

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-790

## ファンジェットSTOL機の空力特性

犬丸 矩夫 ・ 高橋 侔 ・ 広末 健一  
戸田 亘洋 ・ 桑野 尚明

1983年11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. 風洞試験の内容および測定上の諸問題 .....	2
3.1 模型諸元 .....	3
3.2 風洞試験の内容 .....	4
3.3 測定上の諸問題 .....	5
4. AW方式の空力特性 .....	12
4.1 模型の設定圧力と $C_f$ .....	12
4.2 偏向角と推力増大比 .....	15
4.3 エゼクタフラップの形状配置 .....	16
4.4 フラップ角と揚力特性 .....	18
4.5 縦の3分力特性 .....	19
4.6 AW方式での舵効 .....	23
4.7 他機例との比較 .....	25
5. USB方式の空力特性 .....	26
5.1 模型の設定圧力と $C_f$ .....	26
5.2 偏向角と偏向効率 .....	28
5.3 USBノズルの形態とエンジン配置 .....	28
5.4 Vortex Generator の効果 .....	33
5.5 前縁高揚力装置の効果 .....	37
5.6 フラップ形態と揚力特性 .....	42
5.7 縦の3分力特性 .....	48
5.8 横・方向の特性 .....	54
5.9 USB方式での舵効 .....	58
5.10 エンジン停止の影響 .....	63
5.11 他機例との比較 .....	66
6. AW方式とUSB方式の比較 .....	67
7. ファンジェットSTOL機の空力特性に関する諸問題(まとめ) .....	69
7.1 揚力の限界について .....	69
7.2 偏向角と偏向効率について .....	70
7.3 静安定・縦のトリムおよび失速について .....	71
7.4 動力(エンジン)装備との諸関係について .....	71
7.5 BLC・DLC およびDDCについて .....	72
7.6 横風着陸能力と方向舵の効きについて .....	73
7.7 風洞試験法と推算法について .....	74
8. あとがき .....	74
参考文献 .....	75
附 録 .....	77

# ファンジェット STOL 機の空力特性\*

犬 丸 矩 夫\*\* 高 橋 侔\*\* 広 末 健 一\*\*

戸 田 亘 洋\*\*\* 桑 野 尚 明\*\*\*

## Aerodynamic Characteristics of Fan-Jet STOL Aircraft

Norio INUMARU, Hitoshi TAKAHASHI, Kenichi HIROSUE  
Nobuhiro TODA and Naoaki KUWANO

### ABSTRACT

Research on Fan-Jet STOL aircraft was initiated by NAL in 1975 as a wind-tunnel-based program aimed at the design study of experimental STOL aircraft. Aerodynamic characteristics of the Augmentor Wing type model and the Upper Surface Blowing type models are examined by a series of wind-tunnel tests.

Three-component longitudinal data of each model are presented. Six-component lateral data of a USB type model are also presented with four engines operating and with one engine out. The general aerodynamic trends of Powered-Lift systems are discussed through comparison with existing data. Discussions concerning the test-techniques are also included.

The research was concluded in 1979, making direct contributions to the basic design of NAL Quiet STOL Experimental Aircraft.

### 1. ま え が き

航空宇宙技術研究所において、昭和50年度から特別研究「ファンジェット STOL 機の空力特性の研究」が実施された。この研究は方向としてはプロペラ STOL 機からジェット STOL 機への各国の研究開発の動きに対応したものである。また内容的には AW 方式と USB 方式のジェットパワードリフト機について、多数次にわたる風洞試験とその結果の検討である。

プロペラ STOL 機については、すでに昭和40年代の当初から当研究所で継続した諸研究が行われ、関連した多数の報告がある。<sup>1)</sup>その後昭和47年から

は対象をジェット STOL 機に移して EBF 方式のパワード STOL 機に関連した測定も行われた。<sup>2)</sup>また同じ昭和47年度から3年間にわたる科学技術庁の調査研究「STOL 輸送システムに関する総合研究」<sup>3)</sup>が実施されたが、内容的にはジェット STOL 機が対象とされている。したがって上記の特別研究は研究所の内外のジェット STOL に対する研究の流れに沿ったものと考えてよいであろう。

これに続いて STOL 機開発の機運が高まり、航空技術審議会による建議（昭和50年12月）が行われた。航空宇宙技術研究所はこの建議に沿って、昭和52年度から開発プロジェクトとしての特別研究「ファンジェット STOL 機の研究」を開始した。このプロジェクトは具体的には国産 C-1 輸送機を設計の土台とするファンジェット STOL 実験機の開発である。空力特性の研究はこの時点で実験機開

\* 昭和58年9月7日受付

\*\* 新型航空機研究グループ

\*\*\* 空気力学第2部

発の一環として含まれることとなり、続く昭和 53 年度をもって 4 年間にわたる基本的な研究を完了した。以後は実験機の設計の進展にともない、空力的改善と確認のための風洞試験が連続的に実施された。したがって「空力特性の研究」は実験機の基本設計に約 2 年先行して発足し、風洞試験を通じて設計に対する基礎資料を供給した。

この報告では Powered Lift 方式のジェット STOL 機の空力特性について、4 年間にわたる研究を要約し、あわせて航空宇宙技術研究所が開発する STOL 実験機の初期における風洞試験結果とその検討内容を紹介する。したがって、この研究の基盤をなす基礎的な諸問題（例えば文献 4）には特に立入らない。また、測定された資料は膨大であるから、その主要部に限定して述べることにしたい。なお特別研究の最初の 1 年間は突風風洞に高圧空気源設備を設置するのに費された。この設備の詳細については別の報告<sup>5)</sup>を参照されたい。

## 2. 記 号

$C, \bar{c}$	翼弦長、空力平均弦長
$C_L$	揚力係数
$C_{L0}$	迎角 $0^\circ$ における揚力係数
$C_{Lmax}$	最大揚力係数
$C_D$	抵抗係数
$C_M, C_m$	縦揺モーメント係数
$C_{M0}$	迎角 $0^\circ$ における $C_M$
$C_Y$	横力係数
$C_l, C_r$	横揺モーメント係数
$C_n, C_N$	偏揺モーメント係数
$C_j, C_J$	ジェットの推力係数 ( $T/qS$ )
$C_\mu$	BLC ジェットの推力係数 ( $T_\mu/qS$ )
$L$	揚力
$M$	縦揺モーメント
$D$	抗力
$Y$	横力
$R$	横揺モーメント
$N$	偏揺モーメント
$S$	主翼面積
$T$	推力
$T_\mu$	BLC 推力

$T_C$	プロペラ推力係数 ( $T/qS$ )
$N_F$	エンジン修正回転数
$q$	自由流動圧
$W$	機体重量
$P_A$	高圧空気元圧
$\delta_a$	補助翼舵角
$\delta_e$	昇降舵角
$\delta_r$	方向舵角
$\delta_s, \delta_{sp}$	前縁スラット角、スポイラ角
$\delta_K$	クルーガフラップ角
$\delta_i, \delta_T$	水平尾翼取付角
$\delta_I$	AW 方式インテークドア角
$\delta_E$	AW 方式エゼクタ角
$w$	AW 方式エゼクタ巾 (%C)
$\delta_f$	後縁フラップ角 (角度 $A^\circ/B^\circ$ の表示では A が USB フラップ、B は外翼フラップ)
$\alpha$	迎角
$\alpha_s$	失速迎角
$\beta$	横滑り角
$\varepsilon$	吹下し角

$\sigma$	sid wash 角
$\eta_j, \eta_j$	ジェット偏向効率
$\delta_j, \delta_j$	ジェット偏向角

## 略 号

L/D	着陸態形
T/O	離陸態形
AIL	補助翼
LE	主翼前縁
AEO	全エンジン作動
OEI	1 エンジン不作動

## 3. 風洞試験の内容および測定上の諸問題

ファンジェット STOL 機の空力特性を調べるについて、まず既存のデータを参照するのは当然であるが、この様な調査は文献 3 においても概ね行われている。そこで風洞試験の計画にあたり、実験機の開発に先行するという前提にたって、想定される原型機の形態に基いた試験とデータの蓄積が望まれた。幸なことに我々のばあい、C-1 輸送機が想定されていた（この件については昭和 51 年度の設計研

究により追認された。)。風洞試験は空気源設備の設置にひき続いて、ジェット Powered Lift の測定に特有な諸問題についての予備的な諸試験を行い、昭和 51 年度末からは C-1 機を原型とした AW・USB 両方式の模型による連続した風洞試験が実施された。実験機の基礎設計は USB 方式をとり昭和 52・53 年度で完了したが、測定データは直ちに設計資料として利用された。以下に模型諸元、測定内容および測定上の諸問題について述べる。

### 3.1 模型諸元

模型はすべて原型機の 8% の寸度で製作した。これは主として後に述べるエアタービン式エンジンシミュレータと実験機に搭載される FJR 710 エンジンの寸度比を考慮して決定されたものである。製作された模型は次の 3 種である。

#### a) AW 方式半載模型

主翼平面形を C-1 機に合せたが、エゼクタフラップを取付けるため内翼後縁の kink を廃止し、外翼の後縁を内翼まで延長した。したがってフラップは内外に分割せず一体である。全翼巾にわたって前縁スラットを配置し、かつ前縁吹出し式 BLC を適用した。補助翼にも BLC を行い、横の制御は補助翼とその前方に配置したスポイラーを併用した。寸度の詳細は附録に示す。主翼内にエゼクタフラップ用と BLC 用の高圧空気の 2 通路を設けて、中央胴体の空気室から独立した 2 個の弁を介してそれぞれに給気する。弁の開度は中胴下側から手で調節する。前後部胴体と尾翼は、次項の USB 半載模型と共用し、胴体下方のバルジは省略した。またナセルは双発で flow-through 型とし、位置外形は原型機になった。模型の風洞内への取付配置については後に述べる。周知のように AW 方式はカナダにおいて開発努力が長年にわたって重ねられたもので、この模型の形状配置についての焦点はエゼクタフラップとノズルにある。この点で文献調査、煙風洞試験の経験などを織込んだ三菱重工業の設計者の努力に負う所が大きい。模型の構造は次の USB 方式に較べて単純で、使用空気圧も低い。

#### b) USB 半載模型

主翼の平面形は原型機に全く等しい。実験機が

FJR 710 エンジン 4 発を想定しているので、片翼に 2 発のエンジンシミュレータを配置した。内翼側の前縁スラットはこのために切欠かれる。エンジン間および胴体エンジン間の前縁にはクルーガフラップ、スラットあるいは翼胴間のフェアリング等が逐次試みられた。内翼の前縁部分と補助翼は、中胴内部の切換弁でどちらかの BLC が可能になっている。これとは別個に外翼の前縁部に独立した系統の BLC を配置した。従って、主翼内部の高圧空気通路は各エンジンへの独立した 2 系統を加えて、合計 5 系統が翼内を貫いている。AW 方式の模型と同様に中央胴体の空気溜に導かれた高圧空気は各系統別の手動調整弁を通じて供給される。主翼後縁の kink を境として外翼のフラップはダブルスロット、内翼はスロットを閉じた 2 翼素の USB フラップとした。この場合にフォア・メインおよびメイン・アフタ型の 2 種の USB フラップを製作した。スポイラーは原型機の片翼 4 枚のうち、外側の 2 枚をそのまま残し、内翼にはエンジン排気出口後方に Vortex Generator (以下 V. G.) を取付けてコアンダ効果の増強をはかった。エンジンシミュレータからのジェットはナセル後部を形成する S 字状ダクトおよび出口の D 型ノズルを経て主翼上面に放出される。エンジン位置は翼巾方向にいくらか移動可能にしてある。寸度の詳細は附録にまとめて示した。なお半載模型は試験の進行にともなって逐次改修を加えた。これについては追って関係する各章で述べる。

#### c) USB 全機模型

USB 半載模型による試験結果と、当時進行中であった実験機の基本設計の状況に基いて全機模型を製作した。この場合、尾翼は原型機と同一のものに加えて、面積を約 1.5 倍に増加したものと合計 2 種を用意した。外側フラップは基本設計の方針に沿い、原型機と同一の 4 エレメント多重フラップとし、USB フラップは半載風洞試験の結果からフォア・メイン型とした。またナセルは想定される実験機の形状に外部を整形し、胴体バルジ、翼胴フェアリング等も原型機になった。その他の機能は半載模型と同様である。模型支持方式は前後 2 本支柱で支え、前方支柱内を通路として高圧空気を模型に供給した。寸度諸元は附録を参照されたい。

### 3.2 風洞試験の内容

風洞試験は半截模型を突風風洞で、全機模型を大型低速風洞で試験した。半截模型ではまず予備試験として端板の影響による測定部の風速分布の変化、高圧空気配管から天秤に加る干渉量の測定等を行った。この結果に基づいてAW方式の第1, 2次風洞試験、ついでUSB方式の第1, 2, 3次の各試験を実施した。昭和53年度に入りUSB方式全機模型を用いての6分力測定が第1, 2次に分けて長期にわたって行われた。またこれと平行して半截模型による第4, 5次の風洞試験が突風風洞で実施された。このような風洞試験の主要な目的と内容を以下に述べる。また内容を表にまとめて附録に示した。

#### a) AW方式の風洞試験

AW方式半截模型による第1次試験はエゼクタフラップの適切な形態配置の探索が主な課題であった。すなわち前縁スラット、前縁BLCの効果の測定にはじまり、フラップ角の効果、AWを構成するインテークドア角、エゼクタ角、エゼクタスロット巾等の効果を逐次測定し、最大揚力の増加に努めた。測定は多く尾なし形態で行われた。第2次試験は、尾付特性と舵効の測定を主目的に実施した。このため垂直尾翼および水平尾翼を取付けて、尾翼の前後・上下位置、取付角を変えての3分力測定および補助翼、スポイラーによる横の舵効が測定を中心である。試験中にAW方式の開発者であるWhittley氏の訪問を受けた。エゼクタフラップの両端面をシールする事等の助言があった。その結果を含めて試験結果の詳細は第4章で述べる。

#### b) USB方式半截模型による風洞試験(1)

USB方式半截模型による風洞試験は昭和52年に第1, 2, 3次に分けて行われた。第1次は尾なし形態での3分力測定のうち、前縁クルーガフラップ、前縁スラット等の前縁高揚力装置の選定、前縁ならびに補助翼のBLC効果等が主要な試験内容である。第2次では各種のV.G.の比較試験、水平尾翼の効果、補助翼の舵効、片発停止時の特性などが主な試験内容である。またナセル・胴体の主翼との干渉による性能劣化に関連して、外側ナセルまでの内翼の前縁を後退角のない形状(以後step状前縁と呼ぶ)とした諸測定を行った。続いて第3次ではコアンダ効果を調

べるため、円弧形USBフラップの効果試験、スロットドUSBフラップの試験を実施した。またDLCに関連して、フォアフラップを動かしてUSBフラップのスロットを調節する方法、あるいはDDCに関連してUSBフラップの大変角( $\delta_f$  80°まで)の測定を行った。このほか、エンジン風車状態の効果、USBスロットノズル(後述)の効果、外翼の前縁BLC効果等の諸試験が実施された。

#### c) USB方式半截模型による風洞試験(2)

昭和53年に入り、模型の一部を改修して第4, 5次の半截風洞試験を次に述べる全機風洞試験と並行して実施した(これは実験機の関連試験の中でA2・1次およびA2・2次と称している。TM452<sup>54)</sup>参照)。第4次試験はそれまでの結果をもとに、USBフラップの断面形状を前回までのフォア・メイン型(フォアフラップに対し後続フラップがメインとなり大きい)から逆のメイン・アフタ型に変更して効果を調べた。またUSBノズルを新しくデフレクタ型とサイドドア型に改修し、両者の効果を比較した。これらのノズル諸元は後述の5.3項表1に示してある。内翼前縁(ナセル間、ナセル胴体間)はstep状とし、外翼前縁BLCを3区間に分割してそれぞれの効果を比較した。V.G.は長さ・高さを変えて8種類、エンジン1基当りの枚数を2枚および4枚に変えて効果を調べた。外翼フラップは原型機と同じ4段スロットに改造した。舵の効きについては補助翼(20°Droop形態、BLC付)、スポイラーおよび水平尾翼の取付角の効果を試験した。第5次試験に至って、補助翼の弦長比を増加し、ヒンジ位置を30%Cに変更、翼巾を内弦側に48mm延長して制御力の増加を調べた。またV.G.については鋸歯型を含む約12種30形態の変形V.G.を用いて、その効果を比較した。次いで外翼前縁スラット(原型機と同一の断面形態)の角度とスロット巾の効果、スポイラおよびUSBフラップによるDLC, DDCの効果等を調査した。

#### d) USB全機模型による風洞試験

全機模型による風洞試験は、大型低速風洞で2回に分けて実施した。各試験ともに半截風洞試験同様、試験に先だって配管干渉の測定を含む較正試験、エンジン推力の検定試験およびPowered Liftの静止

特性試験を実施した。第1次試験は原型機と同一の尾翼に、水平尾翼前縁スラットを取付けて、主として離着陸形態の縦横方向6分力測定を行ない、水平安定板の取付角、3舵・スポイラーの舵効試験を加えた。エンジンについては $C_f$ をパラメタとして $\alpha$ 、 $\beta$ の変角を行い、1発停止における諸特性も測定した。第2次試験では基本設計において計画された大尾翼の模型を使用し、設計上必要とされる全般的な諸特性を試験した。この中には離着陸形態のみならず、巡航形態での空力特性、エンジン2発停止時の特性、ドーサルフィン、補助翼Droopの効果などの試験も含まれる。

以上の各種USB風洞試験によって、実験機の基本設計に必要な空力的資料が一通り供給された。これ以後は設計の進行につれて逐次発生する部分的形状変化の効果、空力的問題点の改善のための諸測定がひき続いて実施された。

### 3.3 測定上の諸問題

Jet Powered Lift 方式の上記風洞試験を実施するうえで生じた測定上の諸問題を以下に述べる。

#### a) 高圧空気配管と天秤の干渉

これまで述べた模型はいずれも高圧空気を模型内に導入する。AW方式のエゼクタフラップに供給する高圧空気、前縁および補助翼BLC用の空気およびUSBにおけるエンジンシミュレータ(後述)を駆動する高圧空気は風洞外部から模型胴体のチャンバにまとめて供給され、ここから分配弁を通り主翼内経路で通気する。

i) 半載模型では高圧空気を図1のようにフレキシブルホースを用いて端板裏側から風洞側壁を貫通して供給した。このためには風洞天秤の前方支柱の1本を図のように床上で屈曲させ、端板の裏側に立上らせた。迎角変化のための回転軸をこの端板裏側の支柱と風洞天秤のもう1本の前方支柱で支えると共に、回転軸にベアリングを介して空気管接手を取付けた(図2)。この接手にかかる外部からの力は、そのまま天秤計測値に入る(干渉)ので、フレキシブルホースを図1のように配置して、干渉量をできるだけ抑止した。測定に際しては、この干渉量を予め測定し、再現性を確認したうえで一連の試験を実施する。干渉量の測定結果の1例を図3に示す。

ii) 全機模型では、模型を前方の1本支柱で支え、この支柱の中に高圧空気を下から上に通す。高

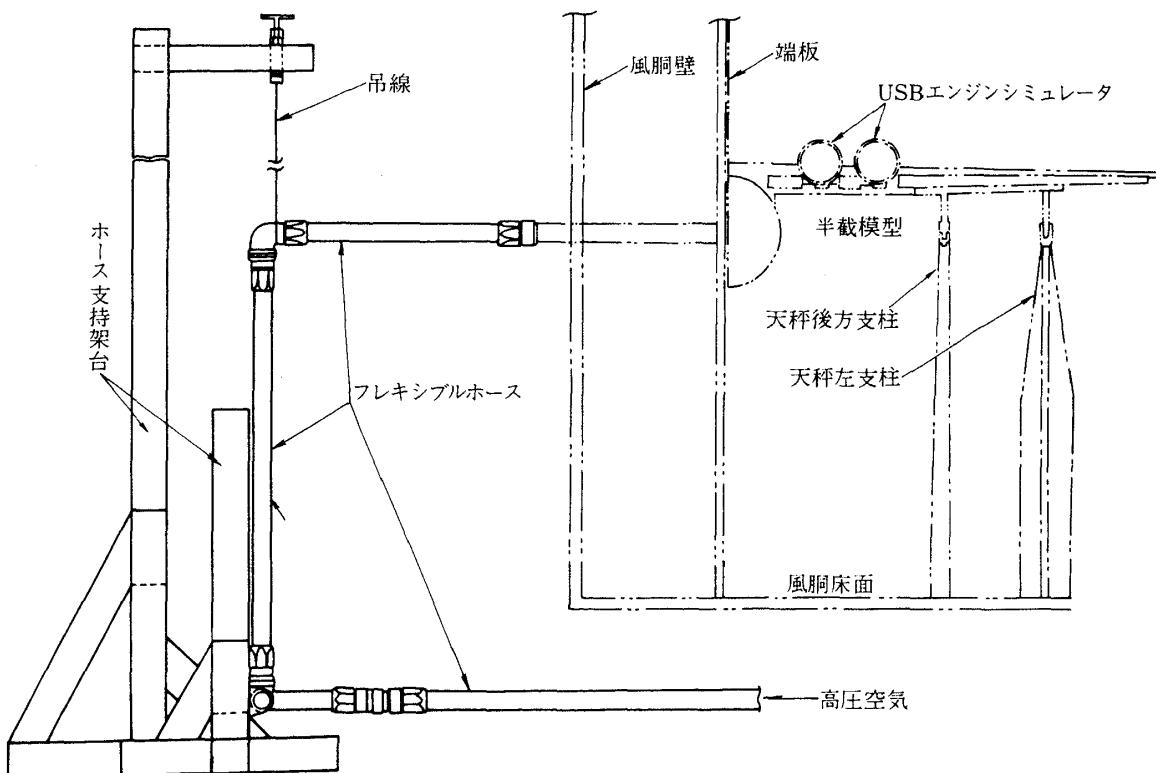


図1(a) 半載模型への高圧空気配管(模型前方より見る)

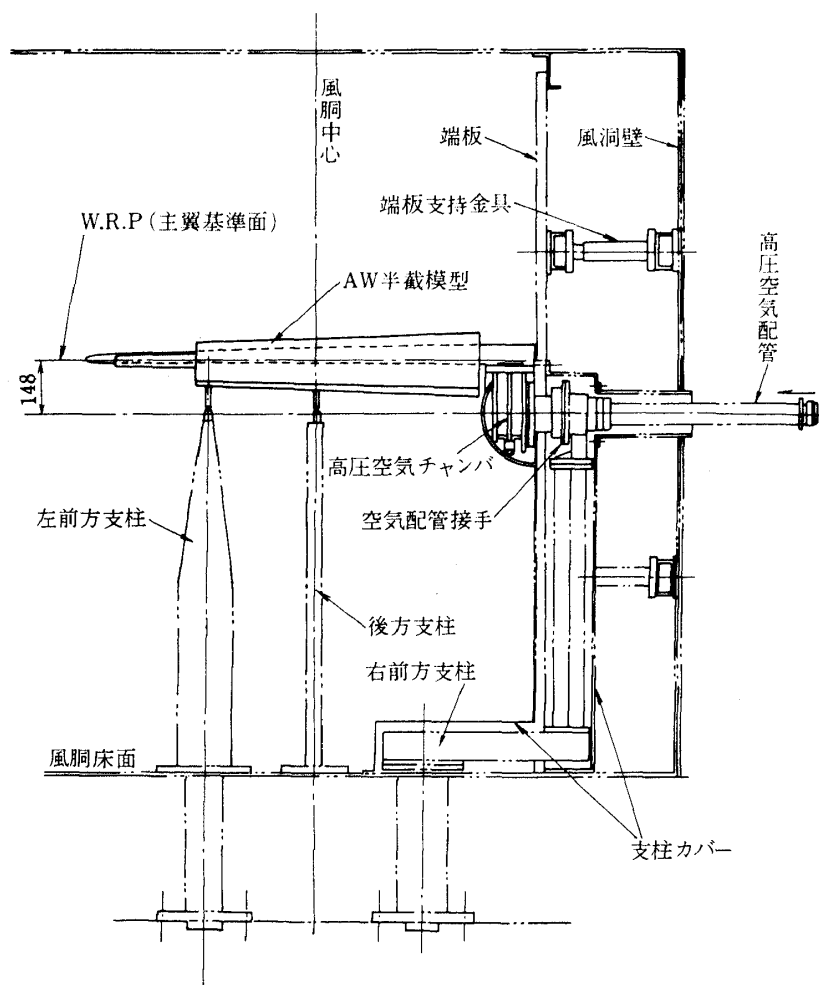


図 1 (b) 半載模型の支持方 (後方より見る) (単位mm)

