

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-734

STOL実験機半截模型風洞試験 (半截模型空力要素の特性)

高橋 侔 ・ 廣末 健一 ・ 宮本 義人
重見 仁 ・ 岩崎 昭人 ・ 玉置 元昭
織戸 満紀雄 ・ 森田 義郎

1982 年 9 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 記 号	2
3. 模型及び支持方法	3
3.1 模 型	3
3.2 支持方法	6
4. 計測及びデータ処理	7
4.1 計 測	7
4.2 データ処理	7
5. 試験概要	10
6. 試験結果	11
6.1 半截A 2.3次	11
6.2 半截B 1.1次	19
6.3 半截B 2.1次	25
6.4 半截A 3.1次	27
7. む す び	32
参考文献	32

STOL実験機半截模型風洞試験*

(半截模型空力要素の特性)

高橋 侔** 廣末 健一** 宮本 義人**
重見 仁** 岩崎 昭人** 玉置 元昭***
織戸 満紀雄*** 森田 義郎****

Wind Tunnel Investigation of an Upper Surface Blown-Flap Half Model of the NAL STOL Research Aircraft

Summary

An investigation has been conducted to determine the aerodynamic characteristics of the aerodynamic elements of an 8% subsonic jet transport half model with an upper surface blowing flap system that would augment lift.

Wind tunnel tests of leading edge and trailing edge high lift devices were conducted. After investigating those wind tunnel test data, some results were obtained.

The set up angles of outer leading edge slats which were divided into three parts were all fixed at 40 degrees.

It was determined that the USB flap was a hinged 40-70 type Forward – Main flap and that the inner leading edge had no device because any inner leading edge high lift devices were less effective in augmenting lift.

Many data obtained in the wind tunnel tests were offered for the design of the NAL STOL Research Aircraft.

1. まえがき

航空宇宙技術研究所は航空技術審議会の建議に基づいてファンジェットSTOL技術研究を最重点研究として進めることとし、STOL技術の調査研究^{1), 2)}を開始した。そして実験機として我国で開発された航空機の改造型とすることにし、最終的に国産中型

輸送機C-1機を原型とすることが決定された。³⁾

STOL性を発揮させるにはどのような高揚力装置が良いかを検討した結果、パワードリフト方式が最適であると言うことで、EBF方式・AW方式及びUSB方式のSTOL機並びにCTOL機の各型についてDOC等の比較を行ないUSB方式に決定された。

これに先立ち著者の一人はEBF⁴⁾、AWおよびUSB方式について実験的研究を行なった。

このUSB方式のSTOL実験機は通常の航空機の2倍以上も大きな角度でかつ低速度で離着陸が出来ることが要求される。そのためにはいかにして高揚

* 昭和57年7月8日 受付

** 新型航空機研究グループ

*** NASTADT

**** 三菱重工

力を得るかが空力的に重要である。本実験機の機体の主要部分は C-1 機と定められているので、与えられた条件のもとで、各空力要素の特性を調べて、その中から最適なものを設計に反映せねばならない。このような観点から昭和52年度より実験機の8%半截模型による低速風洞試験が開始され、その結果は実験機の設計に提供され、更に昭和53年度より全機模型による低速風洞試験が始まり、全機空力特性を調べて設計結果の確認がなされた。このように半截風試は主に空力要素の効果比較を行ない、その結果を設計に反映させる。一方全機風試では設計結果の確認と将来の飛行試験のための解析用データ取得と設計への改善のための資料取得がなされ、これら風試が繰返し続けられている。

本報告は昭和53・54^{5)~8)}年度に実施された半截模型による風洞試験のうち、各種空力要素、例えば前縁スラット、USBフラップ、前縁BLC等についての空力特性の計測結果と、それらがどのようにして実験機の設計に反映されているかを述べる。

2. 記 号

b	: 翼幅 (全機)	m
\bar{c}	: 平均空力弦長	m
S	: 主翼面積 (全機)	
C_L	: 揚力係数 $L/(q'_\infty S/2)$	
C_D	: 抵抗係数 $D/(q'_\infty S/2)$	
$C_m(C_M)$: 縦揺れモーメント係数 $M/(q'_\infty \bar{c} S/2)$	
C_l	: 横揺れモーメント係数 $RM/(q'_\infty b S/2)$	
C_J	: エンジン推力係数 $T_0/(q'_\infty S/2)$	
C_{JOL}	: 前縁外翼BLC推力係数 $T_{OL}/(q'_\infty S/2)$	
C_{JAIL}	: エルロンBLC推力係数 $T_{AIL}/(q'_\infty S/2)$	
L	: 半截模型にかかる揚力	kg
D	: 半截模型にかかる抵抗	kg
M	: 半截模型にかかる縦揺れモーメント	kg・m
RM	: 半截模型にかかる横揺れモーメント	kg・m
T_0	: エンジン静止推力 $\sqrt{L_0^2 + D_0^2}$	kg
T_{OL}	: 前縁外翼BLC推力	kg
T_{AIL}	: エルロンBLC推力	kg
D_M	: 模擬エンジン・タービン流のラム抵抗	kg
F_A	: 静止試験における軸力	kg
F_N	: 静止試験における法線力	kg

L_0	: エンジン推力検定試験における揚力	kg
D_0	: エンジン推力検定試験における抗力	kg
δ_J	: エンジン排気曲り角 $\tan^{-1}(F_N/F_A)$	
η_J	: エンジン排気曲り効率 $\sqrt{F_A^2 + F_N^2}/T_0$	
V_∞	: 一様流風速 (計測値)	m/s
V'_∞	: 一様流風速 (ブロック効果補正後)	m/s
q_∞	: 一様流動圧 (計測値)	kg/m ²
q'_∞	: 一様流動圧 (ブロック効果補正後 = kq_∞)	kg/m ²
k	: ブロック効果補正係数	
P_A	: 高圧空気元圧	kg/cm ² G
P_{OL}	: 前縁外翼BLCダクト内圧	kg/cm ² G
P_{AIL}	: エルロンBLCダクト内圧	kg/cm ² G
$r.p.m$: エンジンファン回転数	回/分
N_1	: 内側 (No.1) エンジン回転数	回/分
N_2	: 外側 (No.2) エンジン回転数	回/分
R_e	: レイノルズ数 $V'_\infty \bar{c} / \nu$	
α	: 模型迎角	度
α_2	: 失速角	度
$\delta_{IL,1}$: 前縁内翼クルーガ舵角 (E/G・胴体間)	度
$\delta_{IL,2}$: 前縁内翼クルーガ舵角 (E/G 間)	度
δ_{OL}	: 前縁外翼スラット舵角	度
δ_{IF}	: 内翼 (USB) フラップ舵角	度
δ_{OF}	: 外翼フラップ舵角	度
δ_a	: エルロン舵角	度

略字

EBF	: Externally Blown Flap	
AW	: Augmentor Wing	
USB	: Upper Surface Blowing	
BLC	: Boundary Layer Control	
WSTA	: Wing Station	mm
OL	: 前縁外翼	
AIL	: エルロン	
E/G	: エンジン	
V.G	: Vortex Generator	
AEO	: 両エンジン作動状態	
OEI	: 外側エンジン不作動状態	
F/M	: Fore-Main	
DOC	: Direct Operating Cost 直接運航費	

3. 模型及び支持方法

3.1 模 型

風洞試験に使用されている模型は国産中型輸送機 C-1 を原形とする 8% 半截模型である (写真 1)。

半截模型は 2 種類製作されており、その主な違いは主翼の下反角が 0° でバルジなしの後胴延長型の A 模型と下反角が 5.5° で胴体は C-1 と同形の B 模型である。写真 1 は B 模型である。各試験に対する模型形態を表 1 に示す。風試名で半截 A○・○次は A 模型使用で B○・○次は B 模型使用の意味で名付け

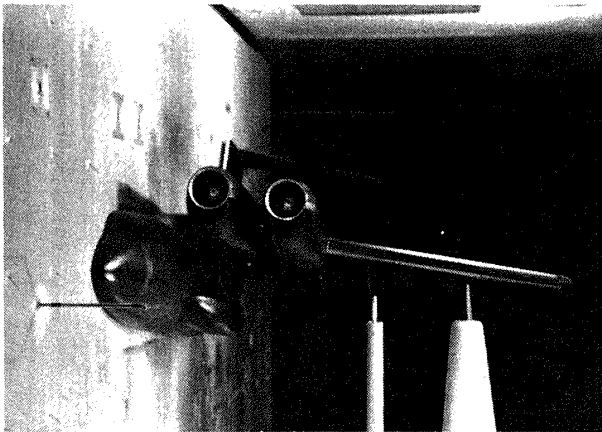


写真 1

られた。但し、A 3.1 次では主翼は A 模型であるが胴体はバルジなしの B 模型を使用している。

次に各機体部分について説明する。主翼は上で述べた通り下反角の有無のみの違いで、BLC 関係は同じである。図 1 に主翼の高揚力装置配置図を示す。

この図を基に説明を行なうことにする。フラップについて、外翼フラップは各試験共に C-1 と同形のものを使用している (断面 F-F)。一方内翼フラップ即ち USB フラップはレール式 F/M フラップ及びヒンジ式 F/M フラップの 40-70 型が主として使用されている。尚、A 2.3 次でこの内翼フラップ特性試験としてヒンジ式 F/M フラップ 60-80 型が使用されている (図 2)。内翼フラップの詳細な形状は 6.1 節の試験結果に述べられている。

前縁デバイスについては図 1 の断面 A-A から断面 E-E に示されているが、内翼はクルーガフラップ、外翼はスラットが全試験を通じて使用されている。

但し A 3.1 次ではエンジン間及びエンジン・胴体間は後退角のないステップ状の前縁でかつ図 3 に示すように前縁ノーズ部をドループさせたいわゆるステップ前縁ドループも使用されている。

エルロンは表 1 に示されている通り、全ての風試

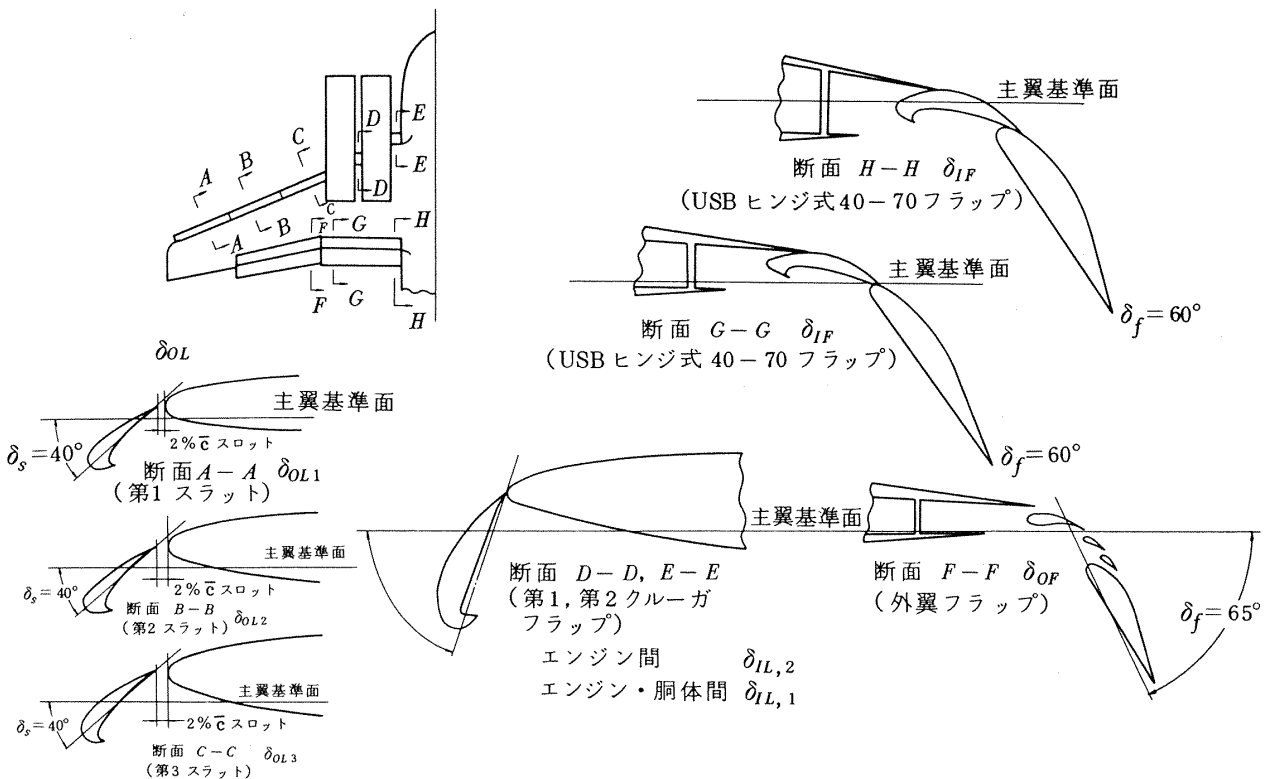


図 1 高揚力装置配置図

表 1 模 型 形 態

機 体 名 称		風 試 名	半 載 A 2. 3 次	半 載 B 1. 1 次	半 載 B 2. 1 次	半 載 A 3. 1 次
主 翼	本 体					
	内 前 縁 BLC		WG-1 ($r=0^\circ$)	WG-2 ($r=-5.5^\circ$, C_p 孔付)	WG-2	WG-1
	外 前 縁 BLC		IB- なし	IB- なし	IB- なし	IB- なし
	エルロン BLC		OB-3	OB-4 (OB-3 と同形)	OB-4	OB-3
フラップ			AB-2	AB-3 (ジェット吹き出し向き改善)	AB-3	AB-2
	内 翼		IF-1 (F/M, レール)	IF-1	IF-1	IF-7 (IF-4, IF-6 と同形, 切欠けあり)
			IF-4 (F/M, ヒンジ, 40-70)	IF-6 (IF-4 と同形, 金属製)	IF-6	
	外 翼		IF-5 (F/M, ヒンジ, 60-80)			
前 縁			OF-2 (C-1 型)	OF-3 (OF-2 と同形)	OF-3	OF-2
	内 翼		IL-1 (クルーガ)	IL-2 (クルーガ)	IL-2	IL-3 (IL-2 と同形)
			OL-2 (C-1 スラット)	OL-3 (OL-2 と同形)	OL-3	OL-2
	Device		AE-2	AE-3 (AE-2 と同形,) (BLC 改良型)	AE-3	AE-2
エ ン ジ ン						
	ボ ル					
	ジ ャ					
	ネ					
エンジン	空気取入口		VG-4 ($37.5^\circ L-15^H$)	VG-5 (VG-4 と同寸法)	VG-5	VG-4, VG-6 ($24^\circ L-12^H$) VG-7 ($24^\circ L-8^H$)
	エンジンナセル		AI-1	AI-1	AI-1	AI-1
	S ダクト		EN-1	EN-1	EN-1	EN-1
	USB ノズル		SD-3	SD-3 (SD-3 と同形)	SD-3	SD-3
水平尾翼			UN-4 (サイドア付)	UN-5 (UN-4 と同形)	UN-5	UN-8 (A)
				UN-6 (偏流型 2 種)	UN-7 (BLC 型)	UN-9 (B)
						UN-10 (C)
			NF-2	NF-2	NF-2	NF-2
胴 体 ・ バ ル ジ	安 定 板		HT-1 ($r=0^\circ$, C-1)	HT-2 ($r=-5^\circ$, C-1×1.5 倍)	HT-2	HT-2
	昇 降 舵		なし	E-1	HT-3 (弦長増大型)	E-1
	ス ラ ッ ト		なし	S-1	E-1, E-2 S-1, S-2	S-1
			BD-1 (後胴延長型)	BD-2 (C-1 型後胴)	BD-2	BD-2
備 考				BG-1	BG-1	BG- なし
						E/G 上下位置
						A2.3 次 A3.1 次
						内 E/G 60.0 72.3 外 E/G 56.0 60.0

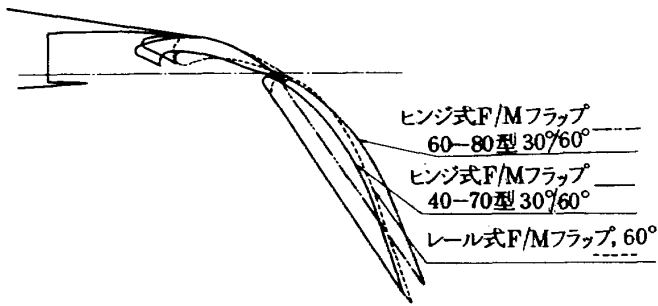


図2 内翼フラップ

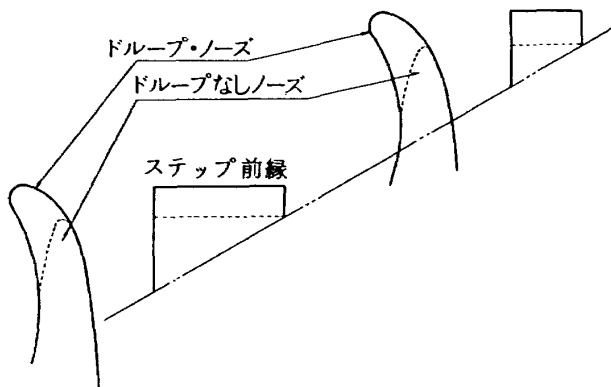


図3 ドループ・ノーズ

で同一形態になっている。同じくV.Gも長さ37.5 mm, 高さ15 mmの矩形の平板が基本形として使用されている。

水平尾翼はA 2.3次でC-1と面積, 形状が同一で下反角が0°のものが用いられているが, 他の風試

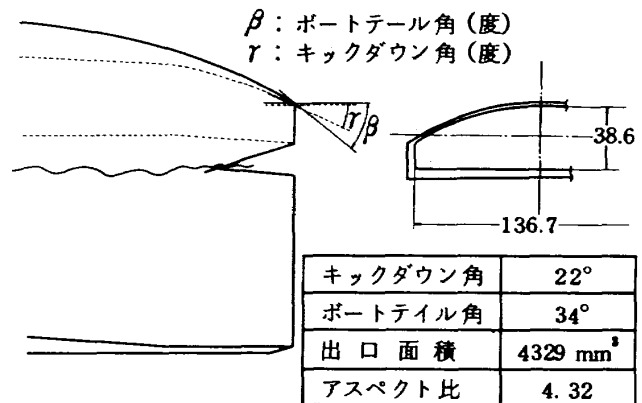


図4 USBノズル(I)

ではC-1の1.5倍の大きさで下半角が5°のものが使用されている。

胴体に関しては上記の水平尾翼と同様にA 2.3次のみ後胴延長型が用いられ, 他の風試ではC-1型後胴である。

エンジンシミュレータについては表1に示されているように空気取入口, エンジンナセル, Sダクトナセルフェアリングは全て同じものが使用されている。

USBノズルはA 2.3次, B 1.1次, B 2.1次は図4に示されているサイドドア型である。出口断面積はこの時点では実機相当にはなっていない。このノズルの他にB 1.1次ではOEI時空力特性の改善のために図5に示されている偏流型ノズル2種が用いられ

