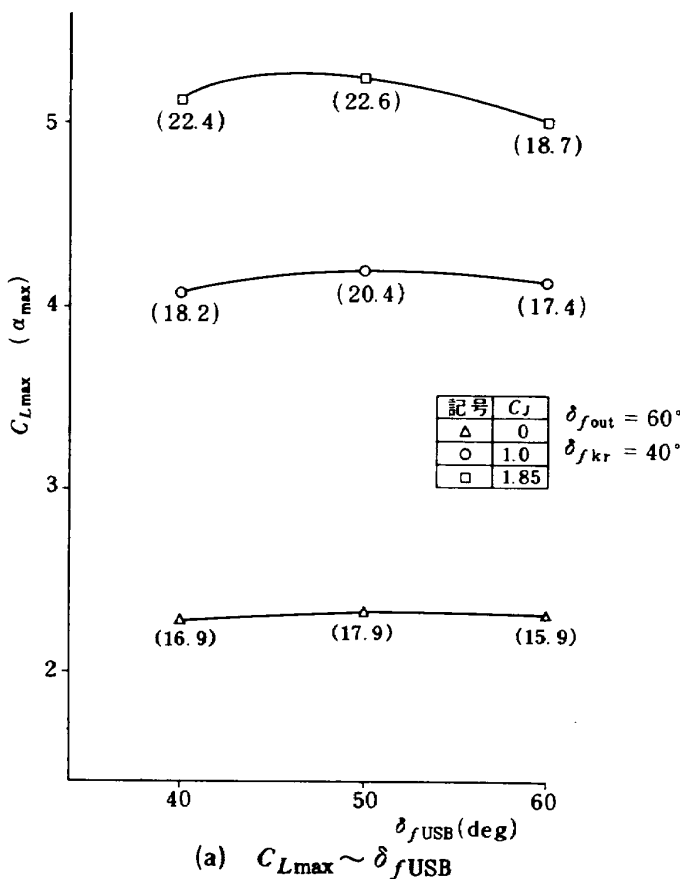
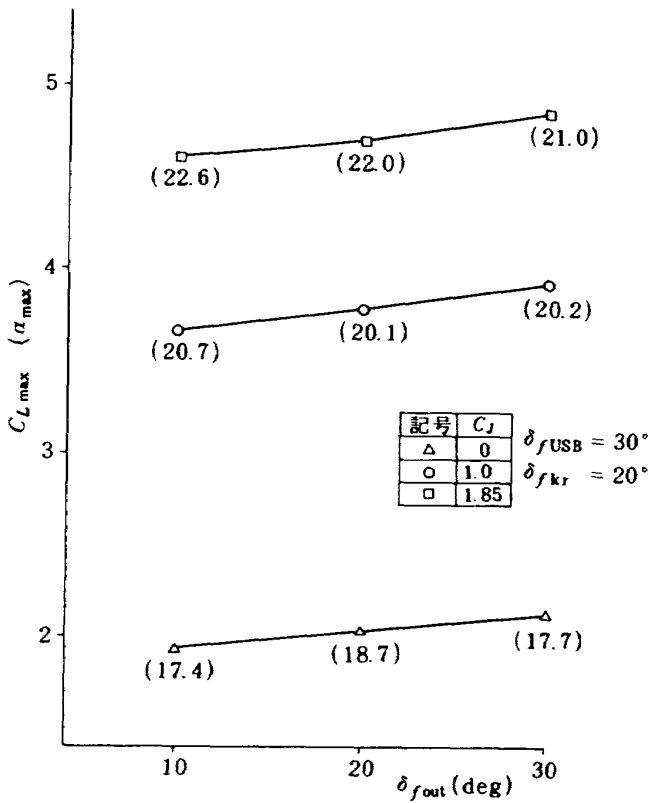
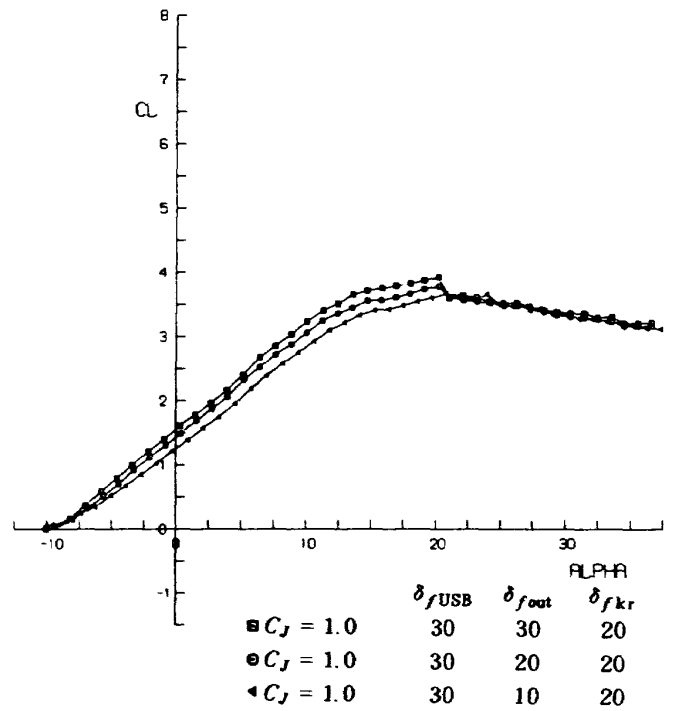


図 23 USBフラップ角効果 (L/D形態)



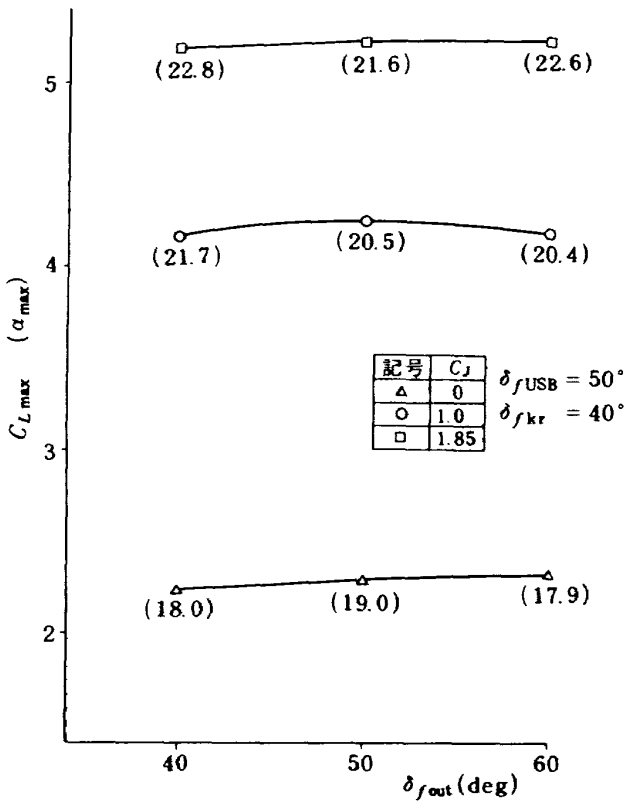


(a)  $C_{Lmax} \sim \delta_{fout}$

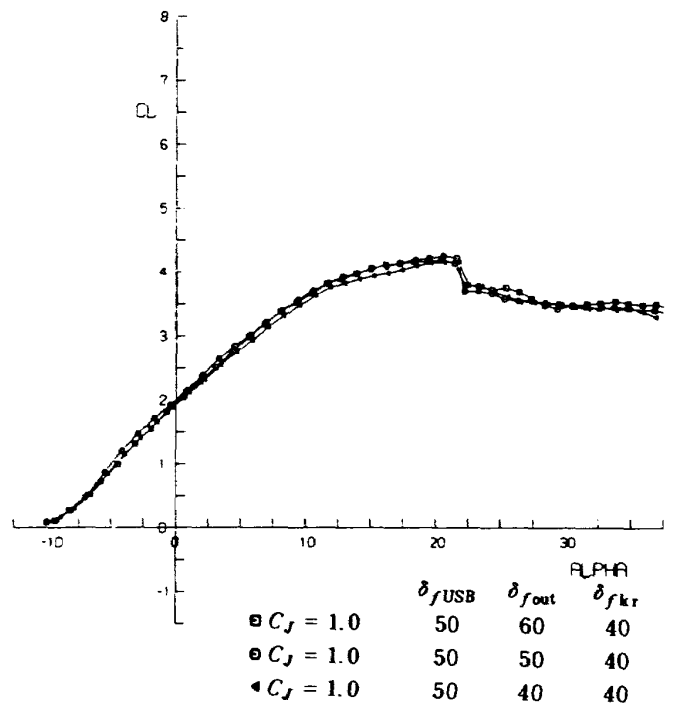


(b)  $C_L \sim \alpha$

図24 外舷フラップ角効果 (T/O形態)