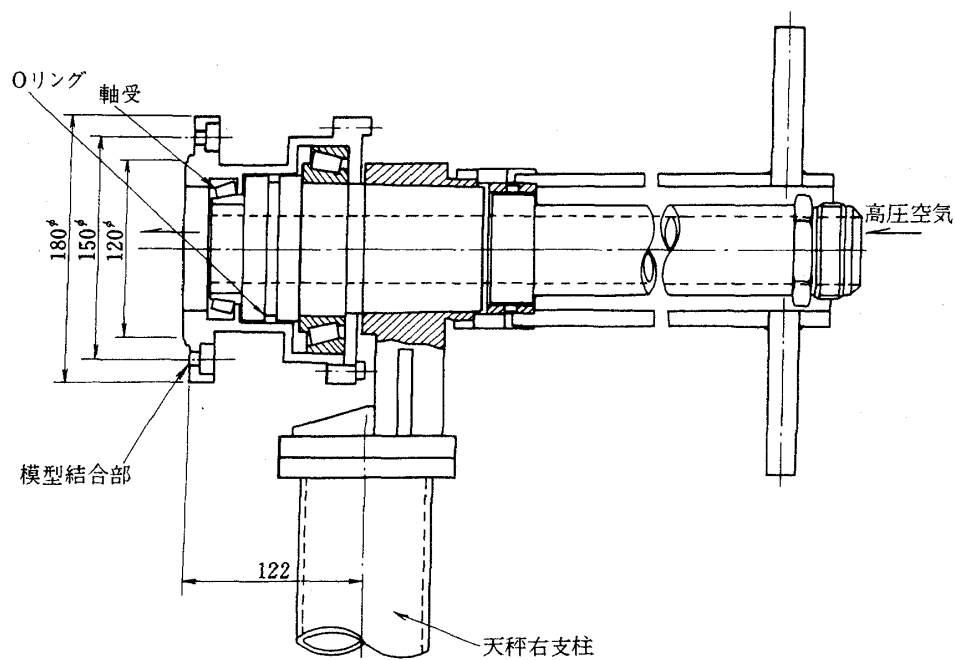


図 2 空気配管接手 (単位mm)



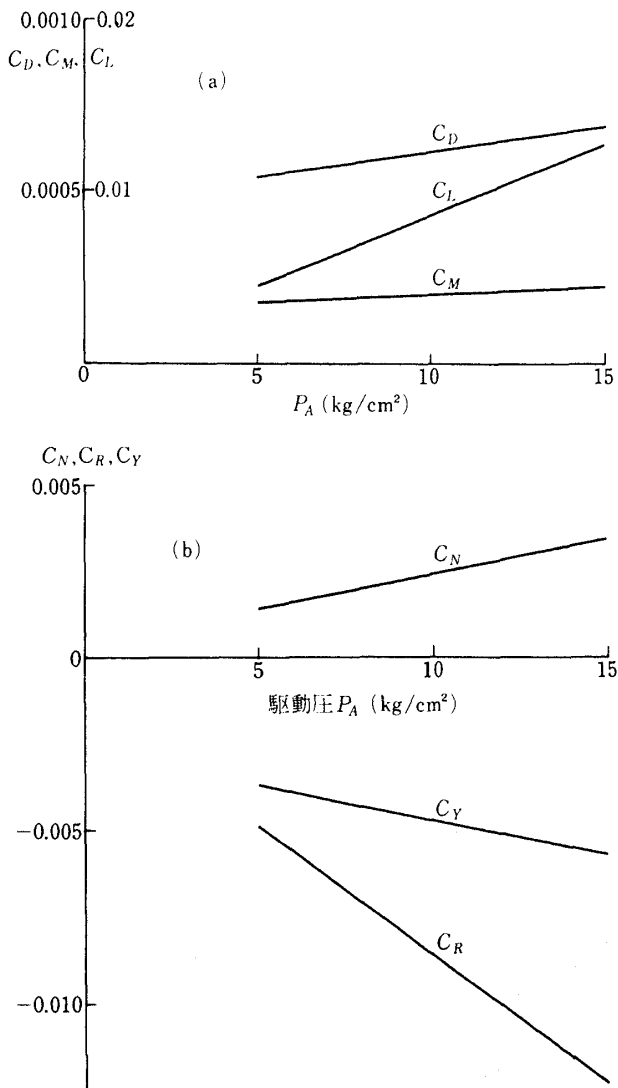


図3 高圧空気配管の天秤干渉(半截模型)

圧空気は胴体内に挿入された支柱の先端から、模型回転軸に沿って左右両方向に放出されて胴体内チャンバに入る。干渉の低減には半截模型と同様にフレキシブル(ゴム)ホースを用いた。図4にその配置を示す。風洞床面上で2枝に分岐した可撓管を、ターンテーブル上から床下に吊下げ、支柱の下端へ両側から均等に通気する。このような方法は、先立って行われた新明和工業(株)の別種の試験で試みられ、それを踏襲したものであるが、干渉量の低減方法として成功を収めた。なお米軍の試作機YC-15(ダグラス社)の風洞試験においても同様に可撓管を用いた方法が採用された。図5に全機模型風洞試験での配管干渉量の測定例を横滑り $\beta$ に対して示す。

配管干渉を完全に除去するについては、空気ベアリング方式の配管接手を用いるか、あるいは配管に

対して独立した外皮構造の模型を、内蔵天秤を介して支持し外皮に加える空気力を測定する方法が考えられる。前者については昭和50年頃から当研究所内で開発が行われ(文献4)ある程度の成功を収めたが、ここで述べる高圧の一連の風洞試験への適用には間に合わなかった。後者の方法については、先にVTOLの風洞試験で、胴体内のリフトエンジンと配管を直結した形で試み、成功を収めている(文献6)。しかしSTOLの模型はエンジンと主翼との形状配置から見て、この方法の適用は困難である。結局のところフレキシブルホースによる干渉緩和法を用いたが、結果的には先の図に見られるように、干渉量のばらつきは測定量に比し小さく、測定上の障害とはならなかった。

#### b) Powered Lift のシミュレーション

Powered Lift方式の風洞試験では、模型のエンジン推力およびエンジン吸排気の挙動が実際の機体状況を模擬するうえで、極めて重要な要素となる。

USB方式の試験では、先に国産で開発したエアタービン式のエンジンシミュレータを用いた。供給された高圧空気タービンを回転させ、タービン軸に直結した前段17枚からなるファンを最高約70000 RPMで回転させる。ファンの吸気量とタービン駆動用空気量の比は、最大で5対1、風試状態では4対1程度までとれるから、エンジン排気におけるファンとタービンの流量構成比はバイパス比5~4のターボファンエンジンに類似している。これは排気ジェットの模擬において、温度の点を除けば望ましい状態である。使用されたエンジンシミュレータに関する諸データを末尾の附録に示す。

吸気のシミュレーションはVTOL模型においては特に注意を要するが、Powered Lift STOLにおいても、高揚力、大迎角時のナセル周辺に働く空気力およびラム抵抗を見積るうえで充分注意する必要がある。この点でも、使用したエンジンシミュレータは大部分の排気が模型のインテイクから吸入されるので好都合である。

エンジンシミュレータの他の方式としてはエゼクタ式があり、当研究所でもVTOL模型用に試作し成功した実績がある<sup>6)</sup>。この方式は構造が簡単であるが、インテイクからの吸気量が相対的に小さいこと、

ファン流コア流の区別なく一様であること、必要な高圧空気量が推力に応じてエアタービン式より倍加することなど、不便な面も含んでいる。

Powered Lift 方式の模型を設計する場合、当然ながらエンジンシミュレータの大きさが実際の機体と対応する必要がある。したがって使用するエンジンシミュレータの寸度（この場合主としてファン直径）に応じて模型寸度を決めるのが一般的である。我々の場合、この理由によって半載、全機両模型と

も8%の縮尺となった。ただし、模型エンジンと実エンジンの長さ、主翼への取付方法等に差がでるのは止むをえない。我々の場合、ナセルの先端位置が実験機に較べて内側エンジンで約150mm、外側エンジンで約200mm前方に突出している（模型寸度、排気出口は一致）。この影響は実際の機体特性の推定において修正される必要がある。

#### c) 計測と制御およびデータ処理

Powered Lift 方式の風洞計測は測定パラメタ

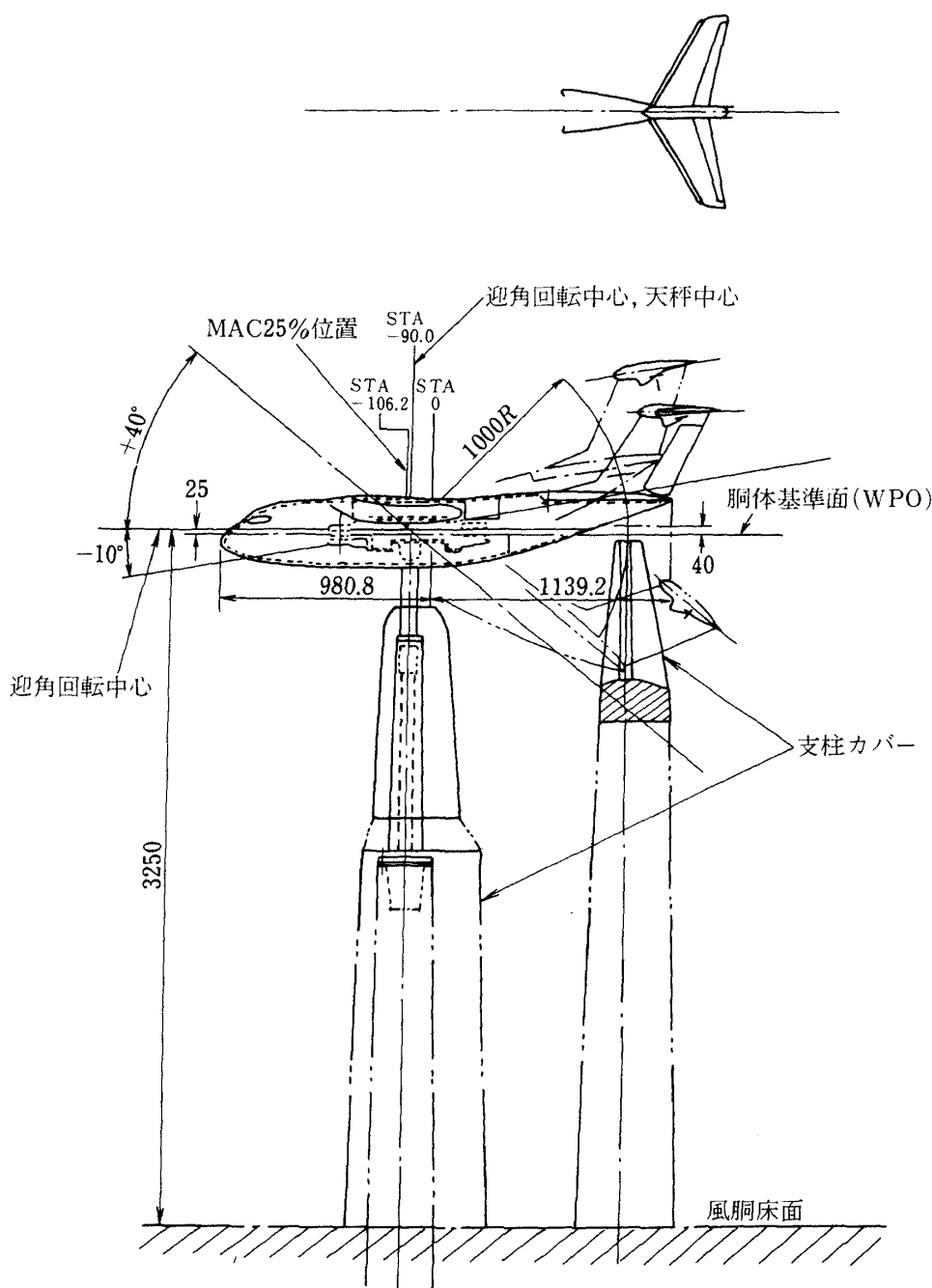


図4(a) 全機模型支持装置 (単位mm)

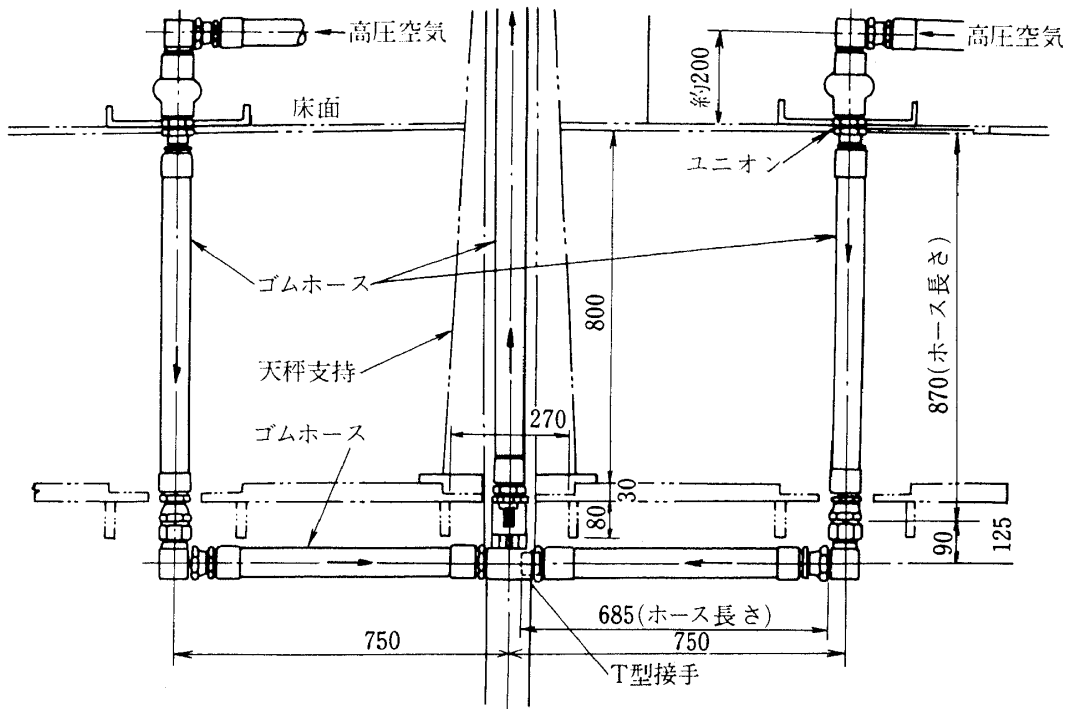


図 4 (b) 風胴床下高圧空気配管 (全機風試) (単位mm)

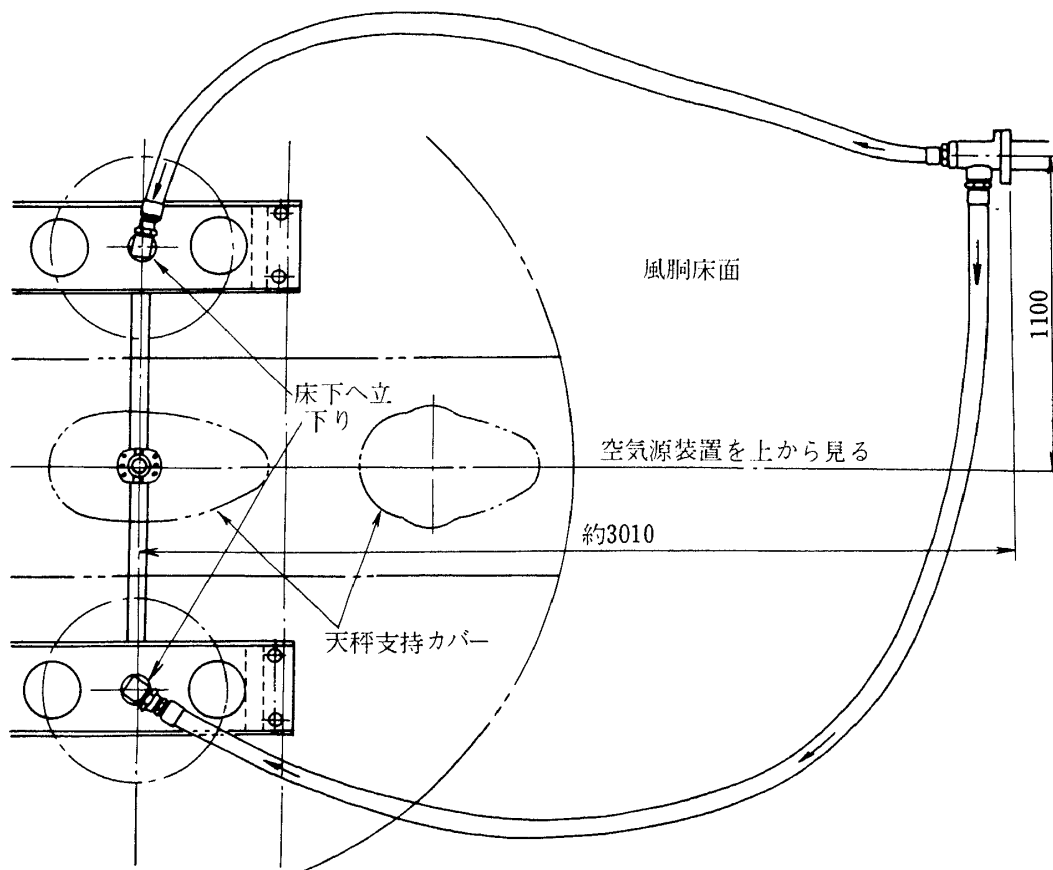


図 4 (c) 風胴床上高圧空気配管 (全機風試) (単位mm)

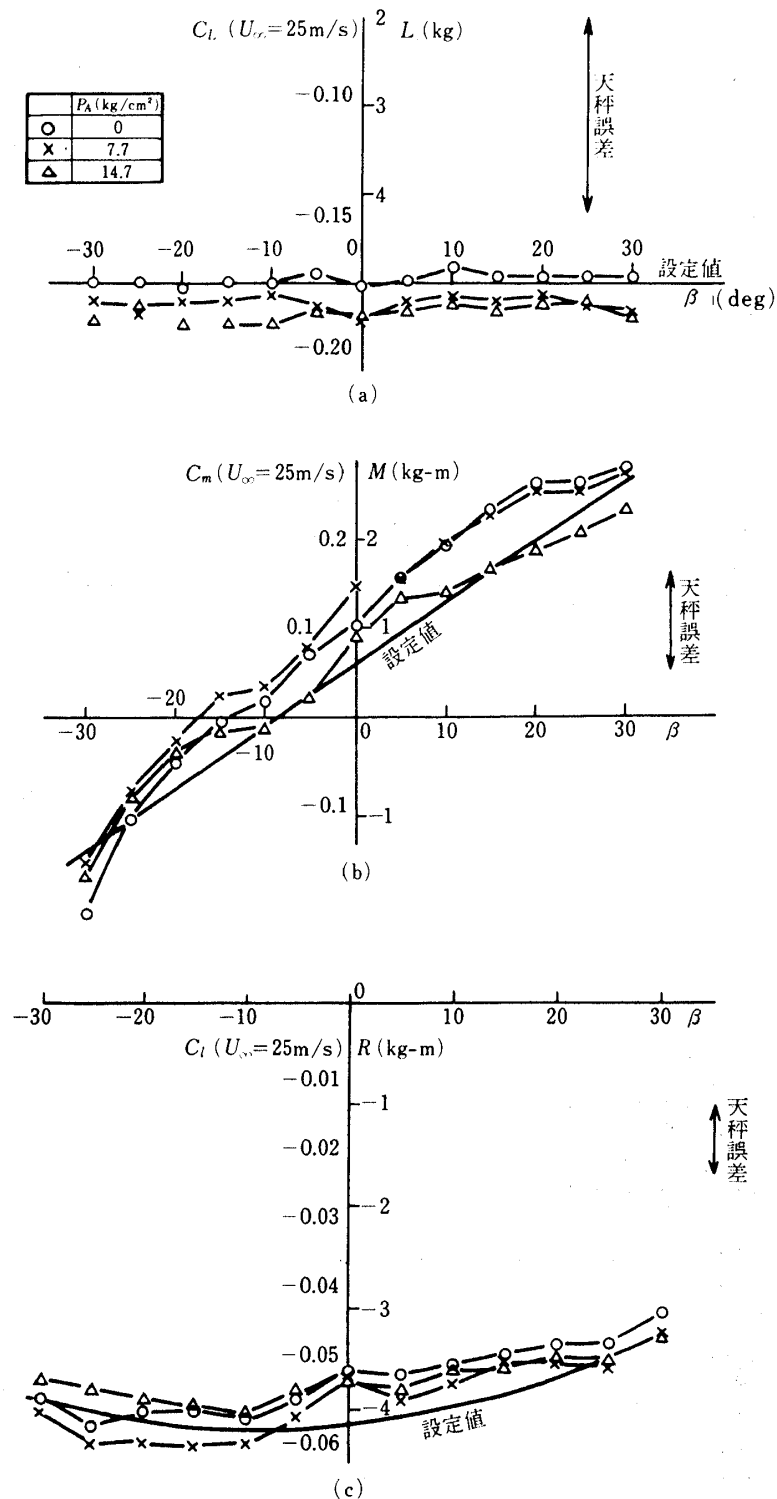


図5 全機模型風洞試験の高圧配管干渉

が極めて多くなる。通常の天秤による6分力測定、迎角、風速、気温等の他に、使用する高圧空気の圧力、流量、温度、2ないし4台の模擬エンジンの推力(回転数)、ベアリング温度(安全上のモニター)、振動(同前)、BLCあるいはAWジェットのチャンバ圧力等を並行して調整し、測定、監視す

る必要がある。このような計測システムの基本的な構成については、同様な半截風洞試験の報告(TR-734)<sup>7)</sup>に詳述してあるので参照されたい。

測定に際しては、エンジンシミュレータの回転数(作動空気圧力)を一定とし、迎角は半截風洞試験においては連続的に変化しつつ計測した。この場合

は念のために  $\alpha$  固定で離散的に計測した値と比較したが、ほとんど差がなかった。連続測定は測定時間の節約と使用高圧空気の節減をはかったものである。

エンジンシミュレータは高速回転体であるから、破損による飛散の危険を考慮して計測はすべて計測室からの遠隔測定とした。当然風洞測定部には防護装置を設け、運転中の人員の立入りを禁ずると共に模型の状態はカラービデオにより常時観察した。気流系試験はこのような状況下でビデオテープに記録された。

2 台ないし 4 台のエンジンシミュレータは推力を揃える必要がある。測定の際に予め胴体内の各系統への供給弁を相互に調整し推力の均一度を確認する作業が行われる。

計測用の配線は半截模型では中部胴体の回転中心に近く、空気管に沿って引出された。全機模型では後部胴体の下部から、迎角変角用の後方支柱に沿って導き出し、天秤との干渉の排除につとめた。計測量が多いので、配線の束を極力細くする工夫が、測定計画をたてるうえで重要である。

半截模型では、端板を風洞内に設置するために、流速分布に対する端板の効果を較正する必要性が生じる。このような測定結果の 1 例を図 6 に示す。較正の結果として、風洞吹出口の動圧の 1.175 倍を測定部の動圧値としてデータ処理を行なった。端板と横

型との隙間は約 2mm 以下に抑えて、その隙間にフォームラバー等を挿入し、シールの効果を調べたが、明らかな影響は認められなかった。

高圧空気は除湿された乾燥空気であるが、風洞内でファンに吸入される流れは湿気を含んでいる。これが冷却したタービン排気に接して凝縮し、翼上面のジェット通路に薄い氷結膜を生じることがある。またこのような場合凝縮した水蒸気によって、USB ジェットの偏向が可視化される。

測定中、半截模型ではサンプリング時間を約 1 秒間隔とした。計測値の AD 変換に 1ch 当り 1 ミリ sec を要し、約 30 ch のデータ取込に 30 ミリ sec かかる。この間迎角を連続変化させると 3 sec/度であって、測定データの同時性は迎角変化  $1/100^\circ$  以内である。

天秤による 6 分力および模型胴体内の空気圧力（ストレンゲージ型圧力変換器）を AD 変換する他に、回転数は電圧パルス計測方式の回転計から、またエンジンシミュレータに供給する高圧空気温度は熱電対から、それぞれインターフェイスを通してデジタル量を MT に収録した。

初期の半截模型試験（AW 方式および USB 第 1 次～3 次）では、支柱抵抗、エンジン・ラム抵抗および風洞壁の効果を小さいものとして無視したが、USB 第 4 次以降ではこれも考慮した。また半截風