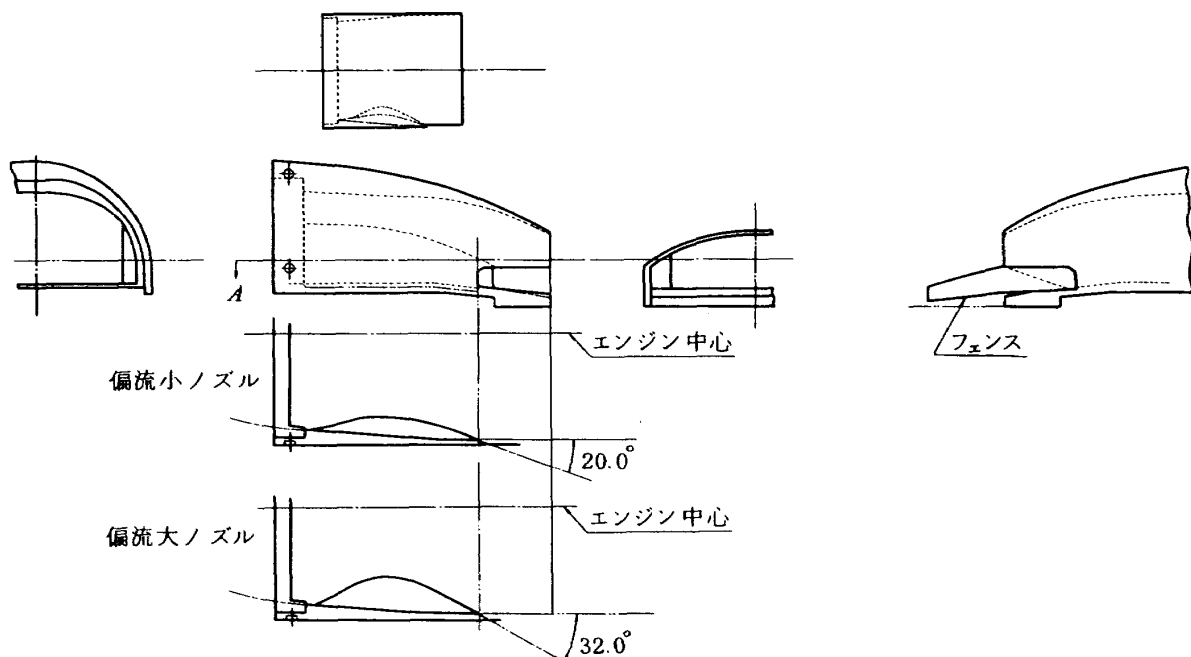


図5 偏流型ノズル及びノズルフェンス

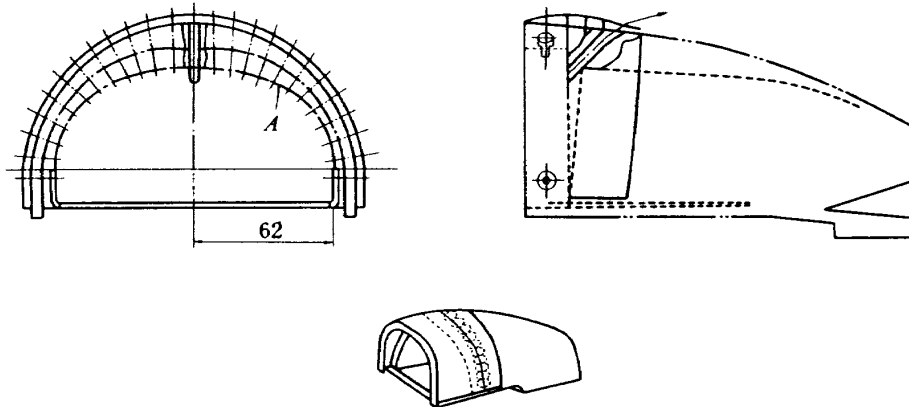


図6 BLC型ノズル B 2.1次

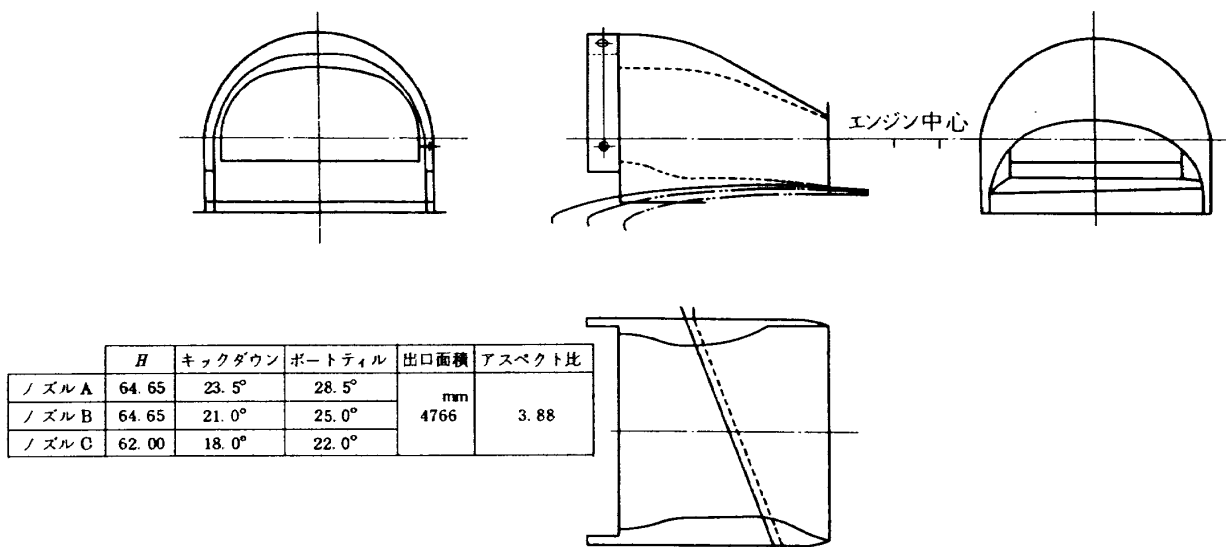


図7 USBノズル(Ⅱ~Ⅳ)

ている。

さらにB 2.1次では、USBノズル上面にあけた穴からエンジンファン流の一部を吹き出すことによりノズル上面での気流のはく離を防ぐことができるBLC型(図6)が用いられている。出口形状は上記サイドドア型と同一である。A 3.1次では図7に示されているUSBノズルが用いられている。A 3.1次よりノズル断面積は実機並になっている。各試験毎のエンジン取付け位置を表2に示す。これらUSBノズル形状に対する空力特性の詳細は第6章の試験結果に報告されている。

3.2 支持方法

模型の風洞内配置状態を図8に示す。使用風洞はA 2.3次、A 3.1次は川崎重工低速風洞で、B 1.1次、B 2.1次は航技研突風風洞である。低速風洞の測定部は3.5 m角、突風風洞の測定部は2 m角と大

表2 エンジン取付け位置

WSTA

風 試 名		内 E/G	外 E/G
A 2.3 次		92.0	305.4
B 1.1 次	タイプ A	115.0	290.0
	実 機 並	92.0	290.0
	ク ラ ス タ ー	115.0	259.0
B 2.1 次		92.0	290.0
A 3.1 次		92.0	305.4

きさが違うが、模型の支持方法は全く同じである。以下にその詳細を記す。

半截模型であるので、図8に示すように風洞壁近くに壁と平行に端板を取付け、模型は3点支持方法で支えられ、変角は後部の補助支柱で行なわれる。

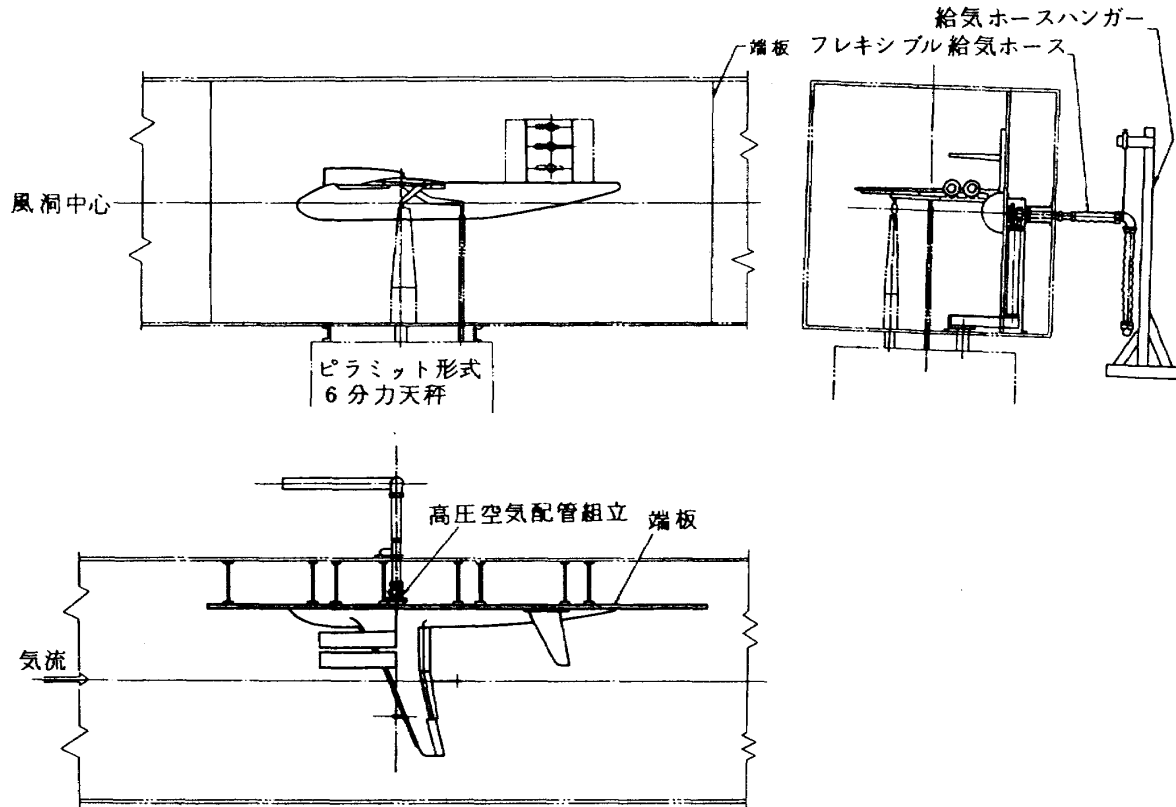


図8 8%半截風試模型配置図

模型の迎角変化可能範囲は約 -10° から 35° までである。

空気配管は「高圧空気配管組立」により胴体と結合されている。結合部は模型の変角中に天秤への干渉をなくするためにスイベル・ジョイント方式を採用している。このスイベル・ジョイント部は主支持上に固定されており、これらを含む配管組立は風洞気流の影響を受けないように円筒状のカバーで覆われている。

この「高圧空気配管組立」と風洞設備として設置されている高圧空気源からの圧力配管とはフレキシブルなホースで結合されている。圧力をかけた時のホースの移動及び伸縮による天秤への干渉は「給気ホース・ハンガー」でホースを吊り下げることにより最少にしている。実際の試験に際しては、あらかじめホース干渉試験を行なって、高圧空気による天秤への干渉量を測定して、データの補正に用いている。

4. 計測及びデータ処理

4.1 計測

計測項目及び計測法の概略を図9に示す。模型に

かかる力とモーメントは6分力ピラミット型天秤より計測する。本模型はパワー付模型でエンジン・シミュレータが搭載されている。このエンジンは高圧空気でエアタービンを駆動し、それに連結されたファンによって高速の空気流を作るもので、最高使用圧力 30 kg/cm^2 で最高使用回転数は 70000 r.p.m. である。このような高速回転体を用いる風洞試験を安全に実施するため、監視用モニターが非常に重要となる。

そのためエンジンの圧力、回転数、ベアリング温度及び振動を常時モニターするための計測システムが考案された(図9, ハッチング部分)。

4.2 データ処理

得られた風試データは以下に述べる方法に従って処理される。尚、図10に本試験での座標軸を示す。

(1) データ処理基準値

主翼面積 : 0.387×2 (m^2)

平均空力翼弦長 : 0.3547 (m)

翼幅 : 1.229×2 (m)

モーメント基準点 : 胴体中心線上, $1/4$ 平均空力翼弦長位置

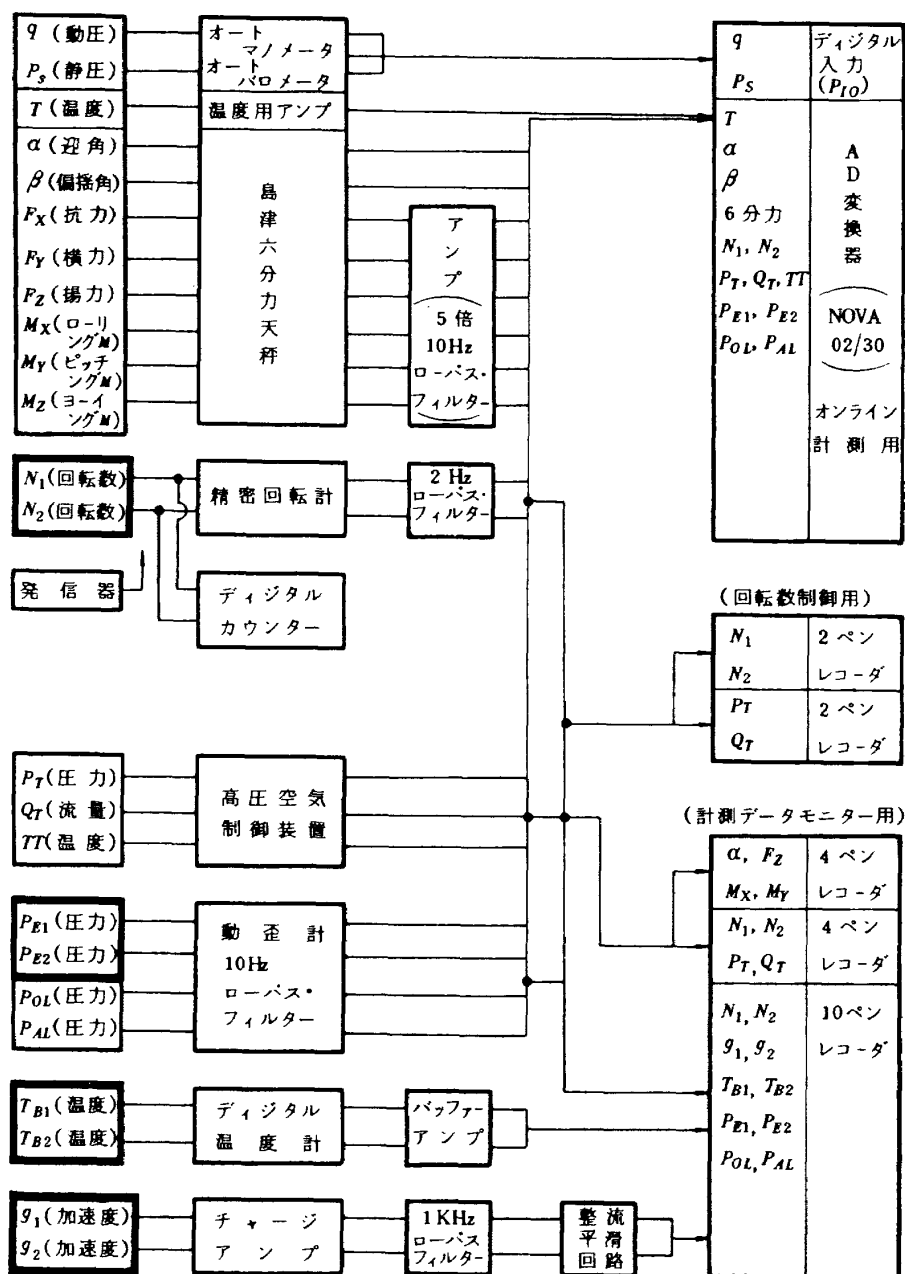


図9 計測システムブロック図

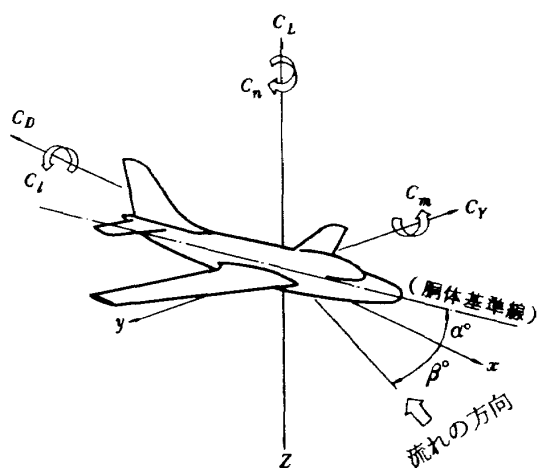
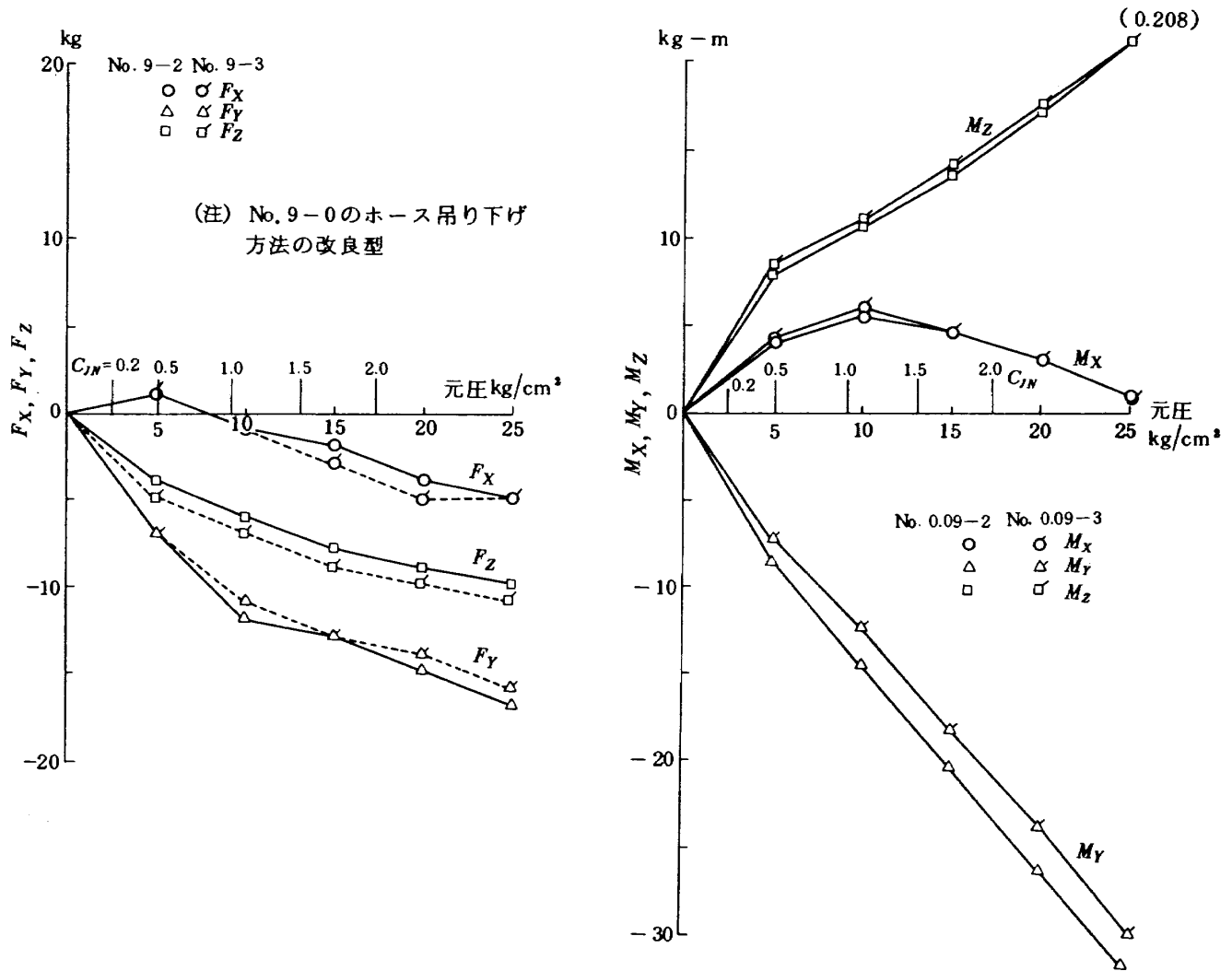


図10 座標軸説明図(安定軸基準)

無次元係数

記号	名称	定義	正方向
C_L	揚力係数	$Z / (q_\infty S / 2)$	$-Z$
C_D	抗力係数	$X / (q_\infty S / 2)$	$-X$
C_M	縦揺モーメント係数	$M / (q_\infty \bar{c} S / 2)$	Y
C_{L_r}	横揺モーメント係数	$R / (q_\infty b S / 2)$	X
C_{N_r}	偏揺モーメント係数	$N / (q_\infty b S / 2)$	Z
C_Y	横力係数	$Y / (q_\infty S / 2)$	Y

図 11 (a) ホース干渉量 P_A sweep

(2) データの修正

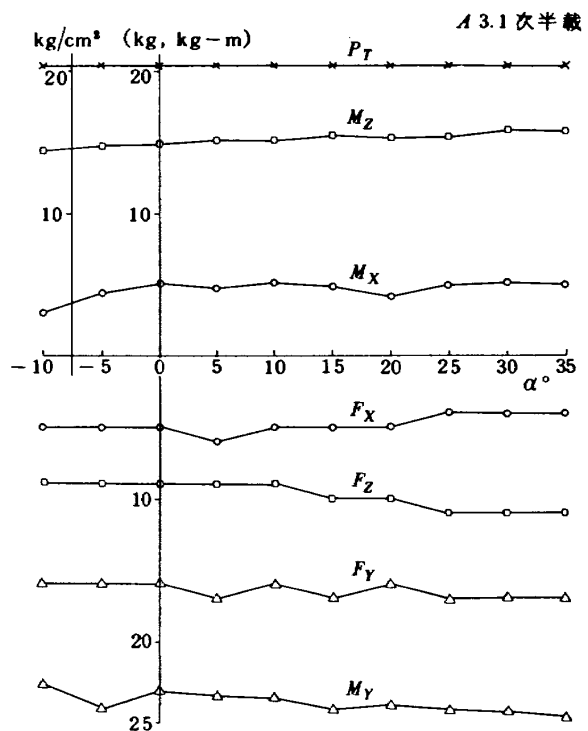
計測した 6 分力には配管干渉修正, 支柱抵抗修正, ブロッキングによる修正, 風洞壁境界修正及びエンジン・モーメントドラッグ修正を施した。ここではこれらの修正について, その要点を記す。