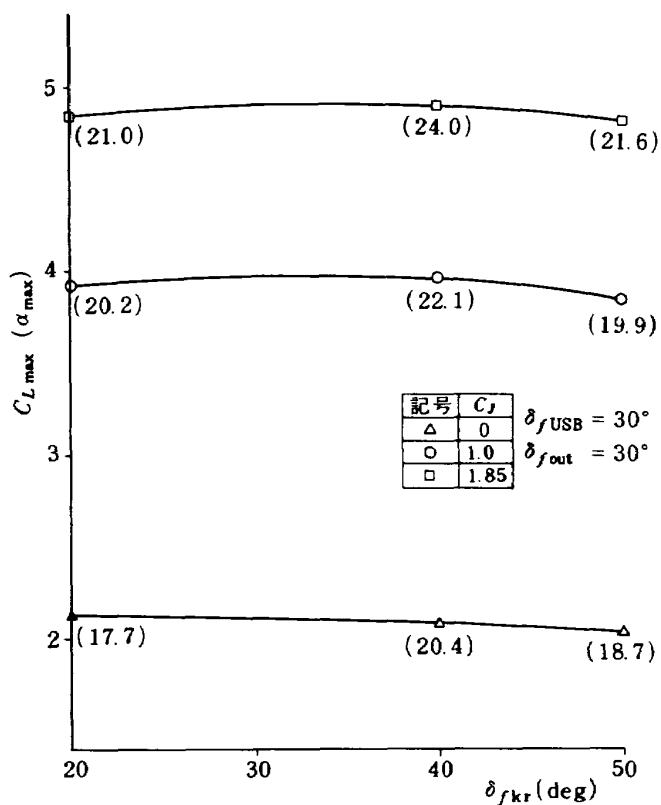


(a)  $C_{Lmax} \sim \delta_{fout}$

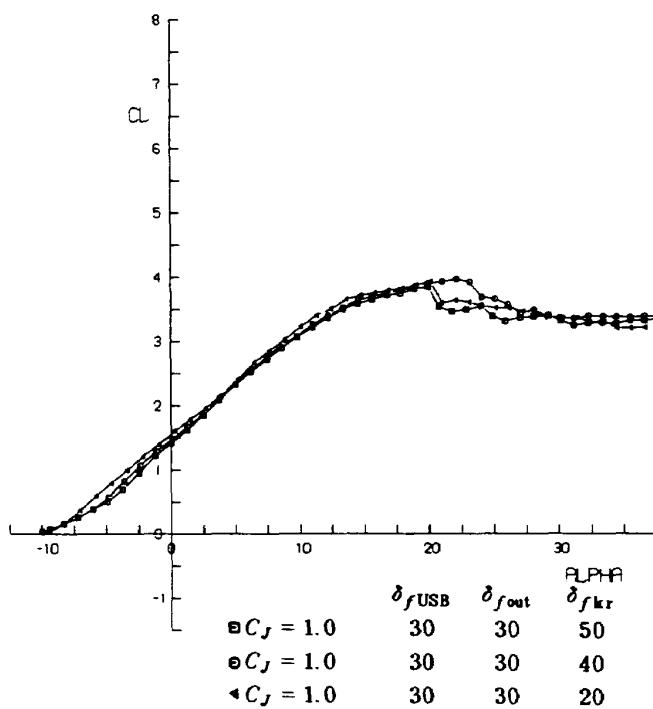


(b)  $C_L \sim \alpha$

図25 外舷フラップ角効果 (L/D形態)

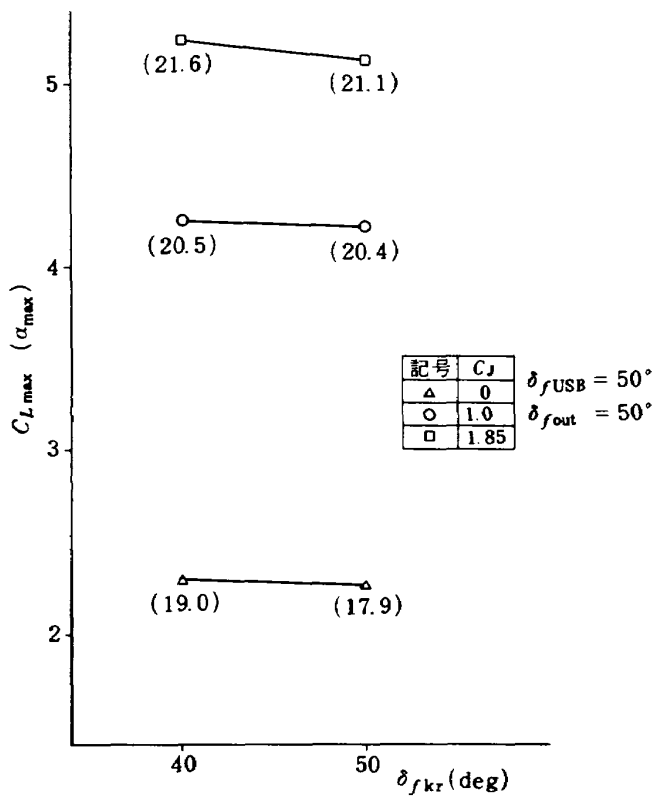


(a)  $C_{Lmax} \sim \delta_{fkr}$

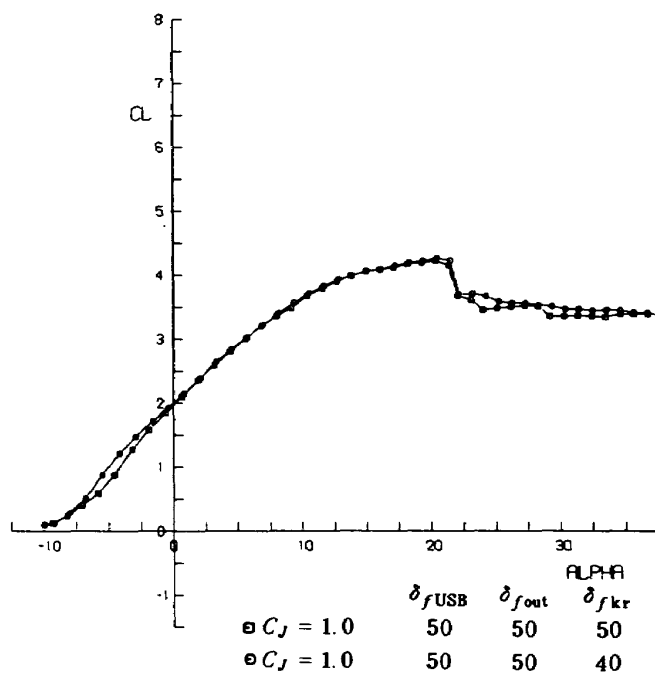


(b)  $C_L \sim \alpha$

図 26 クルーガ・フラップ角効果 (T/O形態)



(a)  $C_{Lmax} \sim \delta_{fkr}$



(b)  $C_L \sim \alpha$

図 27 クルーガ・フラップ角効果 (L/D形態)

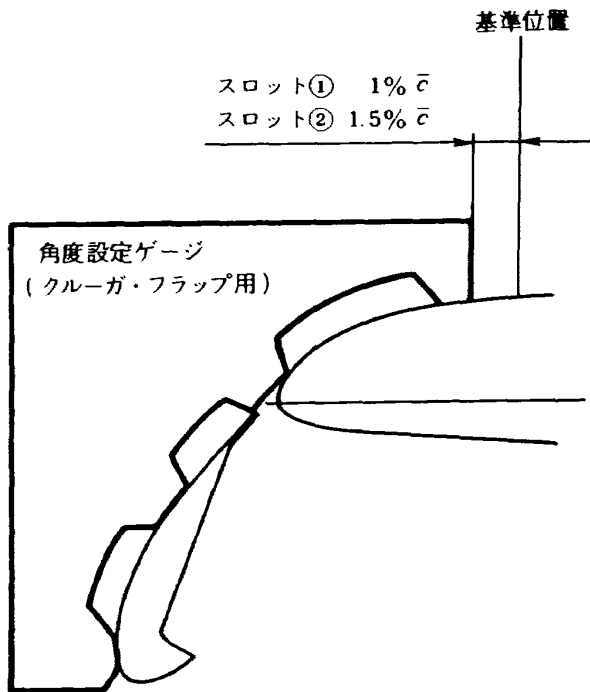
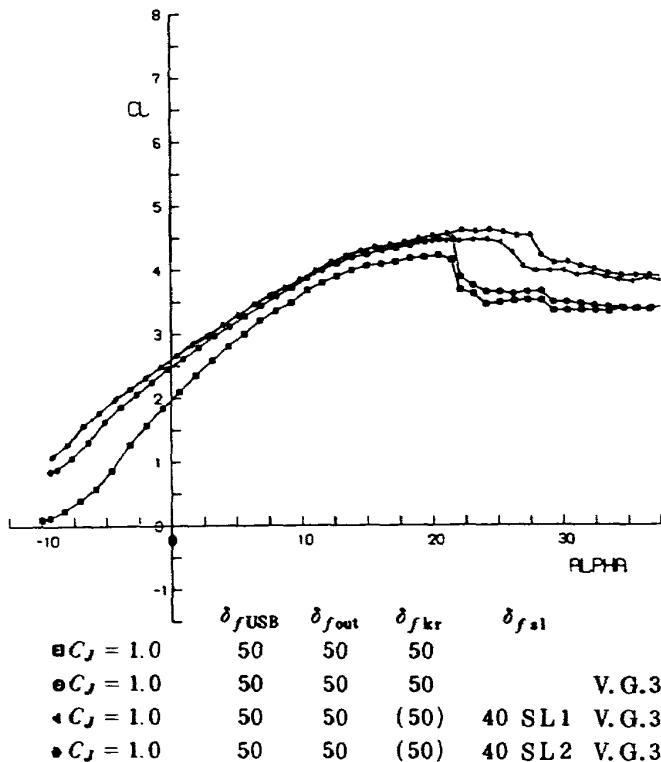


図28 外前縁スラット形式設定

(a)に示す。L/D形態において失速角がクルーガ・フラップだと約 $21^\circ$ であるのに対して、スラット形式にすると約 $28^\circ$ と大きくなる。また、失速特性も急激な失速から、いくぶんおだやかな失速へと改善される。図30(b)は $C_m \sim \alpha$ 曲線であるが、失速後の



(a)  $C_L \sim \alpha$

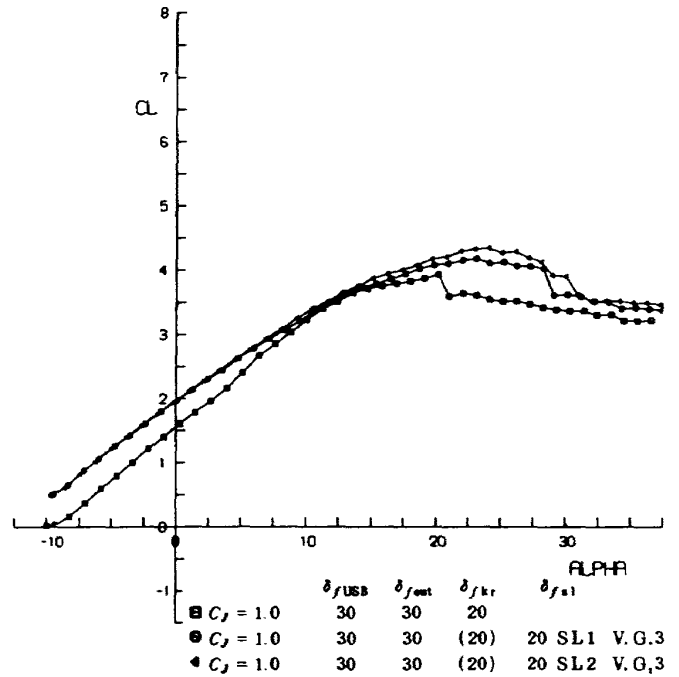
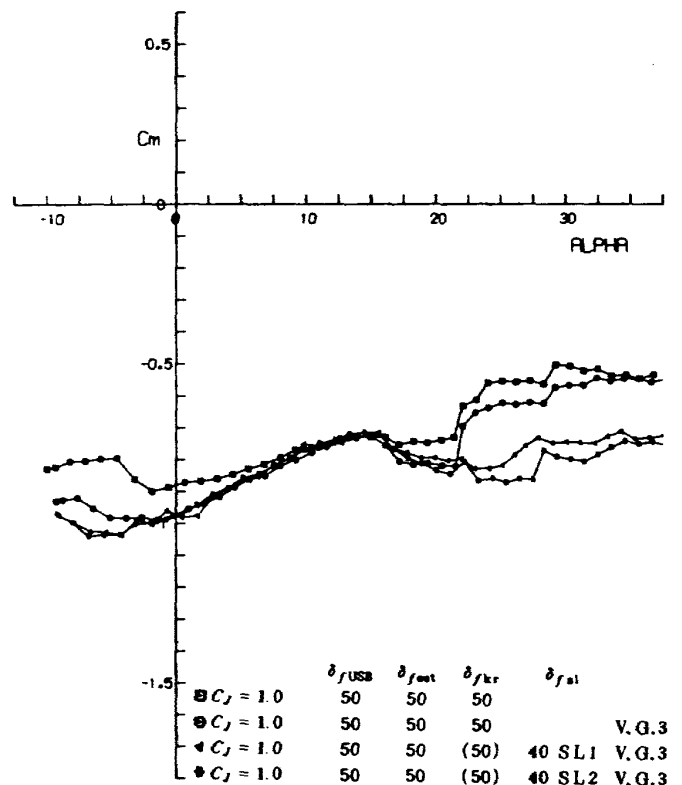