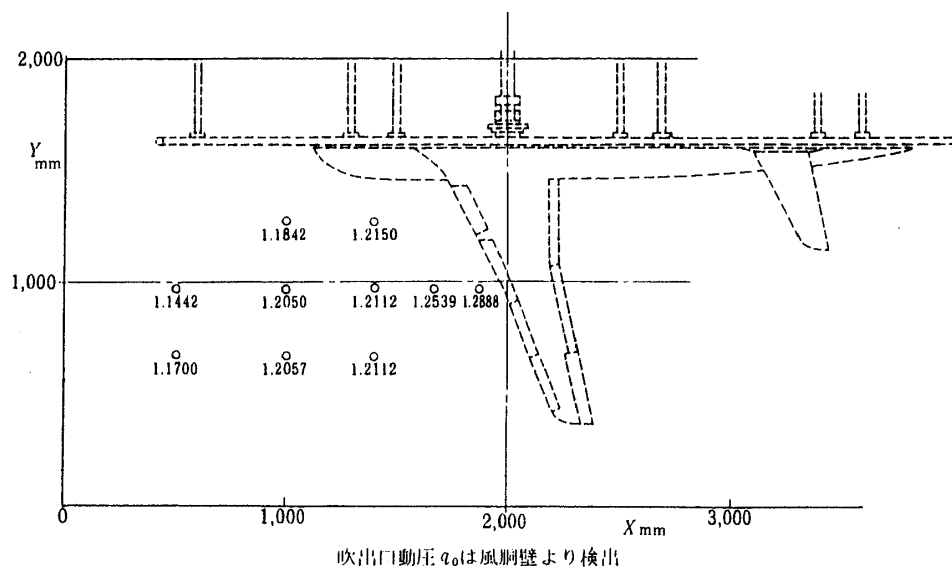


図 6 風洞内動圧分布  $q/q_0$

胴試験では測定値に対する配管干渉量の修正について圧力変化による効果のみ考慮した。この場合に迎角変化による配管干渉量の変化は測定結果からみても比較的小さいことが示されたからである（文献 7 参照）。また、半截模型の場合は先に述べたように、これに端板による阻塞効果の修正を加えてある。全機風胴試験では配管干渉量が迎角、横滑り角によって大きく変わるので、これの修正も必要であった。天秤本体については半截模型において模型重量による縦揺モーメント、横揺モーメントが共に天秤計測範囲を超えるため、天秤側に適宜バランスウェイトを附加して計測した。

#### d) 測定パラメタとしての $C_f$ とラム抵抗

Powered Lift 方式では、Power が揚力のみならず空力特性全般に支配的效果をもつから、データ取得に際しては、特に現実の機体特性推定法との関係に配慮が必要になる。一般に Power の大きさのパラメタとして推力を無次元化した  $C_f$  が使用される。この報告においても同様であるが、測定状態での正味推力はエンジンシミュレータの場合、風速、迎角、回転数の関数であって、さらにインテークの形状、模型への装着状況によっても変り得る。すなわち正味推力を正確に把握すること自体、必ずしも容易でない。

推力の測定はまず風胴内無風状態で、USBフラップを除去し、エンジンシミュレータの回転数に対応する揚力・抵抗を天秤で測定したうえで、その合力を  $C_f$  を規定する推力  $T$  とした。この場合風速が 0 であるからシミュレータのgross推力  $T_G$  と正味推力  $T_N$  は等しいはずである。ところがシミュレータの駆動により風胴内に風が発生するので、ここでも多少の誤差を生じる。また、USBフラップを除去したものの、USBノズル後方の主翼上面における擦過抵抗が含まれている。ところで風速、迎角の異なる各測定ケースでは、エンジンシミュレータの回転数を一定に保持しつつ測定を行い、この回転数に対応する上記の無風状態での推力  $T$  を用いて名目上の  $C_f$  と規定してある。しかしながら正味の  $T$  は末尾の附録にエンジンシミュレータのデータとして示してあるように、迎角、風速により変化するから、風胴試験データを実際の機体の推定に利用する場合

には修正を必要とする。

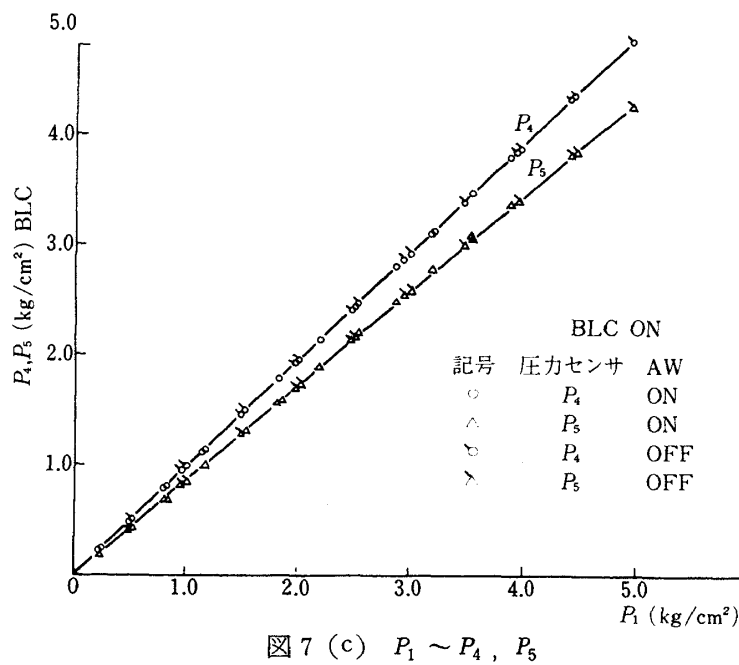
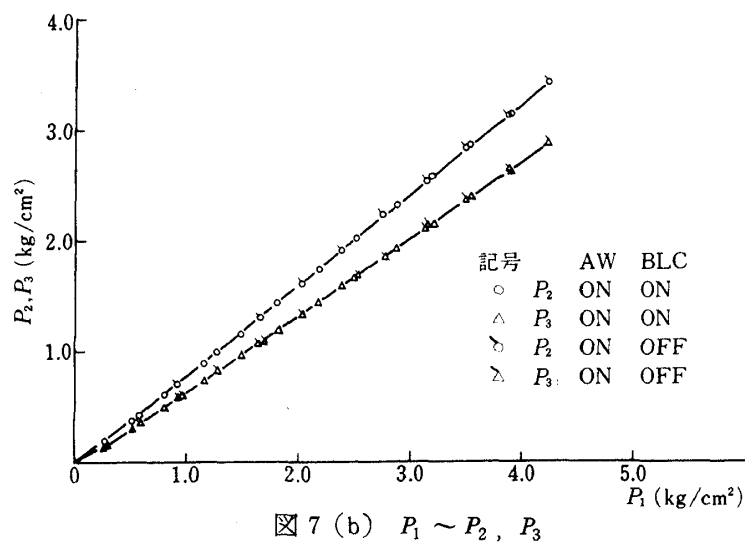
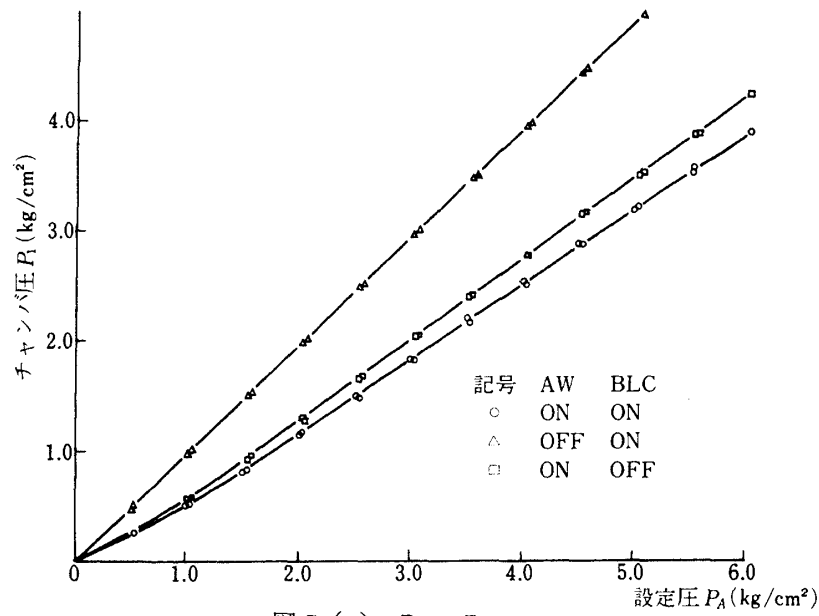
つぎの問題として、実用エンジンについてはgross推力は一般に速度の増加に応じて増大する。一方でラム抵抗も同時に増加するため正味推力は差引きして減少する。エンジンシミュレータも同様な傾向をもっているが、風胴データを実際の機体設計に利用する際、両者の特性の差を考慮する必要がある。特にエンジンシミュレータではエアタービンに供給される高圧空気はラム抵抗には寄与しないので注意が必要である。これらの修正については文献 54 を参照されたい。

## 4. AW方式の空力特性

AW方式の試験結果について以下にその概要を記す。

### 4.1 模型の設定圧力と $C_f$

AWのエゼクタフラップを作動させる場合に、高圧空気は空気源（設定圧力  $P_A$ ）から前記の配管を経由して、模型胴体内のチャンバに入る。チャンバの静圧測定値を  $P_1$  とする。AWノズルへは主翼内のダクトを通じてフラップの全翼巾に供給されるが、このダクト内の翼巾方向 2 点においてダクト内総圧を測定している。これを  $P_2$ （内翼側）、 $P_3$ （外翼側）とする。一方で前縁 BLC および補助翼 BLC はチャンバから主翼内のもう 1 つの共通ダクトを経て分配される。したがって前縁と補助翼の BLC は同時に、ON、OFF される。前縁 BLC のダクト総圧を  $P_4$ 、その先端の補助翼 BLC 部ダクト総圧を  $P_5$  とする。計測時の圧力は空気源側で調整のうえ設定されるから、この設定圧力  $P_A$  がすべて基準となる。図 7 に  $P_A$  とチャンバ圧力  $P_1$ 、 $P_1$  と  $P_2 \sim P_5$  の測定結果を示す。図から明かであるが、空気流量すなわち AW と BLC の ON・OFF によって、同一の設定圧力に対するチャンバ圧力は変動するが、同一のチャンバ圧力  $P_1$  に対しては AW と BLC の機能の相互干渉は認められない。フラップを取払った静止（風速 0）の状態でのチャンバ圧力と AW ジェット推力（揚力・抵抗の合力）との関係は図 8 のようになる。結局、設定圧力と AW 方式模型の  $C_f$  との関係は風速に応じ



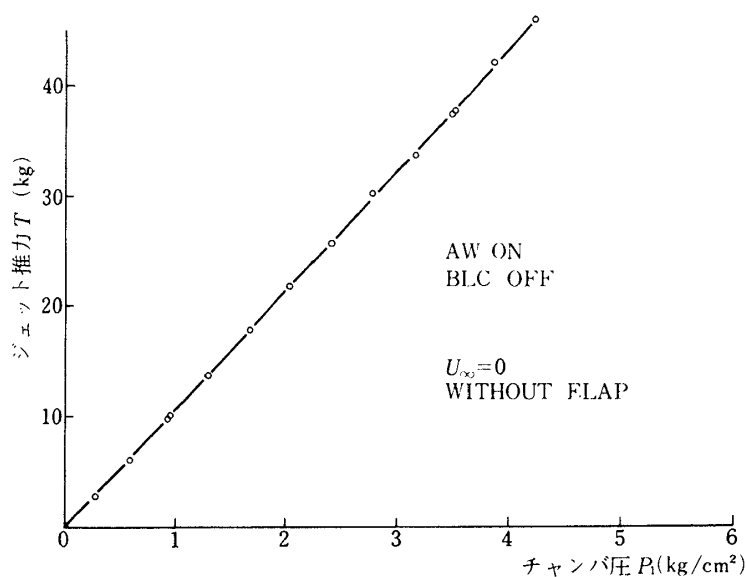
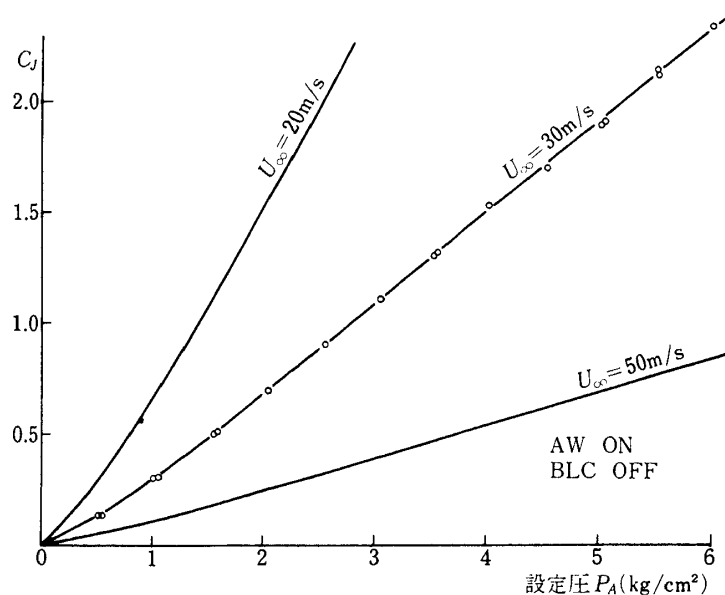


図 8 チャンバ圧力～AW推力

図 9 設定圧  $P_A$  ～  $C_j$ 

て図 9 に示す値をとる。現実の  $C_j$  は模型の迎角や風洞流速によって変化するから、以後のデータに示す  $C_j$  は上記の静止推力試験に基いてのレベルを示す名目的指標である。これについてはデータの再現性とも関連して後で触れることとする。同様な測定に基いて（図 10）、BLC に関するチャンバ圧と BLC の推力係数  $C_{j,BLC}$  の関係を図 11 に示す（風速 30 m/s としての値）。

つぎに静止状態でフラップを取付けた場合の揚力抵抗成分を図 12 に示す。フラップ 60°ではチャン

バ圧  $P_1$  が 2.5 ～ 3 kg/cm<sup>2</sup> 以上で揚力・推力ともに著しい低下が見られる。比較のためにフラップなしの状態と同様の測定値を調べると図 13 の如くである。図 12 と同じように  $P_1$  が 2.8 kg/cm<sup>2</sup> の附近で揚力成分が急減する。この現象は高压において AW ノズルのコアンダリップ曲面にジェットが沿わなくなる事を示している。このために、フラップを取付けて  $\delta_f$  を 60°まで増加するとき、ジェットがエゼクタフラップの内面に衝突し、有効なエゼクタ効果を失うものと考えられる。測定の計画と模型の設計上か



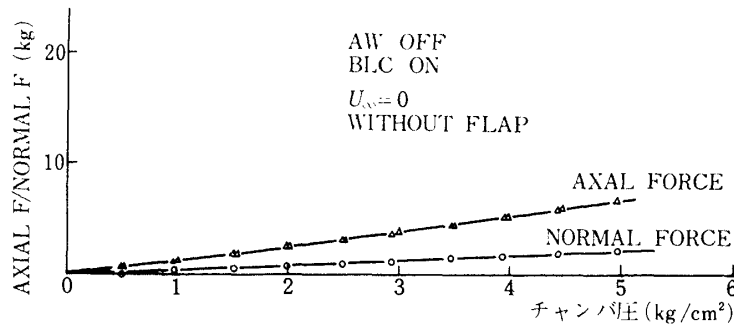


図 10 チャンバ圧～BLC 推力

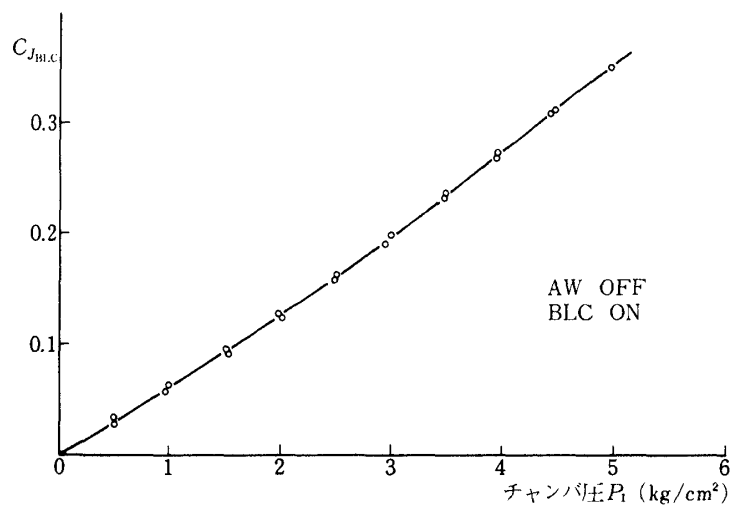


図 11  $C_{jBLC}$  ～チャンバ圧  $P_1$

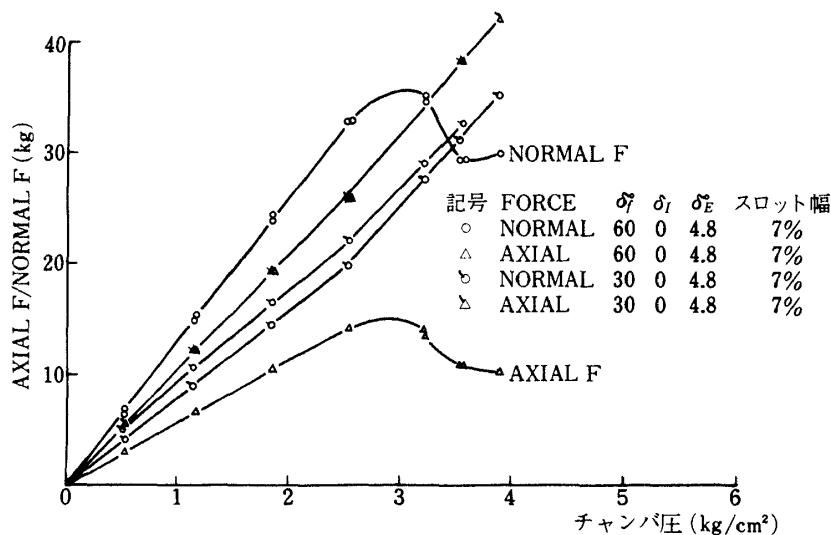


図 12 チャンバ圧～揚力抵抗 (フラップ 60°, 30°)

ら  $C_j$  1.5 までと考虑していたので、風洞風速を 30 m/s, 設定圧力 4 kg/cm² 以下で測定を行った。最後に、チャンバ圧と空気流量の関係を図 14 に示す。

#### 4.2 偏向角と推力増大比

AW 方式の特徴はフラップにエセクタの機能を与

えて大量の外気を周囲から吸引し、結果として推力を増大させることにある。このため AW ノズルのジェット推力を比率的に増大させる推力増大比 (Augmentation Ratio) が性能をはかるパラメータとなる。通常 USB あるいは EBF 方式ではジェット偏向に際して、フラップとの摩擦、衝突により推力の損失を

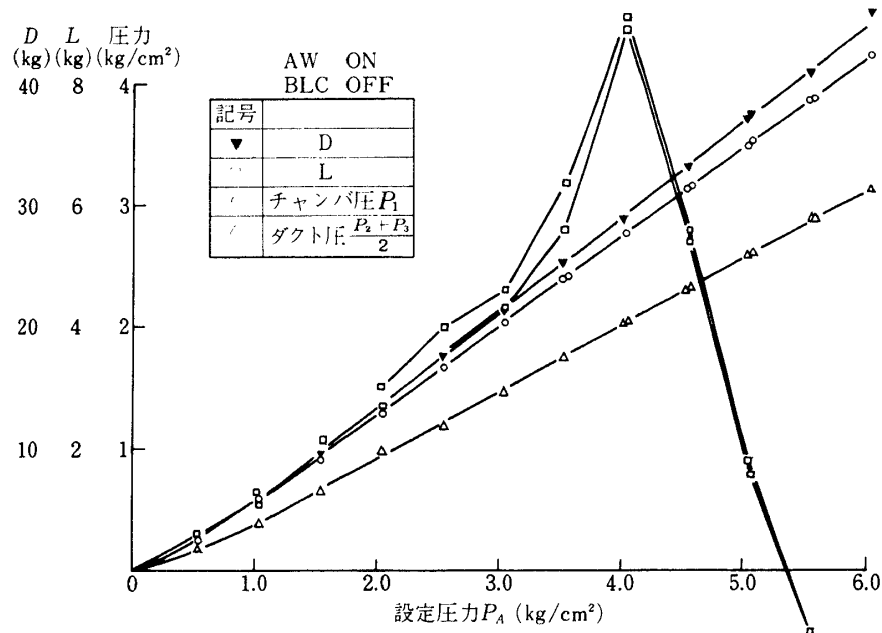
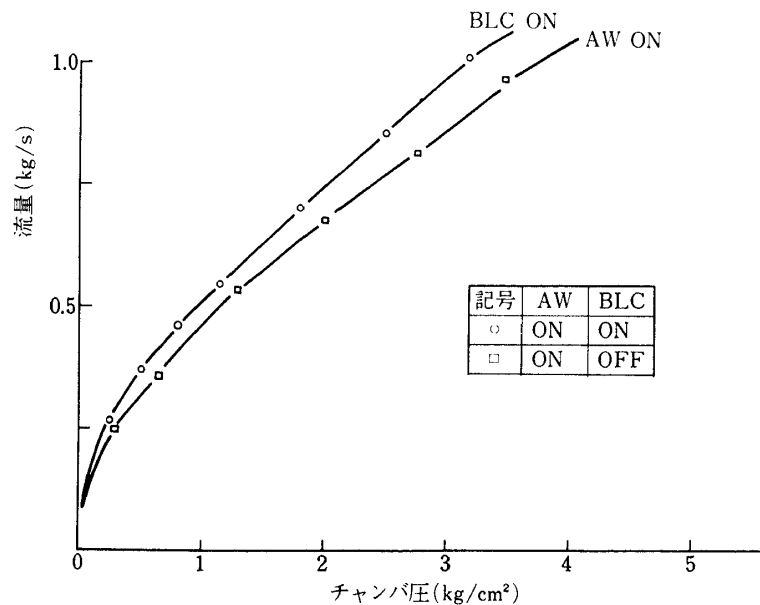


図 13 設定圧～揚力抵抗 (フラップなし)

図 14 チャンバ圧  $P_1$  ～流量

ともなう。この損失の程度を同じく無風状態で測定し、偏向効率 (Turning Efficiency) と称する。AW方式において同様の取扱いをすれば推力増大比すなわち偏向効率となって1を超える。これを図15に示す。測定はフラップ  $60^\circ$ ,  $30^\circ$  についてチャンバ圧  $P_1$  を  $0.5 \text{ kg/cm}^2$  きざみで  $0 \sim 4 \text{ kg/cm}^2$  の範囲で行った。図から、インテークドア角(後述)  $0^\circ$  の方が静止推力増大比は大きく、最大値は1.3程度となる。前に述べたAWノズルのリップからのジェッ

ト剥離により、 $P_1$  が  $3 \text{ kg/cm}^2$  以上では著しい偏向効率の低下が生じている。ジェットの偏向角と偏向効率の関係を図16に示す。ジェットの有効な偏向角は、図から見ていづれもフラップ角より大きくなっている。

#### 4.3 エゼクタフラップの形状配置 (断面形)

エゼクタフラップの形態はかなり複雑である。使用した模型の形状も当然ながら既存の文献<sup>8)</sup>の調査

に基き決定されたもので、図 17 にその断面形状を示す。フラップを構成するエレメントの配置をきめる場合に、図に示すようにエゼクタスロット巾  $w\%$  C、スロット角  $\delta_E$  およびインテークドア角  $\delta_I$  が主要パラメタになる。このパラメタの効果を測定した結果は図 18 から図 21 のようになった。実際に測定してみると、これらの効果がパラメタ変化の範囲内でそれ程顕著でないことがわかる。結果的に、 $\delta_I = -15^\circ$ 、 $\delta_E = 4.8^\circ$ 、 $w = 7\% C$  を着陸形態、 $\delta_f = 60^\circ$  における標準形状として設定し以後の試験を実施した。また離陸形態は  $\delta_f = 30^\circ$  とし、 $\delta_I = -15^\circ$  およびインテークドアの先端を丸くして  $\delta_I = 0^\circ$  とした形態を測定した。

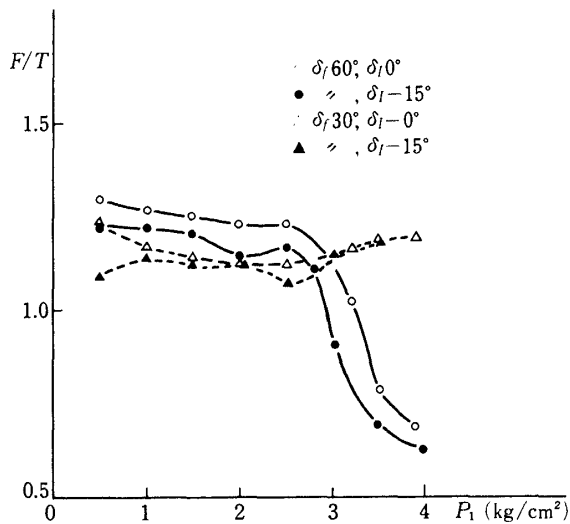


図 15 AW の偏向効率 (推力増大比)  
( $F$  は軸力と法線力の合力)