(a) 配管干渉修正

高圧空気により配管系と天秤が干渉し 6 分力が変化するので配管干渉試験を実施し, 元圧と迎え角による 6 分力の干渉量を測定した。その結果, 迎え角による変化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。計測例として A 3.1 次風試結果を図 11(a), 11(b)に示す。他の風試においても同様の傾向を示している。

(b) 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抵抗を修正する。この修正値は突風風洞において実施された 3 点支柱抵抗計測試験より得られた。

図 11 (b) ホース干渉量 (α sweep)
($P_A = 20 \text{ kg/cm}^2$)

主支柱の抵抗 $\Delta C_D = 0.00904$

補助支柱の抵抗 $\Delta C_D = 0.00904$

各モーメントへの干渉については、この抵抗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掛けて修正した。

(c) ブロッキングによる修正

風洞内に端板と模型が入ることにより模型近辺での動圧が従来の方法で計測した値より上昇するために補正する必要がある。この補正値 k は風洞内動圧分布測定結果に基づくものである。

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

$$k = 1.175$$

(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、エンジン排気ジェットの影響は考慮されていない。

$$\alpha = \alpha_u + 0.8228 C_{Lu} \quad (\text{deg})$$

$$C_D = C_{Du} + 0.01436 C_{Lu}^2$$

ここで α_u 、 C_{Lu} 、 C_{Du} は計測された値である。

(e) エンジン・モーメントムドラッグ成分の修正

エンジン・シミュレータは外部より供給される高圧空気によりタービンを駆動する。この駆動空気による運動量が実エンジンとの差として抵抗分になるので、モーメントムドラッグとして修正する必要がある。補正量として次の仮定を行なった。

- ・モーメントムドラッグを計測された空気流量と風洞風速の積とする。
- ・力の方向は風軸方向として、力の作用点は各エンジンのファンインレット断面の midpoint とする。

図12にエンジン推力係数に対するモーメントムドラッグの関係を示す。

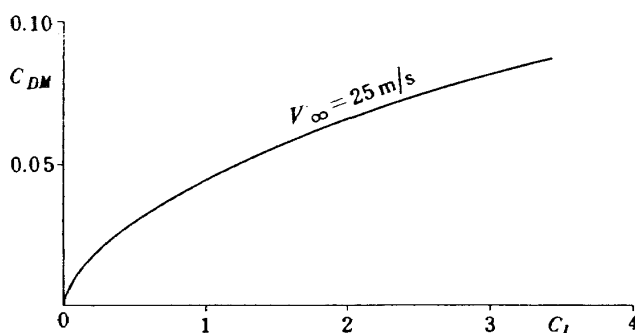


図12 モーメントム・ドラッグ

(3) C_J の計算

エンジン推力及び BLC 推力はエンジン回転数及び BLC ダクト内圧の関数として表わされている。エンジン推力は 4 次式で、BLC 推力は数点の計測点を通る折れ線近似をした。

風試データの推力係数 C_J は近似したエンジン推力及び BLC 推力を $q'_\infty S/2$ で除した値として用いられている。

ここで C_J の基となる推力は静止推力 $T_0 = \sqrt{L_0^2 + D_0^2}$ (kg) のことである。

5. 試験概要

半載模型による風洞試験のうち A 2.3 次、A 3.1 次は川重低速風洞で、B 1.1 次、B 2.1 次は航技研突風風洞で実施されたが、試験の手順はいずれの場合もほぼ同様に行なわれた。すなわち、予備試験として配管干渉試験、各種 USB ノズルに対するエンジン推力検定試験、前縁及びエルロン BLC 吹き出しの一樣性チェック、洩れチェック並びに BLC 推力検定試験である。本試験としては、STATIC TEST と WIND-ON TEST がある。

以下に各々の内容について説明する。

(1) 配管干渉試験

エンジン及び BLC 等に供給する高圧空気配管系統の伸縮による天秤への干渉量を計測し風試データの補正に使用する。その方法は模型胴体内にある各流量調整バルブを全閉にして、チャンバ内を加圧し、天秤干渉量を元圧と迎角を変化させて計測する。

(2) エンジン推力検定試験

エンジンを模型に取付けた状態でエンジンを回転させ、天秤にかかる揚力と抗力を計測し、それらの合成力を推力とする。尚、推力検定試験では風洞風速はゼロでまたフラップは取りはずしてある。

(3) 前縁及びエルロン BLC 推力検定試験

前縁及びエルロンより高速ジェットを吹き出させ、その反力として天秤にかかる揚力及び抗力の合成力を推力とする。

(4) STATIC TEST

風洞内風速を零にした静止時の特性、すなわち、エンジン排気ジェットの曲り角 δ_J 及び曲り効率 η_J を計測する試験である。この試験で USB ノズル特

性やV・G特性を知る。

(5) WIND-ON TEST

風洞風速を28 m/s又は20 m/sに設定して6分力を計測する。この時のレイノルズ数は 6.8×10^5 である。B 1.1次, B 2.1次では模型の迎角を連続して変えながら, またA 2.3次, A 3.1次では迎角を前以って設定しながら計測した。この連続方式と設定方式による計測データの差はほとんどないことが事前に試験を行なって確認した。尚, パワー・オン時の試験は最小迎角において所要の C_J を与えるエンジン回転数及び風速に設定してから迎角を変化させ, 迎角変化中は風速の制御は行わず, エンジン回転数のみ一定になるように圧力制御を行なった。実際には迎角が増すにつれて模型のブロッケージ効果等により風速が低下し実質的な C_J が増えている。6分力データにはこの C_J 変化の補正は行っていない。図13に航技研と川重の風洞で計測した迎角による動圧変化を示す。川重3.5 m風洞では動圧変化はほとんどなく最大2%程度であるが, 航技研突風風洞は測定部断面が2 m角と模型の大きさに比べてかなり小さいため, 高迎角では10%以上も動圧が低下している。尚, フライトシミュレーション試験や

飛行性解析用データにはこれら動圧変化に対する補正を行なっている。

6. 試験結果

第3章にも述べてあるように本半載模型による風洞試験は使用模型や使用風洞が各風試毎に異なっているので, 本報告では各試験毎に結果を検討し, それが実験機の設計にどのように反映されているかを述べることにする。

6.1 半載A 2.3次風試

この風試は昭和54年1月16日から1月31日まで川崎重工低速風洞にて実施された。本試験の主目的はヒンジ式F/Mフラップ特性を把握し, 実験機のUSBフラップ形態の設計資料に供することである。模型形態は下反角のないA模型である。詳細は第3章に述べられている。主な試験結果を以下に記す。

(1) 前縁BLC特性

図14(a), (b)に結果を示す。 $C_{J\text{BLC}} = 0$ を除いて, BLCを吹かしても, 失速迎角に大きな変化は起らない。この傾向はB 1.1次, B 2.1次の結果におい

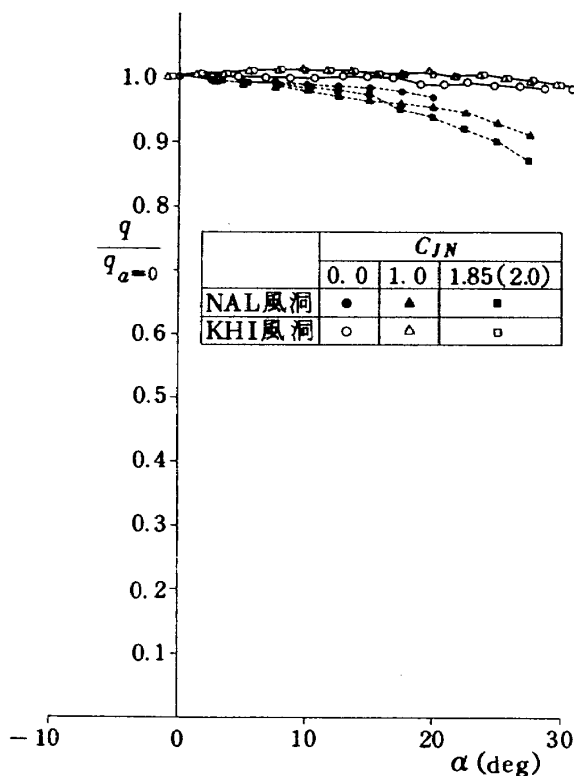


図13 迎角による動圧変化 ($\delta_{IF} = 60^\circ$)

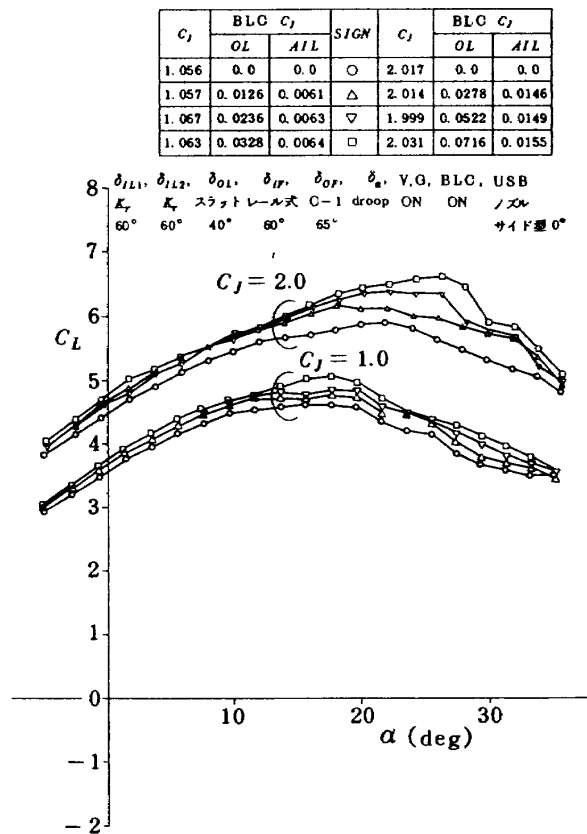


図14(a) 前縁BLC効果
(STOL L/D , 尾なし, AEO)

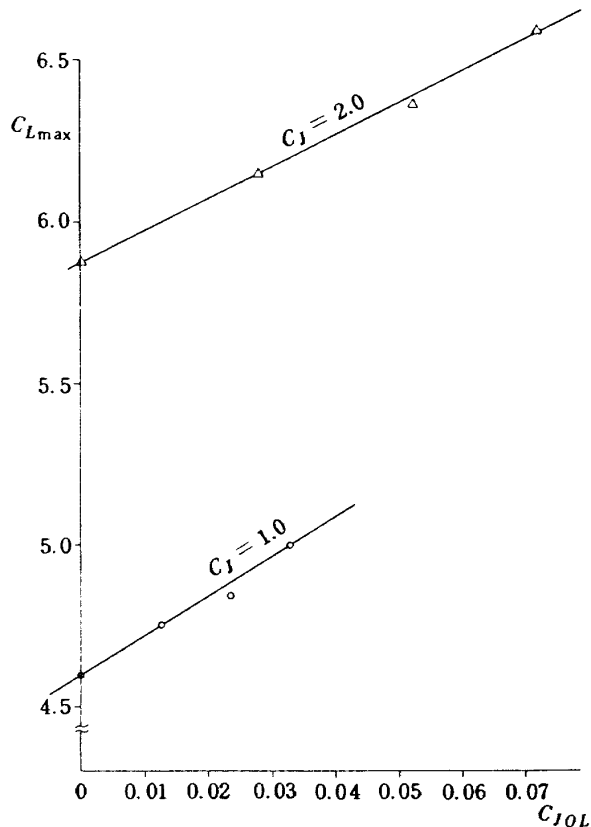


図14(b) 前縁BLC効果
(STOL L/D , 尾なし, AEO)

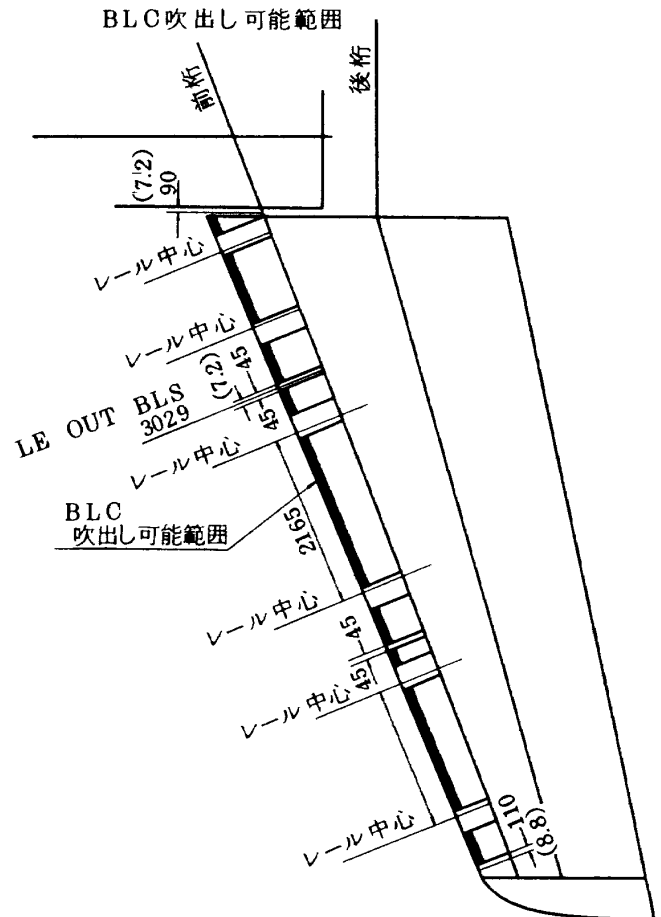


図15 OL BLC 切りかけ模擬状態

でも見られる。本機体の特性なのであろう。しかし C_{Lmax} のBLC量による変化の仕方は $B^{1.1}$ 次や $B^{2.1}$ 次と違って直線的で、あるクリティカルな量を与えるように変化していない。

(2) BLC 切欠き効果

外翼前縁にはスラットが取り付けられている。これらのスラットはスラットレールに取り付けられているが、このレールのため前縁BLCスリット部に切り欠きが生じ(図15), 吹き出しジェットが翼幅方向で断続的となり, BLC効果が減少する恐れがあるため, 風洞試験で確認した。その結果を図16に示す。試験結果によると揚力の変化はほとんどないが, 失速迎角が切り欠きのため4°程小さくなることが判り, これを防ぐ対策が必要であろう。実験機の設計が進むにつれ, 前縁BLCはスリット型からドリル・ホール型に変更された。しかし, ドリル・ホール型でもスラットレールによる切り欠き部分が出るので, ドリル・ホールの吹き出し方向を調節することによりこの問題が解決できるかどうかを調べるために試験を実施した。¹⁰⁾ その結果, 切り欠きがある場合, ク

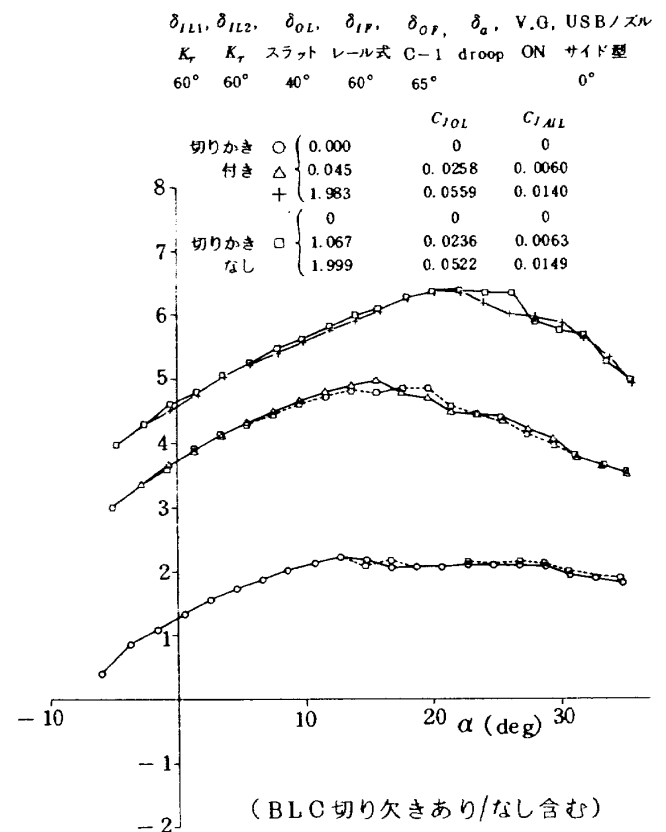


図16 前縁BLC切り欠き効果
(STOL L/D , 尾なし, AEO)

リティカルBLC量が切り欠きなしに比べて数倍必要であることがわかった。最終的にはスラットレールを下げることにによりドリル・ホールの切り欠き部分が生じないように設計変更された。

(3) クルーガフラップ効果

エンジン・胴体間 ($\delta_{IL,1}$), エンジン間 ($\delta_{IL,2}$) の高揚力装置として図1に示すクルーガフラップが用いられているが, このクルーガ・フラップの有無により揚力がどのように変わるかを調べた結果を図17に示す。

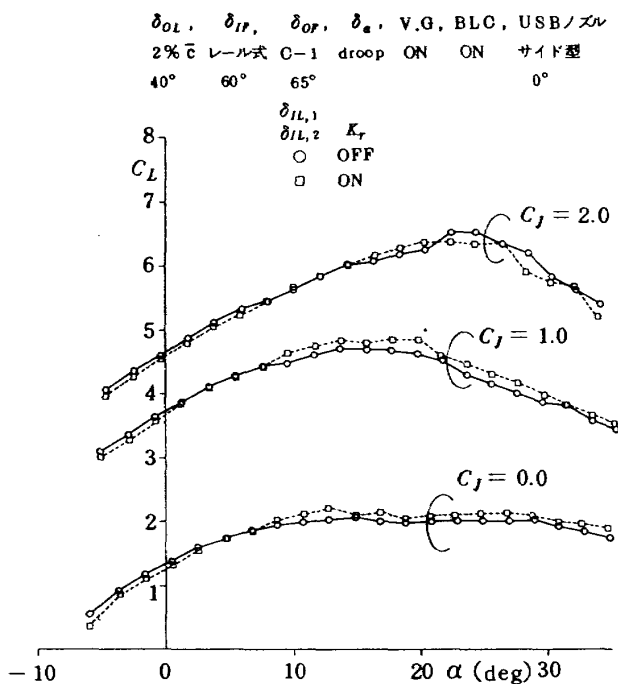


図17 クルーガフラップ効果
(STOL L/D , 尾なし, AEO)

この図より $C_J = 2.0$ の $C_{L_{max}}$ 附近を除いて, いずれも低い迎角ではクルーガフラップなしの方が揚力が高く, 高い迎角になるとクルーガフラップありの方が揚力は大きくなっている。しかしその差はほとんどない。

(4) ヒンジ式F/Mフラップ特性

本STOL実験機ではSTOL DDC (Direct Drag Control)を行なうことが提案され, フラップ展開速度を早くする必要が生じ, USBフラップ支持方法が従来のレール式からヒンジ式に変わることになった。そこでヒンジ式 F/M フラップの特性を調べることとなった。

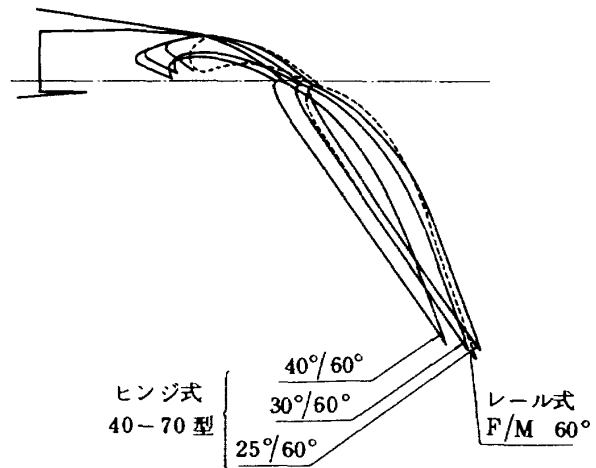


図18(a) USBフラップ

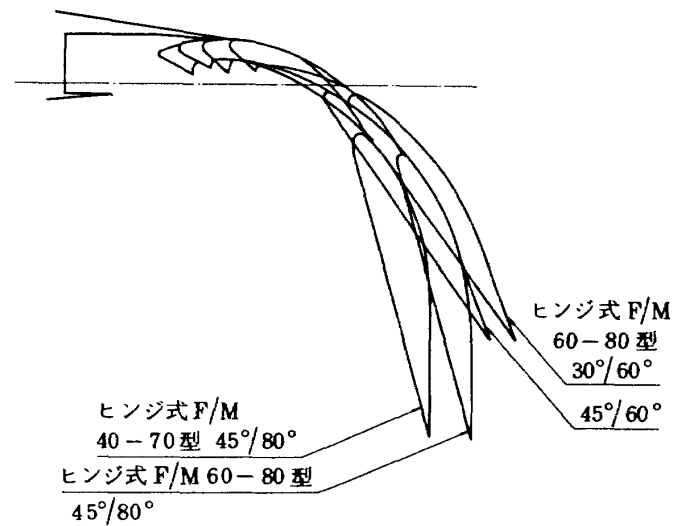


図18(b) USBフラップ

ヒンジ式フラップにはフォワード・フラップはフラップ弦長の40%, メイン・フラップは同じく70%の長さをヒンジ点とした40-70型と60%と80%の長さをヒンジ点とした60-80型の2種がある。さらにこれら2種のフラップはフォワードとメインフラップの舵角の組み合わせが3種取れるようになっている。図18(a)に最終舵角が60°の40-70型ヒンジ式と同じく60°のレール式を, また図18(b)に最終舵角が60°の60-80型と80°で40-70型, 60-80型のヒンジ式フラップを示す。これらフラップ形態に対する計測結果を図19から図25(c)に示す。