図29 外前縁スラット形式効果(T/O形態)

急激なピッチアップがスラットにすることで抑えられている。スロット幅はスロット②の方が $C_{Lmax}$ を増大させる。

(3) V.G. 効果

$C_J = 0$ と $1.0$ のときのV.G.効果を $C_L, C_D \sim \alpha$ 曲線で表わしたのが図31(a), (b)である。 $C_J = 0$ の場



(b)  $C_m \sim \alpha$

図30  $C_L, C_m \sim \alpha$ 曲線(L/D形態)

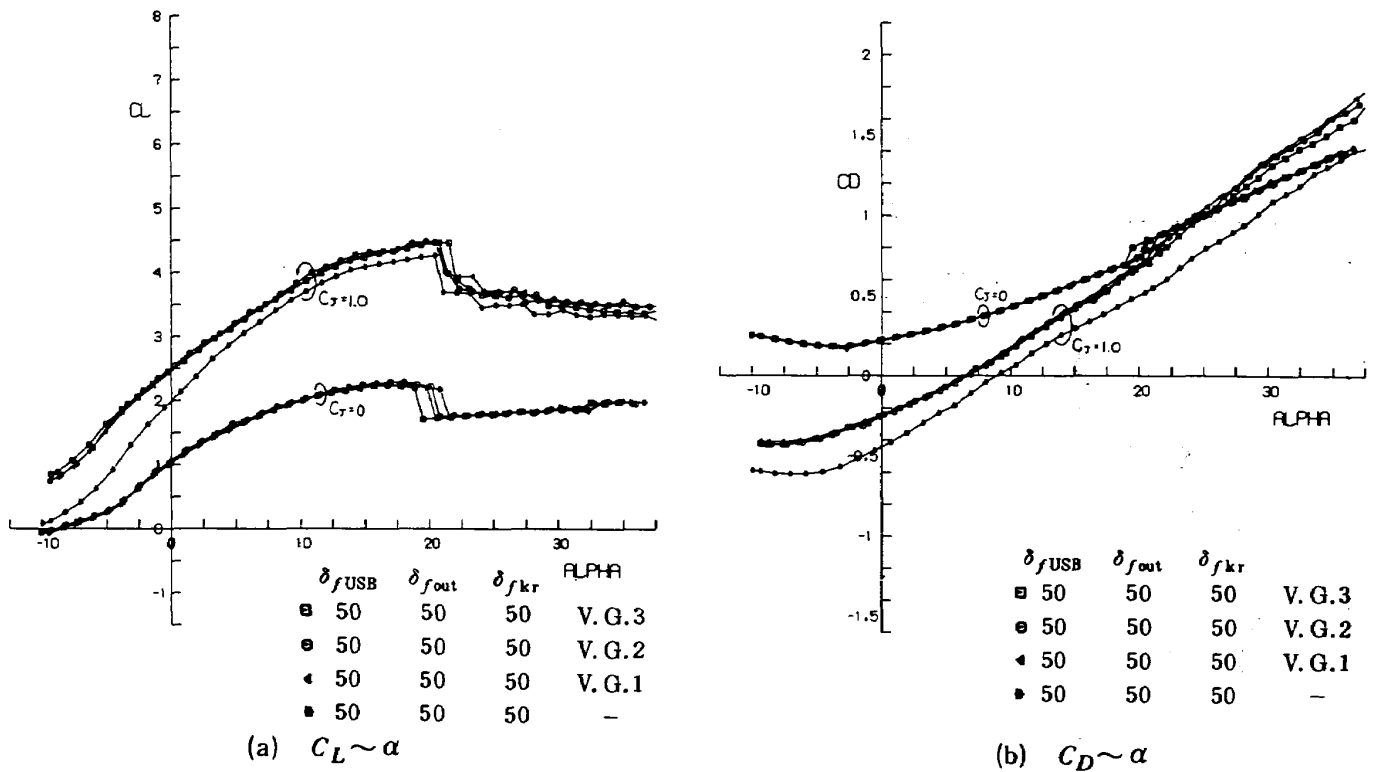


図 31 V.G. 効果  $C_L, C_D \sim \alpha$  曲線 (L/D形態)

合, V.G.の有無によって揚抗力特性に大きな変化は見られない(若干失速角に影響がでている)。 $C_J = 1.0$ になると,  $\delta_J$ がV.G.なしのときの約  $21^\circ$  からV.G. ③の場合約  $43^\circ$ になる(図19(b))。  $\delta_J$ が  $21^\circ$  から  $43^\circ$ に変化することによって, 揚力係数では  $\eta_J C_J \sin \delta_J$ の成分が増大し, 超循環成分が少し増加する。また, 抗力係数では  $-\eta_J C_J \cos \delta_J$ の成分が減少する。

### 5.2.3 各形態での縦3分力特性

C/N形態と最終的な形状でのT/O, L/D形態の縦3分力特性を図32, 33, 34に示す。C/N形態は  $C_J = 0, 0.2$ および  $0.7$ , T/OとL/D形態は  $C_J = 0, 1.0, 1.85$ のときの特性である。C/N形態(図32)においてエンジン・シミュレータを作動させる( $C_J \neq 0$ )と,  $C_J = 0$ のときとは異なり失速前に一度弱い失速がある。

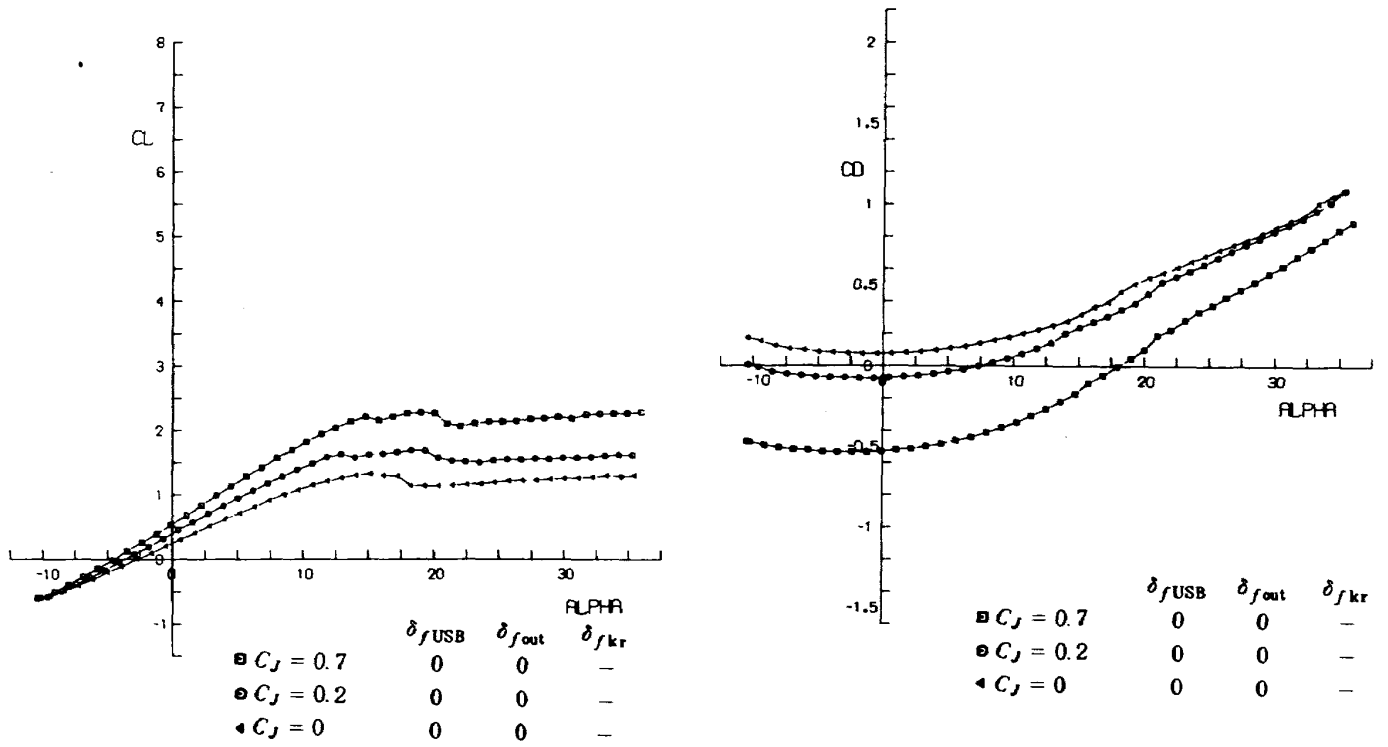
また, 式6, 7から導かれる超循環  $C_{Lr}, C_{Dr}$ を各形態で  $\alpha$ と  $C_J$ に対して表わしたのが図35である。作図範囲において,  $C_{Lr}, C_{Dr}$ は  $\alpha$ の増加に対して増大する。しかし, L/D形態での  $C_{Lr}$ は  $\alpha$ が  $0^\circ$ 付近で極小値が表われ(a図), C/N形態での  $C_{Dr}$ は増加率が小さい(c図)。L/D形態では  $C_J = 0$ のとき,  $\alpha \approx 2^\circ$ 以前で翼面に剥離が生じていて,  $\alpha \approx$