エゼクタフラップの形態配置については、以上の他に外部流を吸込むエゼクタスロットの効果を見るため、スロットをシールした測定および AW ノズル位置の変更 (フラップを相対的に下方へ移動) の効果を調べた。その結果、 $\delta_f = 60^\circ$  において図 21 に示すように、揚力特性にはいづれも負の効果をえた。ここには示さないが  $\delta_f = 30^\circ$  ではスロットの効果は小さかった。図をみるとノズルのフラップに対する相対位置は性能上大きい効果を有することがわかる。

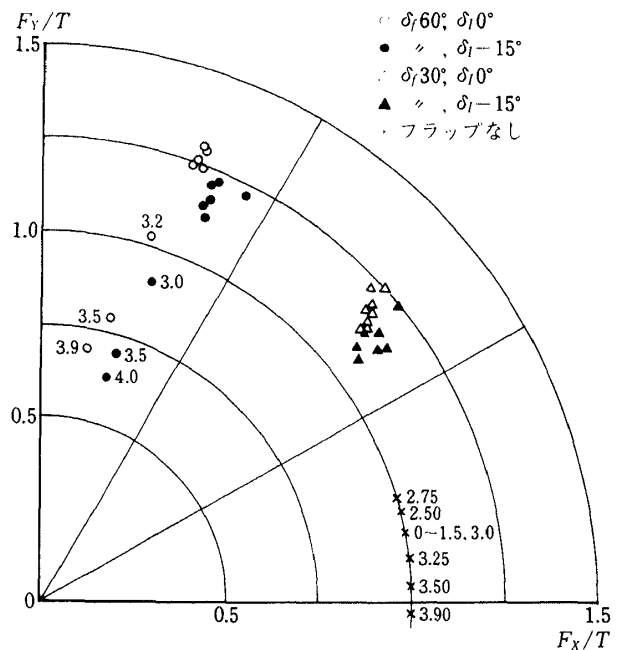


図 16 AW ジェット偏向効率と偏向角  
(添数字は  $P_1$   $\text{kg}/\text{cm}^2$ )  
( $F_x$ : 軸力,  $F_y$ : 法線力)

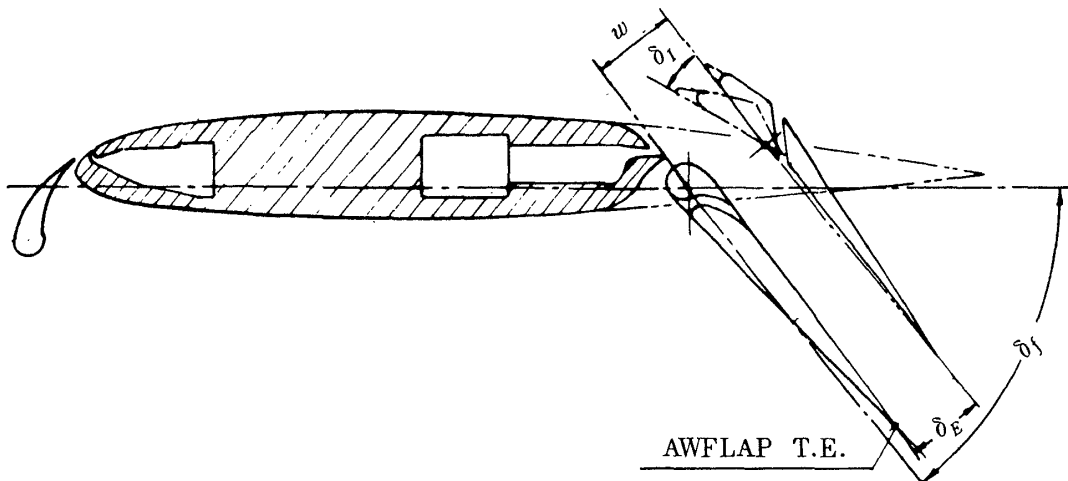


図 17 AW 翼断面

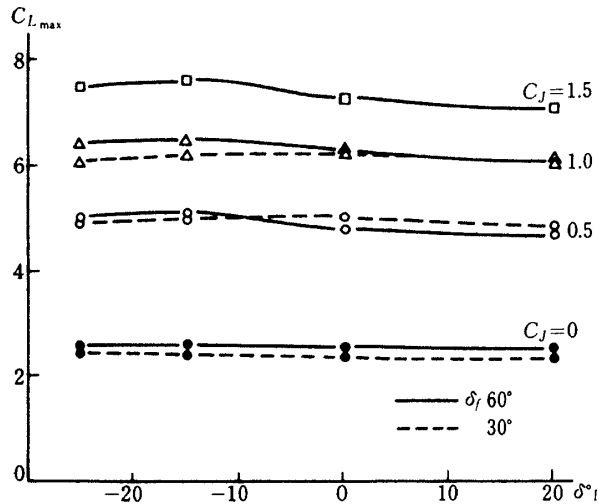
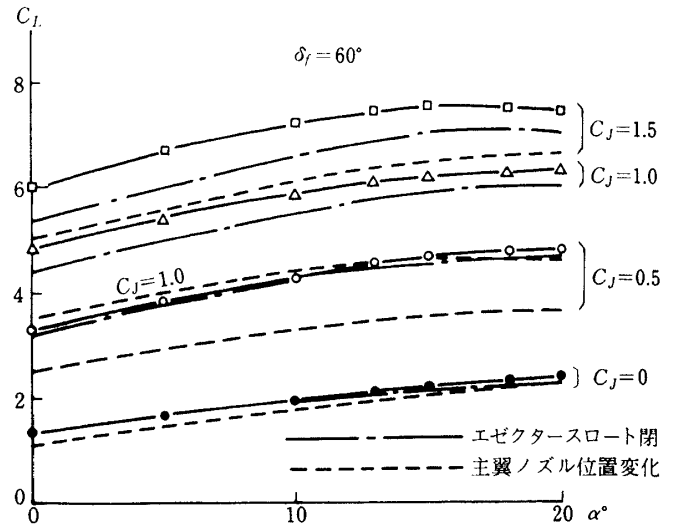
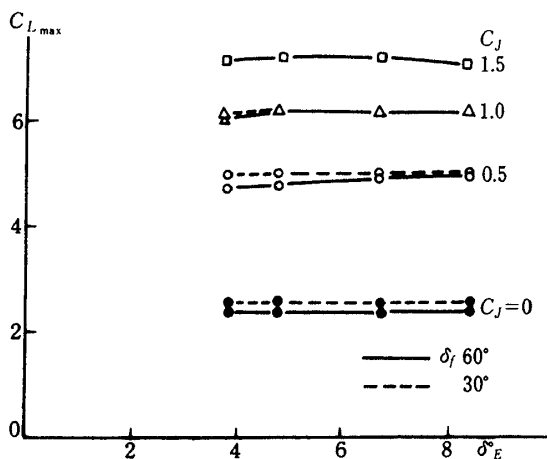
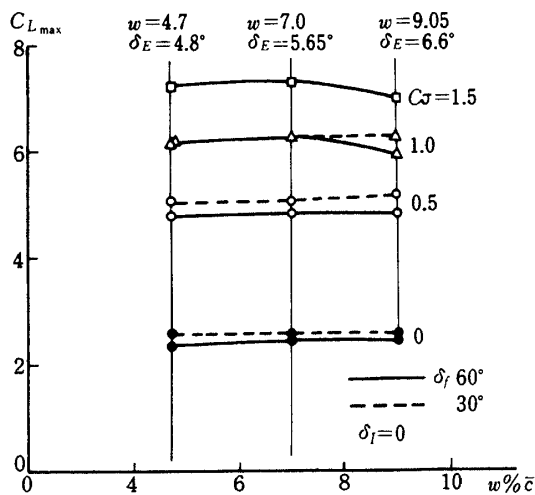
図 18 インテークドア角～ $C_{L\max}$ 

図 21 エゼクタスロット閉，主翼側ノズル位置の効果（尾なし）

図 19 エゼクタスロット角～ $C_{L\max}$ 図 20 エゼクタスロット巾～ $C_{L\max}$ 

#### 4.4 フラップ角と揚力特性

図 22 に  $\alpha = 0^\circ$  での  $C_L$  の変化を， $C_f$  をパラメータとして各フラップ角に対して示す。図中  $\delta_i = 0$  の曲線以外は  $\delta_i = -15^\circ$  である。 $\delta_i = 0$  では大フラップ角での揚力低下が見られる。一方図 23 に  $C_{L\max}$  とその点での迎角  $\alpha$  の関係，図 24 に  $C_{L\max}$  と  $\delta_f$  の関係を示す。 $C_f = 1.5$  の場合に  $\delta_f = 40^\circ, 50^\circ, 60^\circ$  において揚力は  $\alpha = 15^\circ$  以上の大迎角で 2 ケ所に Peak をもち，対応する迎角は図 23 の点線矢印に示すように 2 群に分れる。また図 23 中に Clean 形態（当然 AW ジェット OFF，BLC は ON）での  $\alpha(C_{L\max})$  を示してある。当然ながら， $C_f$  すなわち  $P_1$  が増加し BLC が強力になると  $C_{L\max}$  も対応する迎角も増加している。図 24 によれば， $C_{L\max}$  に対して  $\delta_f$  の効果が比較的小さい。すなわち  $\delta_f = 30^\circ \sim 40^\circ$  以上では最大揚力係数の水準が  $C_f$  によって支配されている。この事実と図 22 の  $C_L (\alpha = 0) \sim \delta_f$  の関係を考慮するとき，AW 方式での揚力特性が専らエゼクタフラップによって形成され，主翼の迎角による効果は 2 次的であるとみることができ。したがって AW 方式でのフラップ設定角は離着陸時に適当とされる機体姿勢に応じて，かなり自由に決めることができそうである。これはまた，AW 方式が全翼巾に適用されている事と関係が深いものと考えられる。なお前縁スラットについては位置を A，B 2 種変えて測定し，大差はないものの，揚力の高い方を選ん

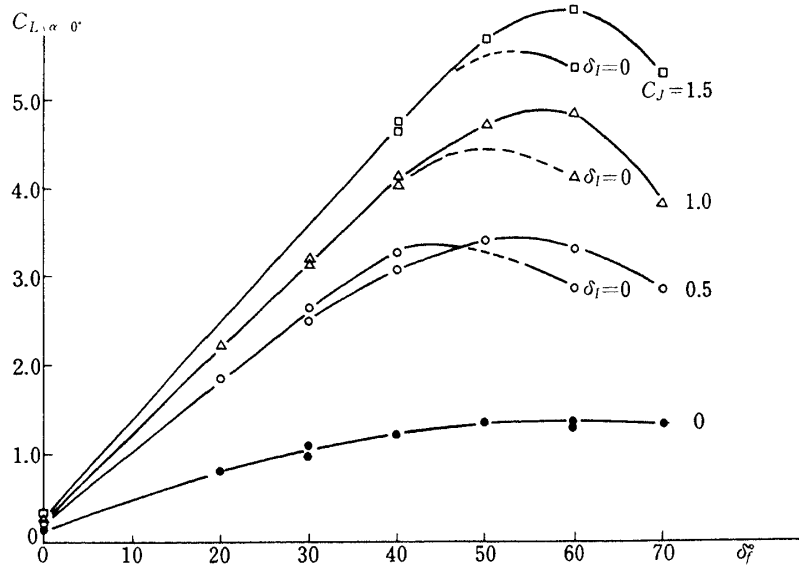


図 22 フラップ角  $\delta_f \sim C_L (\alpha = 0)$

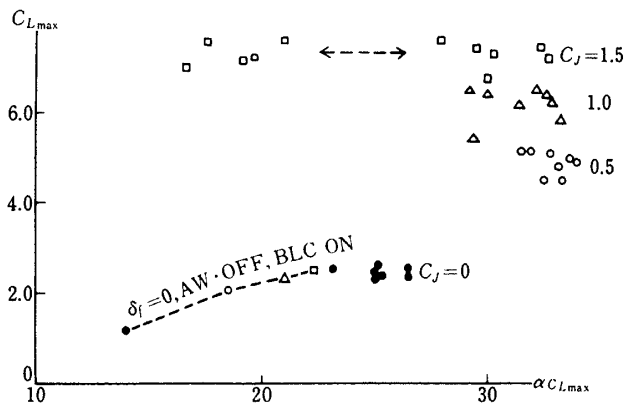


図 23  $C_{L,max} \sim \alpha_{C_{L,max}} (\delta_f = 0 \sim 70^\circ, \text{前図のデータに対応})$

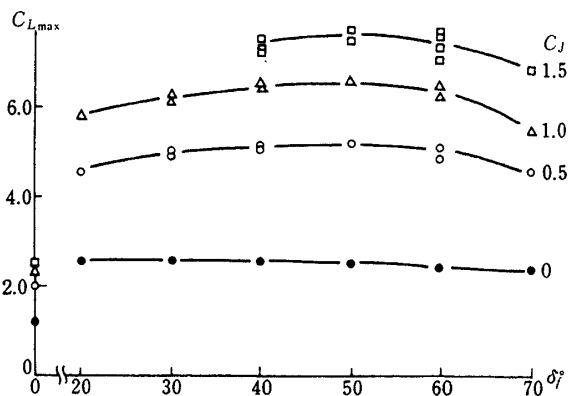


図 24 フラップ角  $\delta_f \sim C_{L,max}$

で以後の測定形態とした。またフラップの内翼側と外翼側の両端を端板でシールしたうえで比較測定を行った。しかし期待した揚力増加は明かには検出できなかった。

#### 4.5 縦の3分力特性

AW方式半截模型による縦の3分力の測定結果について以下に概要を記す。

##### i) $C_f$ の変化と再現性

ここで測定が第1次と第2次の2期にわたっているため、データの再現性について述べておく。図25に  $\delta_f = 60^\circ$ 、尾付着陸形態での第1, 2次の測定結果を比較して示す。 $C_f = 0.5$  までは充分再現性が示されている。しかし  $C_L$  について  $C_f = 1.0$  以上、 $C_M$  では  $C_f = 1.5$  以上において平行移動的な差が見られる。風速は第1次が 30m/s、第2次が 28m/s なので  $C_f$  に対応する設定圧力が異っている。先に述べた名目上 (nominal) の  $C_f$  と、実際上の  $C_f$  ( $C_f^*$  とする) の差について、図26に個々の測定データから求めた迎角による動圧  $q$  の変動を考慮し、推力  $T$  は一定とみなして (チャンバ圧力の変動は 1% 以内である) 修正した  $C_f$  の変化を示す。迎角の増加と共に  $q$  は減少し、結果的に  $C_f$  が増大する。これは模型による閉塞効果の増大によるものであろう。そこで  $C_f$  の変化に対する  $C_L$  の変化を仮定して (図

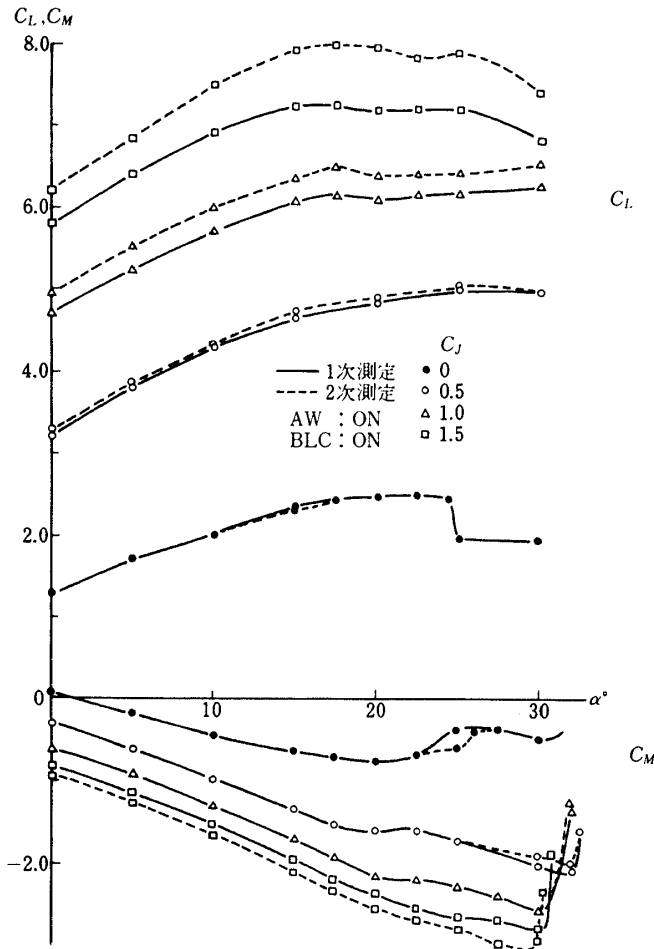


図 25 測定値の再現性 ( $\delta_f = 60^\circ$ , 標準形, 尾翼付き)

では  $\partial C_L / \partial C_J = 2.5$  とした。図 32 参照) 図 25 の数値を修正すると図 27 のようになる。 $C_J = 1.0$  以上で、上記の差がかなり修正される。しかし依然として  $C_L$  に対し 5~7% 程度の差が残る。原因としては端板による測定部の  $q$  の修正量が閉塞効果と  $C_J$  によって変動することが考えられる。結論的には、測定データの吟味において、迎角と  $C_J$  に関するこのような誤差に予め留意しておく必要がある。Powered Lift 方式の測定については、風洞断面積に対して模型の大きさを極力小さくする必要が認められる。特に大迎角において、揚力曲線が飽和状態に達したり、また  $C_L \sim \alpha$  曲線に幾つかの Peak が現れることがある。この場合、実質的には  $C_J$  が変化していて、恐らく厳密な修正努力を加えればこの様な現象が消失する方向に作用するであろう。

## ii) 基本的 3 分力特性

図 28 から図 31 にかけて、尾付 (第 2 次測定)、

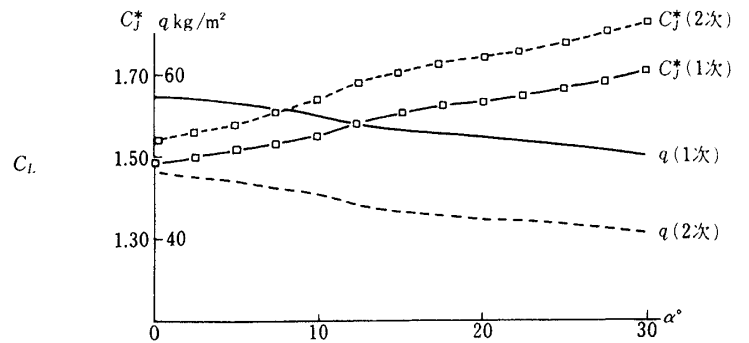


図 26 迎角による  $C_J$ ,  $q$  の変化

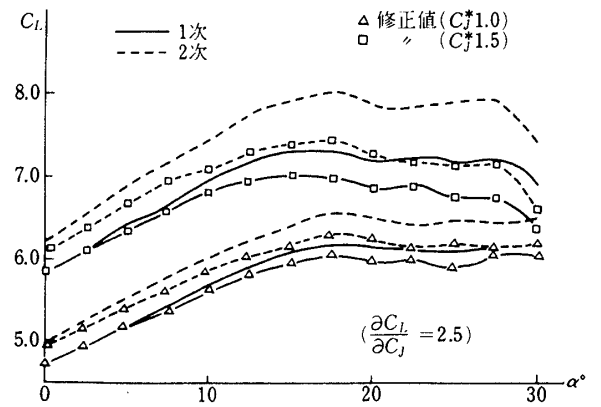


図 27  $C_J$  による修正値と未修正値の比較

尾なし (第 1 次測定) の各標準形態での 3 分力特性を示す。揚力係数は  $\delta_f = 60^\circ$ ,  $C_J = 1.5$  で 8.0 に達し、失速迎角は  $15^\circ$  を超える。また揚抗曲線からみて  $C_J = 1.5$  ならば  $C_L = 6.0$  以上で水平飛行可能である。縦の静的安定は Powered Lift の状態で尾なしでも正または中立に近い。図に示されるように、当然ながら  $C_J$  の効果が 3 分力特性に対して支配的である。この効果を  $C_J$  に対して示すと図 32 のようになる。これより一応、 $\partial C_{L0} / \partial C_J$ ,  $\partial C_{M0} / \partial C_J$ ,  $\partial C_{Lmax} / \partial C_J$  等が求められる。また抵抗の増分を専ら誘導抵抗とみなして、 $C_L^2$  に対する尾なし形態の  $C_D$  を調べると図 33 のようになる。 $1/\pi A$  はアスペクト比 8.6 として 0.037 であるから、この勾配は多少低い。AW 方式の場合は、フラップ全翼巾にわたって作用するジェット反力成分が、通常の誘導抗力の機構と重って作用しているものと考えられる。この点で後に述べる USB 方式とは機構的な差が予

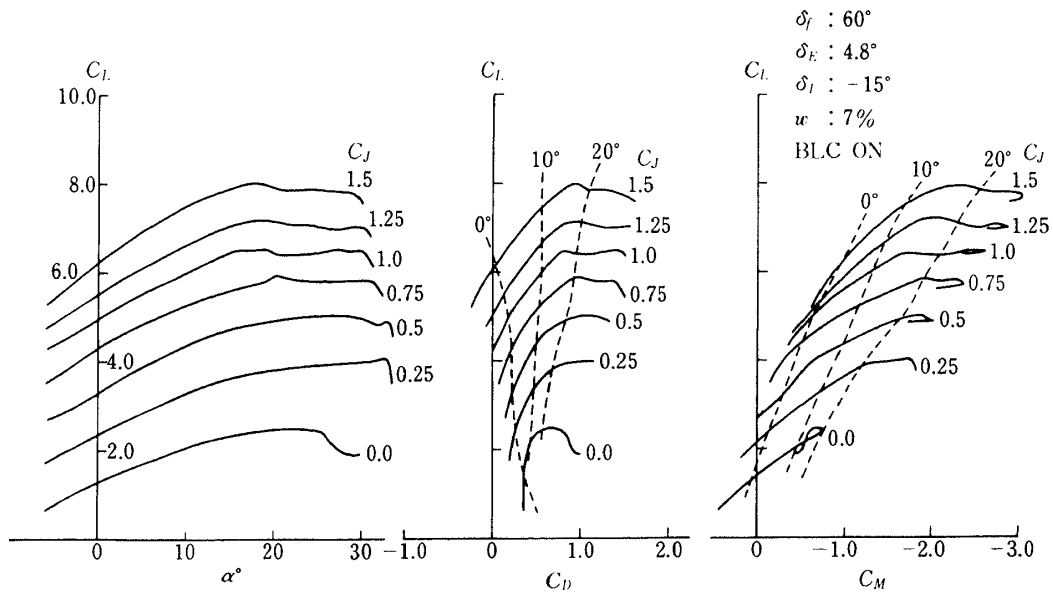


図 28 AW方式 L/D 形態の三分力特性 (尾付)

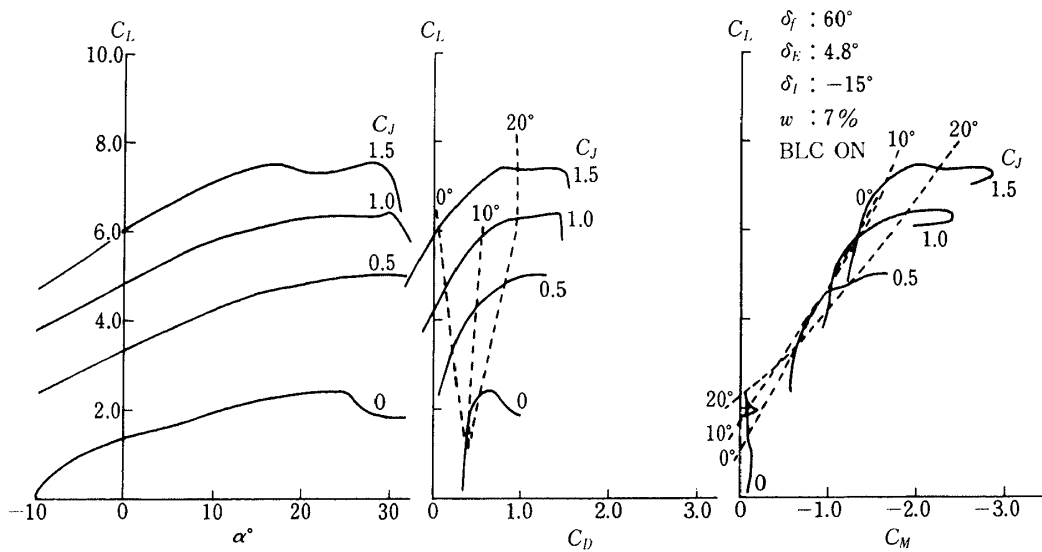


図 29 AW方式 L/D 形態の三分力特性 (尾なし)