図19に今回実施した静止推力特性試験からエンジン回転数が40,000 r.p.m.における各フラップ角及び曲率分布の組合せに対する結果をまとめたものを示す。

40-70型の $\delta_{IF} = 60^\circ$ では, フォワード・フラップ

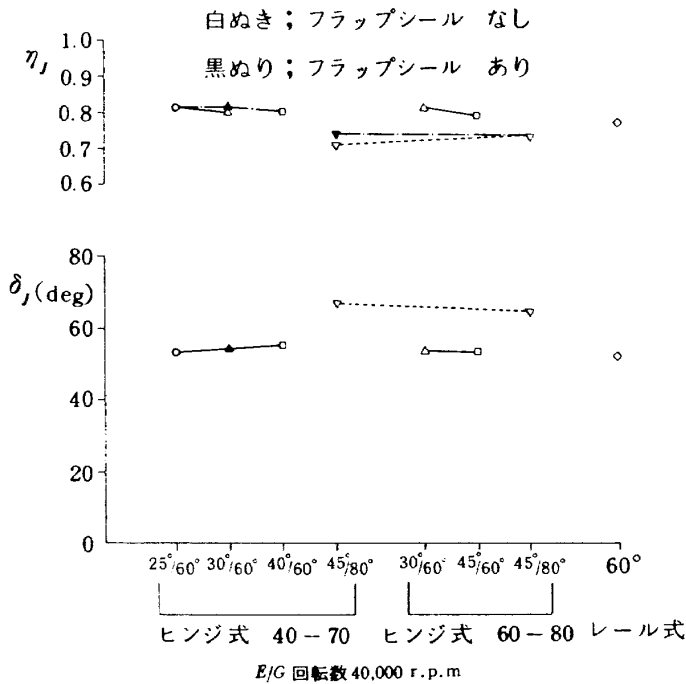


図19 静止推力特性

プを深く下げた方が δ_J はわずかではあるが大きくなっている。逆に η_J は減少している。60-80 型も 40-70 型と偏向特性はほぼ同じ傾向を示す。 $\delta_{IF} = 80^\circ$ での 40-70 型と 60-80 型の偏向特性を見ると、図18(b)でわかるように 40-70 型の方がフォワード・フラップの曲率が大きく δ_J は大きくなっている。

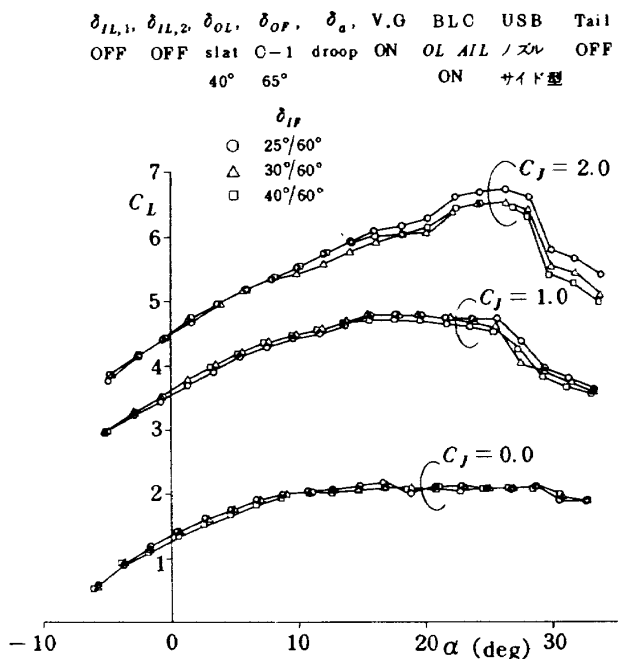
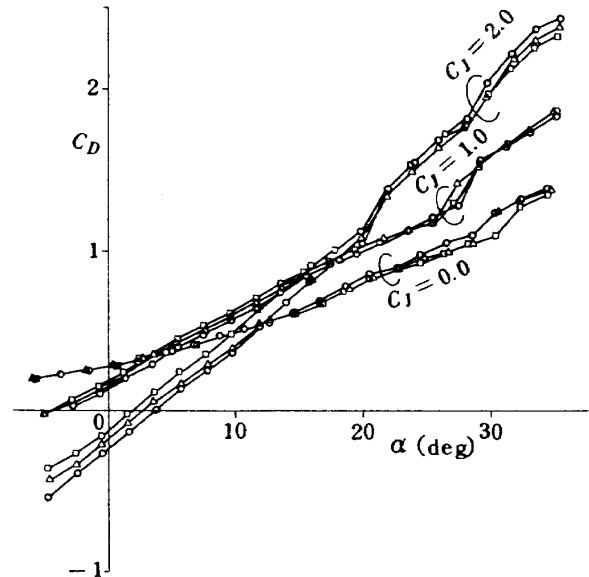
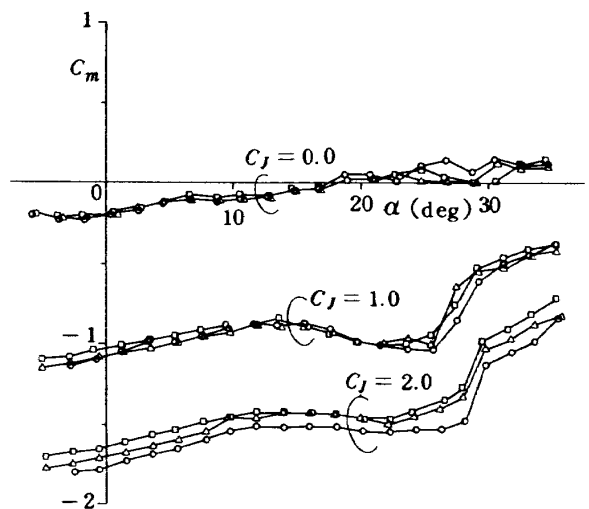


図20(a) 40-70 型曲率分布効果 ($\delta_{IF} = 60^\circ$)
 $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

このことから、フォワード・フラップの曲率を大きくした方が δ_J は大きくなる。その理由として、ジェットのエネルギーが大きいうちに早めに曲げた方が良いからであろう。一方 η_J が減るのはジェットの偏向による損失と考えられる。図19において、黒ぬきはフォワード・フラップとメイン・フラップ間が強い負圧のため隙間ができ、フラップが振動したため、セロテープでシールして振動を押えたケースである。特に $\delta_{IF} = 80^\circ$ では振動が著るしい。フラップシールにより η_J は 2~3% 上昇する。

さて静止推力特性試験を実施した後、各種フラップ形態に対する空力特性を調べた結果を以下に示す。図20(a)~20(c)に 40-70 型フラップの $\delta_{IF} = 60^\circ$ で各

図20(b) $C_D \sim \alpha$ 図20(c) $C_m \sim \alpha$

40-70型 $C_J = 2.0$

フラップ角	δ_J	\bar{c}_e	$C_{L\alpha=0}$	C_{Lmax}	$C_{D\alpha=0}$	$C_{D\alpha大}$	頭下げ $C_{m\alpha=0}$	$C_{m\alpha大}$
25°/60°	×	○	□	○	×	○	○	○
30°/60°	△	△	□	△	△	□	△	△
40°/60°	○	×	□	×	○	□	×	×
	大	中	小	差なし				
	○	△	×	□				

種フォワード及びメインフラップ角組合せに対する試験結果を示す。揚力について見ると $C_J = 2.0$ の場合、大迎角で大きな差がついているが、これはフラップ上面で大きな負圧が生じて、フラップが振動して気流はく離してジェットの曲り方が変わったからと思われる。この附近を除くと揚力にそれ程の違いがないようである。静止推力特性を見ると δ_J は 40°/60° が一番大きく揚力も大きくななければならない。しかるに有効弦長 \bar{c}_e は 40°/60° が一番短かい。よって全体として揚力はこれらが相殺されて同じ程度になるものと思われる。今、抵抗や、ピッチングモーメントについて考察するために以下にまとめてみる。

上の表を見ると、 δ_J はフォワード・フラップ角の深い方が大きい。しかし有効弦長は短くなっているので $\alpha = 0^\circ$ (即ちジェットがフラップに良く付着している範囲) では相殺されて C_L は同じになる。一方失速角附近ではジェットの曲り方は同じ程度になるので弦長の長いフラップの方が大きくなる。次に C_D について考えてみると、 $\alpha = 0^\circ$ 附近では δ_J が大きい程推力成分が減るので抵抗が大きくなる。一方失速角附近ではジェットの曲り方は同じ程度になるので、ほぼ同じ大きさになるものと思われる。さて C_m について考えると、有効弦長の長い 25°/60° フラップから順番に頭下げが小さくなっている。

同様に 60-80 型フラップも 40-70 型と同じ傾向を示している (図 21(a)~21(c))。ただ、フラップシールをすると C_L は悪くなる。その理由は不明である。

図 22(a)~図 22(c) にヒンジ式とレール式の USB フラップ特性試験結果を示す。 δ_J は 40-70 型、60-80 型、レール式の順で小さくなっている。また有効弦

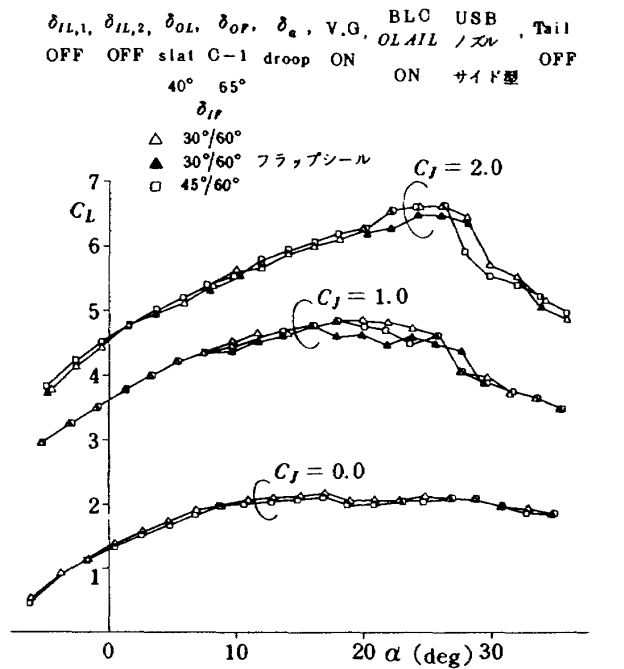


図 21(a) 60-80 型曲率分布効果 ($\delta_{IF} = 60^\circ$)
 $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

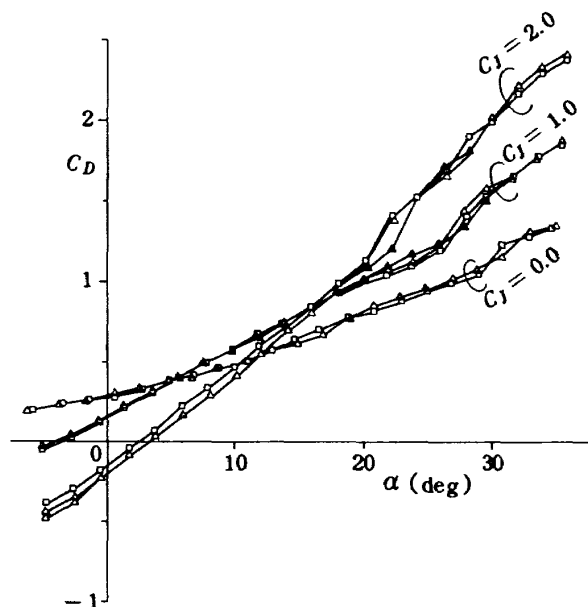
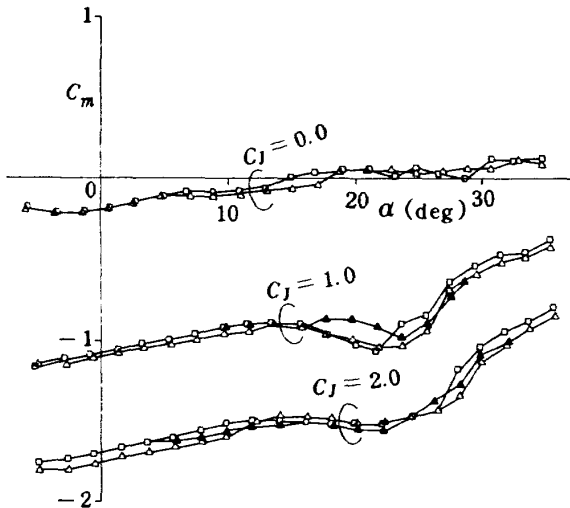


図 21(b) $C_D \sim \alpha$

図 21(c) $C_m \sim \alpha$

$\delta_{IL,1}$, $\delta_{IL,2}$, δ_{OL} , δ_{OF} , δ_a , V.G., BLC, USB, Tail
 OFF OFF slat C-1 δ_a droop ON ON サイド型 OFF
 40° 65°
 ○ ヒンジ式 40-70 30°/60°
 △ ヒンジ式 60-80 30°/60°
 □ レール式 60°

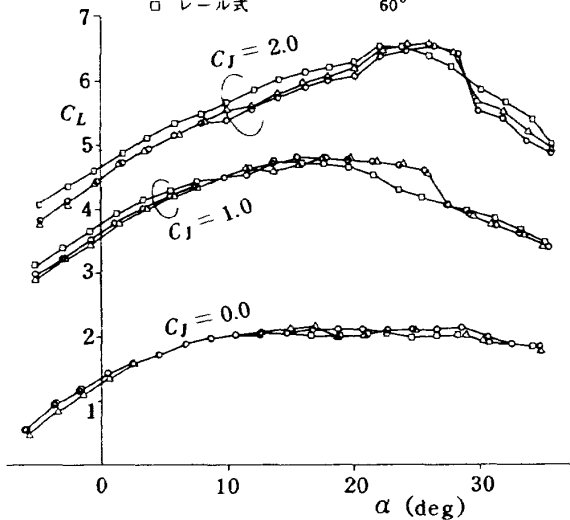
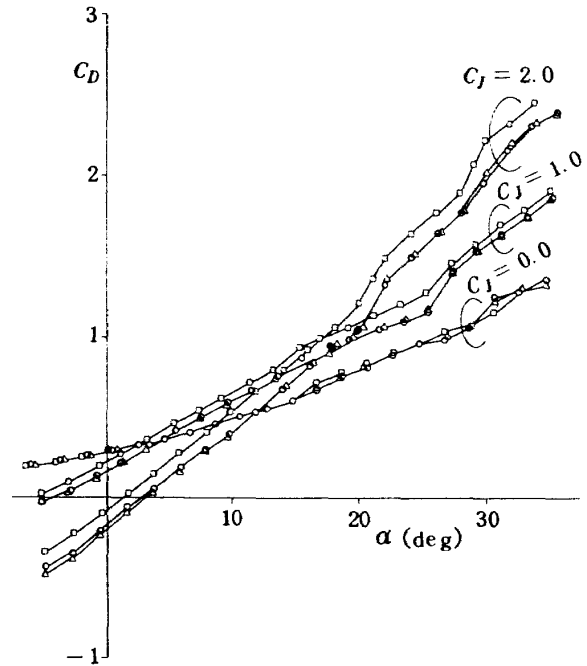
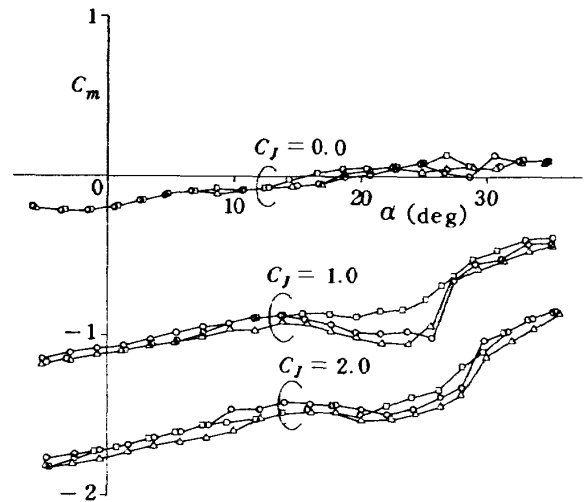


図 22(a) USBフラップ特性

 $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

長は60-80型, レール式, 40-70型の順で短くなっている。3分力のうち揚力について見ると, $C_J = 0.0$ ではいずれもほとんど差はないが, $C_J = 1.0$, 2.0 では迎角の小さい範囲でレール式が大きく, ヒンジ式は小さい。ただ2つのヒンジ式ではほとんど差はない。一方, 失速角及び $C_{L_{max}}$ はヒンジ式の方が良い。抵抗を見ると $C_J = 0.0$ では3者はほとんど差はないが $C_J = 1.0$, 2.0 ではレール式が大きい。ヒンジ式2者は差はない。これはレール式の η_j が小さいこと, 誘導抵抗が大きいこと, フラップレー

図 22(b) $C_D \sim \alpha$ 図 22(c) $C_m \sim \alpha$

ル金具抵抗等により全体に抵抗が大きくなるのではないと思われる。次にピッチングモーメントを見ると, $C_J = 0.0$ で失速前では3者の差は生じていない。しかし $C_J = 1.0$, 2.0 では40-70型が一番頭下げが小さい。これは3者の中で一番有効弦長が短いからであろう。USBフラップの3分力へのパワー効果が大きいことがよくわかる。これらの結果, 特に頭下げの C_m が40-70型では一番小さくなることから本実験機のUSBフラップはヒンジ式F/M 40-70型フラップの30°/60°が採用されることになった。次にUSBフラップ角(δ_{IF})に80°にした時の特性

$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{OL}, \delta_{IF}, \delta_{OF}, \delta_a, V, G, BLC, USB, Tail$
 slat ヒンジ式 C-1
 OFF OFF 40-70 droop ON ON サイド型 OFF
 40° 45°/80° 65°

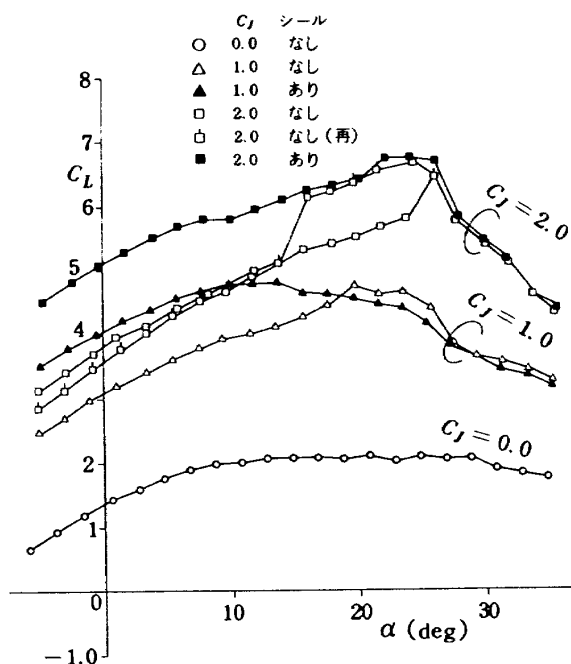


図 23(a) USBフラップシールあり / なし特性
 $C_L \sim \alpha$ (STOL DDC, 尾なし, AEO)

を以下の図23(a)～図25(c)に示す。 $\delta_{IF}=80^\circ$ の時はフォワード・フラップに大きな負圧がかかり、木製のフラップのため、主翼後縁とフォワード・フラップ間及びフォワード・フラップとメイン・フラップ間がフラップの強い振動のため、すき間ができ、エンジン排気ジェットがフラップよりはく離していることが試験中に発見され、急ぎでフラップ間をテープでシールした。 $\delta_{IF}=60^\circ$ の時も確認のためシールしたケースを行なって比較検討した結果、こちらの方は影響がほとんどないことが判ったので、シールなしで試験を続行した。 $\delta_{IF}=80^\circ$ の40-70型に対する試験結果を図23(a)～23(c)に示す。