$2^\circ$ に近づくに従って流れが再付着してくる。この剥離の状態でジェットを吹かすと剥離が抑えられて, 見掛け上  $C_{Lr}$ が大きくなる。この効果が  $\alpha \approx 2^\circ$ に近づくに従って無くなり, 極小値が表われることになると思われる。 $C_J$ に対する  $C_{Lr}, C_{Dr}$ はある程度の値まで増大するがその後, 飽和する傾向にある(b, d図)。それから  $C_{Lr}, C_{Dr}$ とも,  $C_J$ が大きいほど  $\alpha$ の増加にともなう増加率は大きい。

### 5.2.4 「飛鳥」模型<sup>6),7)</sup>との比較<sup>5)</sup>

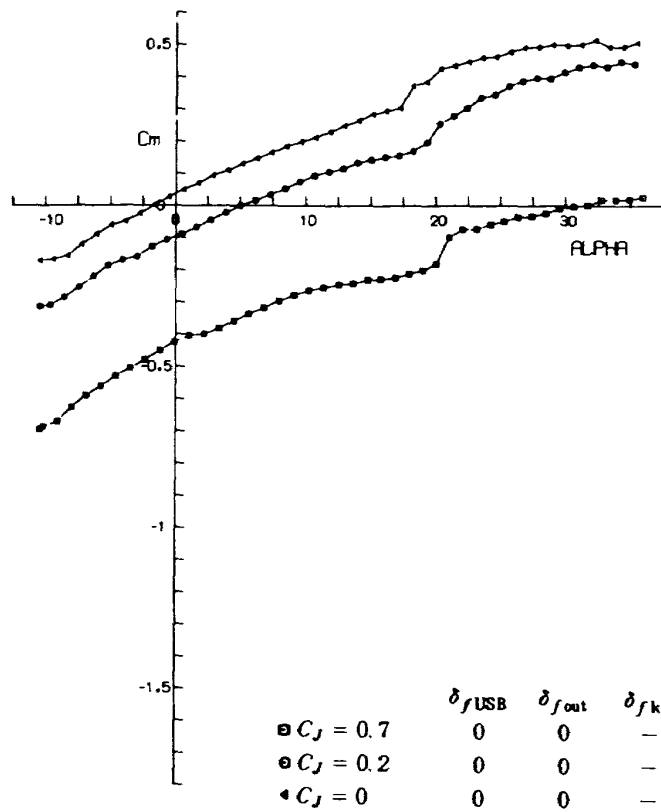
比較する「飛鳥」模型のデータは, 航技研の大型低速風洞で試験された全機模型のものを使用した。異なる風洞間での実験結果なので, データ精度の評価を行う必要があるが, これを保留して比較する。

C/N形態でV.G.を取り付けた状態の縦3分力を図36で比較する。(a)図の  $C_L \sim \alpha$  曲線では揚力傾斜が大きいことがわかる。揚力傾斜は  $C_J = 0$ のとき, 「飛鳥」模型が約  $0.076 \text{ deg}^{-1}$ , CAD模型が約  $0.098 \text{ deg}^{-1}$ であり, Diederichの近似式<sup>8)</sup>において二次元揚力傾斜を  $2\pi$ とすれば, 揚力傾斜はそれぞれ  $0.081, 0.089 \text{ deg}^{-1}$ になる。これと比べて実験値は「飛鳥」模型で6%小さく, CAD模型で10%大きくなっている。 $C_D$ は(b)図で, CAD模型では最小有害抗力係数が  $0.025$ 程度「飛鳥」模型より大きく, 翼厚比の違いに



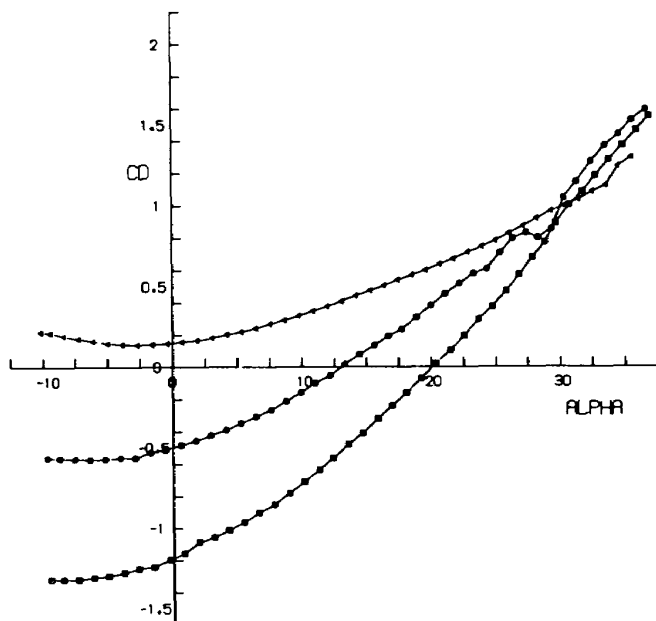
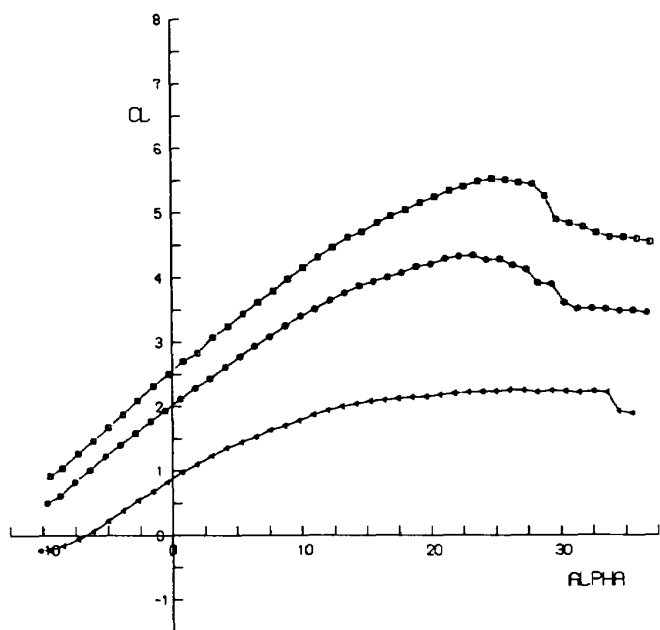
(a)  $C_L \sim \alpha$

(b)  $C_D \sim \alpha$



(c)  $C_m \sim \alpha$

図 32 C/N形態

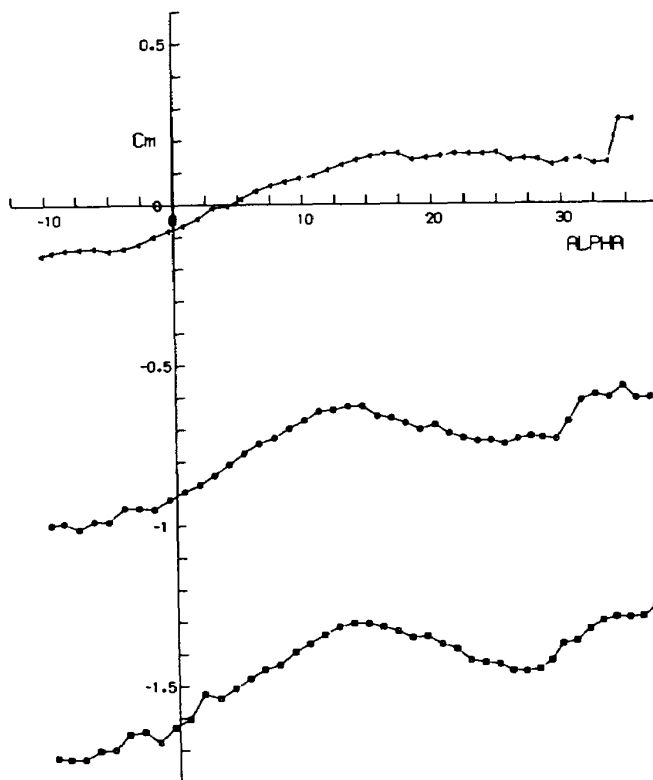


	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	$\delta_{fkr}$	$\delta_{fs1}$		
■ $C_J = 1.85$	30	30	(20)	20	SL2	V.G.3
● $C_J = 1.0$	30	30	(20)	20	SL2	V.G.3
▲ $C_J = 0$	30	30	(20)	20	SL2	V.G.3

	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	$\delta_{fkr}$	$\delta_{fs1}$		
■ $C_J = 1.85$	30	30	(20)	20	SL2	V.G.3
● $C_J = 1.0$	30	30	(20)	20	SL2	V.G.3
▲ $C_J = 0$	30	30	(20)	20	SL2	V.G.3

(a)  $C_L \sim \alpha$

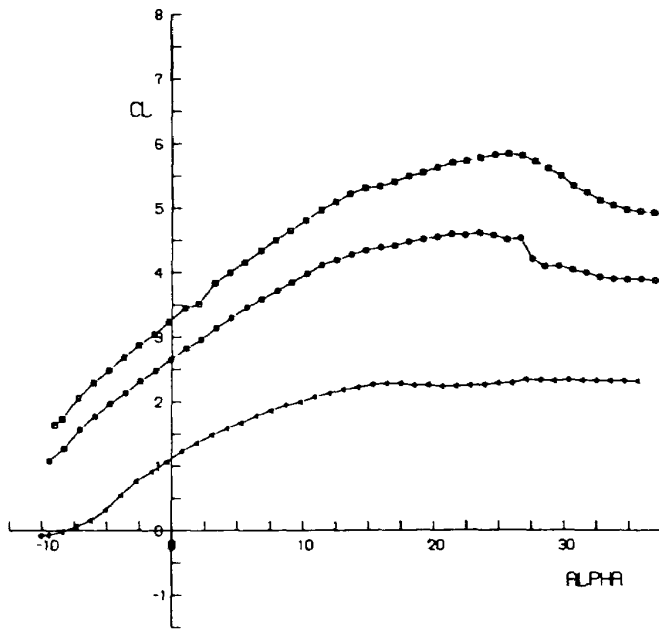
(b)  $C_D \sim \alpha$



	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	$\delta_{fkr}$	$\delta_{fs1}$		
■ $C_J = 1.85$	30	30	(20)	20	SL2	V.G.3
● $C_J = 1.0$	30	30	(20)	20	SL2	V.G.3
▲ $C_J = 0$	30	30	(20)	20	SL2	V.G.3