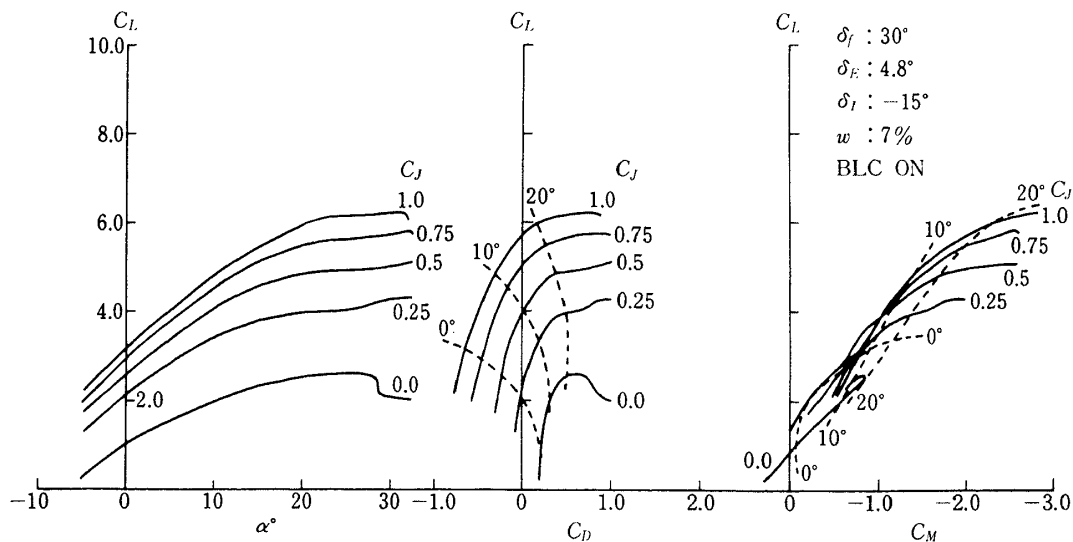


図 30 AW方式 T/O 形態の三分力特性 (尾付)

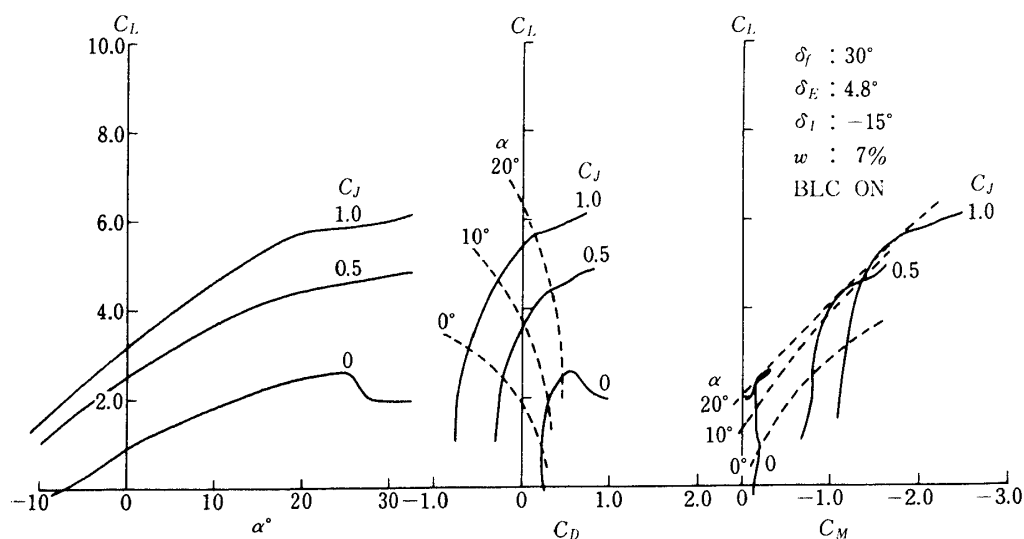
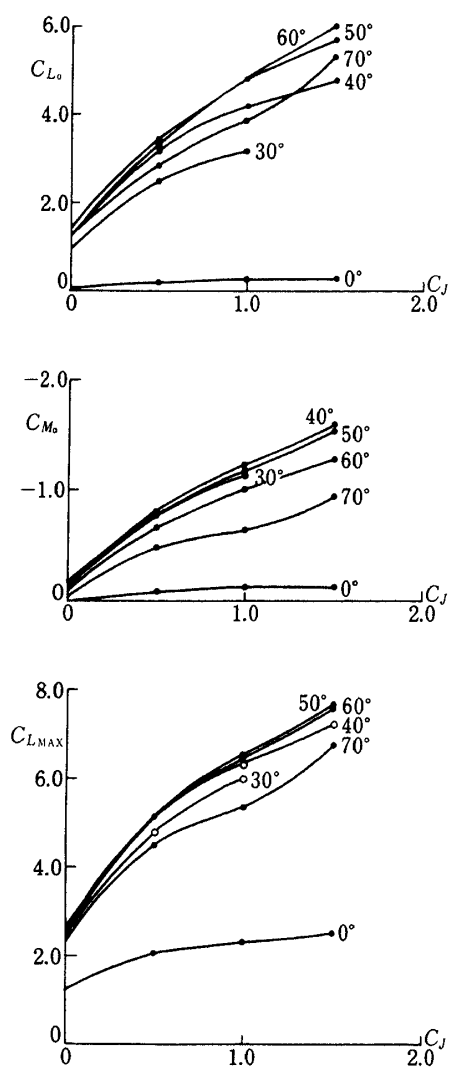
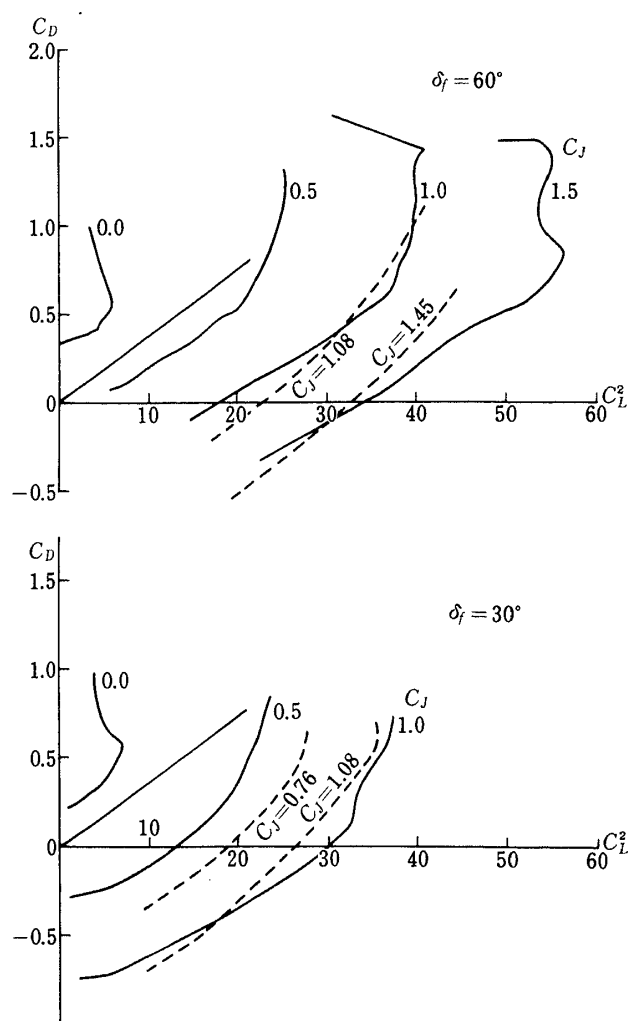


図 31 AW方式 T/O 形態の三分力特性 (尾なし)

図 32  $C_J$  による特性変化 (尾なし形態)  
(図中の数字は  $\delta_f^\circ$  を示す)図 33  $C_D \sim C_L^2$  (尾なし形態), ---文献 8



想される。

### iii) 吹下し角

$\delta_f = 60^\circ$ の尾付および尾なしのデータから、各  $C_f$  における吹下し角  $\varepsilon$  を求めると図 34 が得られる。これに対し、尾翼の効き ( $\partial C_M / \partial \delta_T = 0.068 \text{ 1/deg}$ ) から同一迎角での尾付、尾なしの  $C_M$  の差を用いて  $\varepsilon$  を求めると図中実線のようにになる。10°以下の低い迎角では両者は比較的一致がよい。15°以上の迎角では差が現れて、相対的に測定値の  $\varepsilon$  が低い。尾翼位置での動圧比が変化していることも考えられるが原因は明かでない。図 35 (a) に  $\alpha = 0^\circ$  での各形態 ( $\delta_f = 0^\circ, 30^\circ, 60^\circ$ ) における  $\varepsilon$  の変化を  $C_f$  に対して示す。 $\partial \varepsilon / \partial C_f$  は  $C_f = 0.5$  以下ではフラップ角による差が小さい。また図 35 (b) に  $\partial \varepsilon / \partial \alpha$  に対する  $C_f$  の効果を示す。ここでも  $C_f$  が大きくない範囲でフラップ角の効果は小さい。

### iv) 尾翼位置の効果

AW方式半截模型で尾翼位置を上下 ( $\pm 174\text{mm}$ )、前後 ( $\pm 173\text{mm}$ ) に移動させ、尾翼の効きの変化を調べた。移動量は主翼空力平均弦長の 57% 程度、尾翼長さの約 15% にあたる。移動による  $C_M$  の変化量を  $C_f = 0, 1.0, 1.5$  について図 36 に示す。図

から判断すれば、前後の移動による変化が比較的少いのにに対して、上下位置による変化が大きく、かつ一定の方向をもっている。上方に移す程  $C_M$  は頭下げに働く、すなわち吹下しが減じる。これは主翼との相対位置からみて当然予想されることである。

## 4.6 AW方式での舵効

### i) 水平尾翼

尾翼の標準位置において、尾翼取付角の変化による尾翼効きを調べた結果は図 37 のようである。効果の直線部は  $C_f$  にかかわらず、その勾配は一定であり  $\partial C_M / \partial \delta_T = 0.068$  の程度である。尾翼長さ (Tail Length) 1.2m、尾翼対主翼の面積比 0.078/0.351 から求めると  $C_{L\alpha T} = 0.0775 \text{ 1/deg}$  となるが一応妥当な数値と思われる。なお尾翼アスペクト比は 2.57 である。図から見て尾翼の有効迎角  $\pm 10^\circ$  の範囲内で効きに充分直線性がある。

### ii) 補助翼およびスポイラの効き

図 38 にフラップ 60°での補助翼の効きを示した。ただし左翼側下げによる片翼の効きである。 $C_f$  に応じて著しく効きが変わる。偏揺モーメント変化  $\Delta C_n$  をみると大舵角で逆偏揺モーメントがでてい

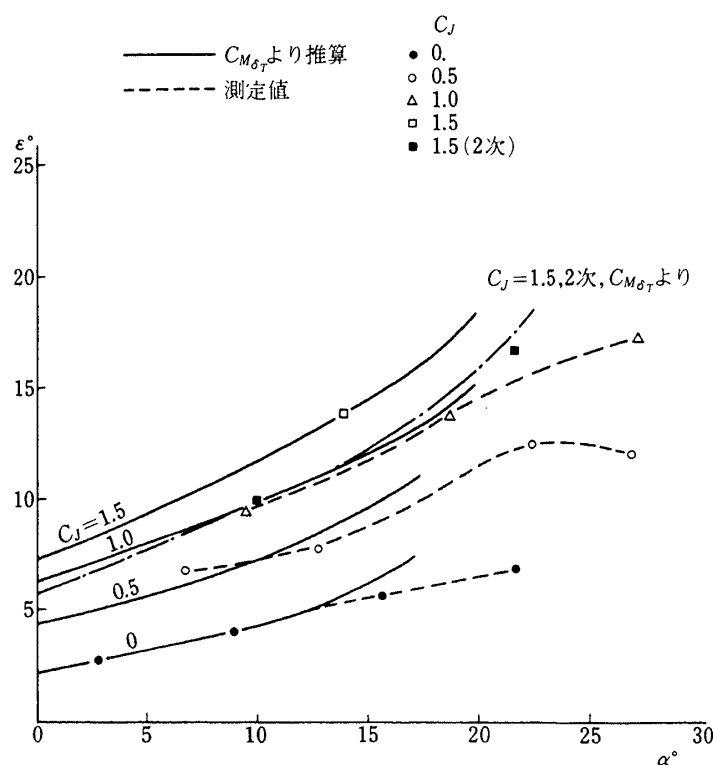


図 34 吹下し角 ( $\delta_f = 60^\circ$ )

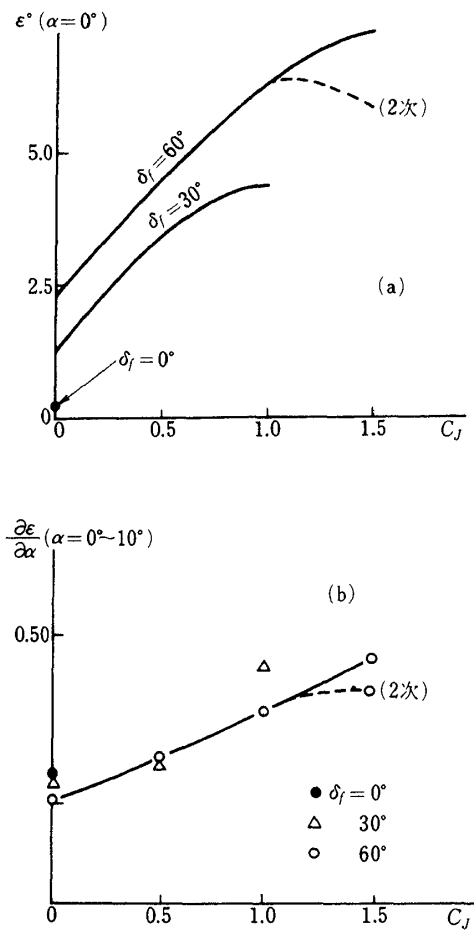


図 35  $\epsilon, \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \sim C_L$

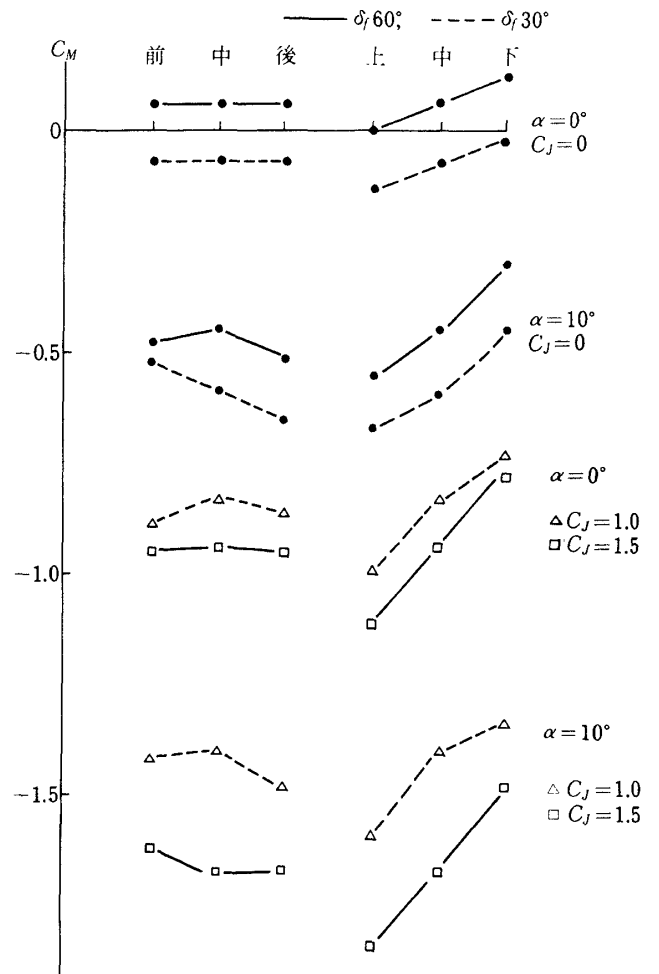


図 36 尾翼位置による  $C_M$  変化

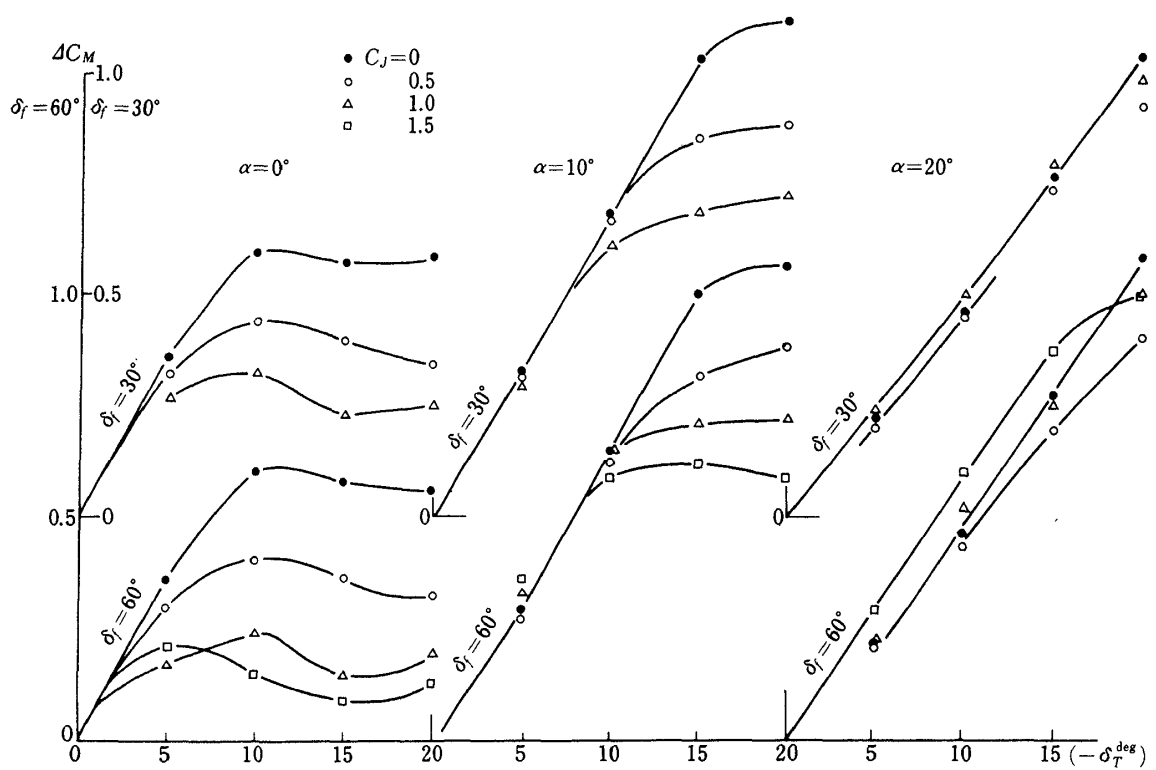


図 37 尾翼取付角 (標準位置) の効果

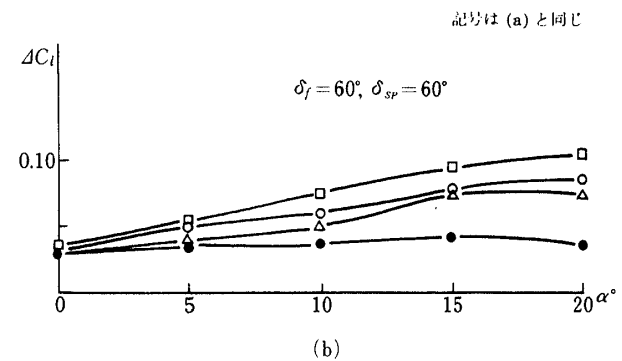
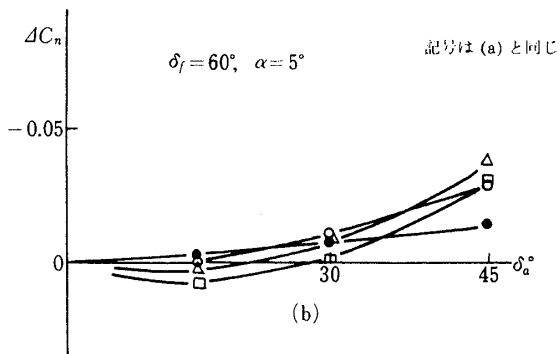
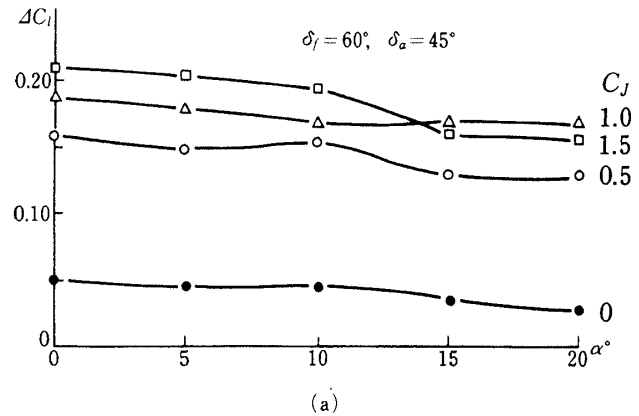
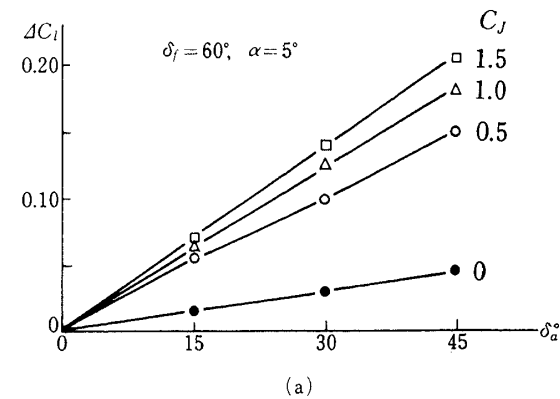


図 38 補助翼の効き

図 40 補助翼スポイラーの効き～ $\alpha$

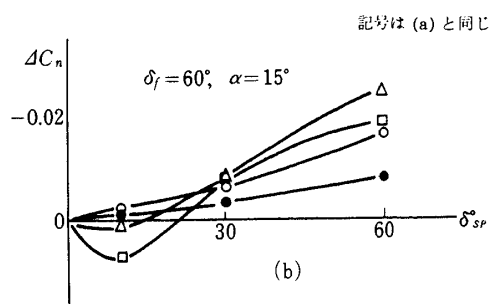
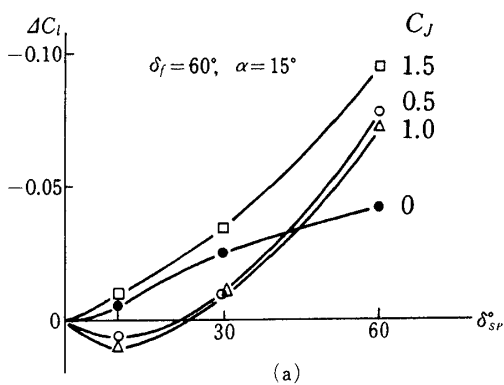


図 39 スポイラーの効き

る。同様にスポイラの効きを図 39 に示す。補助翼に較べると効きはむしろ小さい。また小舵角では僅かながら逆効きの傾向を有する。また小舵角である  $C_J$  範囲では逆偏揺モーメントを発生する場合がある。迎角に対する補助翼ならびにスポイラの効きの変化を図 40 に示す。スポイラは大きい  $C_J$  において迎角と共にむしろ効きが増大する。これは主翼の揚力が増大してくるので当然であろう。後に述べる USB 方式でも同じ傾向が見られる。

#### 4.7 他機例との比較

文献 8 にカナダと NASA の協力による翼巾 13m に及ぶ大きい模型による AW 方式の風洞試験結果が報告されている。この模型は実エンジンを用い、40×80 フィートの風洞を用いているので、いわゆる寸法効果は無視してよい。このデータおよびカナダ・デハビランド社の Whittley 氏の好意による追加資料を用いて、図 41 (a), (b) に我々のデータとの比較を行った。比較したデータは尾なしで、主翼アス

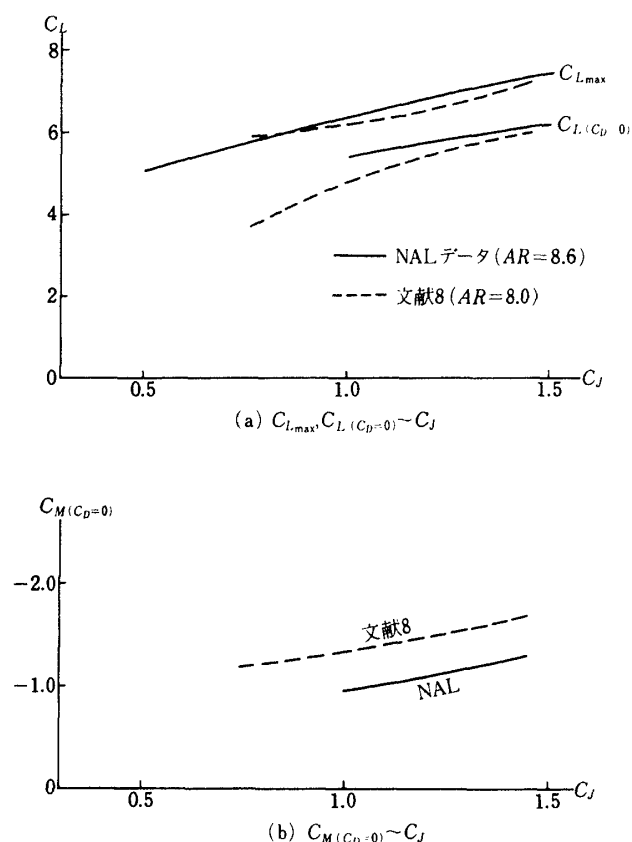


図 41 AW方式他機例との比較  
(尾なし,  $\delta_f = 60^\circ$ )