シールなしによりジェットがフラップよりすっぱ抜けてしまい、 C_L が大幅に落ちることが図より判る。大迎角ではフラップシールをしてもジェットがフラップからはく離しているため、 C_L はシールなしと同じ大きさになっている。 C_D についてもシールなしではこのジェットのすっぱ抜けのため推力成分が増して、シールつきに比べて著しく減る。同様のことは C_m についても言える。即ち、シールなしではジェットがフラップからはく離しているためフラップ

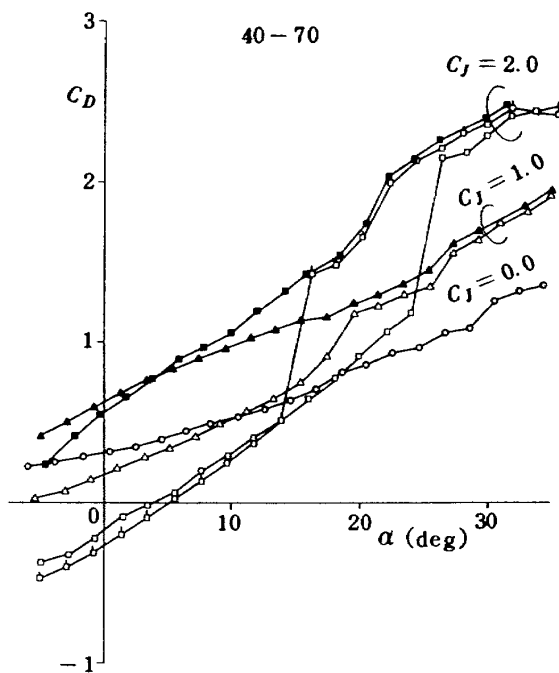


図 23(b) $C_D \sim \alpha$

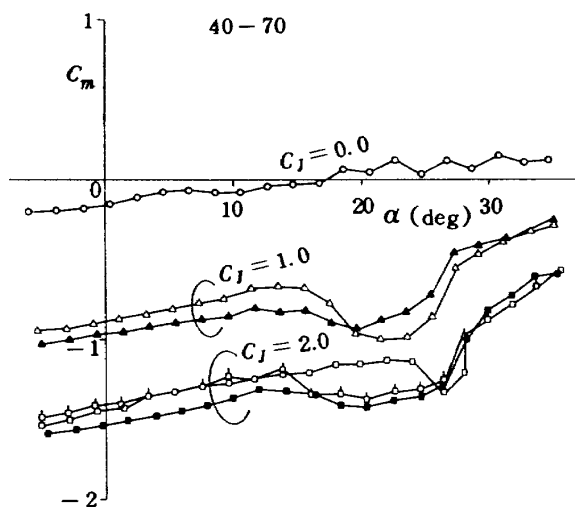


図 23(c) $C_m \sim \alpha$

上面にかかる負圧が減るため頭下げモーメントも減る。図24(a)～24(c)に60-80型についての結果を示す。40-70型と同じ傾向を示している。図25(a)～25(c)に40-70型と60-80型の比較結果を示す。低い迎角では40-70型の方が C_L は若干大きい。 δ_J は40-70型の方が大きく、有効弦長が短い分を補っているものと思われる。しかし大迎角では60-80型が大きい。これはジェットの曲り方がどちらも同じ程度になるので有効弦長の長い分だけ大きくなるのであろう。パワーオン時 δ_J が40-70型の方が大きい分だけ推力成分が減って C_D は大きくなる。又、有効

$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{OL}, \delta_{IF}, \delta_{OF}, \delta_a, V.G., BLC, USB$
 $OL AIL, ノズル, Tail$
 OFF OFF slat ヒンジ式 C-1 droop ON ON サイド型 OFF
 40° 45°/80° 65°

C_I シール
 ● 0.0 あり
 ▲ 1.0 あり
 □ 2.0 なし
 ■ 2.0 あり

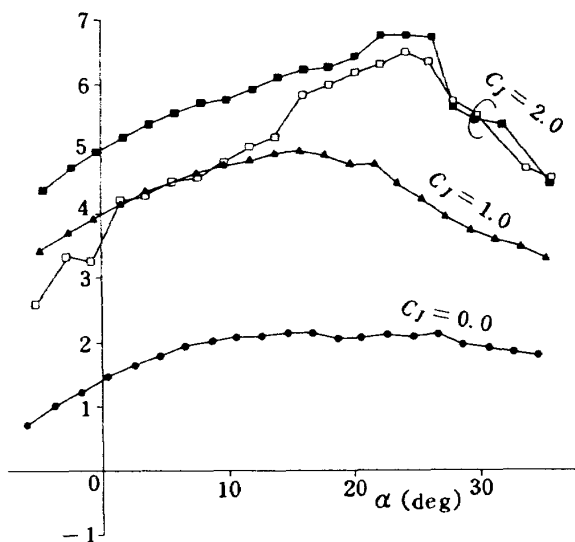


図 24(a) USBフラップシールあり/なし特性
 $C_L \sim \alpha$ (STOL DDC, 尾なし, AEO)

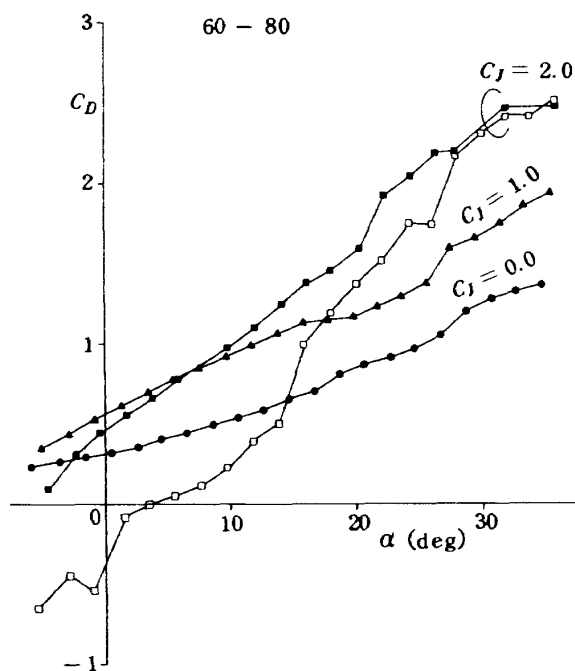


図 24(b) $C_D \sim \alpha$

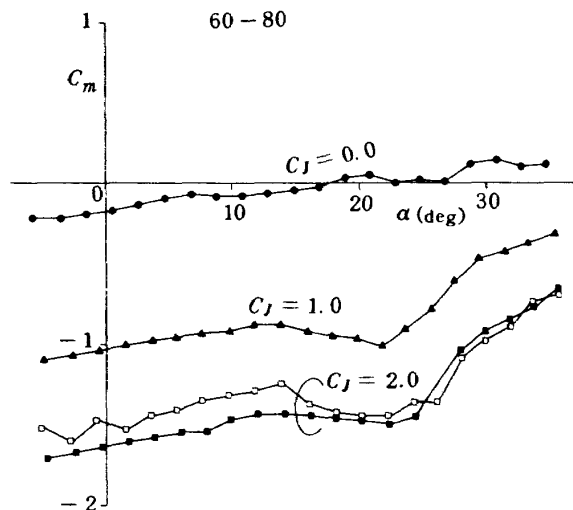


図 24(c) $C_m \sim \alpha$

$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{OL}, \delta_{OF}, \delta_a, V.G., BLC, USB$
 $OL AIL, ノズル, Tail$
 OFF OFF slat C-1 droop ON ON サイド型 OFF
 40° 65°

δ_{IF}
 ○ 40-70 型
 △ 60-80 型
 フラップシール付 (但し 40-70 型 $C_I = 0$ 除く)

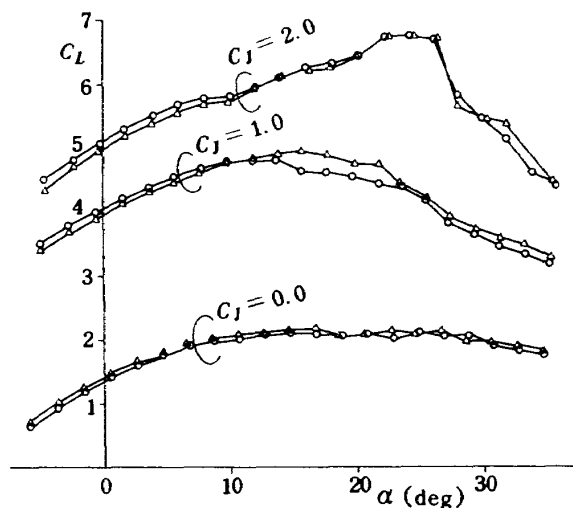
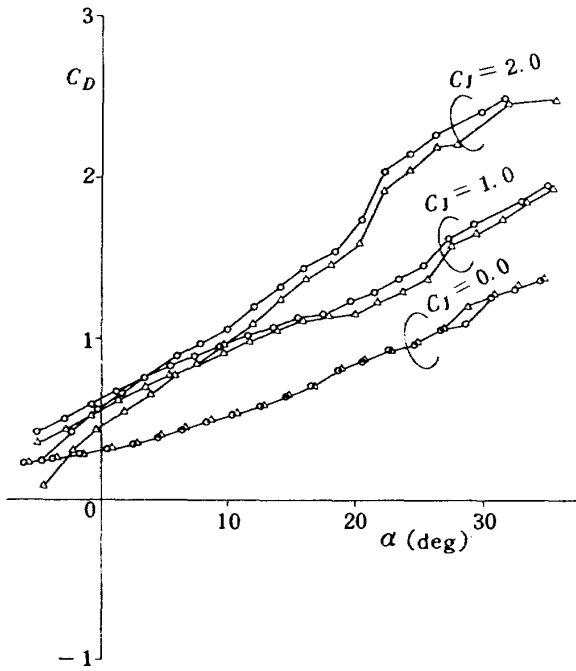
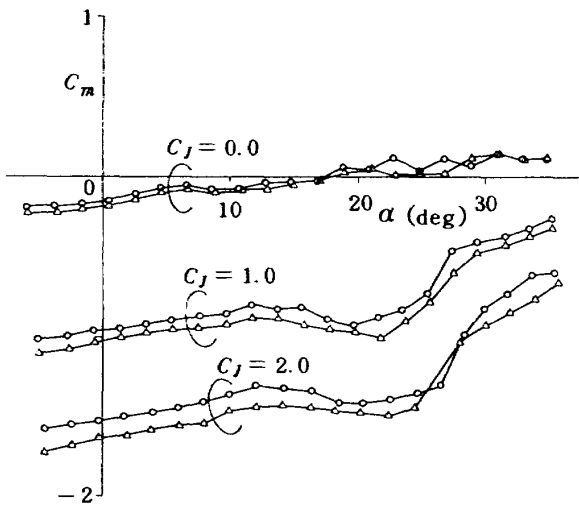


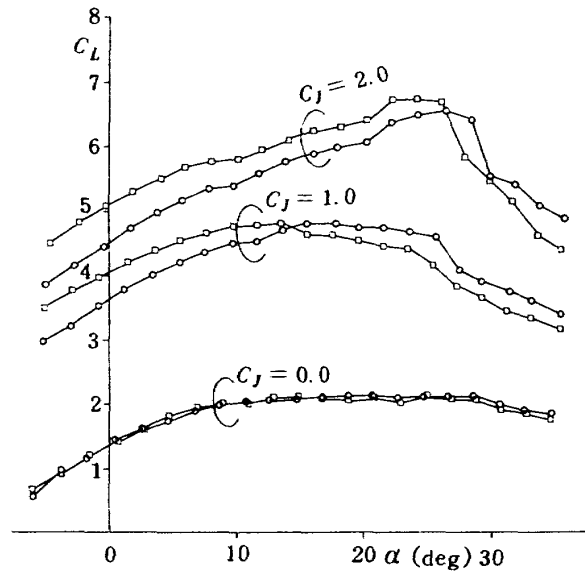
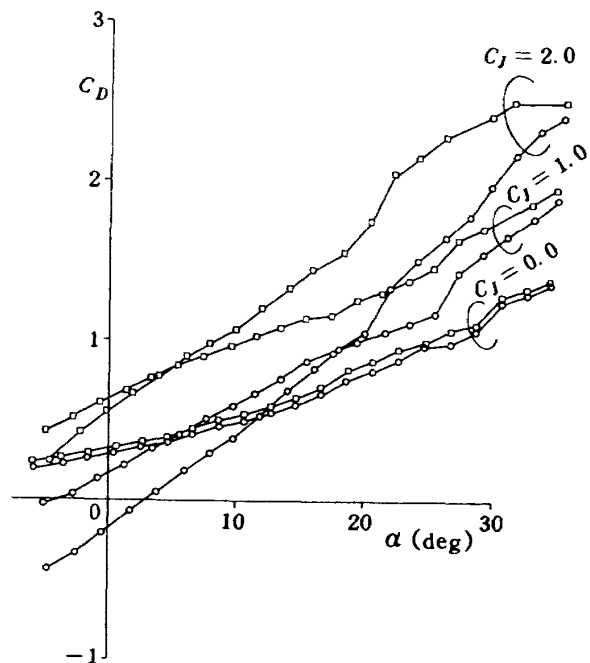
図 25(a) USBフラップ特性
 $C_L \sim \alpha$ (STOL DDC, 尾なし, AEO)

図 25(b) $C_D \sim \alpha$ 図 25(c) $C_m \sim \alpha$

弦長が40-70型では60-80型に比べて短い分だけ頭下げモーメントは小さい。これらの試験結果の反省として以後USBフラップは全て金属製に変更された。

本実験機では当初、USBフラップによりDDCを行なうこと、即ち $\delta_{IF}=60^\circ$ を中心に $\pm 20^\circ$ のDDCを行なうことが提案され、 $\delta_{IF}=80^\circ$ についての特性試験を実施し、DDCの効果を調べた。その結果を図26(a)~26(c)に示す。 $\alpha=0^\circ$ で $\Delta C_L (C_{L80^\circ} - C_{L60^\circ})$ は0.45~0.6、 ΔC_D は0.48~0.74の程度である。図26(c)より、 $C_J=1.0$ で $C_L=4.0$ に対する r を求め

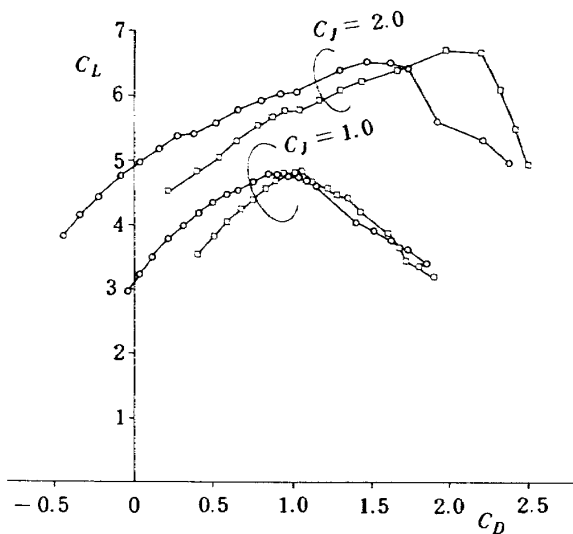
$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{\alpha}, \delta_{\alpha}, \delta_{\alpha}, V.G., BLC, USB, Tail$
 OFF OFF slat C-1 40° 65° droop ON ON ノズル, サイド型 OFF
 40-70型 F/Mフラップ
 ○ 30°/60° シール なし
 □ 45°/80° シール あり

図 26(a) STOL DDC 特性 $C_L \sim \alpha$ 図 26(b) $C_D \sim \alpha$

ると、 $\delta_{IF}=60^\circ$ で 4.5° 、 $\delta_{IF}=80^\circ$ で 8.4° と 3.9° も r は増加する。

6.2 半截B 1.1次風試

本試験は昭和54年3月12日から3月30日にかけて航技研突風風洞において実施されたものである。

図 26(c) $C_L \sim C_D$

本試験の主目的は内翼前縁高揚力特性と巡航形態時でのエンジン位置による抵抗特性把握である。使用模型は B 模型で USB フラップは A 2.3 次で決定されたヒンジ式 F/M, 40-70 型フラップで L/D 時フラップ角 $\delta_{IF} = 30^\circ/60^\circ$ である。USB ノズルは A 2.3 次と同じサイド・ドア型ノズルで、今回はサイド・ドアフェンス付の場合も実施した(図 5)。またエンジン取付位置は実機並の位置に変更された。以下に各試験形態での計測結果を述べる。

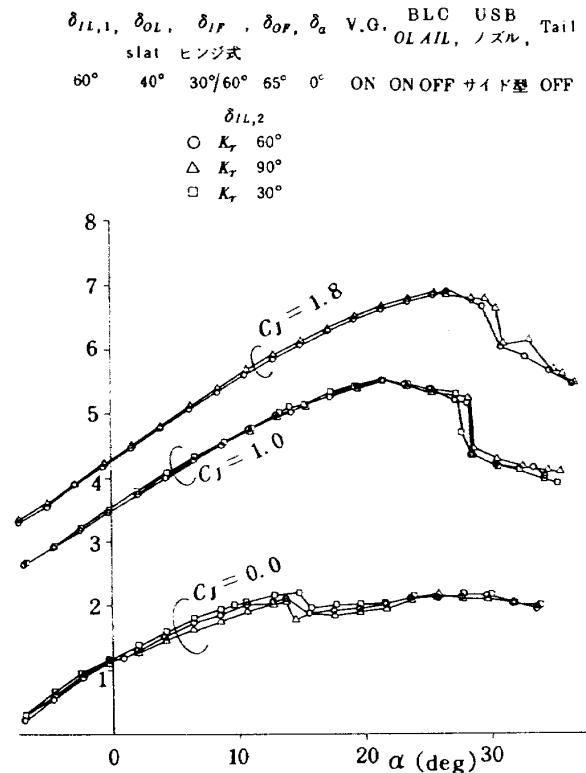
(1) E/G 間クルーガフラップ効果

内翼前縁高揚力装置のうち E/G 間についてクルーガフラップを用いて、その舵角を $30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ にして、試験を実施し高揚力特性を調べた。その結果を図 27 に示す。特に 3 者共に顕著な差異は見られないが、 $K_r = 30^\circ$ の場合が若干良いようである。A 2.3 次においても内翼前縁高揚力装置としてのクルーガフラップの有り無しに対して試験を実施したが、これらの結果を合わせて考えてみると、E/G 間や E/G・胴体間を多少変えてみても大幅に揚力特性を改善するものとは思えない。

(2) 翼胴フェアリング効果

(1) で E/G 間の高揚力装置について種々の形態で試験を行なって見たが著るしい改善がなされなかった。E/G・胴体間の高揚力装置を調べてみることにした。翼胴間フェアリングとして基本形を含めて 4 種類を考えた(図 28)。

basic $K_r 60^\circ$

図 27 エンジン間高揚力装置効果 ($\delta_{IL,2}$)
 $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

改 1 延長ステップ+10%クルーガ (80°)

改 2 ストレーク大

改 3 ストレーク小

これらの試験結果を図 29 に示す。

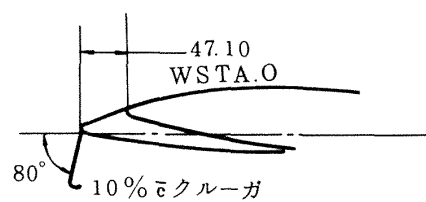
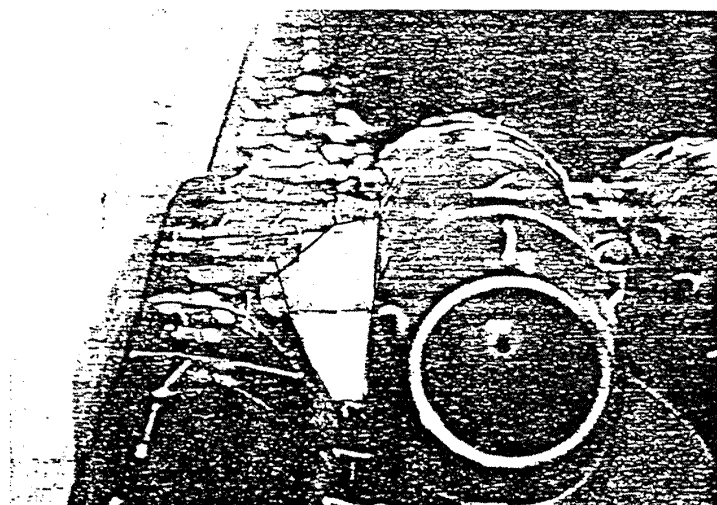
いずれも大差なく、若干 $K_r 60^\circ$ が良い程度である。