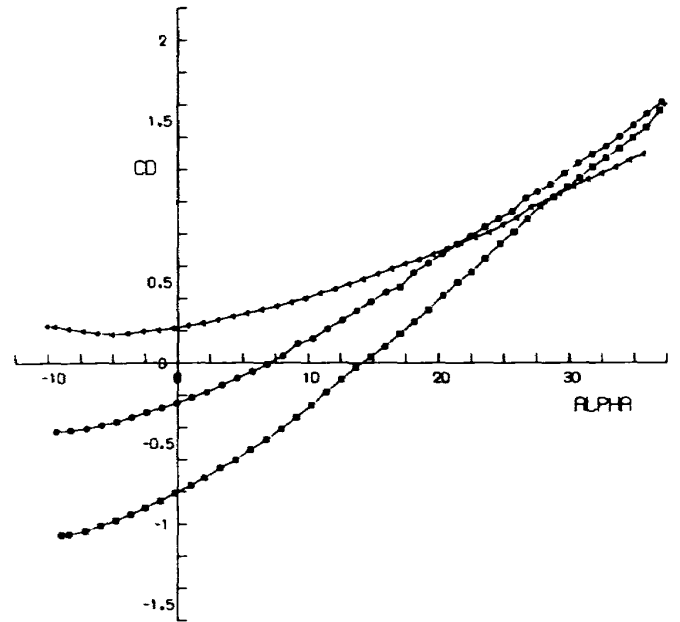
(c)  $C_m \sim \alpha$

図 33 T/O形態



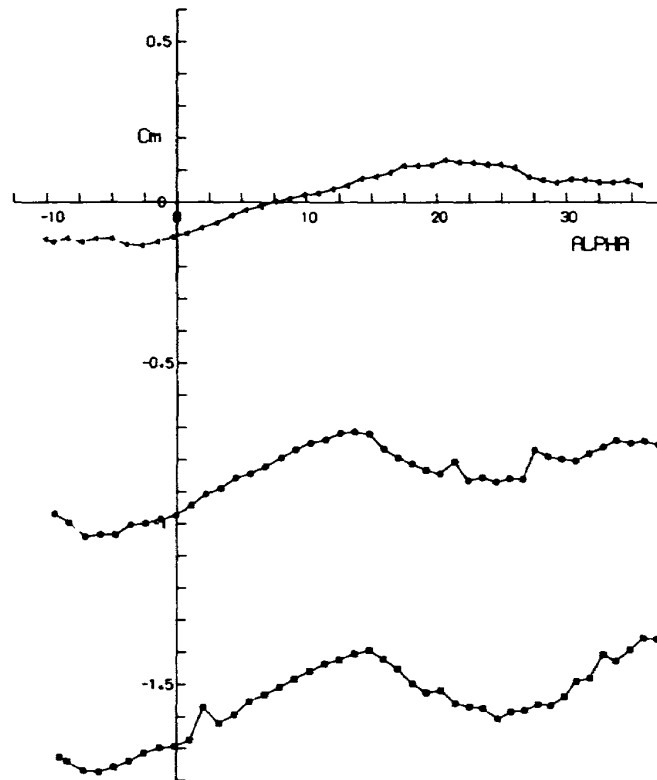
	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	$\delta_{fkr}$	$\delta_{fs1}$
■ $C_J = 1.85$	50	50	(50)	40 SL2 V.G.3
● $C_J = 1.0$	50	50	(50)	40 SL2 V.G.3
▲ $C_J = 0$	50	50	(50)	40 SL2 V.G.3

(a)  $C_L \sim \alpha$



	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	$\delta_{fkr}$	$\delta_{fs1}$
■ $C_J = 1.85$	50	50	(50)	40 SL2 V.G.3
● $C_J = 1.0$	50	50	(50)	40 SL2 V.G.3
▲ $C_J = 0$	50	50	(50)	40 SL2 V.G.3

(b)  $C_D \sim \alpha$



	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	$\delta_{fkr}$	$\delta_{fs1}$
■ $C_J = 1.85$	50	50	(50)	40 SL2 V.G.3
● $C_J = 1.0$	50	50	(50)	40 SL2 V.G.3
▲ $C_J = 0$	50	50	(50)	40 SL2 V.G.3

(c)  $C_m \sim \alpha$

図 34 L/D形態

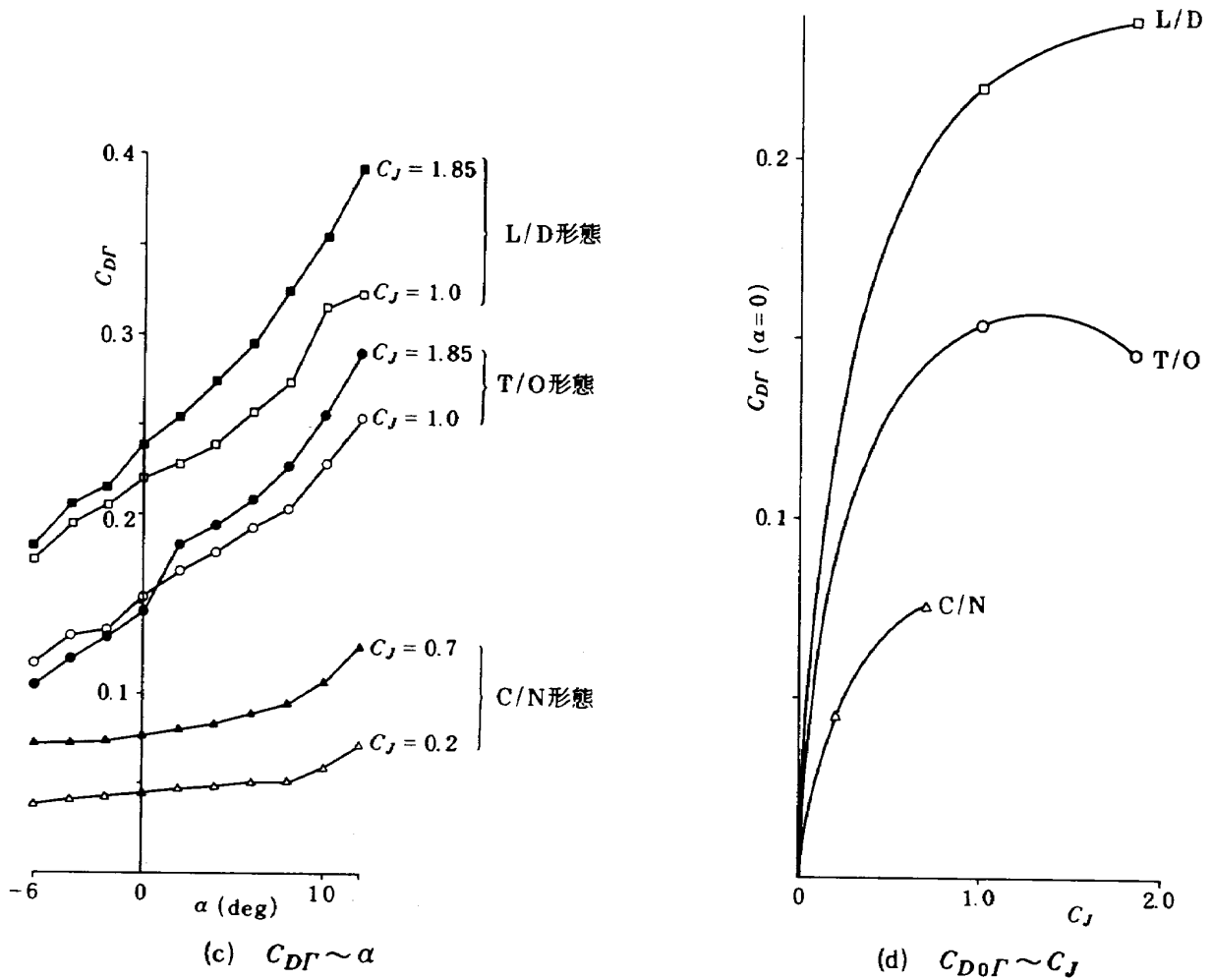
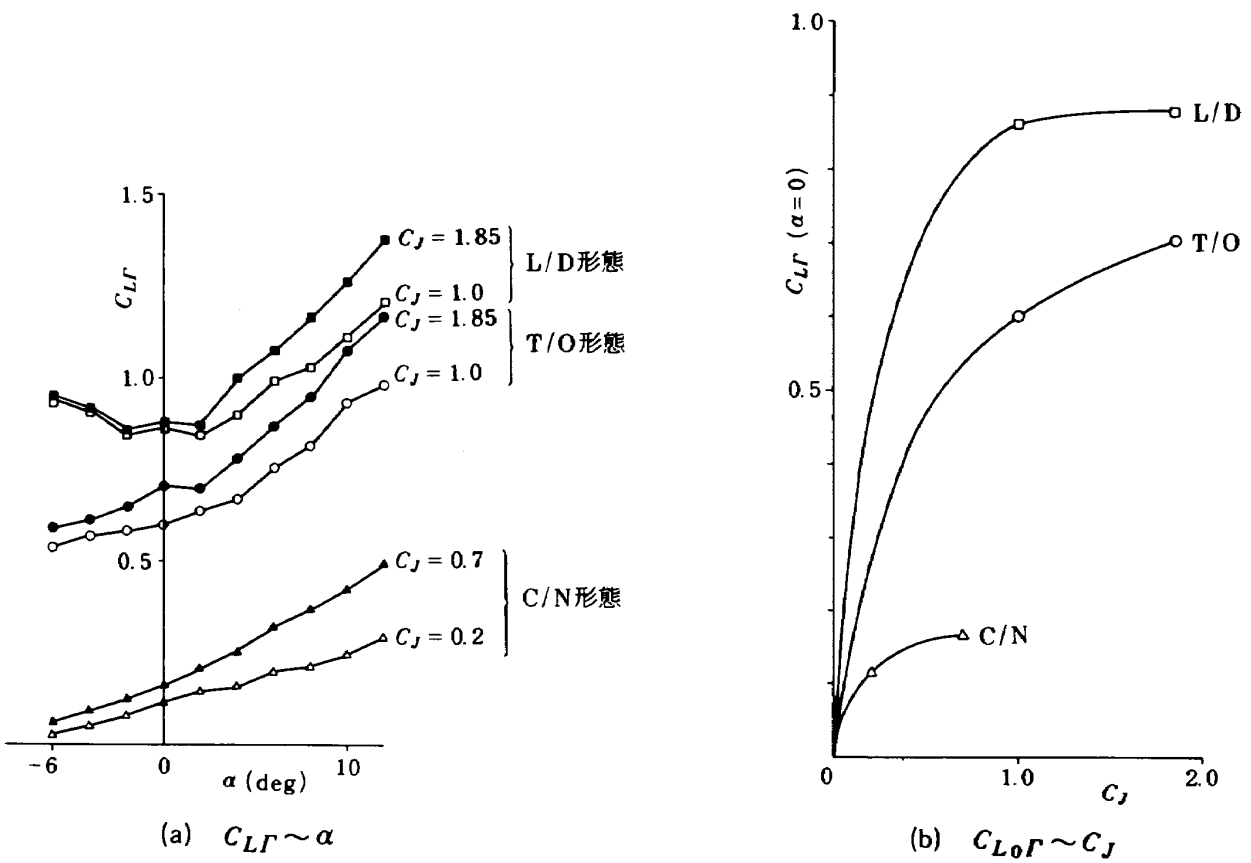
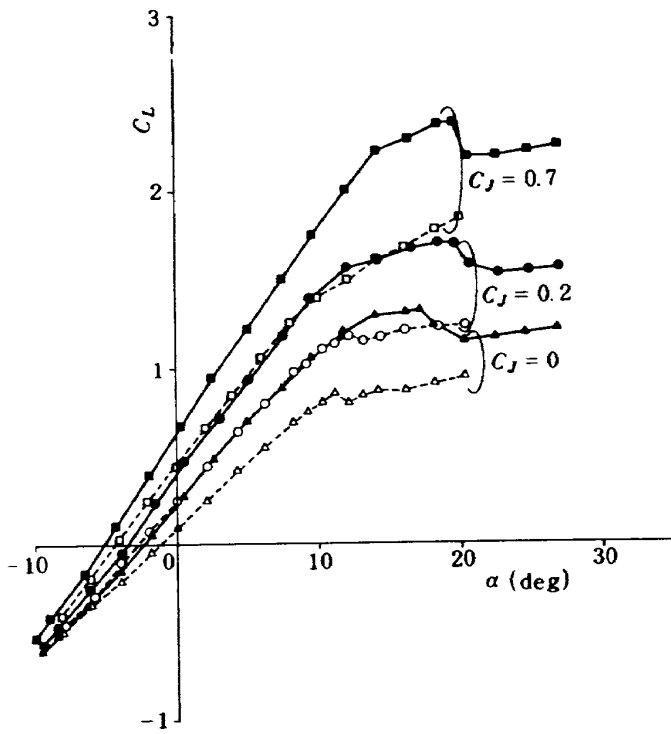