ペクト比も両者はほぼ同程度である。後退角は NASA の  $25^\circ$  に対し、我々の方は  $20^\circ$  となっている。最大揚力係数には両者にあまり差がない。水平飛行状態に相当する  $C_D = 0$  での揚力係数も我々のデータはむしろ NASA の結果を超えている。このばあい、 $C_f/C_L$  は水平飛行における  $T/W$  に相当するから、 $C_L$  が大きい方が  $T/W$  が少なくてよいことになる。縦揺モーメントは両者に差があり、我々の結果は頭下げモーメントが少い。また  $C_D \sim C_L^2$  の比較を前掲の図 33 に併せて示しておいた。

以上の比較を通じて、我々の模型による測定値は AW 方式として良好な性能を示しているものと評価してよいであろう。

## 5. USB 方式の空力特性

USB 方式の試験結果について以下にその概要を記す。

### 5.1 模型の設定圧力と $C_f$

USB 模型では、エアービン式模擬エンジンを高圧空気で駆動し、エンジン推力とジェット排気の挙動のシミュレーションを行う。その場合に、個々のエンジンの回転数を計測しモニタしているので、高圧空気の前圧を調整して  $C_f$  に対応する所定の回転数に設定したうえで測定を行った。

半截模型では 2 発、全機模型では 4 発のエンジン回転数にはバラツキがあるから、試験の初期段階に、バルブ調整で回転数を揃えることは先に述べた。図 42 に空気源前圧と推力の関係を、また図 43 に推力と回転数の関係を示す。推力の検定はこれも既に述べたように模型のフラップを取去って無風状態で測定した。風速は半截風洞試験で常時 28 m/s、全機風洞試験では 25 m/s で測定したから、例えば  $C_f = 2$  の場合には全機模型で前圧 14 kg/cm<sup>2</sup>、4 発のエンジンの合計推力は約 62 kg、各エンジン回転数は 50000 RPM を超える。 $C_f$  が 4 を超える大きい条件での測定は風速を下げて行った。図 42 は全機第 1 次、第 2 次の検定結果の再現性も示している。先に言及したように、特に半截風洞試験では風洞断面積が小さいことも加って、推力検定の際に最高 5 m/s 程度の循環流を生じる。この場合の模型に加る空気力は別途測定して補正した。

BLC の推力検定も同様の手法をとり、図 44 に 1 例として半截模型での外翼前縁 BLC (内、中、外の 3 部分に分れている) の測定結果を、また図 45 に同じ模型の補助翼 BLC の結果を示す。エンジンの  $C_f$  および BLC の  $C_\mu$  の設定値は検定された推力と試験時の風洞動圧から算出する。測定計画値  $C_f$  に対応してエンジン回転数を一定に保ちつつ模型の変角を行っているから、AW 方式のときと同様に、半截風洞試験では模型による阻塞効果で実質上は大迎角時の  $C_f$  が増加する。これについては補正を行っていない。

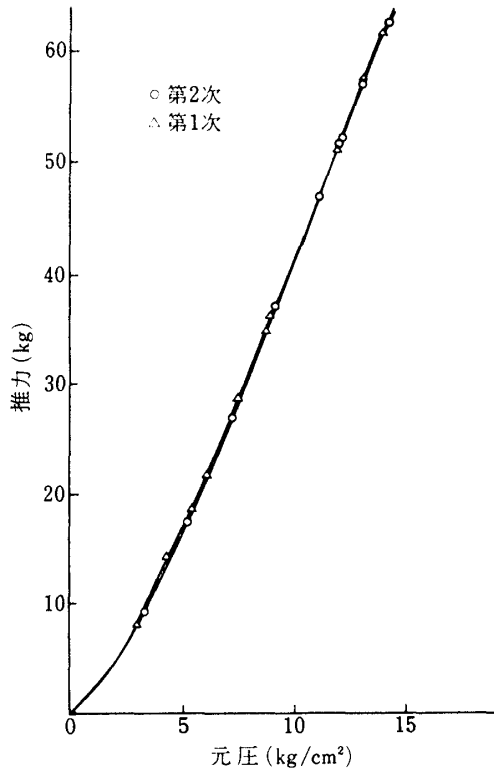


図 42 エンジン推力 (4 発) ～元圧

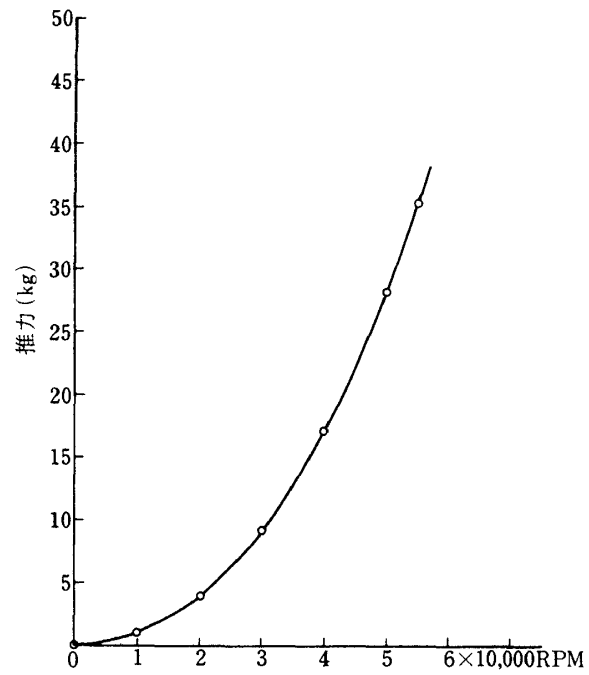


図 43 エンジン推力 (2 発) ～回転数

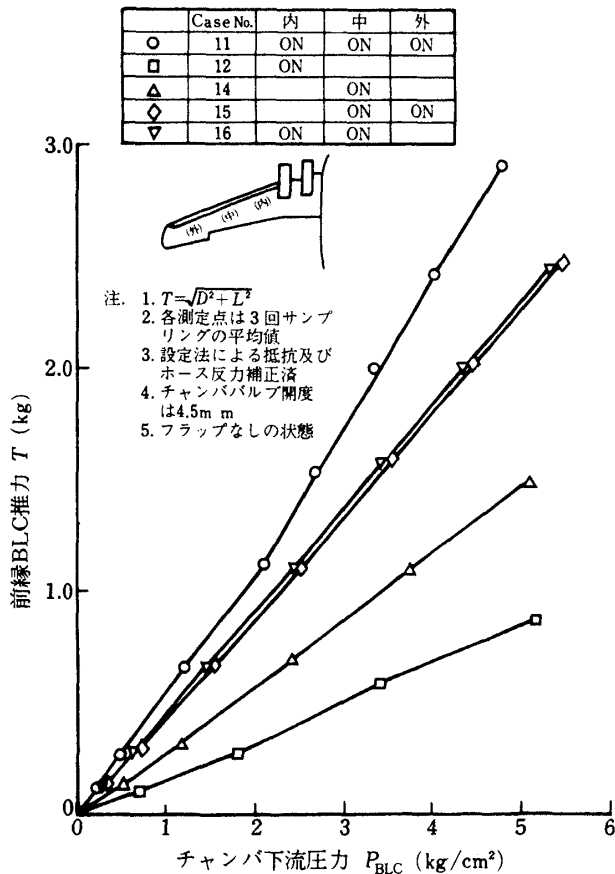


図 44 前縁外舷 BLC 推力 (干渉量補正済)

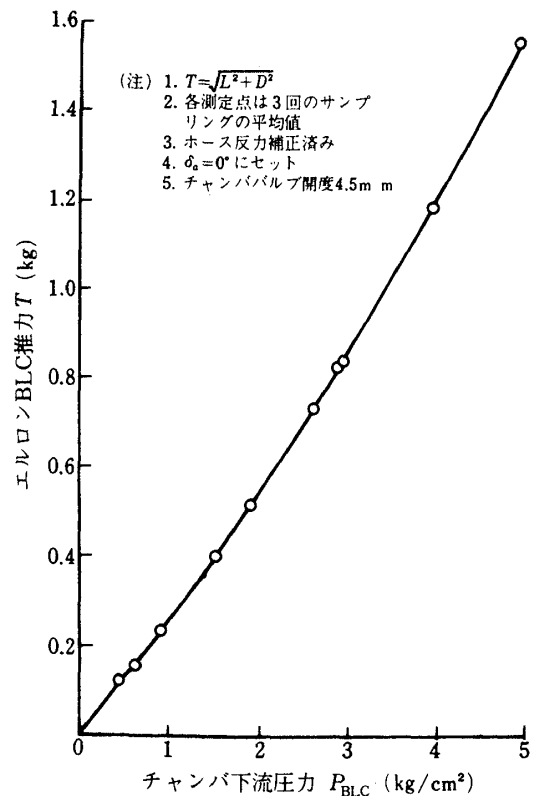


図 45 エルロン BLC 推力 (干渉量補正済)

## 5.2 偏向角と偏向効率

USBジェットはコアンダ効果によってフラップ上面に沿った偏向を行う。この場合に大フラップ角ではV.G. などによるコアンダ効果の増強が必要である。これについては追って述べる。USB方式の偏向角と効率はAW方式と同様に風洞無風状態でエンジンシミュレータを駆動して測定した。その代表的な結果を図46(a), (b)に示す。偏向角はフラッ

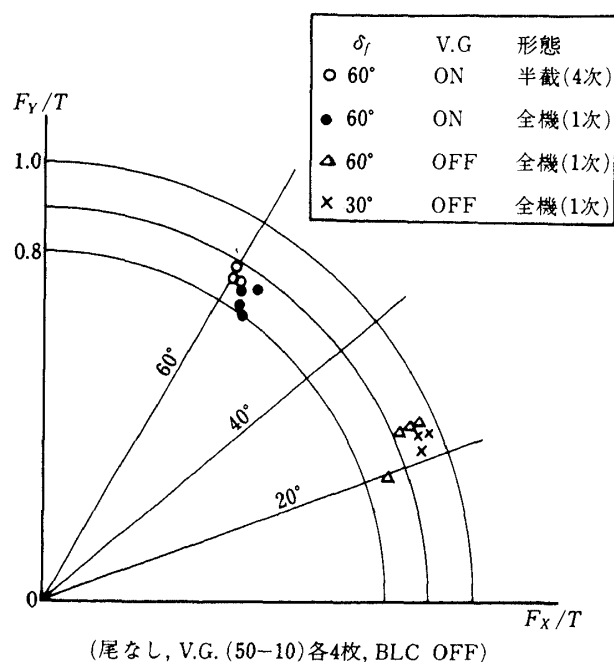


図46(a) USBジェット偏向効率と偏向角  
( $F_x$ : 軸力,  $F_y$ : 法線力)

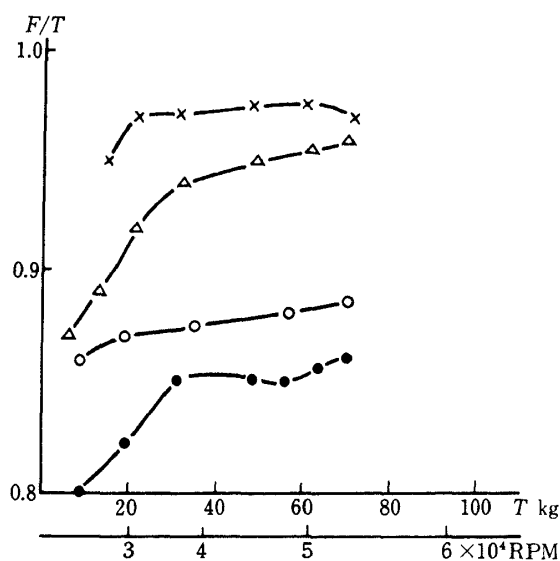


図46(b) USBジェットの偏向効率～推力  
(記号は図46(a)と同一)  
( $F$ :  $F_x, F_y$ の合力)

プ角にほぼ近い。偏向効率はAW方式のようなエゼクタ効果がないので当然1以下である。V.G. はジェットに対して抵抗になるので効率はそれだけ低下する。しかし図のように $\delta_f = 60^\circ$ ではV.G. がないと偏向が充分には行われず, Powered Liftの機能が著しく劣化する。

## 5.3 USBノズルの形態とエンジン配置

USBノズルの形状は, この方式の高揚力装置にとって, 設計上重要な部分である。ノズル出口のアスペクト比が大きい程, ジェットは偏平に吹出すのでコアンダ効果による偏向が容易である。しかし一方では翼上面での擦過抵抗が増大する。これは巡航性能にとって劣化の原因になる。また一般に排気ジェットの中心部は高温のコア流であるから, 偏平なジェットでは翼面の耐熱・断熱により十分な対策を要する。さらに本来は円筒状のエンジン排気を, 偏平な出口に導くためファン流路の断面変化が複雑化する。コア流とファン流がダクト内で合流するから, USB方式ではエンジンのマッチングの問題をも生じ易い。模型のナセルおよびダクトについては, まずエンジンシミュレータを高圧空気通路を兼ねたパイロンに取付ける。ファン流は主翼前方からその上面に導くS型ダクトおよびこれに結合するD型ノズルによって導かれる。以下に模型を用いての風洞試験結果を述べる。

### i) ノズル吹出口のアスペクト比の効果

D型ノズルは最初A, B, Cの3種を半截風洞試験で比較測定した(半截第1次, 図55参照)。Aノズルはアスペクト比2.86, Bノズルは5.43で極めて偏平である。またCノズルはAノズルの先端吹出口を約15°内翼方向に曲げた形をしている。ここでノズルのアスペクト比はノズル面積とノズルの高さの2乗の比で求めている。使用したノズルの上面と側面はいずれも直線で, その接合部曲率は20Rとした。図47に半截第1次試験でのノズルアスペクト比とフラップ角 $\delta_f$ を変えた結果を比較して示す。図の(a), (b)間の差は主として主翼前縁BLCの有無が影響しているものと考えられる。比較によって偏平ノズルBがフラップ角にかかわらずコアンダ効果が大きく, したがって揚力が高い。外側エ

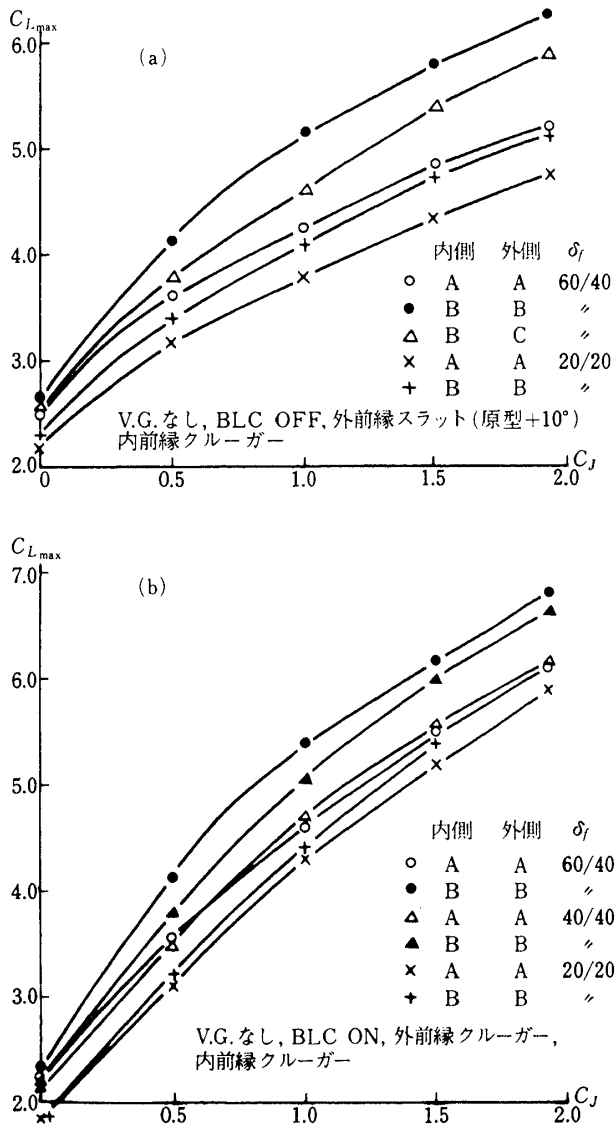


図 47 USB ノズル・アスペクト比の効果  
(後退角前縁)

エンジンノズルを内翼側に偏向させる C ノズルは揚力に負の効果をもつ。同図 (b) から判断して、A ノズルではフラップ角  $40^\circ$  までは偏向角が増加するのに、 $40^\circ$  から  $60^\circ$  に増しても揚力、したがって偏向角は増えない。B ノズルにおいてもフラップ角  $40^\circ$  と  $60^\circ$  の差は小さい。すなわち  $60^\circ$  以上のフラップ角では V. G. などのコアンダ効果増強装置が必要と判断される。偏平ノズル B の厚さの薄いジェットが一樣に偏向するものとみられ、A よりは著しく効果がある。しかし先に述べたように、巡航時の性能やダクトの構成について配慮が必要であり、以後の試験では全機模型を含めて A ノズルの形状をほぼ標準と

して用いた。A ノズルによる揚力特性の相対的な低下は V. G. の採用によって補うこととした。

#### ii) エンジン位置の効果

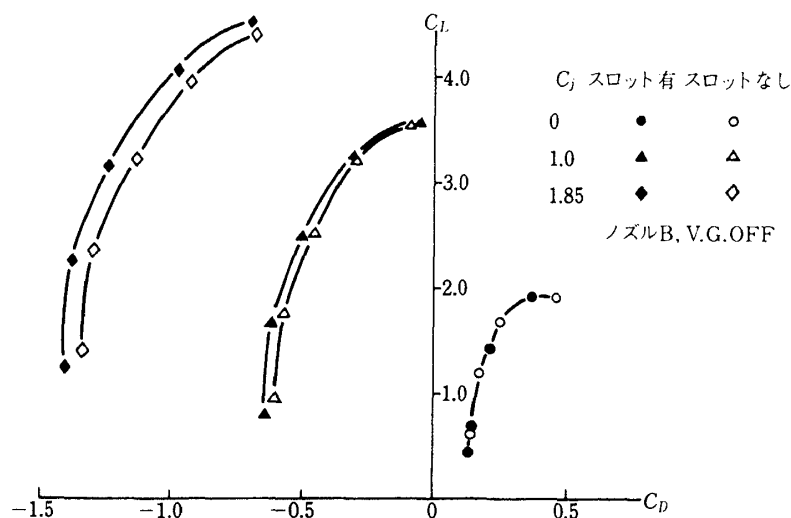
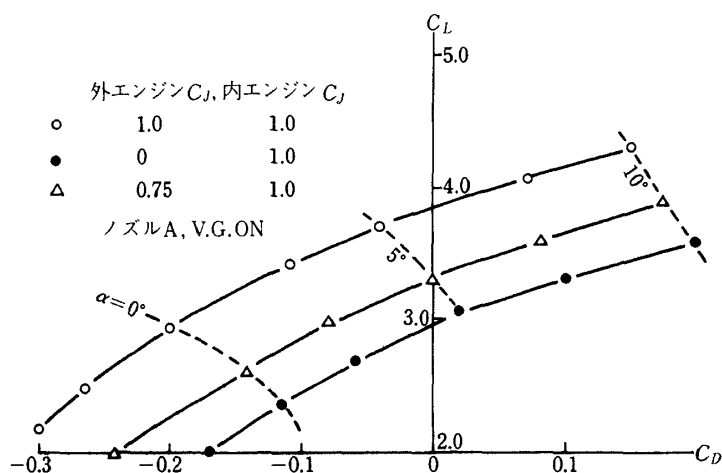
エンジン位置は模型の構造上約 20mm 程度の左右方向への移動が可能であった。半截第 1 次試験から全機第 2 次試験に至るまで、設定位置は対称面から測って片翼巾の 34.7% (外側エンジン)、20.4% (内側エンジン) であって、WS では 290 および 115 である (胴体半巾の BP 136 を WS 0 とし、翼端 WS 1093.03 とする)。すなわち模型寸度を 8% として機体実寸での WS は 3625 および 1437 となる。4 発機の USB 方式ではエンジン間およびエンジン・胴体間の主翼上面の流れが剥離し易く、このため多くの手段が試みられたが完全な解決に至らなかった。例えばこの報告の試験以後、エンジン間隔を広げた試験 (模型で WS 305 および WS 92) が行われたが顕著な効果がなかった。しかし、実験機では、この広げた位置で設計されている。

#### iii) USB スロットノズルによる推力増加

AW 方式のようにエゼクタ効果を利用できれば離陸時の推力増加に役立つであろう。半截第 3 次試験では、偏平型 B ノズル、フラップ  $20^\circ/20^\circ$  の形態でエンジン・S 型ダクト・D 型ノズルを一体として約 25mm 上方にあげて比較試験を行った。この場合ノズル下面の約 25mm のスロットから外部空気が吸込まれ、幾らかのエゼクタ効果をもつ。その効果は  $C_f$  の増加と共にあらわれるはずである。図 48 にその結果を示す。同じ揚力係数で  $C_f = 1.85$  の場合  $C_D$  で 0.08 程度、すなわち推力で 4% 以上の利得がある。

#### iv) エンジン風車状態による特性変化

4 発エンジン中 2 発が停止すると  $C_f$  が 50% 減じると共にファンの風車状態による抵抗が加わるはずである。図 49 に半截第 3 次試験において全発  $C_f = 1.0$  から外側エンジン 2 発への給気停止、および外側エンジンを  $C_f = 0.75$  相当の回転数にしたときの  $C_L$ ,  $C_D$  の変化を示す。一方で Powered Lift としてのジェット反力の寄与の変化を見積ると、 $C_f = 1.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$  において外側エンジン 2 発停止の効果は偏向角  $60^\circ$ 、偏向効率を 0.8 として、 $\Delta C_D \approx 0.2$ ,  $\Delta C_L \approx -0.35$  の程度である。これに対する

図 48 USBスロットノズルによる推力増加 ( $\delta_f = 20^\circ/20^\circ$ )図 49 片発ウインドミル効果 ( $\delta_f = 60^\circ/40^\circ$ )

実測値は  $\Delta C_D \approx 0.09$ ,  $\Delta C_L \approx -0.6$  であって揚力の低下がより大きく、抵抗の増加は少い。理由として、ジェットが反力としての揚力への直接的寄与の他に翼の循環を大きく増強していること、また誘導抵抗の減少が抵抗の増加を緩和していることが推察される。ところで後に行われたシミュレータエンジン単体の試験からは、風車抵抗は1基当たり  $\Delta C_D \approx 0.005$  の程度とみられている。したがって、上記の結果および後に述べるエンジン1発停止時の特性についても、エンジン風車抵抗は寄与として小さいものと考えてよい。

V) USBデフレクタノズルおよびノズルサイドドアの効果

半載第4次試験において、デフレクタノズル（アスペクト比2.69）およびサイドドア付ノズル（アスペクト比2.91）の効果を調べた。図50, 51に外部風速0の場合の偏向角、偏向効率について両ノズルの効果を示す。いずれもフォア・メイン型USBフラップ  $\delta_f = 60^\circ$ 、外翼フラップ  $65^\circ$ （原型機と同一の4スロット）の状態での比較である。デフレクタノズルはV.G.（長さ50mm×高さ10mm；エンジン1基当たり4枚）を取付けた状態ではむしろ有害な作用しかない。デフレクタ角の増加と共に偏向角、効率ともに減少する。またV.G.のない場合は明かにデフレクタによる偏向角増加がみられる。結局、V.G.とデフレクタは共にコアンダ効果を増



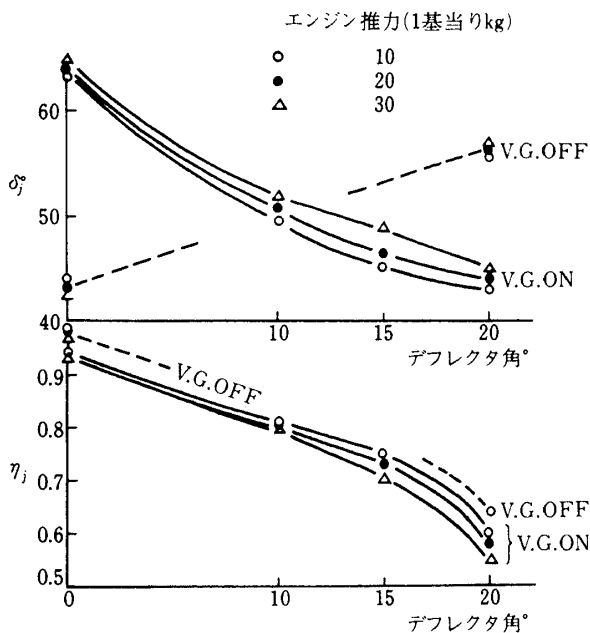


図 50 デフレクターノズルの効果 ( $\delta_f$  60°/65°)