(1) の結果と同様、本実験機では E/G 間及び E/G・胴体間を少々変えてみても効果は期待できないことがわかった。

(3) ヒンジ式とレール式の比較

A 2.3 次でヒンジ式 F/M フラップについて詳細に試験を実施した結果、40-70 型で $30^\circ/60^\circ$ に決定されたが、この試験ではフラップが木製であったため、特に $\delta_{IF} = 80^\circ$ ではフラップ上面にかかる強い負圧によりフラップが変形かつ振動を起し、空力特性に悪影響を及ぼしたので、今回の試験以後は金属製になった。さて A 2.3 次以前ではレール式フラップが使用されていたので、レール式とヒンジ式の比較のため今回試験を実施した。その結果を図 30(a)~30(c) に示す。

試験結果より、揚力は A 2.3 次とは逆にヒンジ式の方が大きい。また抵抗も A 2.3 次と逆にヒンジ式



(a) 改1：延長ステップ+クルーガ (80°)

NOTE: ストレーク前縁は 20^R



(b) 改2：ストレーク (大)



(c) 改3：ストレーク (小)

図 28 翼胴フェアリング

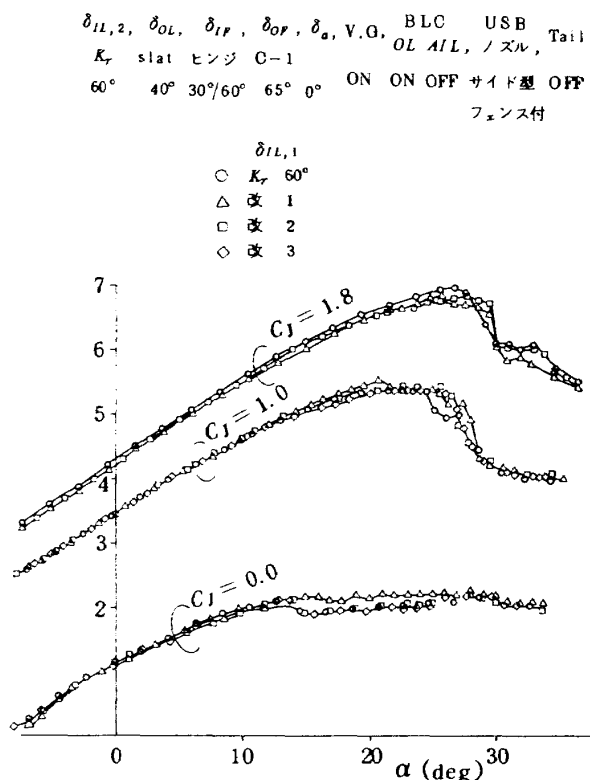


図 29 翼胴フェアリング効果 ($\delta_{IL,1}$)
 $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

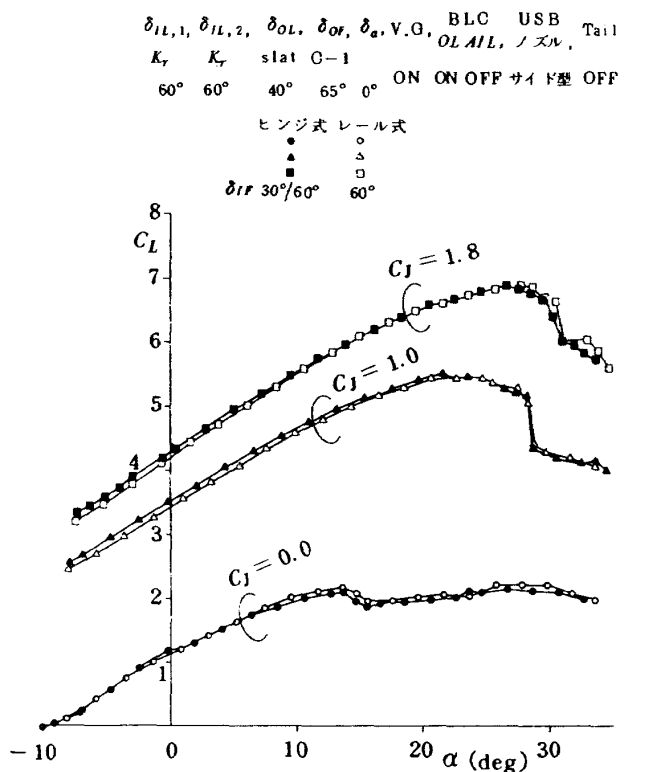


図 30(a) ヒンジ式とレール式の比較
 $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

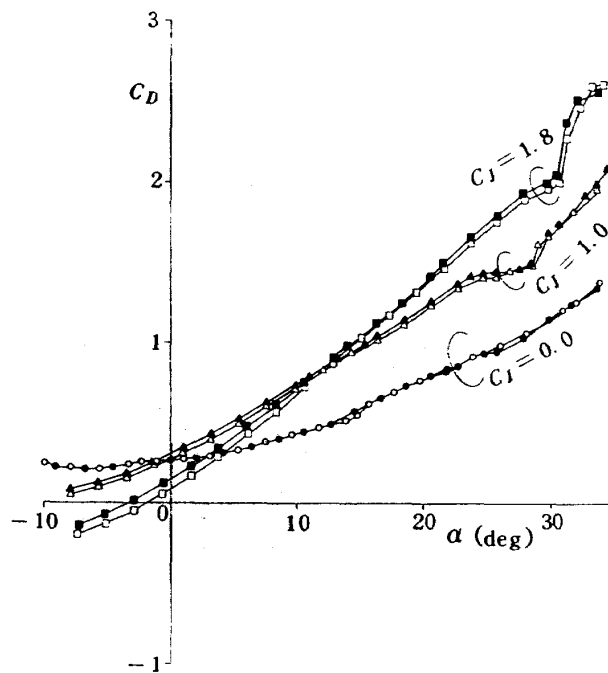


図 30(b) $C_D \sim \alpha$

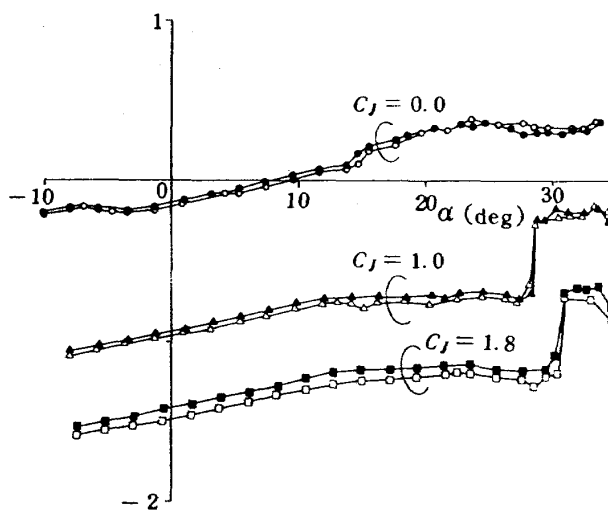


図 30(c) $C_m \sim \alpha$

の方が大きくなっている。その原因は今のところ不明である。今回は内翼前縁にクルーガ・フラップを装置しているので、抵抗も頭上げモーメントも前回より大きい。

(4) 外翼前縁 BLC 効果

前縁 BLC 効果の結果を図 31(a) に示す。A2.3 次と異なり、BLC 本来の効果が示されている。またクリティカル $C_{J_{BLC}}$ が図 31(b) に示すように得られており、この値は全機 A1 次や他の半截 A1 次、A2 次の結果とはほぼ同じである。

$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{OL}, \delta_{IF}, \delta_{OF}, \delta_a, V.G., BLC, USB, Tail$
 K_r OFF slat レール式 C-1 ON OFF サイド型
 60° 40° 60° 65° 0°

記号	C_J	C_{JBLC}
○	1.027	0.0000
△	1.032	0.0089
□	1.030	0.0210
▽	1.031	0.0429

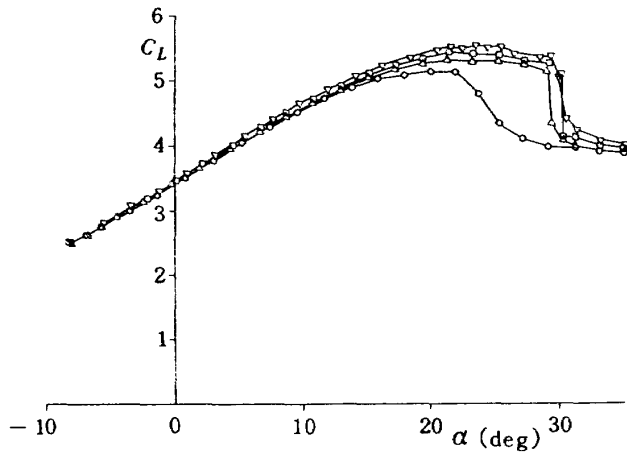


図 31 (a) 外翼前縁BLC効果

 $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{OL}, \delta_{IF}, \delta_{OF}, \delta_a, V.G., BLC, USB, Tail$
 改3 K_r slat ヒンジ式 C-1 ON OFF サイド型 フェンス付 OFF
 60° 40° 30°/60° 65° 47.5°

記号	C_J	C_{JBLC}
○	1.040	0.0000
△	1.033	0.0024
□	1.033	0.0067
▽	1.020	0.0136

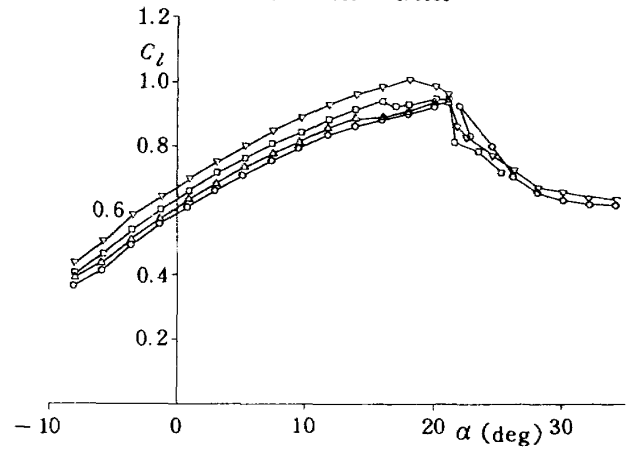


図 32 (a) エルロンBLC効果

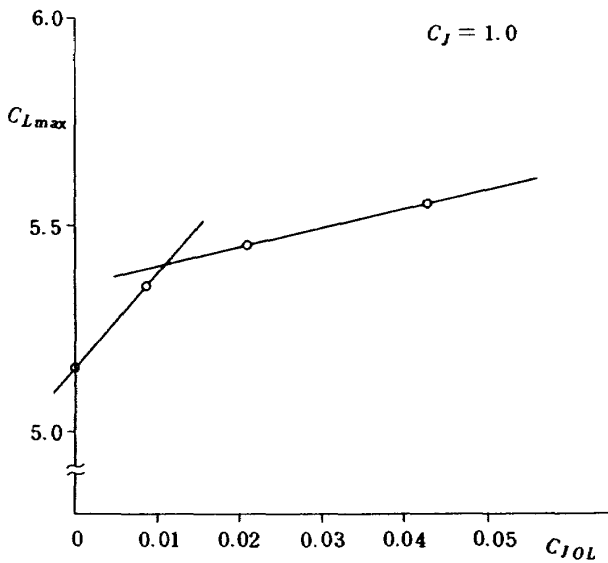
 $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

図 31 (b)

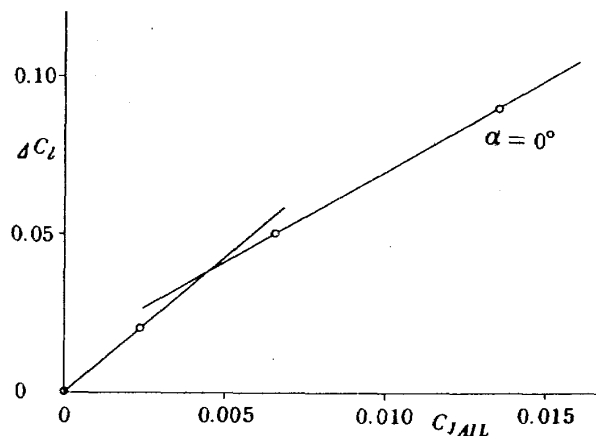


図 32 (b)

(5) エルロンBLC効果

エルロンクリティカル C_{JBLC} を求めるため、 $\delta_a = 47.5^\circ$ にしてエルロンBLC量を変えてローリングモーメントの変化を調べた結果を図32(a), 32(b)に示す。これらの図からクリティカル $C_{JBLC} = 0.0045$ が得られた。全機風試では、 $\delta_a = 60^\circ$ でクリティカル $C_{JBLC} = 0.0056$ であった。この値と比べて、今回の試験結果は妥当な値であろうと思われる。

(6) エンジン位置効果

本実験機の巡航時の抵抗はC-1原型機に比べてかなり大きい。そのため航続距離等巡航性能劣化の原因となっている。この抵抗増の原因の1つとしてE/G間の流れの悪いことが考えられる。前に述べたようにE/G間の高揚力装置を色々変えて空力性能を調べた結果、少々方法では変化のないことが判った。そこでエンジン間隔を変えてみたら改善がなされるのではないかと考えて、本風試において、エンジン間隔を3種変えた(表2参照)。その試験結果を図33(a), 33(b)に示す。 C_L, C_D 共に図に

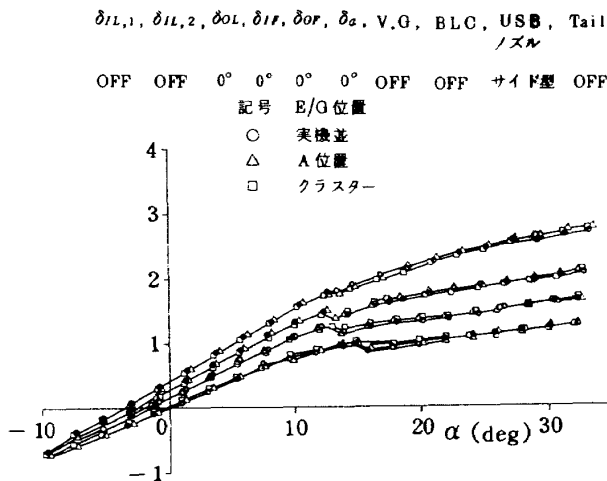


図 33(a) エンジン位置効果
 $C_L \sim \alpha$ (C/N形態)

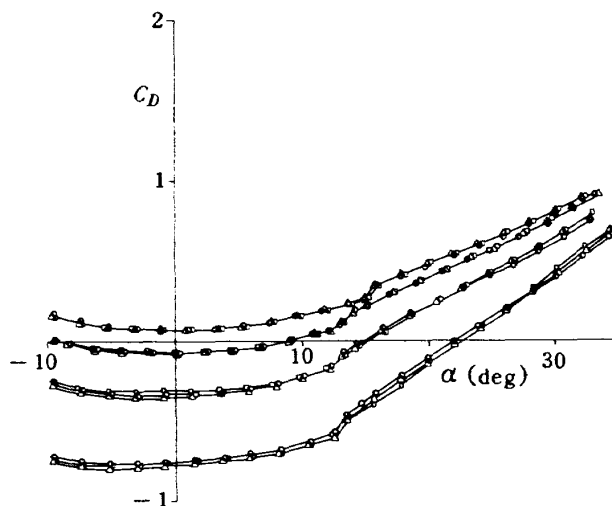


図 33(b) $C_D \sim \alpha$

示すようにほとんど差異がみられなかった。C-1 機を改造するという事で、本機の主翼にキंक部があるため、むやみにエンジン間隔を広げられないという制約のため大幅な性能向上は望めないことがわかった。この試験結果から、実機でのエンジンの保守、整備点検と言う観点から一番エンジン間隔が広い実機並み位置にすることが決定された。

(7) OEI 時偏流ノズル効果

各E/G停止時(OEI)の不釣り合いモーメントを最小にするため、内E/Gの排気ジェットを拡げて揚力を得るため表3に示す5種のノズル形状を考え、その効果を調べた。その結果を図34(a), 34(b)に示す。

静止推力特性から判断すると偏流大ノズルが一番 δ_J が大きいので揚力も大きくなるものと思われたが、

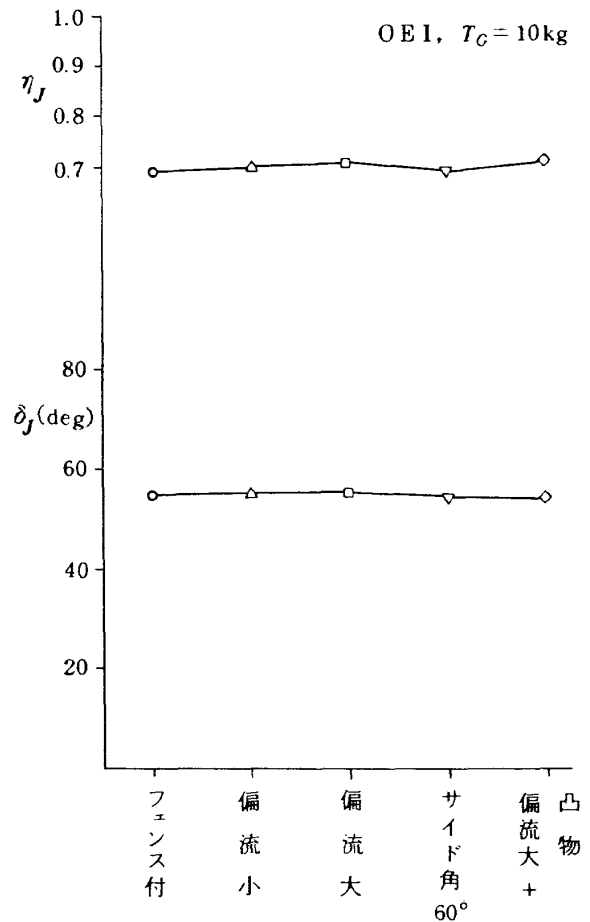


図 34(a) 静止推力特性

$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{OL}, \delta_{IF}, \delta_{OF}, \delta_a, V.G., BLC, Tail$
改1 K_r slat ヒンジ式 C-1 OL, AIL, OFF
60° 40° 30°/60° 65° droop ON ON OFF

形態	$C_L(0)$	$C_L(10)$	$C_L(20)$	$C_L(30)$	C_{LOL}	C_{LAIL}
フェンス	0.877	0.873	0.903	0.962	0.0508	0.0129
偏流小	0.960	0.970	1.002	1.080	0.0520	0.0131
偏流大	0.964	0.973	1.012	1.084	0.0518	0.0130
サイド角	0.941	0.950	0.981	1.044	0.0515	0.0132
凸物	0.958	0.967	1.000	1.075	0.0537	0.0137

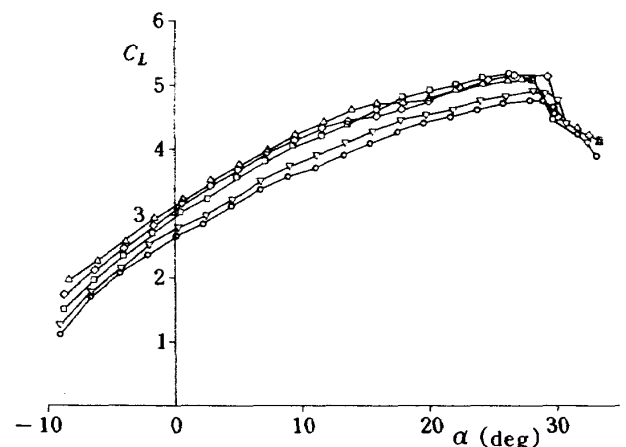
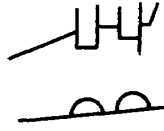
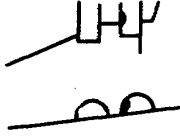
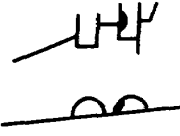
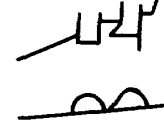



図 34(b) USB ノズル特性

$C_L \sim \alpha$ (STOL L/D, 尾なし, OEI)

表3 OEI時ノズル形状
風試のノズル組合せ(OEI時)

形態名称	ノズル		備考
	外(# 2)	内(# 1)	
basic+フェンス付	basic	basic+フェンス付	
偏流小	basic	フレア角 20° フェンス付	
偏流大	basic	フレア角 30° フェンス付	
サイド角 60°	basic	basicノズルの 外側サイド角 60° フェンス付	
(注1) 偏流大+凸物	basic	フレア角30°ノズルの フレア側出口 に4×4の凸物	