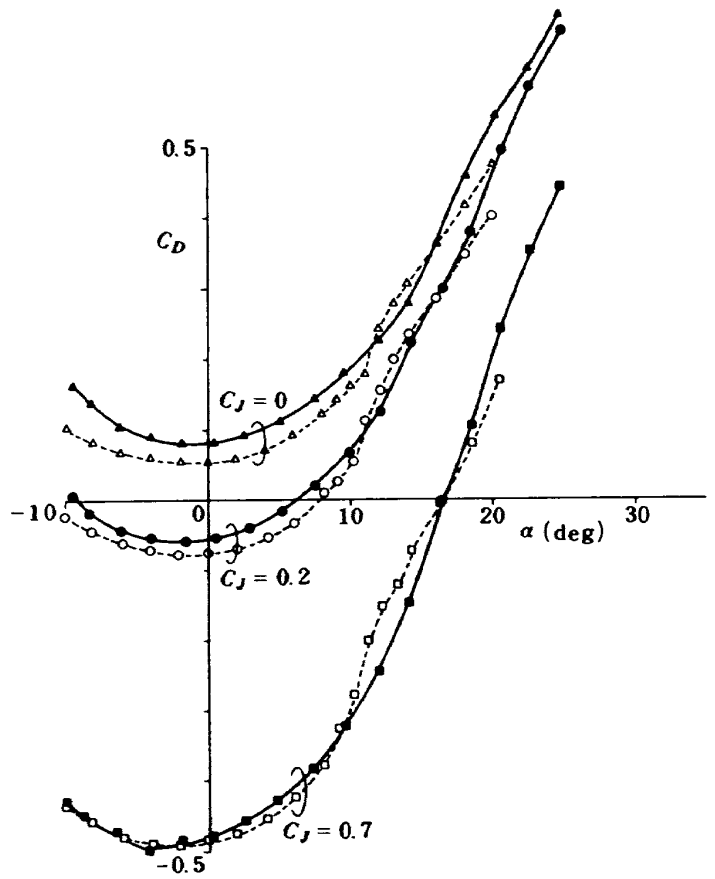
図 35



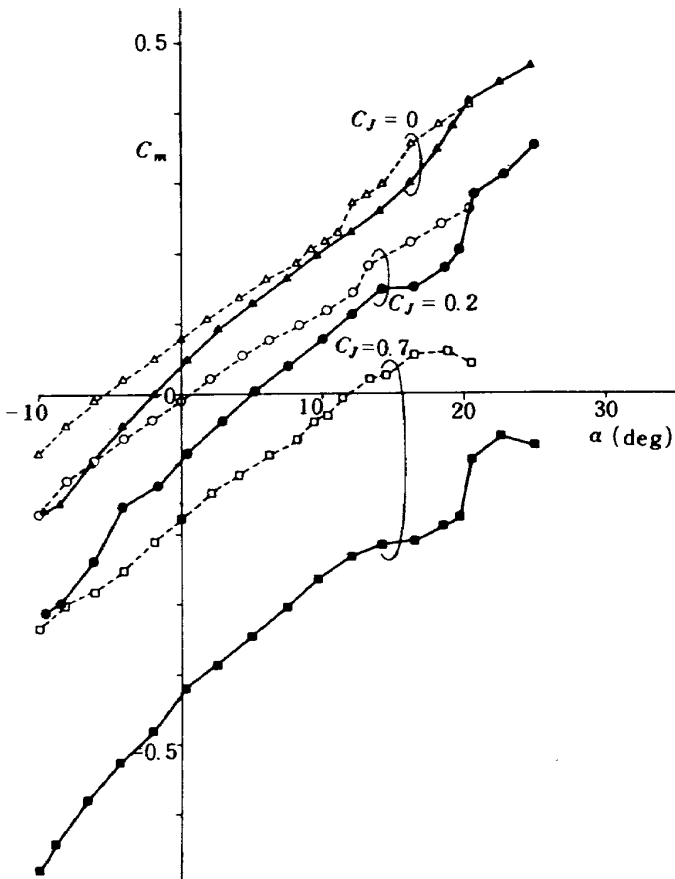
	$\delta_{f_{USB}} / \delta_{f_{out}}$	V. G.
—●— CAD模型	0/0	ON
-○- 「飛鳥」模型	0/0	ON



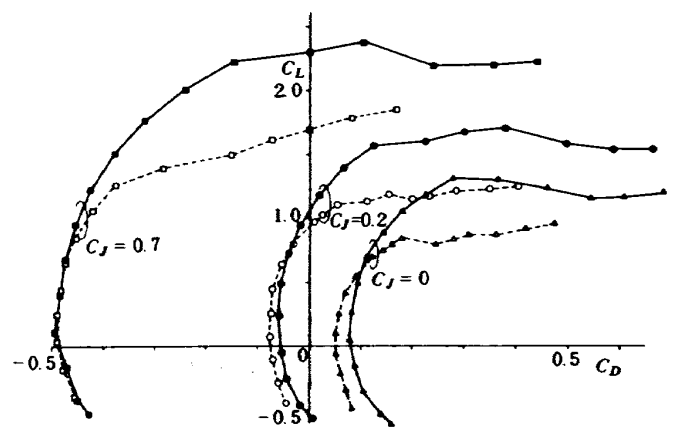
(a)  $C_L \sim \alpha$



(b)  $C_D \sim \alpha$



(c)  $C_m \sim \alpha$



(d)  $C_L \sim C_D$

図36 「飛鳥」模型との特性比較 (C/N形態)

よるためと思われる。(c)図のCAD模型の  $C_m \sim \alpha$  曲線では  $C_J$  が増えると頭下げモーメントが増大する。これはこの形態での  $\delta_J$  が「飛鳥」模型で  $10^\circ$ 、CAD模型が  $13^\circ$  であることと、CAD模型の翼型がリアローディングのタイプであることに起因するものと推定される。極曲線の比較を(d)図に示す。 $C_J = 0$  での最大揚抗比は、どちらも約 6.2 となる。

図37は L/D形態で  $C_L \sim \alpha$  曲線を比較したもので、図(a)は両模型とも前縁 BLC が OFF になっている。図(b)では「飛鳥」模型の前縁 BLC が ON であり、CAD模型は OFF である。両模型形態のフラップ角が若干異っているので厳密な比較はできないが、このように CAD模型は前縁 BLC なしでも「飛鳥」模型の前縁 BLC ありと同程度の  $C_{Lmax}$  および失速角を得ている。

図38(a), (b)は、 $C_{Lmax}$  と迎角  $0^\circ$  のときの揚力係数  $C_{L0}$  による比較で、どちらも横軸に  $C_J$  をとっている。CAD模型は「飛鳥」模型の前縁 BLC なしと比べて、C/N, L/D形態とも  $C_J$  の値にかかわらず  $C_{Lmax}$  で 0.5 程度上まわっている。 $C_{L0}$  では、C/N 形態で CAD模型の方が  $C_L$  で上まわっているが、

L/D形態になると下まわる。これは外舷フラップが「飛鳥」模型では多重隙間フラップ(4重隙間)かつ  $\delta_{f_{out}} = 65^\circ$  に対して、CAD模型ではダブルスロットド・フラップで、 $\delta_{f_{out}} = 50^\circ$  であるためと思われる。つぎに、超循環による揚力係数成分  $C_{L\Gamma}$  を  $\alpha$  をパラメータにして比較したのが図39である。C/N形態ではCAD模型の方が上まわっていて、L/D形態では下まわっている。この  $C_{L\Gamma}$  の差が前述の  $C_{L0}$  の差となって出て来るものと推測される。また、どちらも  $C_J$ 、 $\alpha$  を大きくすると  $C_{L\Gamma}$  は増大する。

両模型の空力性能を比較する指標の一つとして、飛行機効率  $e$  を取り上げ

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

と定める。図40に示した、C/N形態での推力による成分を除いた  $C_L^2 \sim C_D$  曲線より、飛行機効率  $e$  を算出すると、 $C_J = 0$  において「飛鳥」模型で約 0.27、CAD模型で約 0.44 となる。ここで  $C_{D0}$  は作図より得られる相当零揚力抗力係数である。