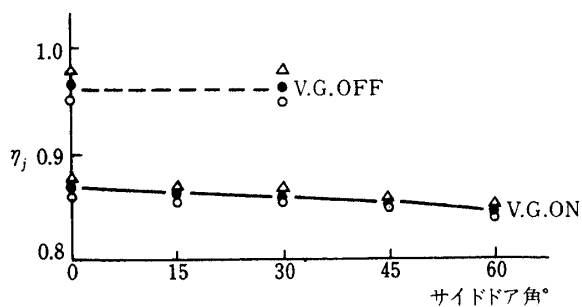
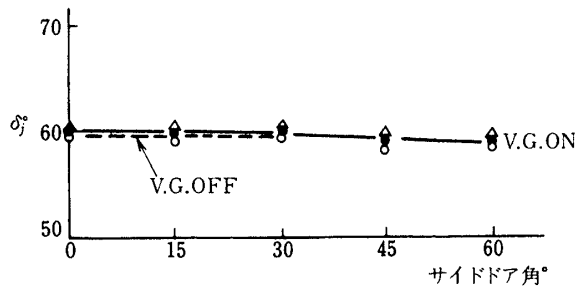


図 51 サイドドアノズルの効果 ( $\delta_f$  60°/65°)

強するが、フラップ角に応ずる必要度以上にその作用を強めることは逆効果となる。したがって、V. G. やデフレクタのような特別な対策をしないでコアンダ効果を確保できれば理想的である。

サイドドアノズルの効果は、外側エンジンノズルの外翼側だけに適用した結果を示している。サイドドアを開いてジェットを外方に広げても、偏向角・効率ともに有効性はあらわれていない。ドア角度の増加につれて、逆にいづれも性能が低下気味である。

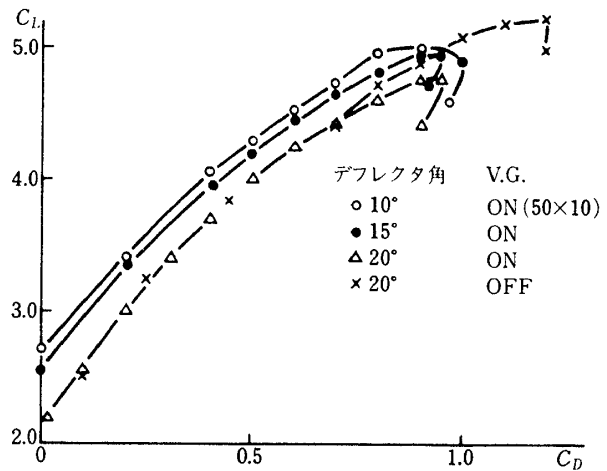


図 52 デフレクターノズルの効果 ( $\delta_f$  60°/65°,  $C_f$  1.0)

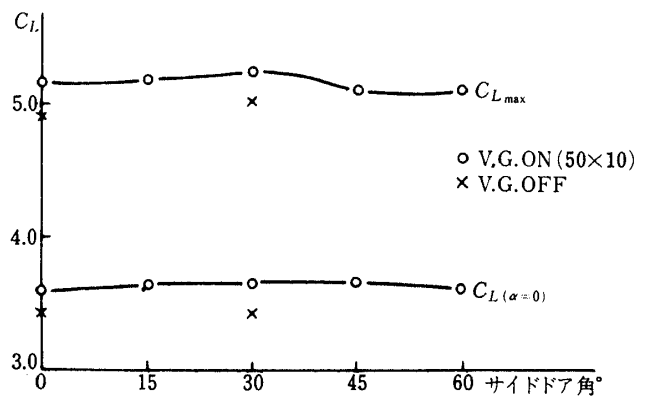


図 53 サイドドア角効果 ( $\delta_f$  60°/65°,  $C_f$  1.0)

ただしここで注意すべきことは、サイドドア角 0°, V. G. なしですでに充分なジェット偏向が行われていることである。この場合 V. G. はむしろ抵抗増加の作用のみ顕著である。V. G. の形態配置はデフレクタの場合と同一であるが、これらの結果からみると V. G. は 5% から最大 10% 程度の効率低下、すなわち推力損失を示している。

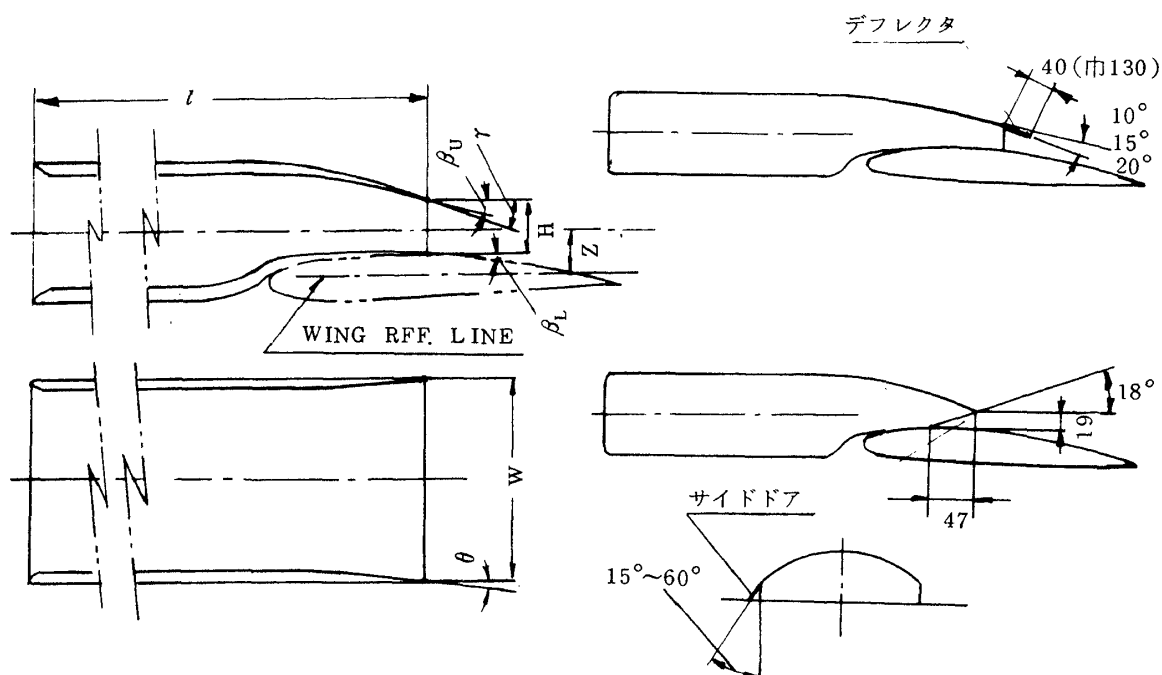
以上は無風状態での推力偏向能力の比較であるが通風状態での  $C_f = 1.0$  におけるデフレクタ効果を図 52 に示す。デフレクタ角が増すと揚抗比の低下が明かで、これは先の偏向角・効率の低下に対応する。一方大きいデフレクタ角で V. G. OFF にすれば、有害な作用がなくなるだけ最大揚力係数の増加としてあらわれる。

図 53 にはサイドドア方式の最大揚力係数および迎角 0°での  $C_L$  をサイドドア角に対して示す。サイドドア角は静止反力試験と同様に通風状態でも顕著

な効果をもたない。図 54 に半截第 5 次試験におけるデフレクタの効果デフレクタ角に対して示す。デフレクタ角  $10^\circ$  以上では V. G. OFF の方が揚力が高く、角度の増加は揚力の低下を招いている。この場合の V. G. は長さ 37.5mm × 高さ 15mm 各 4 枚で

あるが、先の静止反力試験結果から予想される傾向に一致している。なおここで図 55 にこれまでのノズルの出口断面形の比較を示し、表 1 に断面諸元とデフレクタおよびサイドドアの形態を示す。

表 1 USB ノズル諸元 (単位 mm)



種 別		$l$	H	W	$\beta_U^\circ$	$\beta_L^\circ$	$r^\circ$	$\theta^\circ$
半 截 模 型	A	635.71	44.0	122.0	11.8	9.1	約 20	1.9
	B	635.71	32.0	168.0	13.5	9.1	約 21	8.5
	C	635.71	44.0	122.0	11.8	9.1	約 21	17.2
	デフレクタ	635.71	44.0	122.0	14.0	11.3	約 30	2.3
	サイドドア	594.71	38.57	136.7	22.0	5.3	約 34	0
全 機 模 型		681.10	44.5	122.0	9.2	8.0	約 14	1.9

エンジン位置	種 別	Z	(ノズル出口位置/C) %
内エンジン WS 115	半截 A, B, C, デフレクタ	60	49.6
	半截 サイドドア	60	40.4
	全機	60	49.6
外エンジン WS 290	半截 A, B, C, デフレクタ	56	42.1
	半截 サイドドア	56	30.2
	全機	56	42.1

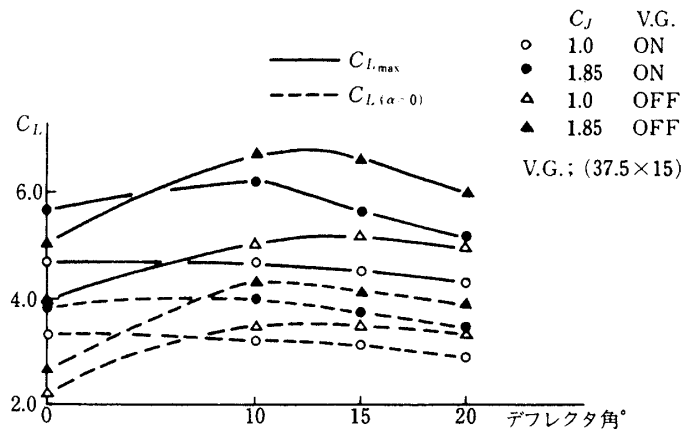


図 54 デフレクターノズルの効果 ( $\delta_f$  60°/65°)

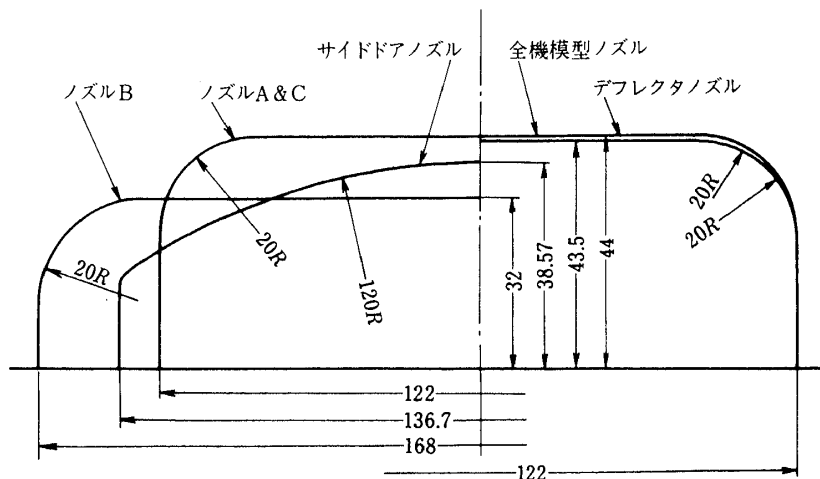


図 55 ノズル出口断面比較 (単位 mm)

#### 5.4 Vortex Generator の効果

USBジェットのコアンダ効果を增强するために V. G. を用いるのは YC-14 あるいは QSRA の例があって有効なことがわかっている。半截第 2 次試験では 3 種の V. G. をエンジン 1 基当りハ型に 2 枚宛取付けて (取付角 30°) 試験した。その結果を V. G. なしとの差として図 56 に示す。  $C_{L,max}$  (同図 (a)),  $C_{L0}$  (同図 (b)) いずれも増加するが  $C_f = 1.0$  以上では  $C_{L,max}$  への効果が減少をはじめる。ナセル間が後退前縁であるよりは、step 前縁 (後述) の方が最大揚力への寄与が大きい。V. G. による抵抗 (同図 (c)) は当然ながら  $C_f$  と共に増加する。V. G. によって  $C_f = 1.0$  での  $C_{L,max}$  ははじめて 5 を超える。V. G. が静止反力試験で偏向角および偏向効率に及ぼす効果を図 57 に示す。図は半截第 4 次試験でのフ

ォア・メインおよびメイン・アフタ型 USB フラップによる測定結果であるが、USB ノズルがそれぞれデフレクタおよびサイドドアノズルに対応している。図からみて、フォア・メイン+デフレクタノズルの場合には偏向角の増加に著しく効いていて、V. G. が大型である程その効果が大きい。これは既に述べたように、デフレクタノズルではコアンダ効果が不足しているためである。しかしメイン・アフタ+サイドドアノズルの場合は、V. G. の効果がほとんど無きに等しい。すなわち、V. G. なしでコアンダ効果が充分確保されている。これに対応して図 58 にメイン・アフタ+サイドドアノズルにおける  $C_f = 1.0$  の  $C_L \sim C_D$  曲線を示す。V. G. なしのデータと較べてみると、 $C_{L,max}$  には大差なく、抵抗において増加するが  $\partial C_D / \partial C_L$  の勾配は減少しているから

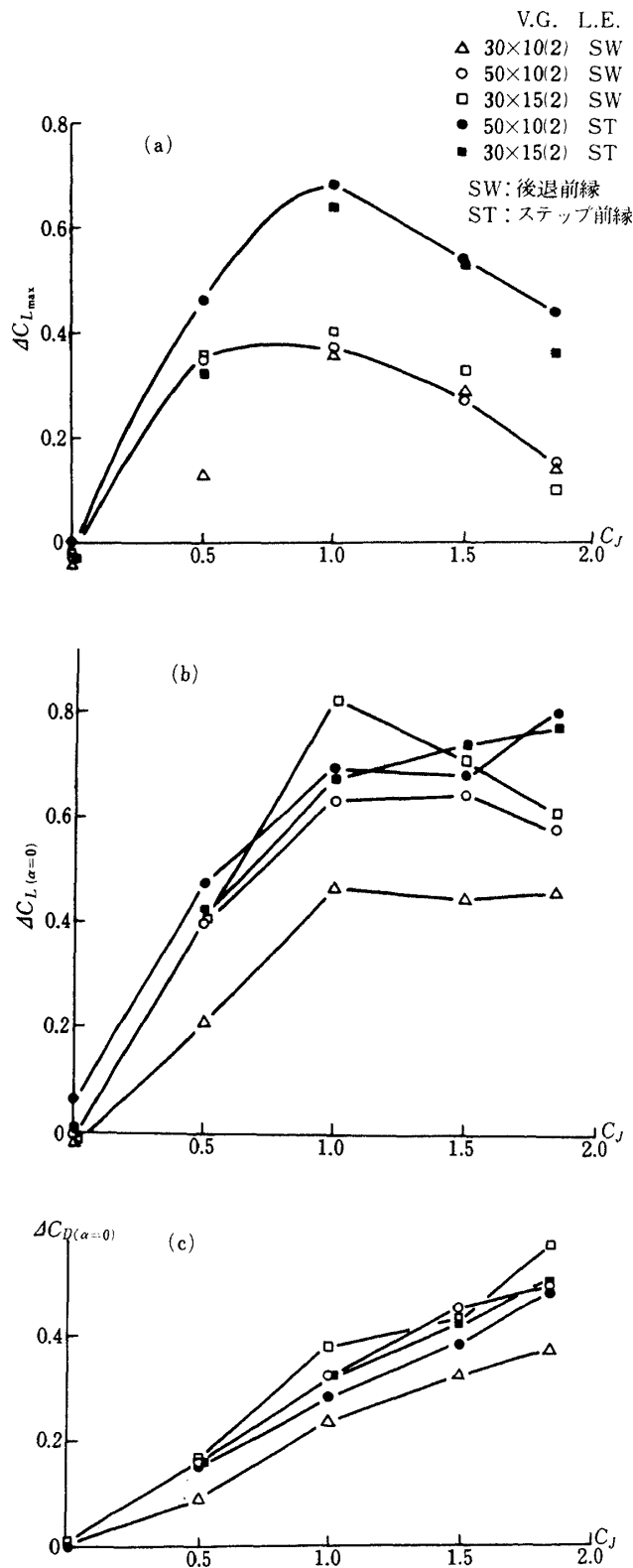


図 56 V.G. の効果 ( $\delta_f$  60°/40°, BLC ON, A 型ノズル, 半截第 2 次)

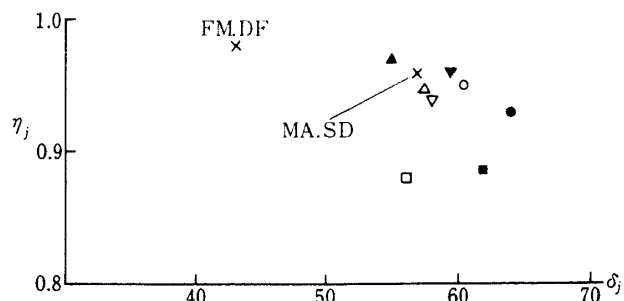
V.G. が誘導抵抗の改善に多少の寄与をしている可能性もある。その場合はジェットを翼巾方向に広げる作用と関連するであろう。図中で 3 種の V.G. に

よる結果はほぼ 1 本の曲線に乗っているが、一方前の図 57 での V.G. (37.5 × 15 (2)) のような対応する静止反力の劣化した成積と較べるとき、静止反力試験が直ちに飛行状態の性能に反映するものと断定するのは危険であろう。コアンダ効果に及ぼす V.G. の効果について、まだ詳細な研究は見当たらないから、各種の試みを実施して比較する他には速効的手段がない。例えば YC-14 では 1 基当たり 4 枚の折たたみ式 V.G. を用いているが、NASA の QSRA 機では小型でもっと多数の固定 V.G. を用いている。

このような状況のもとで 20 種以上の V.G. 形態配置の効果を半截第 5 次試験で実施した。供試 V.G. の形態を図 59 に示し、その結果をまとめて表 2 に掲げた。ただし、残念なことにノズルがコアンダ効果のよいサイドドア式なので、 $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$  の場合 V.G. OFF でも偏向が充分であるから、表中の結果は V.G. の相互比較の一助であるに留まる。 $\delta_f = 80^\circ/65^\circ$  のときは明かにノズルだけではコアンダ効果が不足で、V.G. の有効性が示されている。V.G. の取付角も最初はいくつか変えてある。取付角の増加は多少とも効率  $\eta_f$  と偏向角  $\delta_f$  の低下を招く傾向にあり、その後は取付角 30° を標準として試験した。傾き角  $\theta$  の効果は敢て言えば内側に傾いた 45° がよく、ついで 135°、90° 直立型は必ずしもよくないと思われる。V.G. を壁面から浮かせる効果は⑥⑦⑧のように 20mm も開けるとよくない。鋸歯型は渦を分散発生させる意図で行われたが有効ではなかった。このような結果から有意な結論を導くことは (表中  $C_D = 1.0$  での  $C_{L_{max}}$  を較べてみても) 不可能である。恐らく、デフレクタノズルに適用していれば個々の V.G. による有意差がもっと表われたであろうと推測される。

全機模型風洞試験では、V.G. のハ型 2 枚では充分な偏向が得られなかった。このためハ型の両外側にさらに 2 枚追加して、YC-14 と同様の 2 重ハ型 4 枚とした。静止反力試験における  $\delta_f$  と  $\eta_f$  を図 60 に比較して示す。明かに 4 枚に増加しての偏向角の増加がみられる。揚抗曲線における両者の差を図 61 に示す。図では着陸フラップ形態  $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$  と離陸フラップ形態  $\delta_f = 30^\circ/30^\circ$  を併せて示してある。また図 62 に V.G. の USB ノズルに対する配置寸度

記号	×	○	●	△	▲	▽	▼	□	■
フラップ	FM, MA	FM	FM	MA	FM	MA	FM	MA	FM
ノズル	DF, SD	DF	DF	SD	DF	SD	DF	SD	DF
V.G.	なし	50×10(2)	50×10(4)	17.5×7(2)	17.5×7(4)	25×10(2)	25×10(4)	37.5×15(2)	37.5×15(4)



FM: フォア・メイン, MA: メイン・アフタ, DF: デフレクタノズル(0°),  
SD: サイドドアノズル(0°)

図 57 V.G. の効果 ( $\delta_f$  60°/40°: FM,  $\delta_f$  60°/65°: MA, エンジン推力 10 kg×2, ステップ前縁, 半截第 4 次)

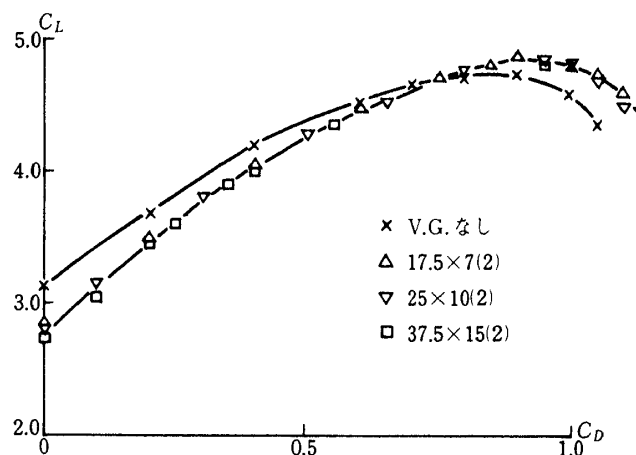


図 58 V.G. の効果 ( $\delta_f$  60°/65°: MA,  $C_f = 1.0$ , サイドドアノズル(0°), 前縁 BLC OFF, ステップ前縁, 半截第 4 次)

形状	寸 度		略 図
	A (mm)	$\theta$ (°)	
①	0	45	
②	0	135	
③	10	45	
④	10	90	
⑤	10	135	
⑥	20	45	
⑦	20	90	
⑧	20	135	
⑨		45	
⑩		90	
⑪		135	
⑫		90	
⑬		45	
⑭		90	
⑮		135	

図 59 各種・供試 V.G. の形状 (エンジン 1 基当り各 2 枚, 半截第 5 次)

表 2 各種 V. G. の効果 ( $C_j = 1.0$ , サイドドアノズル ( $0^\circ$ ), BLC OFF, 半截第 5 次)

V. G. 番号, 取付角 $^\circ$	$\delta_f$	$\eta_f$	$\delta_f$	$\eta_f \sin \delta_f$	$C_{L \max}$	$\alpha_{CL \max}$
V. G. OFF		0.99	59	0.85	4.83	18
① 30		0.93	60	0.81	4.85	20
① 60		0.92	59	0.79	4.89	18
① 90		0.91	57	0.76	4.60	20
② 30		0.94	59	0.81	4.93	18
② 60		0.89	59	0.76	4.86	18
② 90		0.92	58	0.78	4.58	20
③ 30	60/65	0.94	59	0.81	4.77	18
③ 90		0.86	55	0.70	4.04	18
④ 30	FM	0.89	55	0.73	4.79	18
④ 90		0.78	54	0.63	3.88	16
⑤ 30		0.91	56	0.75	4.78	16
⑤ 90		0.85	57	0.71	4.55	18
⑥ 30		0.91	58	0.77	4.56	18
⑦ 30		0.88	55	0.72	4.72	18
⑧ 30		0.91	53	0.73	4.54	18
⑨ 30		0.94	59	0.81	4.91	18
⑩ 30		0.87	56	0.72	4.96	18
⑪ 30		0.91	58	0.77	4.91	18
⑫ 30		0.89	58	0.75	4.95	18
⑫ 90		0.85	56	0.70	4.22	17
⑬ 30		0.95	60	0.82	4.79	18
⑭ 30		0.91	58	0.77	4.90	18
⑮ 30		0.95	59	0.81	4.86	18
V. G. OFF		0.93	51	0.72	4.26	20
17.5 × 7 (4), 30	80/65	0.94	71	0.89	4.71	22
25 × 10 (4), 30	FM	0.92	72	0.87	5.15	22
37.5 × 15 (4), 30		0.83	71	0.79	5.38	16
(註) $\eta_f$ , $\delta_f$ は推力 10 kg × 2 における静止試験値						

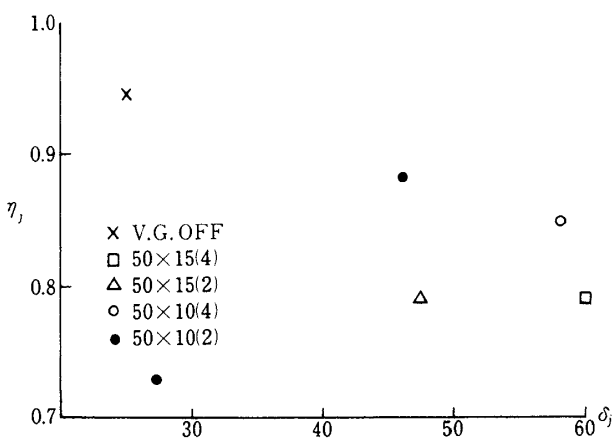


図 60 V.G. の効果 ( $\delta_f$  60°/65°: FM, エンジン推力  $10 \text{ kg} \times 4$ , ステップ前縁, 全機第 1 次)