(注1) 凸物は、 $4^H \times 4^W \times 47^L$ の木材を接着付けした。

WIND-ON にすると意外にも偏流小ノズルが一番揚力が大きくなり、偏流大は3番目であった。排気ジェットを上げ過ぎても効果が無いことがわかった。

6.3 半載B 2.1次風試

本試験は昭和54年6月4日から7月27日まで航技研突風風洞で実施されたものである。

この試験で用いられている供試模型はB 1.1次と同じくB模型で、各機体部分もB 1.1次と全く同じである。ただし、BLC型ノズル効果試験用に1種類USBノズルを製作した。

本試験の目的は、(1)外翼スラット角を種々組合せて最適なスラット角を見つけること、(2)翼胴間BLC及びBLC型ノズルによる揚力特性改善、(3)前縁BLC効果、(4)地面効果試験、(5)主翼及びフラップ上下面の C_p 分布の測定、(6)新水平尾翼による空力特性把握であるが、本報告では(1)、(2)、(3)に限って述べる。(4)、(5)、(6)については別の機会に報告することにする。

(1) 外翼スラット角組み合わせ効果

この試験は3分割されたスラットの舵角を種々組み合わせることにより、失速角(α_s)を向上させることを目的に実施された。スラットは翼端からNo1, No.2, No.3の順になっており、組み合わせのケースは6通りである。これらの試験結果を図35に示す。 C_J が大きくなるとエンジン側で特にup washが大きくなるためNo.3, No.2スラットの舵角を深くしないと離が早まる。図より $C_J=2.0, 1.0$ では α_s の伸び $\Delta\alpha_s$ は4°近くにもなる。一方 C_J が小さい時はup washも小さくスラット角を浅くした方が α_s は大きくなっており、 $\Delta\alpha_s$ は5°にもなる。ただ α_1 、即ち初期失速角への効果及び低迎角時での効果はほとんどない。 C_J によって翼のまわりの循環が異なり、スラットでのup washが変わるため、 C_J に応じたスラット角にすれば最適な揚力特性が得られるであろう。しかし実際上は不可能である。これらの結果及びスラットレール構造を検討した結果、最終的にはスラ

$\delta_{IL,1}$	$\delta_{IL,2}$	δ_{IF}	δ_{OF}	δ_a	V.G.	BLC	USB	Tail
K_r	K_r	ヒンジ式	C-1	droop	ON	ON	ノズル	OFF
60°	60°	30°/60°	65°				サイド型	
δ_{OL} スラット角								
	No.1	No.2	No.3					
○	40	40	40					
△	40	40	50					
□	40	45	50					
▽	40	50	50					
◇	40	45	45					
×	45	50	50					

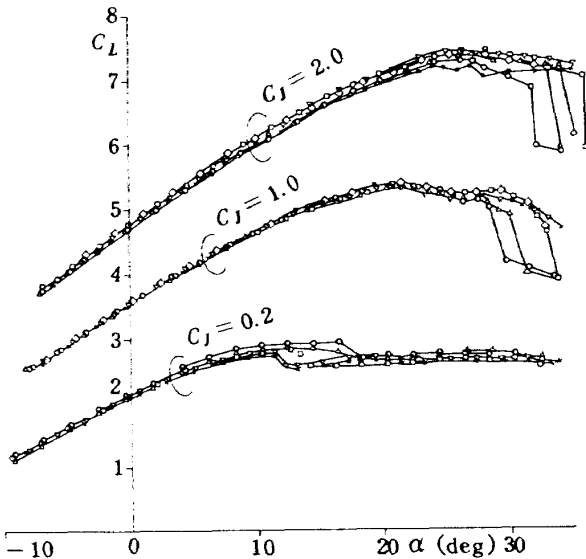


図35 外翼前縁スラット角効果

 $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

ット角は全て 40° に決定された。

(2) C_{Lmax} 対策

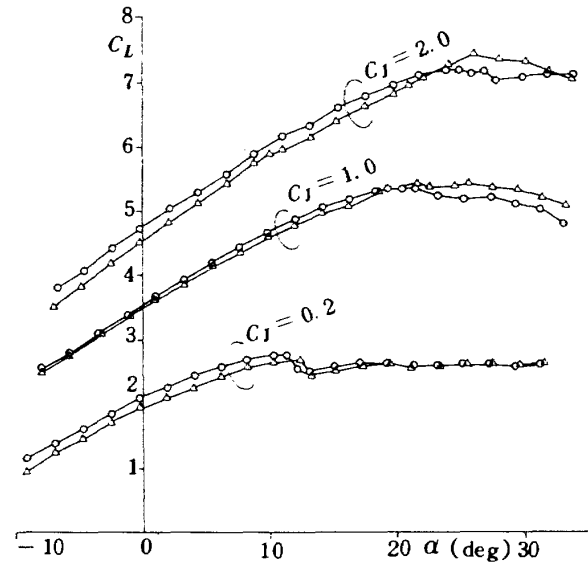
C_{Lmax} を伸ばすために B 1.1 次風試では E/G 間及び E/G・胴体間の高揚力装置を幾つか試験したが大幅な改善が見られなかった。試験中気流系による流れの観測から、USBノズル上面のはく離、E/G・胴体間及び胴体上面での気流のはく離が低迎角から著るしいことがわかった。そこで、これらの位置に高速空気を吹き出して境界層制御を行なうことにより改善がなされるのではないかと予測のもとに、BLCノズル(図6参照)及び翼胴BLC装置を製作し試験を実施した。

(i) 翼胴BLCなし

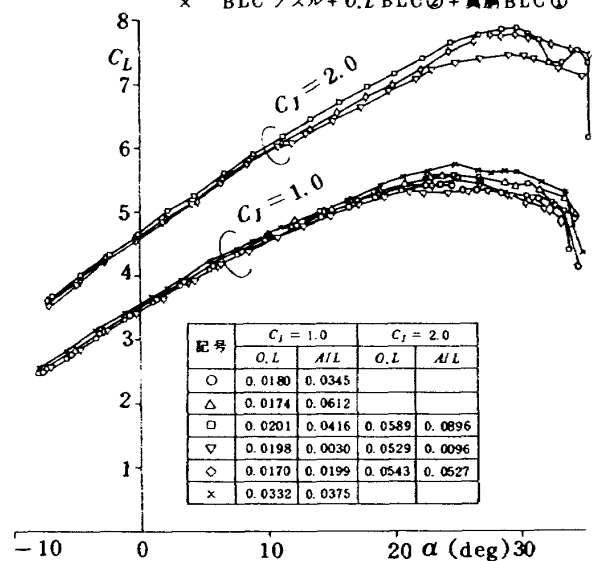
翼胴BLCなしでUSBノズルをサイド型でサイドドア角 0° のいわゆる basic 型と BLC 型にした時の試験結果を図36(a)に示す。この図からBLC型にするよりもBasic型の方が揚力は大きい。しかし失速角はBLC型の方が大きくなっており、若干効果はあるようである。これは図6に示すBLC型ノズルは

$\delta_{IL,1}$	$\delta_{IL,2}$	δ_{OL}	δ_{IF}	δ_{OF}	δ_a	V.G.	BLC	Tail
K_r	K_r	③ 50°	ヒンジ式 C-1					
60°	60°	② 50°						
		① 45°	30°/60°	65°	droop	ON	ON	OFF

USBノズル	記号	$C_J = 0.2$		$C_J = 1.0$		$C_J = 2.0$	
		O.L	A/L	O.L	A/L	O.L	A/L
basic	○	0.0040	0.0012	0.0198	0.0058	0.0585	0.0159
BLC	△	0.0029	0.0009	0.0205	0.0063	0.0541	0.0154

図36(a) C_{Lmax} 対策 (翼胴BLCなし) $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

○	basicノズル + O.L BLC ① + 翼胴BLC ①
△	basicノズル + O.L BLC + 翼胴BLC ②
□	BLCノズル + O.L BLC + 翼胴BLC ①
▽	BLCノズル + O.L BLC + 翼胴BLC ③
◇	BLCノズル + O.L BLC + 翼胴BLC ④
×	BLCノズル + O.L BLC ② + 翼胴BLC ①

図36(b) C_{Lmax} 対策 (翼胴BLCあり) $C_L \sim \alpha$

エンジンのファン流の一部を取り出してノズル上面に吹き出させる様にしてあるので推力の損失がBasic型に比べて大きくなり、その分揚力が減るのではないと思われる。

(iii) 翼胴BLCあり

翼胴BLCはE/G・胴体間前縁部と胴体上にBLC装置を設けて高速空気を吹き出してはく離を防ぐためのものである。この翼胴BLCはエルロンBLC系統から抽気しているので、翼胴BLC単体での抽気は不可能であり、またエルロンにまわる空気量と翼胴へ行く空気量の個々の値は正確にはわからず、合計した抽気量のみがエルロンBLC量として検出される。翼胴BLCありの計測結果を図36(b)に示す。この図から翼胴BLCを増せば揚力が増加していることがわかる。しかし、その増分はそれほど大きくはない。むしろ前縁BLCを増した方が揚力の増加はもっと大きい。これらの結果から、翼胴BLCやBLCノズルの効果は有ることが確かめられたが、目を見張るような効果はないようである。実機製作においては機体改造費に比べて効果の程は知れているので、翼胴BLC等は採用されなかった。

(3) 前縁BLC効果

前縁BLC効果を調べた結果を図37(a), 37(b)に示す。図37(b)に $C_J = 1.0$ に対する $C_{L\max}$ の値をプロットした。この図から明らかにクリティカル C_{JBLO} が得られた。この値は0.012で $B1.1$ 次の値とはほぼ同じである。

6.4 半截A 3.1次風試

本試験は昭和54年8月17日より9月14日まで実施されたものである。

この試験の目的は(1)新ノズル特性(キックダウン角, ボートテイル角が異なる2種のノズル, 図7参照), (2)V.G及びサイドフェンス特性, (3)エンジン間高揚力特性の3つに大別できる。

使用模型は主翼は下反角のないA模型で胴体はバルジのないB模型である。使用風洞は川崎重工低速風洞である。

(1) 新ノズル特性

本試験ではエンジン取付けがA 2.3次より10mm程高くなっている(表1参照)ため、図7に示されているようにノズル内面がもり上っており、若干エ

$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{OL}, \delta_{IF}, \delta_{OF}, \delta_a, V.G., BLC, USB, Tail$
 K_r, K_r ③ 50° ヒンジ式 C-1 droop ON ON サイド型 OFF
 60° 60° ① 45° 30°/60° 65° 0°

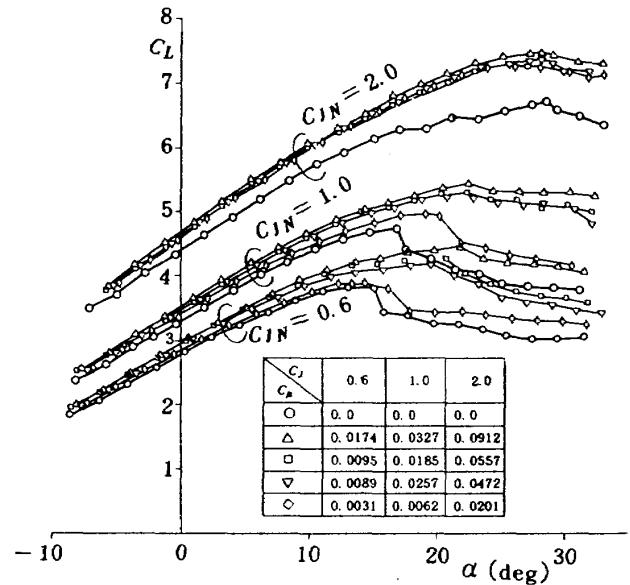


図37(a) 前縁BLC効果

$C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

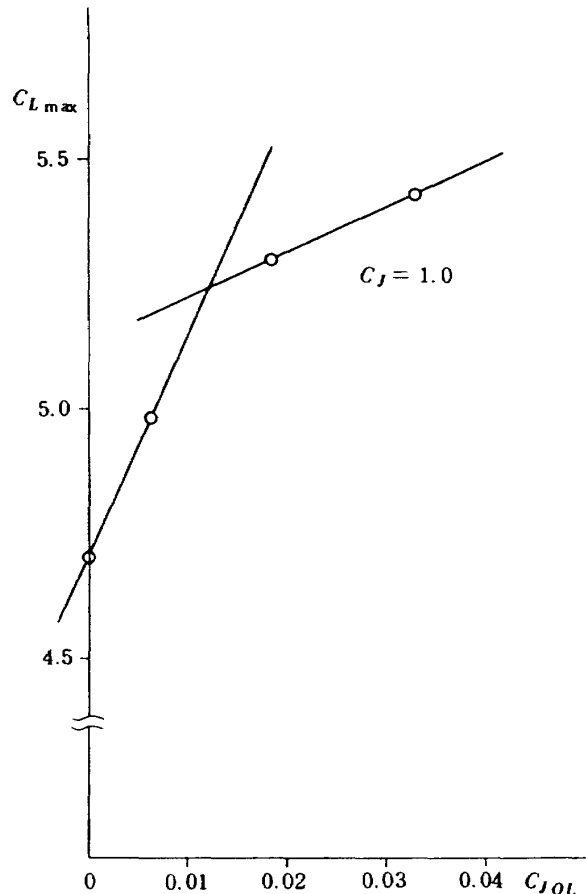
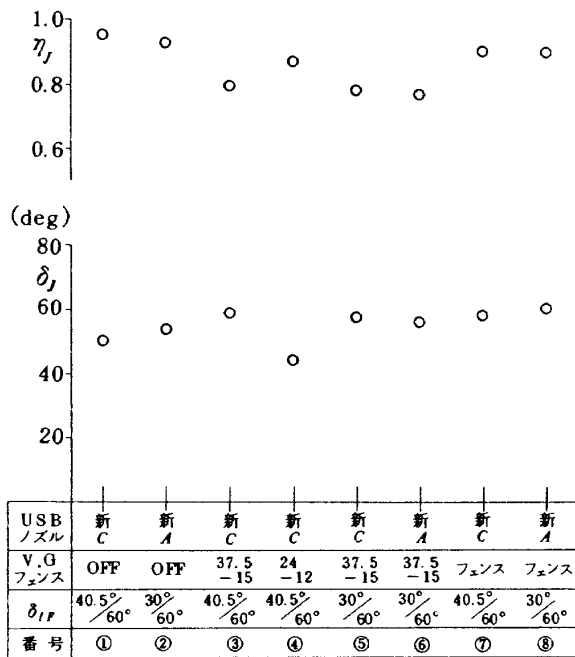


図37(b)

図38 静止推力特性 $N = 40,000 \text{ r.p.m}$

エンジン排気のフラップへの付着が悪いようである。図38に各形態に対する静止推力特性を示す。USBフラップはヒンジ式40-70型である。ノズルとフラップを同時に変えるケースがあり、どちらの効果が大きいのか判断するのが困難である。図中新C+40°/60°と新A+30°/60°に対するV・G OFF及びフェンスの場合(①と②及び⑦と⑧)は新A+30°/60°の方が δ_j は大きい。一方、V・G ONの場合(③と⑥)は新C+40°/60°の方が δ_j が大きいという逆の結果を示している。その原因は良く分からないが、フェンスとV.Gの空力的な働きの違いによるのではなからうかと思われる。

図39(a)~39(e)に新ノズルとV.Gの組合せによるWIND ONの試験結果を示す。V.G ONの場合は C_L, C_D, C_m 共に大きな差は新A+40°/60°を除いて見られない。ただ、30°/60°フラップと40°/60°フラップの有効弦長の差だけ、即ち、30°/60°フラップの有効弦長が長い分だけ C_L は大きく、頭下げモーメントは大きくなっている。新A+40°/60°の場合は C_L は大迎角において急激に低下し、 C_D は増加し、頭下げモーメントは小さくなっている。これはUSBノズルの内面で排気ジェットがはく離して、推力が低下したためではないかと推測される。V.G OFFではキックダウン角の大きい新Aノズルの方が δ_j が

$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{OL}, \delta_{IF}, \delta_{OF}, \delta_a, \text{BLC Tail}$
 droop K_r slat ヒンジ式 C-1
 nos! 60° 40° 40-70型 65° droop ON OFF

記号	δ_{USB}	ノズル	V.G	OL	AIL
○	30°/60°	新A	ON	0.0167	0.0045
△	30°/60°	新C	ON	0.0152	0.0045
□	40°/60°	新A	ON	0.0170	0.0045
▽	40°/60°	新C	ON	0.0174	0.0046
+	40°/60°	新A	OFF	0.0154	0.0051
×	40°/60°	新C	OFF	0.0152	0.0051

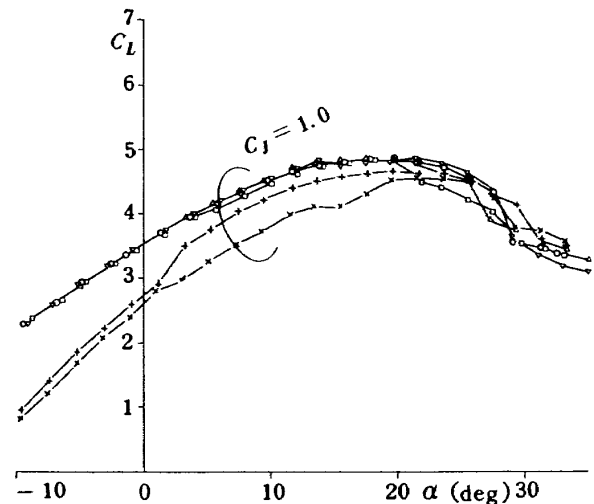
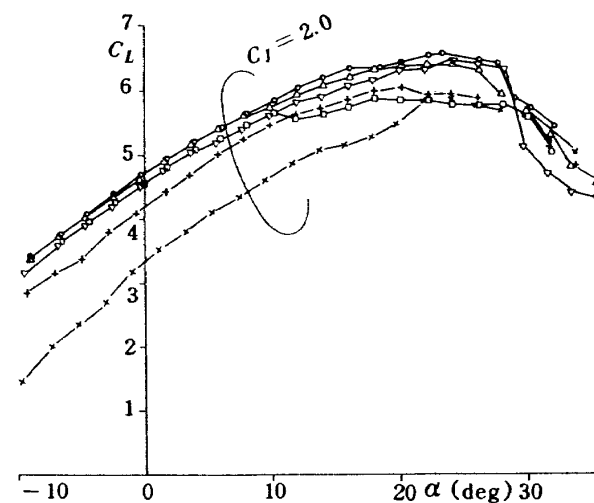
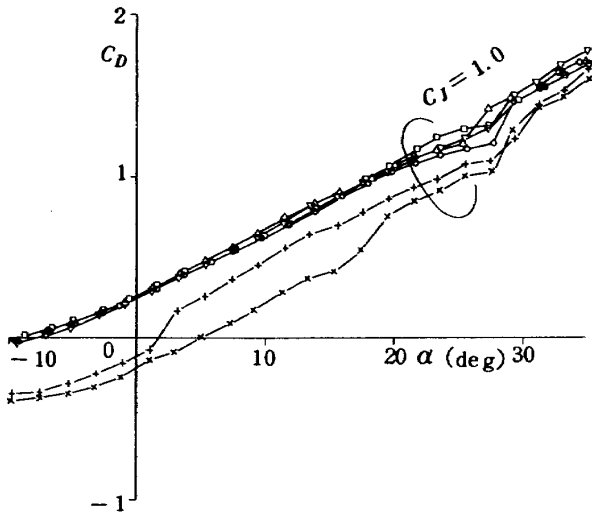
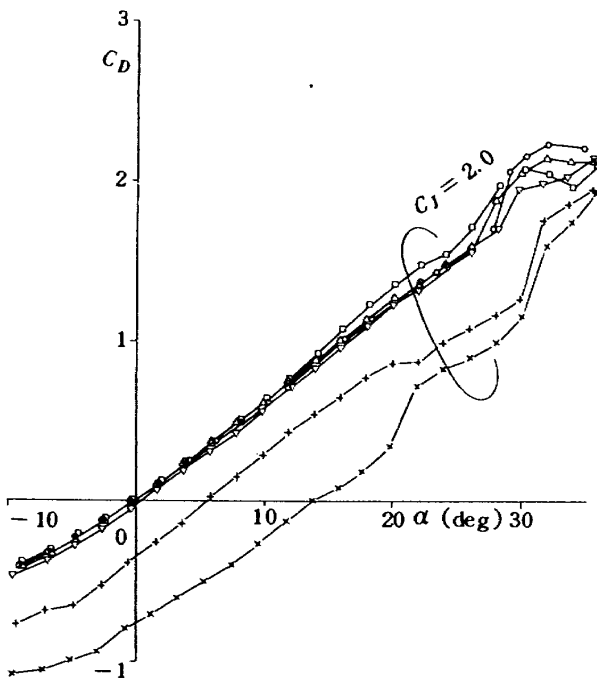
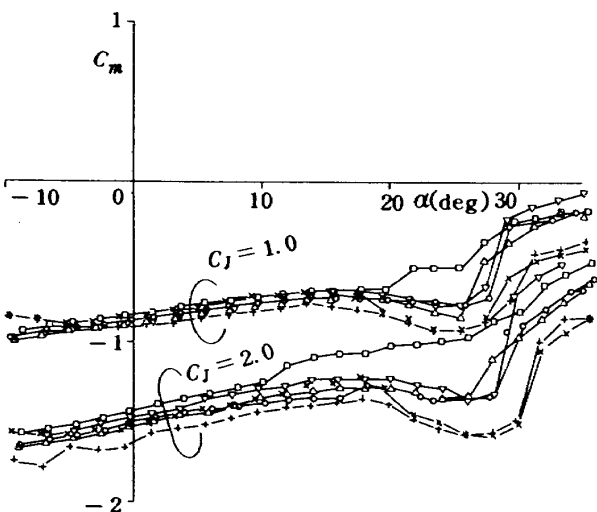