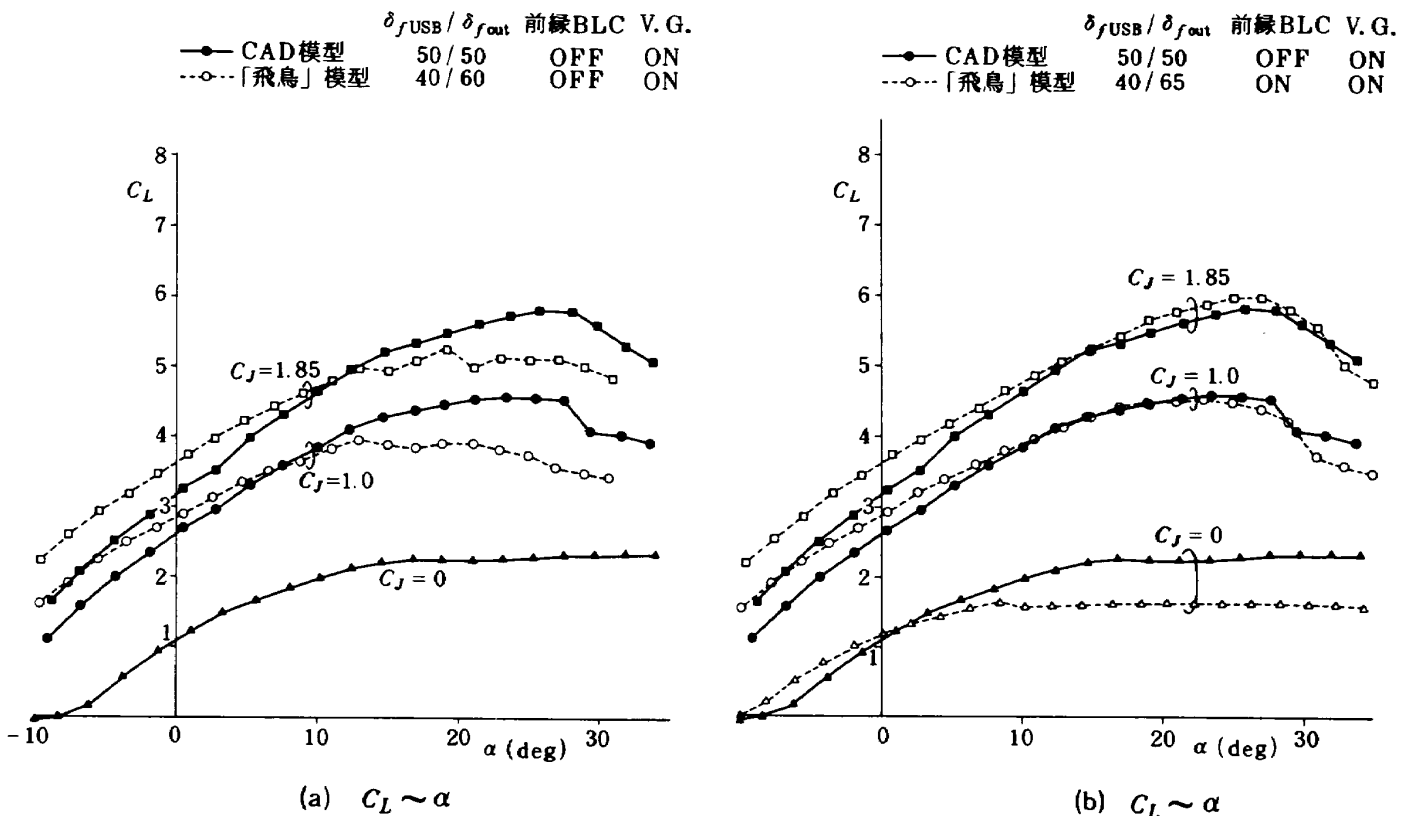


図 37 前縁 BLC 比較 ( L/D 形態 )

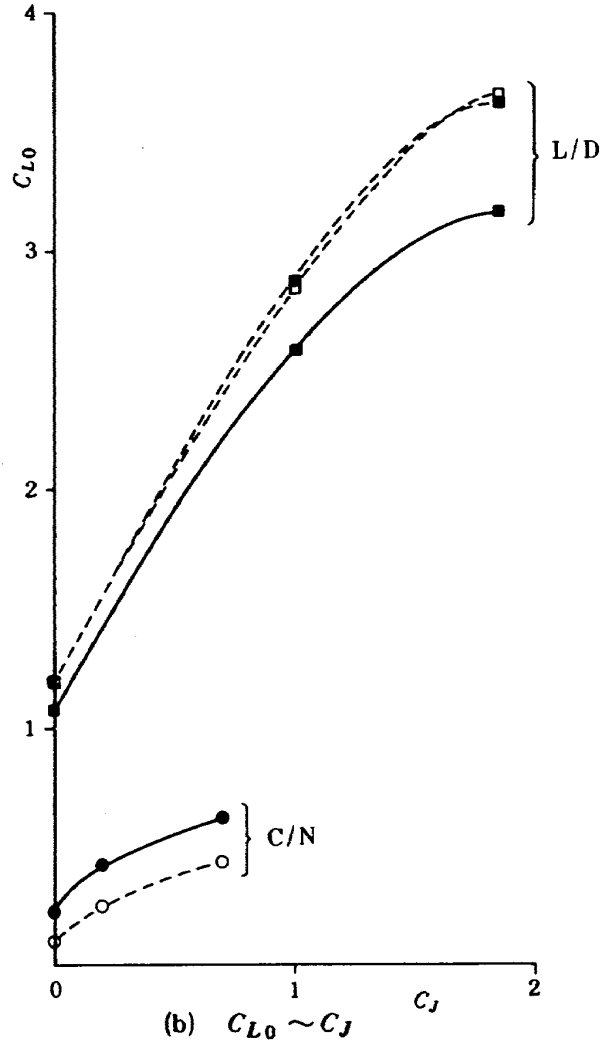
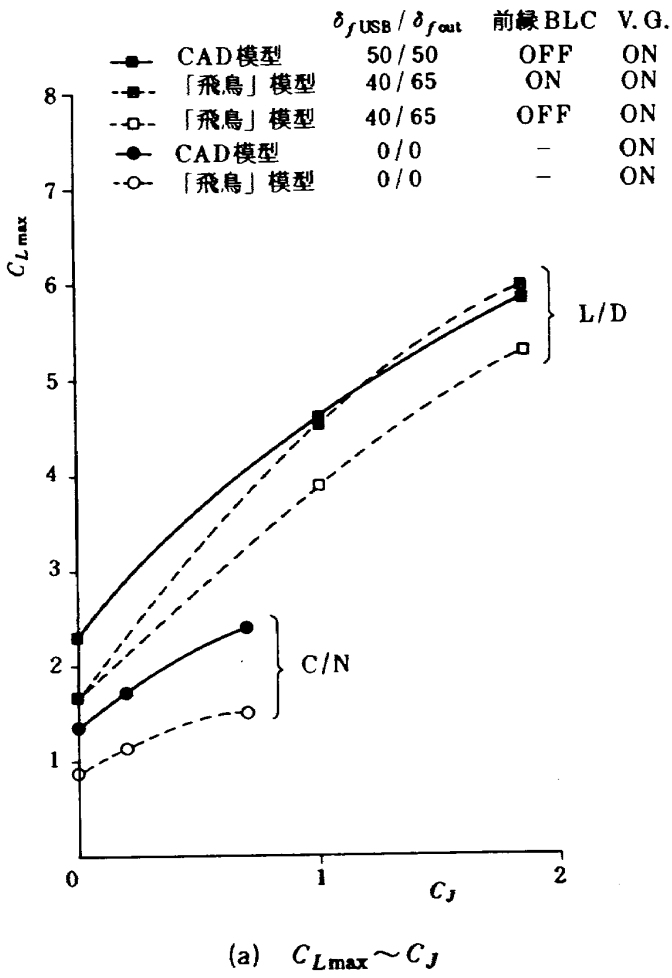


図 38

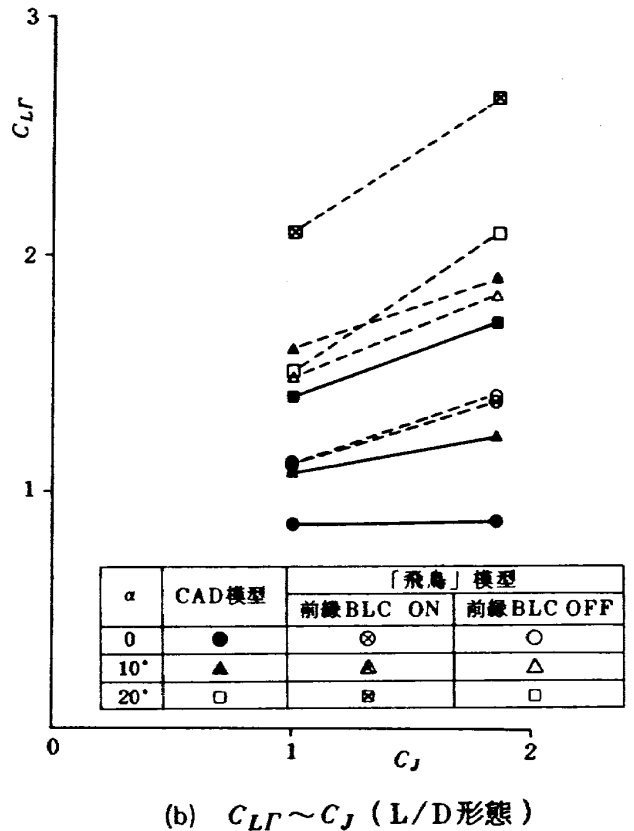
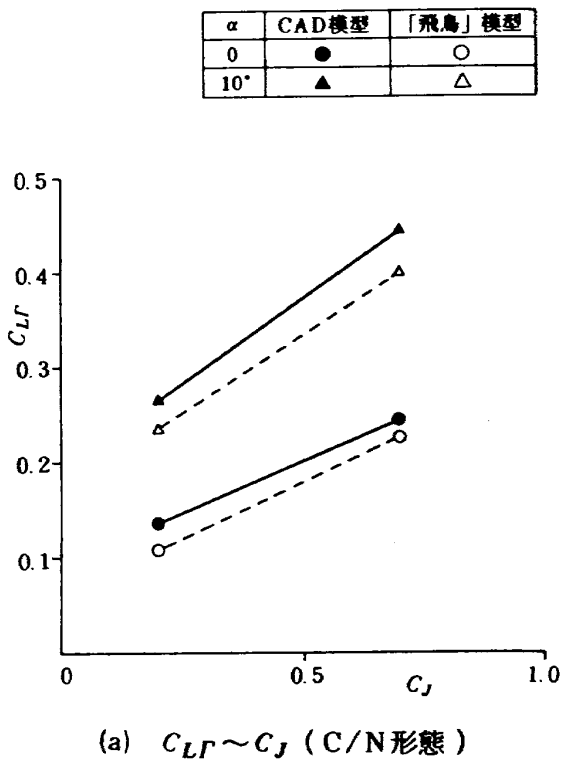


図 39

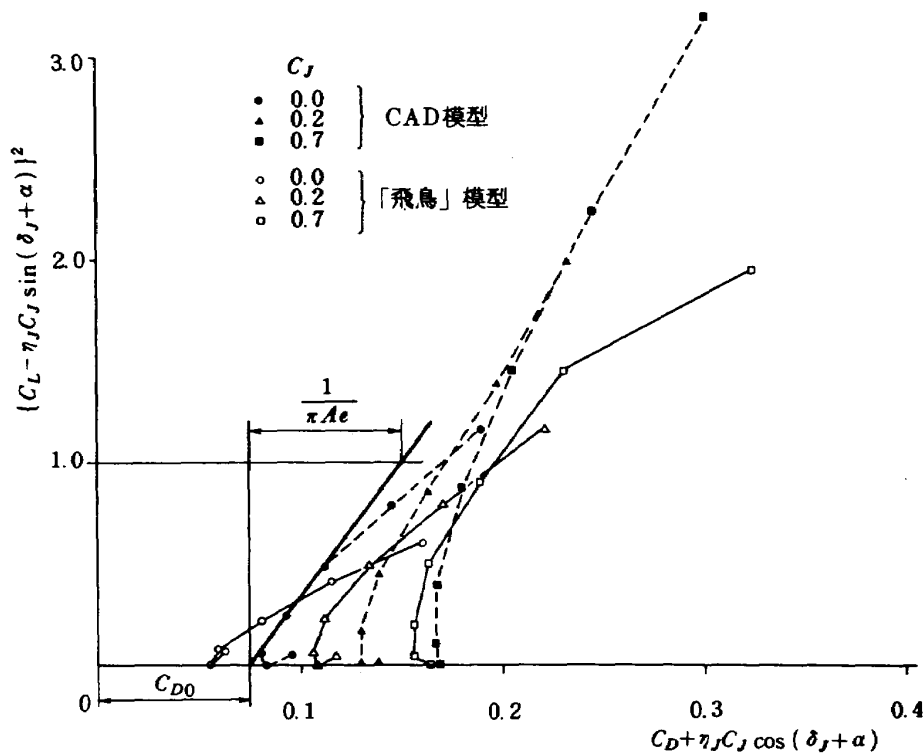


図 40  $C_L^2 \sim C_D$  (推力による成分は除去, C/N形態)

### 6. むすび

本実験結果をまとめる。

- ① 模型の T/O, L/D 形態のフラップ角を, 各フラップ角効果試験により決定した。
- ② V.G. を付けないと USB フラップにジェットが付かず, ジェット偏向角が小さい。しかし, V.G. を付けることにより偏向角を増大させる。
- ③ ディフレクター・ノズルもジェット偏向角を V.G. 並に増大させる。
- ④ クルーガ・フラップよりスラット形式にした方が最大揚力係数, 失速角とも増大し, 失速特性がいくらかおだやかになる。
- ⑤ データ精度の評価が保留であるとした上で, 「飛鳥」模型と比較すると, 本模型は揚力傾斜, 最小有害抗力が大きい。また, エンジン推力係数を増すと, 頭下げモーメントが増大する傾向にある。
- ⑥ 前縁 BLC がなくても, 「飛鳥」模型の前縁 BLC ありと比べるかぎり, ほぼ同程度の揚力特性を得る。
- ⑦ 本模型の短縮ノズルでも, かなりの USB の効果を期待できる。

試験では, 基本的な空力特性を得ることと合わせ

て, CAD 模型の取り扱いに習熟することも目的であった。これらにより模型の改善点も明らかになり, 今後は前縁フラップをスラット形式にすること, 外側フラップの設定を簡単にする, 取付金具とビス類の統一などの模型の改修を行なう。また, エンジン間隔を変えることや V.G. を小さくすることなどの抵抗減少対策の試験, ジェットの後流測定試験等を進める。それとともに, 得られた空力特性を CAD へフィード・バックさせていく予定である。

### 参 考 文 献

- 1) 酒井謙二; ダブル・スラット空力特性の検討, KHI STOL 58-052
- 2) 酒井謙二; 短縮ノズル風試結果報告書, KHI STOL 58-067
- 3) 高橋 侅, 他; STOL 実験機半截模型風洞試験, NAL TR-734, 1982. 9
- 4) 4.1 次半截 A 風試結果報告書, NASTADT SRA-9030
- 5) 犬丸矩夫, 他; ファンジェット STOL 機の空力特性, NAL TR-790, 1983. 11
- 6) 3.1 次全機 A 風試結果報告書, NASTADT SRA-9026

7) 3.2次全機A風試結果報告書, NASTADT  
SRA-9029

8) 山名正夫, 中口 博; 飛行機設計論, 養賢堂,  
1968

## 付録 CAD半載模型風試ケース一覧表

試験項目	模 型 形 態						試 験 条 件			ケース 番 号	備 考
	主 翼					前縁 BLC	エンジン	動圧 $q'_{\infty}$	$C_J$		
	$\delta_{fkrI}$	$\delta_{fkro}$	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	V.G.						
ホース干渉	-	-	-	-	-	OFF		0	0	1	$P_A=0\sim 2.5\text{MPa}$
										2	$P_A=0$ $\alpha=-10^\circ\sim 35^\circ$
										3	$P_A=2\text{MPa}$ $\alpha=-10^\circ\sim 35^\circ$
抵抗試験								$\frac{\min}{5}$ $\frac{10}{10}$		4	
エンジン推力検定							#1(内E/G) ON	0		5	0~55000(rpm)
							#2(外E/G) ON			6	
							#1, 2 ON			7	
内外エンジン推力調整							#1 ON			8	#1 E/Gバルブ 4mm
							#1, 2 ON			9	#1 E/Gバルブ 4mm
										10	#1 E/Gバルブ 6mm
前縁 BLC 推力検定						ON	#1, 2 OFF			11	バルブ開度 45/360 $P_{ABL C}=0\sim 0.5\text{MPa}$
USBフラップ角効果	40	40	60	60		OFF	#1, 2 ON	0	static	12	
								49	0	15	
									1.0	14	
									1.85	13	
			50					0	static	16	
								49	0	19	
									1.0	18	
									1.85	17	
			40					0	static	20	
								49	0	23	
									1.0	22	
									1.85	21	
	20	20		30				0	static	24	
								49	0	27	
									1.0	26	
									1.85	25	

試験項目	模 型 形 態					試 験 条 件				ケース 番 号	備 考
	主 翼					前縁 BLC	エンジン	動圧 $q'_{\infty}$	$C_J$		
	$\delta_{fkr1}$	$\delta_{fkro}$	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	V.G.						
USBフラップ角 効果	20	20	30	30	-	OFF	#1, 2 ON	0	static	28	
								49	0	31	
									1.0	30	
									1.85	29	
			20					0	static	32	
								49	0	35	
									1.0	34	
									1.85	33	
			10					0	static	36	
								49	0	39	
									1.0	38	
									1.85	37	
外舷フラップ角 効果	40	40	50	50				0	static	40	
								49	0	43	
									1.0	42	
									1.85	41	
				40				0	static	44	
								49	0	47	
									1.0	46	
									1.85	45	
	20	20	30	20				0	static	48	
								49	0	51	
									1.0	50	
									1.85	49	
				10				0	static	52	
								49	0	55	
									1.0	54	

試験項目	模 型 形 態					試 験 条 件				ケース 番 号	備 考
	主 翼					前縁 BLC	エンジン	動圧 $q'_{\infty}$	$C_J$		
	$\delta_{fkrI}$	$\delta_{fkro}$	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	V.G.						
外舷フラップ角 効果	20	20	30	10	-	OFF	#1, 2 ON	49	1.85	53	
クルーガ・フラ ップ角効果	50	50	50	50				0	static	64	
								49	0	67	
									1.0	66	
									1.85	65	
			30	30				0	static	60	
								49	0	63	
									1.0	62	
									1.85	61	
	40	40						0	static	56	
								49	0	59	
									1.0	58	
									1.85	57	
V.G. 効果	50	50	50	50				0	static	68, 69	
(基本型; アルミテープ)								49	0	71	
									1.0	70	
					V.G. ①			0	static	72	
								49	0	75	
									1.0	74	
									1.85	73	
					V.G. ②			0	static	76	
								49	0	79	
									1.0	78	
									1.85	77	
					V.G. ③			0	static	80	
								49	0	83	
									1.0	82	



試験項目	模型形態					試験条件				ケース番号	備考
	主翼					前縁	エンジン	動圧	$C_f$		
	$\delta_{fkr1}$	$\delta_{fkr0}$	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	V.G.						
V.G. 効果	50	50	50	50	V.G. ③	OFF	#1, 2 ON	49	1.85	81	
ディフレクター・ノズル効果					V.G. ④			0	static	84	アルミテープめくり上り40×10 <sup>3</sup> (rpm)
					-			0	static	85	ディフレクター①
								49	0	88	
									1.0	87	
									1.85	86	
								0	static	89	ディフレクター②
								49	0	92	
									1.0	91	
									1.85	90	
外前縁スラット形式効果		40 スラット ①			V.G. ③			0		95	スラット1% $\bar{c}$ ; 2.6mm
									1.0	94	
									1.85	93	
		40 スラット ②						0		98	スラット1.5% $\bar{c}$ ; 4mm
									1.0	97	
									1.85	96	
	20	20 スラット ①	30	30				0	static	99	
								49	0	102	
									1.0	101	
									1.85	100	
		20 スラット ②						49	0	105	
									1.0	104	
									1.85	103	
巡航特性	-	-	0	0				0	static	106	
								100	0	109	
									0.2	108	
									0.7	107	

試験項目	模 型 形 態					試 験 条 件				ケース 番 号	備 考
	主 翼					前縁 BLC	エンジン	動圧 $q'_{\infty}$	$C_J$		
	$\delta_{fkrI}$	$\delta_{fkrO}$	$\delta_{fUSB}$	$\delta_{fout}$	V.G.						
巡 航 特 性	-	-	0	0	-	OFF	#1, 2 ON	0	static	111	
								100	0	114	
									0.2	113	
									0.7	112	

---

## 航空宇宙技術研究所資料566号

昭和62年3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7-44-1  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊎182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