図39(a) USBノズル効果

$C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

記号	OL	AIL
○	0.0459	0.0117
△	0.0402	0.0111
□	0.0458	0.0114
▽	0.0442	0.0111
+	0.0403	0.0124
×	0.0410	0.0125

図39(b) $C_L \sim \alpha$

図 39 (c) $C_D \sim \alpha$ 図 39 (d) $C_D \sim \alpha$ 図 39 (e) $C_m \sim \alpha$

大きく、 C_L 、 C_D 及び頭下げモーメントが大きくなっている。またV.G ONに比べて C_L 、 C_D の減り方は著しい。これは排気ジェットがすっぽ抜けてしまうためと思われる。一方 C_m の変化はそれ程ではない。この原因として η_j が大きく推力の損失が小さいからではないかと思われる。

(2) V.G 効果

標準のV.G ($37.5^L - 15^H$)と小V.G ($24^L - 12^H$)の効果を調べるため試験を行なった。その結果を図40(a)~40(c)に示す。V.Gの取付状態は図に示してあるように標準V.Gは1E/G 当り4枚で2重ハ字形であるが、小V.Gは同一方向で2E/G当り11枚並べた。その結果を見ると、小V.GはV.G なしよりも特性が悪く、排気ジェットがすっぽ抜けてしまい、 C_L も C_D も著しく小さくなる。 C_m は標準V.G付に比べて、小V.G付では C_L 、 C_D の減り方が大きい割には余り差はない。その理由は不明であるが、ジェットのすっぽ抜けと多数のV.Gによる推力損失に関係しているのではなかろうかと思われる。

(3) サイドフェンス特性

図41に翼、フラップ上に装着した時のサイドフェンスを示す。サイドフェンス②、③はフラップ後縁

$\delta_{IL,1}$, $\delta_{IL,2}$, δ_{OL} , δ_{IF} , δ_{OF} , δ_a , BLC USB Tail
droop K_r slat ヒンジ式 C-1 droop ON 新C OFF
nose 60° 40° 40°/60° 65°

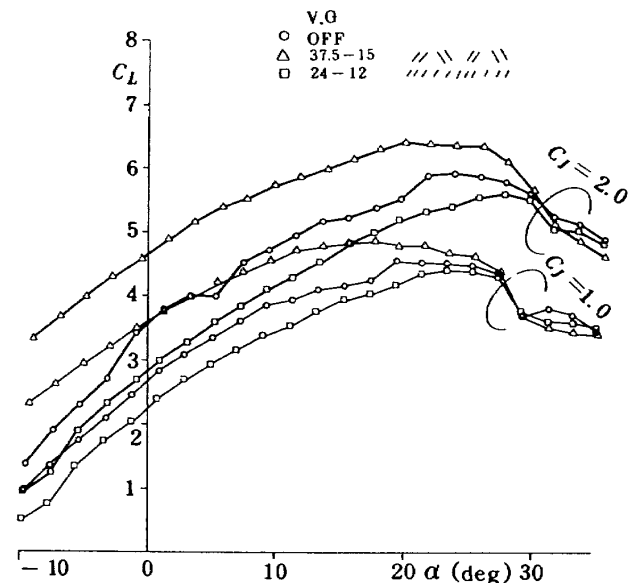


図 40 (a) V.G 効果

$C_L \sim \alpha$ (STOL L/D, 尾なし, AEO)

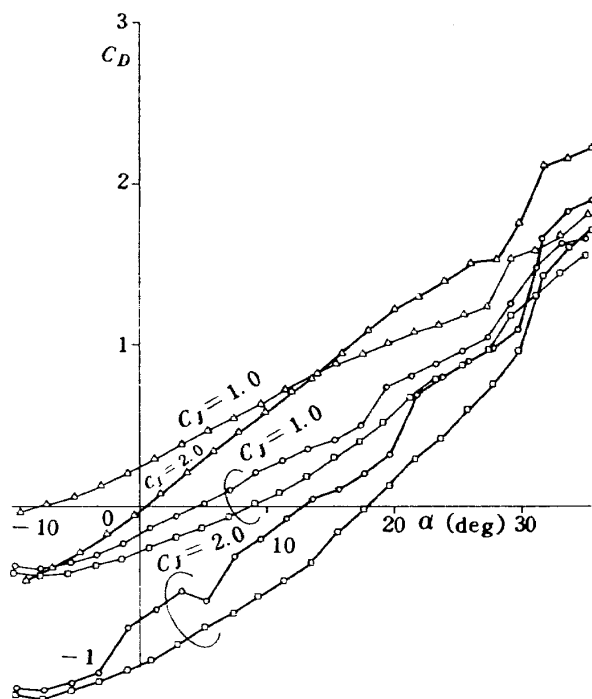
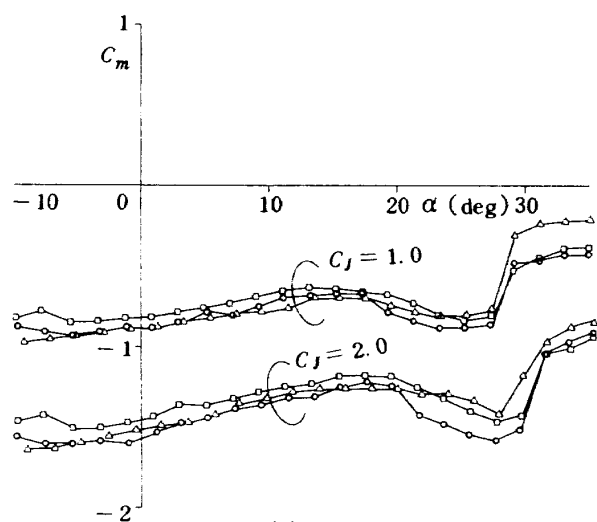
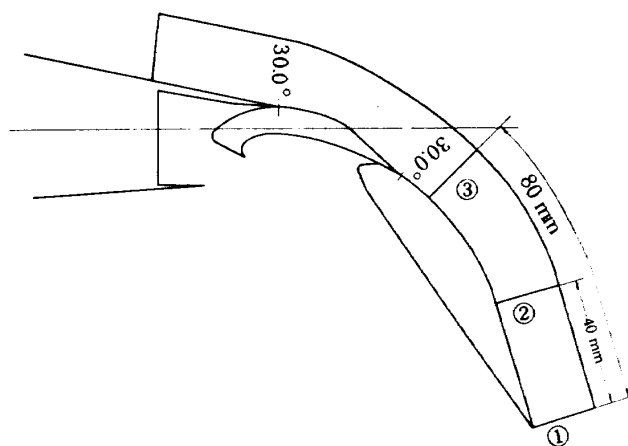
図 40 (b) $C_D \sim \alpha$ 図 40 (c) $C_m \sim \alpha$ 

図 41 サイド・フエンス

より各々 40mm, 80mm 切り取った場合である。

試験結果を図42(a)~42(c)に示す。 C_L はV.G ONとフェンス①とではほとんど差はない。

フェンス①, ②を比べると C_L に差はほとんどない。これはメインフラップの後半は図41から分かるように直線状になっており, ターニング角に影響を与えないからであろう。しかしフェンス③ではメインフラップのほとんど前半までしかなく, この曲率のある所でフェンスを切ってしまうとフラップ後半部で流れが囲りから入り込んでジェットがはがれてしまうためだと思われる。次に C_D について考えてみる。V.G付では推力の損失がフェンス付に比べて大きいので, C_D は大きくなる。フェンス③ではジェットがすっぽ抜けるため推力成分が増えて C_D は他より小さくなる。 C_m についてはフェンス付は δ_J, η_J 共にV.G付より大きいので, 頭下げモーメントが大きくなる。フェンス③はジェットがすっぽ抜けるため頭下げが小さくなる。

$\delta_{IL,1}, \delta_{IL,2}, \delta_{OL}, \delta_{IF}, \delta_{OF}, \delta_a, \text{BLC USB, Tail}$
 droop K_T slat ヒンジ式 C-1 OL AIL, ノズル, Tail
 nose 60° 40° 40°/60° 65° droop ON 新C OFF

記号		BLC	
		OL	AIL
○	サイドフェンス ①	0.017	0.0046
△	サイドフェンス ②	0.018	0.0047
□	サイドフェンス ③	0.017	0.0045
▽	V.G	0.017	0.0045

新Aノズル at $C_J = 1.0$

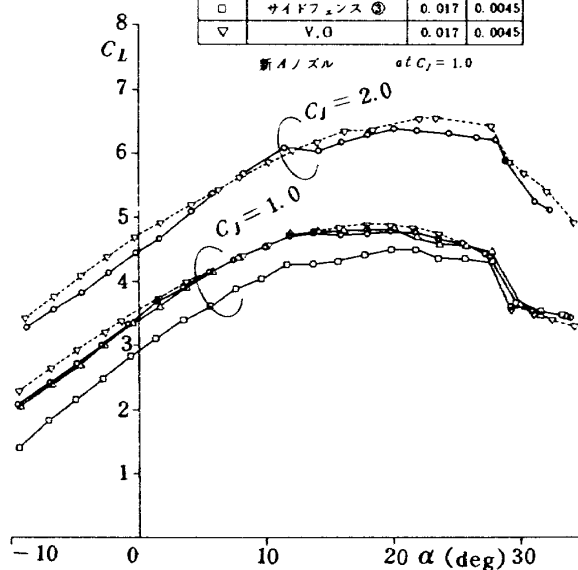
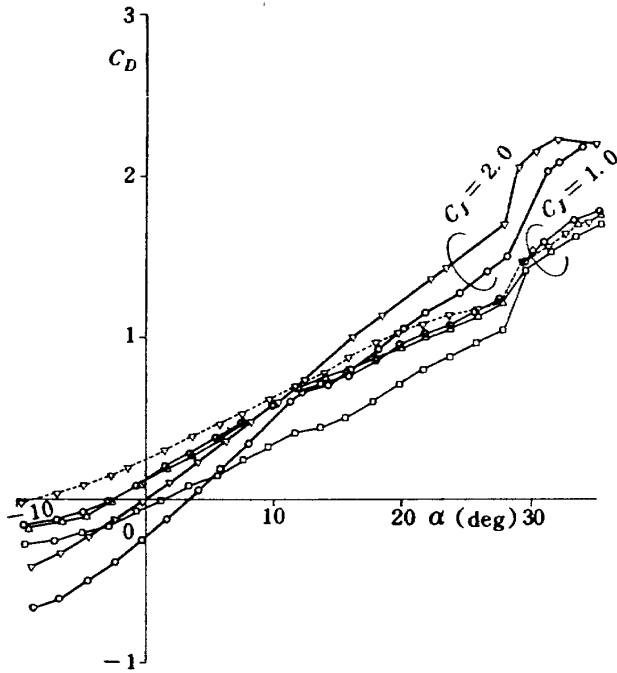
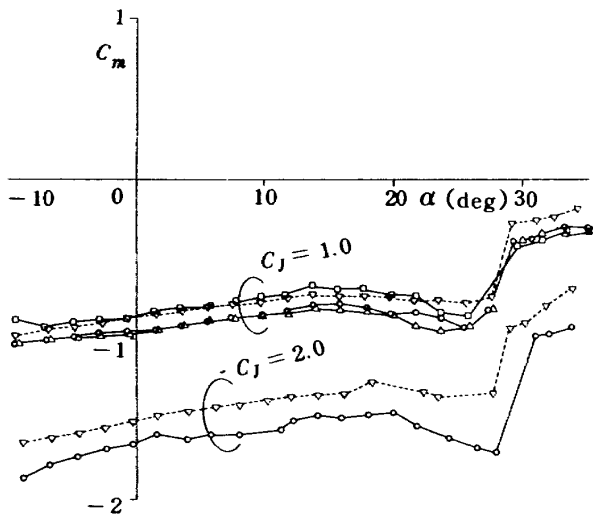


図 42 (a) サイドフェンス特性

$C_L \sim \alpha$ (STOL L/D , 尾なし, AEO)

図 42(b) $C_D \sim \alpha$ 図 42(c) $C_m \sim \alpha$

(4) E/G間 高揚力装置効果

A 2.3 次, B 1.1 次と同様, 本試験においても E/G 間の高揚力装置について種々試験を実施し, その効果比較を行なった。今回は E/G・胴体間は図 3 に示すように droop nose を用いている。E/G 間は, no device を含め 5 種類変えた。これらの試験結果を図 43(a)~43(c) に示す。A 2.3 次と同様に低い迎角ではクルーガ・フラップは他の装置よりも C_L は小さく, 大迎角になると大きくなる。no device の特性は失速付近を除いて他の装置に劣っていない。 C_D や C_m についてはどの形態も顕著な差は見られない。

$\delta_{IL,1}$ δ_{OL} δ_{IF} δ_{OF} δ_a V.G. BLC USB Tail
droop slat ヒンジ式 C-1 droop ON ON 新 C OFF
nose 40° 40°/60° 65°

$\delta_{IL,2}$
○ OFF
△ K_r 40°
□ K_r 90°
▽ droop nose
◇ step 前縁

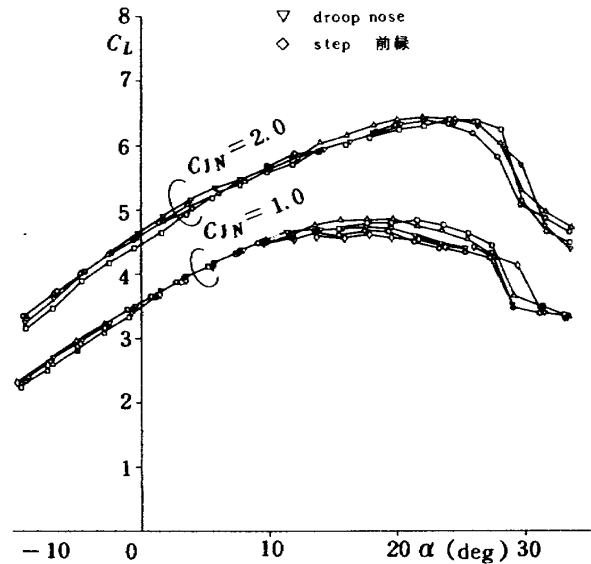
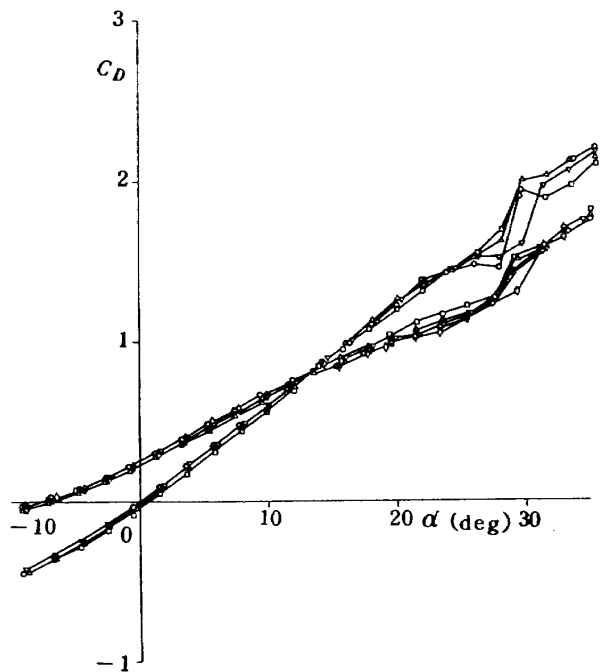
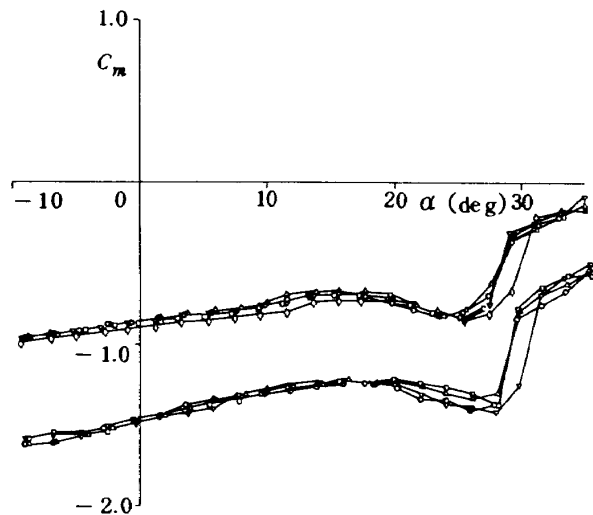


図 43(a) E/G間高揚力装置効果

$C_L \sim \alpha$ (STOL L/D, 尾なし, AEO)

図 43(b) $C_D \sim \alpha$

依然として, E/G間の高揚力装置として決め手はないようである。最終的には E/G 間, E/G・胴体間は no device となった。

図 43(c) $C_m \sim \alpha$

7. むすび

本報告で述べた半截模型による風洞試験は昭和54年1月から昭和54年8月にかけて、4回に分けて実施されたもので、使用風洞も航技研突風洞と川重低速風洞の2ヶ所で、また使用模型もA模型とB模型の2種で、各試験共に空力要素が変更されており、これら風洞試験結果を相互に比較することは困難なため、各風試での空力要素間の特性の比較を行った。

本実験機はUSB方式を主高揚力装置としたSTOL機である。この実験機のSTOL性をより良く発揮させるにはいかにして高揚力を獲得するかが問題で、そのためには前・後縁高揚力装置の特性、BLC特性等を調べるための試験を実施し、その中で最適なものを見付けることがこれら半截模型による風洞試験の主目的である。そして、これらの結果を実験機の設計に反映させ、全機模型による風洞試験において得られる全機空力特性を検討し、設計結果の確認を行なう。

本報告で述べた試験結果をまとめてみる。

1. E/G間及びE/G・胴体間高揚力装置は結果的にはほとんど効果はない。この主な原因としては、E/G間隔が狭いことが考えられる。しかしE/G間隔を大幅に広げることは主翼の内外翼間にキック部があり不可能である。最終的には内翼前縁には高揚力装置を付けない簡単な形態になった。

2. 巡航形態時の抵抗がC-1母機に比べて非常に大きい。その原因は1と同じくE/G間前縁からの流れが悪いことから考えられるため、E/G取付位置を変えて、抵抗の計測を行なったところ大差はなかった。

E/G間隔を大幅に広げることは1に述べた理由で不可能であるので、実機での保守・整備点検の観点から一番間隔の広い位置に決定された。

3. 前縁BLCを行なうことにより失速角が大幅に伸びる。本報告で得られた最小BLC量は $C_{J0,L} = 0.012$ 程度であったが、実際には全機風試の結果や、安全性の観点から $C_{J0,L} = 0.02$ が採用され、各風試が行なわれた。

4. ヒンジ式F/Mフラップを決定するために実施された試験で、フラップに大きな荷重がかかるにもかかわらず木製にしたため、フラップが振動してしまい、良いデータが取れなかった。その反省として以後金属製になった。

終りに本風洞試験は風洞運転、高圧空気制御、模型のセット、データ整理等に多くの人達の協力のもとに行なわれた。ここに深く感謝する次第である。

参 考 文 献

- 1) STOL輸送システムに関する総合研究；科学技術庁，昭和47～49年
- 2) 東 昭；STOL機に関する技術動向調査；航技研宇宙技術動向 No.9，1977年9月
- 3) C-1改造STOL実験機計画設計；川崎重工，昭和52年3月
- 4) 犬丸，北村，高橋；Externally Blown Flapにおける翼面上の圧力分布，NAL TR-410，1975
- 5) 2.3次半截A風試結果報告書；SRA-9006
- 6) 1.1次半截B風試結果報告書；SRA-9007
- 7) 2.1次半截B風試結果報告書；SRA-9017
- 8) 3.1次半截A風試結果報告書；SRA-9018
- 9) 前縁BLC 2次元基礎試験
(その2)報告書；SRA-9022

航空宇宙技術研究所報告734号

昭和57年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