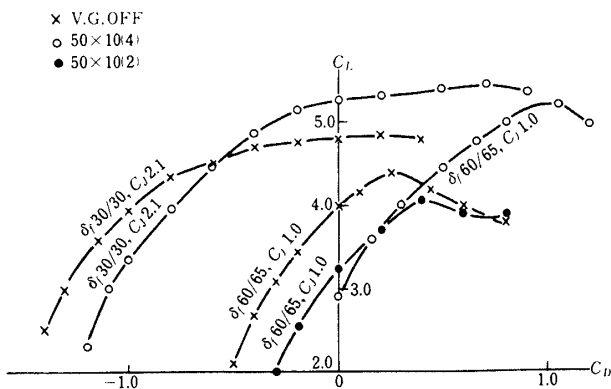


図 61 V.G. の効果 ( $\delta_f$  60°/65° & 30°/30°: FM, ステップ前縁, BLC ON, 全機第 2 次)

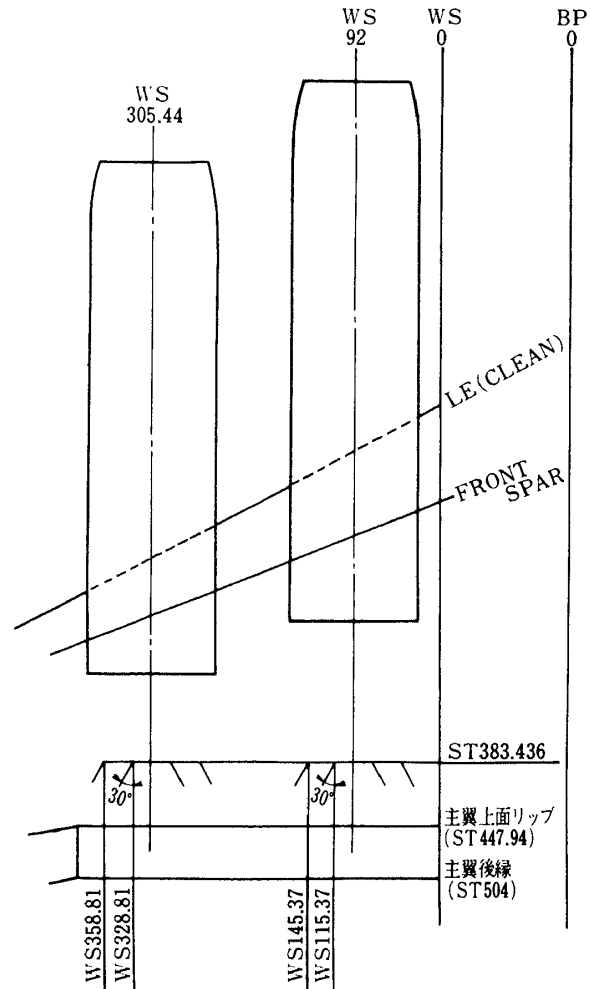


図 62 ボルテックスジェネレータ位置 (数字は模型実寸)

を示す。

### 5.5 前縁高揚力装置の効果

4 発エンジンの USB 方式揚力特性において、ナセル間およびナセル胴体間の翼上面気流が剥離し易いことは既に述べた。したがって前縁高揚力装置を有効適切に働かせることが重要な課題となる。また前縁 BLC の量と効果の問題も極めて重要である。これに対して半截第 1 次試験から第 5 次試験に至るまで多くの努力がなされた。以下にその概要を述べる。

#### i) 前縁クルーガフラップおよび前縁スラット

初期の半截第 1 次試験では  $\delta_f = 60^\circ$  において、V.G. OFF, 外翼スラット (第 1, 2, 3 スラット) は原型機のままとし、内翼側ナセル間、ナセル胴体間をクルーガフラップ角  $\delta = 60^\circ$  を標準とした。こ

こでクルーガ角度を標準から  $4\delta_K = \pm 10^\circ, -20^\circ$  に変え、また前縁スラット角を原型機角度より  $4\delta_s = 5^\circ, 10^\circ$  と変えて試験した。しかし有効な変化は得られなかった。続く第 2 次、3 次試験では外翼の前縁スラットのスロットを閉じてクルーガフラップ  $\delta_K = 60^\circ$  として試験した。このような前縁高揚力装置の形態配置を図 63, 図 64 に、また測定結果を表 3 にまとめて示す。データはいつでも V.G. OFF の形態の数値である。  $C_f = 1.0$  において  $C_{L\max}$  は 5 を超えない。備考に記したように、USB フラップと胴体の隙間を粘土整形したり、前縁とクルーガフラップの間にスロットを開けて前縁スラットの形にしたり、あるいは巾の広いクルーガフラップを取付けてナセル・胴体間の隙間を変えたり、いろいろの手段を講じたが顕著な効果がなかった。半截第 5 次試験に至り、V.G. 付きで外翼前縁スラットまた

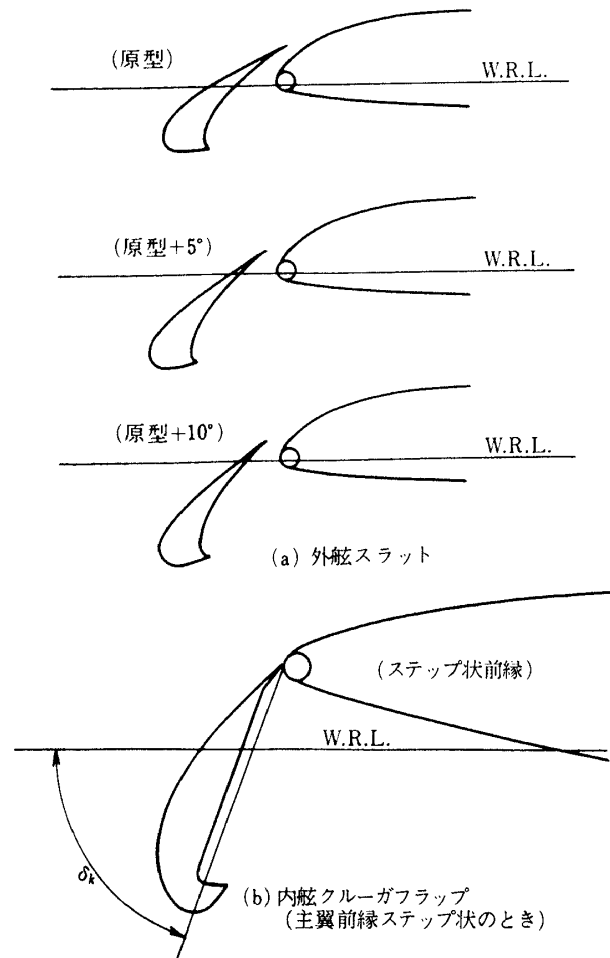


図 63 前縁高揚力装置の形態図

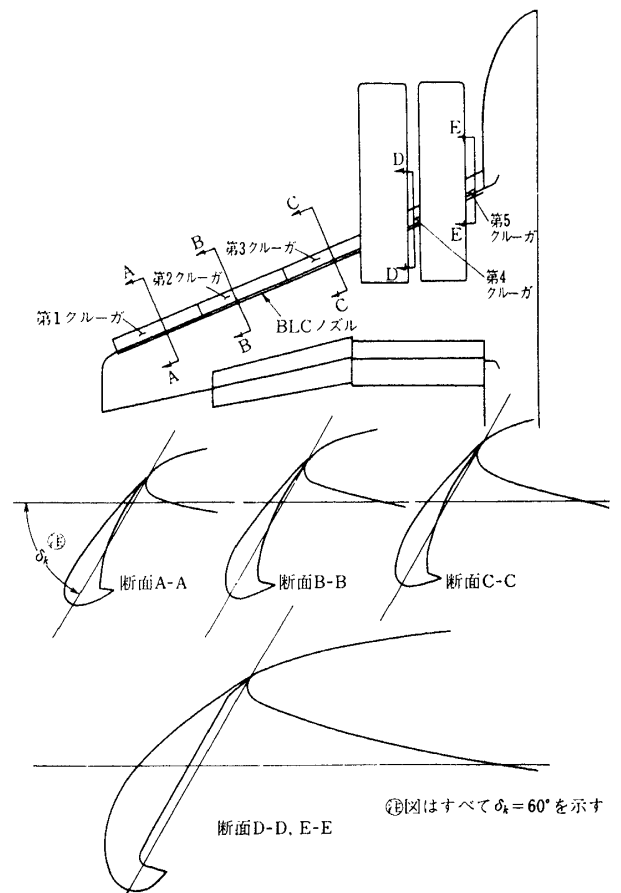


図 64 クルーガフラップの断面および形態配置図

表 3 前縁高揚力装置の効果(半截第1次, 2次)

前縁高揚力装置角度°			前縁 BLC		$C_{Lmax}$			備 考
ナセル胴	ナセル間	外 翼	内 翼	外 翼	$-C_f = 0$	$C_f = 0.5$	$C_f = 1.0$	
なし	なし	SB	ON	OFF	2.30	3.34		
K40	K40	SB+5	ON	OFF	2.47	3.59		
K60	K60	SB+10	ON	OFF	2.64	3.78		
K50	K50	SB	OFF	OFF	2.45	3.38	3.95	
K60	K60	SB+10	OFF	OFF	2.50	3.63	4.25	
K60	K60	SB+10	OFF	OFF	2.50	3.62	4.36	USBフラップ整形
K60	K60	SB+10	OFF	OFF	2.58	3.72	4.40	クルーガ・スロット1.28% C
K60	K60	K60	OFF	ON	2.23	3.52	4.60	
K60*	K60*	K60	OFF	ON	2.28	3.52	4.64	* 広巾クルーガ

(註)  $\delta_f = 60/40$ , ノズル A, 後退角前縁, V.G. OFF, K: クルーガフラップ, SB: スラット基本設定角(外側より, 第1スラット  $29^\circ 25'$ , 第2スラット  $29^\circ 50'$ , 第3スラット  $25^\circ 03'$ 。)



はクルーガフラップの取付角を  $60^\circ$  まで変えて試験した。その結果を表 4 に示す。ここではじめて  $C_f = 1.0$  での  $C_{L\max}$  が 5 を超える。スラット角が大きいと、むしろ有害で、原型機と同様なスラット角  $30^\circ$  程度がよい結果を示している。クルーガの場合には取付角の効果が少ないが、高い  $C_f$  では効果がスラットより相対的に劣る。

## ii) 主翼内側の step 前縁の効果

ナセル間およびナセル主翼間の流れの改善を目的として、この部分だけを前縁後退角を廃して step 状前縁を試みた（この場合、平面形は前縁線がつながらないで step 状となる）。半載第 1 次、第 2 次試験における結果を比較して表 5 に示す。V. G. OFF では効果がないが、V. G. 付では  $C_f$

$= 1.0$  で  $\Delta C_{L\max} \approx 0.3$  程度の改善をみた。この部分の流れについては米国でも風洞試験で同様の困難を経験していて<sup>9)</sup>、step 前縁と同時にナセルにベーンを取付け、またナセル間翼面上に V. G. 2 枚を配置したりした結果、 $C_{L\max} 0.7$ 、失速迎角  $\alpha_s$  にて約  $6^\circ$  の改善をみた例がある。我々の場合  $\alpha_s$  は  $20^\circ$  前後であって、これに対する step 前縁の効果は認められなかった。

## iii) 前縁 BLC の効果

前縁 BLC の効果について、ここでは半載第 4 次、第 5 次および全機第 1 次試験の結果について述べる。前縁 BLC は内翼前縁を胴体内 3 方コックによって補助翼 BLC との切替えで吹出し可能であり、外翼前縁は翼巾方向に外側、中間、内側とほぼ 3 等

表 4 前縁高揚力装置の効果（半載第 5 次）

前縁高揚力装置角度 $^\circ$			BLC			$C_{L\max}$		備 考
ナセル・胴	ナセル間	外 翼	前縁(内)	前縁(外)	エルロン	$C_f = 1.0$	$C_f = 1.85$	
K 60	K 60	S 30	OFF	OFF	ON	5.26	6.60	前縁スロット巾 2% C
K 60	K 60	S 40	OFF	OFF	ON	5.20	6.60	
K 60	K 60	S 50	OFF	OFF	ON	4.88	6.26	
K 60	K 60	S 60	OFF	OFF	ON	4.75	5.90	
K 60	K 60	K 30	OFF	OFF	ON	5.06	6.30	
K 60	K 60	K 40	OFF	OFF	ON	5.10	6.25	
K 60	K 60	K 50	OFF	OFF	ON	5.14	6.40	
K 60	K 60	K 60	OFF	OFF	ON	5.08	6.30	

(註)  $\delta_f = 60/65$ ，サイドドアノズル ( $0^\circ$ )，ステップ前縁，V. G.  $37.5 \times 15$  (4)，エルロンドループ  $20^\circ$ ，

K：クルーガーフラップ，S：前縁スラット

表 5 内翼ステップ前縁の効果（半載第 1 次，第 2 次）

内 翼 前 縁	BLC		V. G.	$C_{L\max}$			備 考
	内 翼	外 翼		$C_f = 0$	$C_f = 0.5$	$C_f = 1.0$	
後 退 ステップ	OFF	ON	OFF	2.23	3.52	4.60	半載第 1 次
	OFF	ON	OFF	2.32	3.52	4.60	半載第 2 次
後 退 ステップ	OFF	ON	$50 \times 10$ (2)	2.20	3.88	4.96	半載第 2 次
	OFF	ON	$50 \times 10$ (2)	2.40	3.95	5.28	半載第 2 次

(註)  $\delta_f = 60/40$ ，ノズル A，前縁高揚力装置：内外翼ともにクルーガ  $60^\circ$

分し、3個のバルブ（内側用に1ヶ、外・中共通に1ヶ、外側元弁1ヶ）によって分割吹出しが可能になっている。これらの弁を操作して、6種の吹出しの形式について、 $C_f = 1.0$ での試験の結果を図65に示す。図では $C_\mu$ を変化させて $C_{Lmax}$ 、 $\alpha_s$ の変化を示している。 $C_\mu$ の検定はそれぞれの吹出し形式について静的推力試験から求め、総BLC推力を $q \cdot S$ で除してある。結果からみると、内側のみ吹出しても $\alpha_s$ は増すが $C_{Lmax}$ は逆に減っている。理由については断定し難いが、翼面上の剥離域の進展に対する影響が性能に逆に作用していることになる。これらのデータから、局部的に強いBLCよりも外翼全面に比較的均等なBLCを行った方がよいと考えられる。 $C_\mu$ が0.05～0.06を超えても $C_{Lmax}$ への効果は増えない。結果からみて、 $C_f = 1.0$ 、 $C_\mu = 0.04$ に

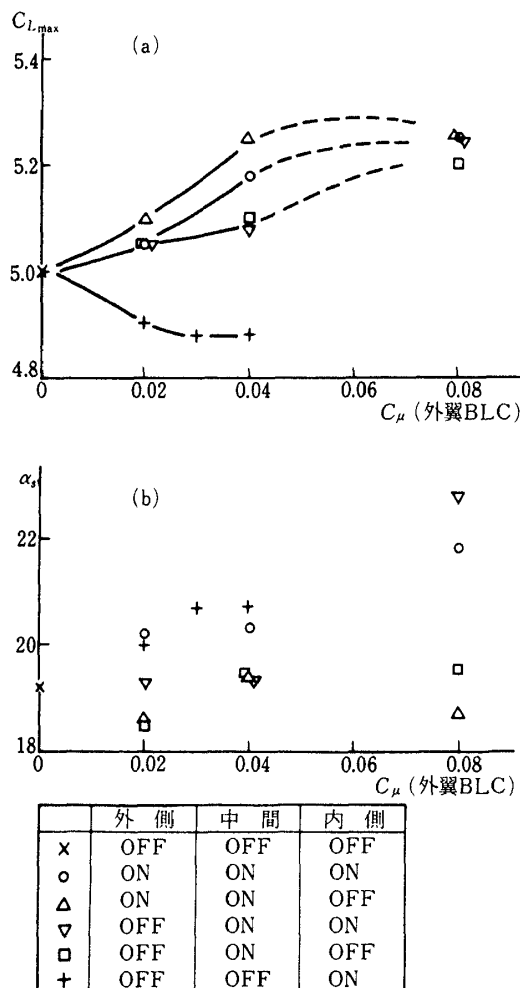


図65 外翼前縁BLCの効果 ( $\delta_f$  60°/40°, デフレクタノズル (0°), V.G. 50×10 (2), エルロンBLC OFF,  $C_f = 1.0$ , 半載第4次)

おいて $\Delta C_{Lmax} \approx 0.2$ 程度の増加を望みうる。ただし失速迎角 $\alpha_s$ の増大はあまり期待できない。外翼全体に吹出し $C_\mu = 0.04$ としても $\alpha_s$ の増加は1°程度であった。

以上は半載第4次試験の結果であるが、半載第5次試験での同様な結果を $C_f = 1.0$ 、1.85について図66に示す。図からみれば、 $C_\mu = 0.04$ での $\Delta C_{Lmax}$ は0.2～0.4を望みうるが、 $\alpha_s$ はやはり1°くらいの増加にとどまる。最後に全機第1次試験での外翼前縁BLCの効果を図67に示す。この場合 $\Delta C_{Lmax}$ は $C_\mu = 0.04$ にて0.5、 $\alpha_s$ 増分は2°程度を示している。同じ図に、それぞれの $C_\mu$ における $\alpha_s$ での $C_m$ と、これと同一の迎角で $C_\mu = 0$ の場合の $C_m$ との差（すなわち、失速迎角で突然BLCをOFFにしたときの縦揺モーメントの落差）を $\Delta C_{m\alpha_s}$ として示した。 $C_\mu = 0.04$ のときBLCをOFFにすると $\Delta C_m$ にして0.18程度の頭上げモーメントを発生する。これはBLC故障時の対応として注意を要

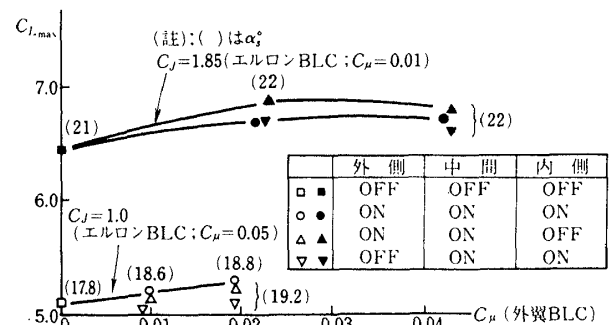


図66 外翼前縁BLCの効果 ( $\delta_f$  60°/65°, サイドアノズル (0°), V.G. 37.5×15 (4), 半載第5次)

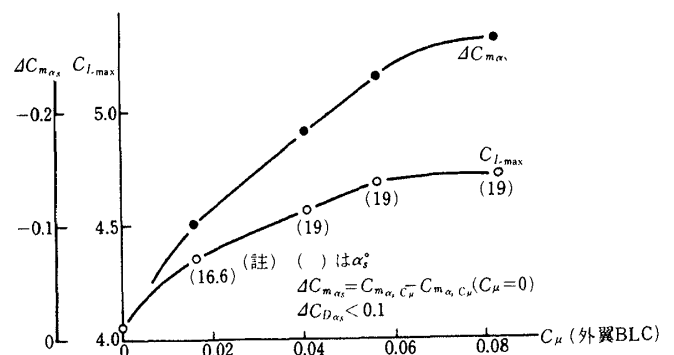


図67 外翼前縁BLCの効果 ( $\delta_f$  60°/65°, V.G. 50×10 (2), エルロンBLC OFF,  $C_f = 1.1$ , 尾なし, 全機第1次)



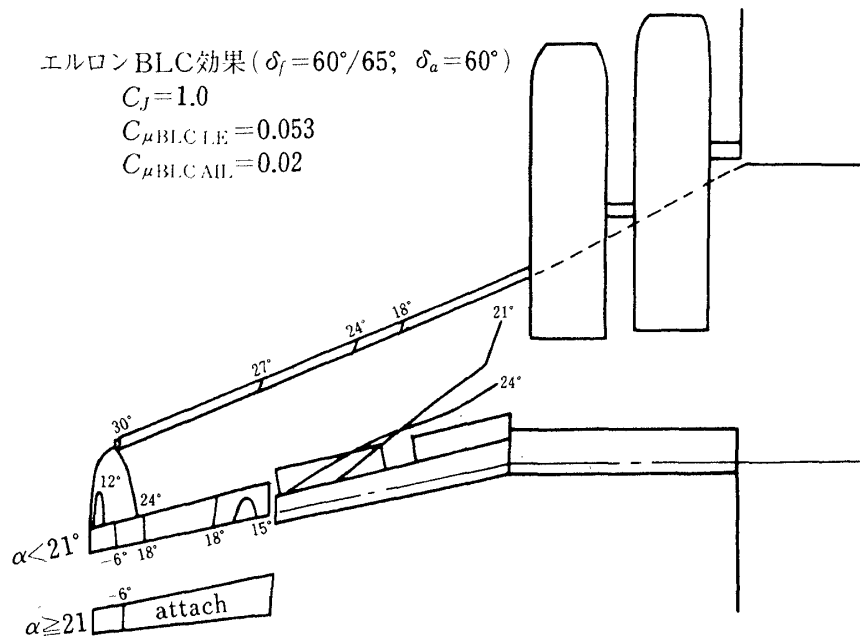


図 68 (c) 続 き

する。

BLCと関連して気流系試験の観測結果を図 68 に示す。BLC OFFで剥離域は翼巾方向中央部の後縁から発達するのに対して、BLC ONでは内翼側から外翼方向へ発達する。図にはまた補助翼BLCの効果も示されている。この場合は補助翼角は $0^\circ$ であるが、 $20^\circ$  Droopを行うときは図の様子からみて補助翼にBLCを適用することが不可欠と考えられる。

## 5.6 フラップ形態と揚力特性

USBフラップによる揚力増加の程度は、この形式のPowered Liftの性能を測る尺度になるので、主として半截模型によりフラップの形態・角度 $\delta_f$ の効果調べた。以下にその結果の概要を述べる。

i) フォア・メイン型USBフラップの角度と $C_J$ の効果

半截第1次、第2次試験ではフォア・メイン型ダブルフラップの形態で測定が行われた。フラップの形態配置を図 69 に示す。またフラップ角に対する $C_{Lmax}$  および $\alpha = 0^\circ$ における $C_L$ を図 70 に示す。フラップ角の表示は(USBフラップ角/外翼フラップ角)の形で示す。図からみて、フラップ角 $50^\circ$ 以上では $C_{Lmax}$ ,  $C_L (\alpha = 0^\circ)$ ともに揚力増加は少く、むしろ減少

する場合がある。図中のフラップ角 $30^\circ/20^\circ$ から $40^\circ/40^\circ$ への $C_L (\alpha = 0^\circ)$ の大巾増加には外翼フラップの寄与が大きいと考えられる。図の中でV.G. OFFとONが比較できるが $C_J = 0$ ではV.G.は有害であって、 $C_J = 1.0$ 以上で著しく効果を発揮する。

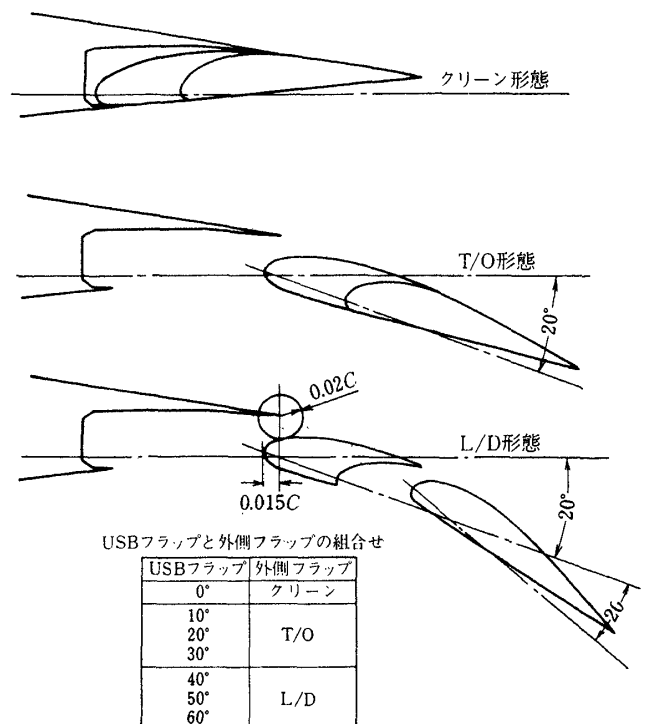


図 69 (a) 外側フラップ (キंक部) の形態図

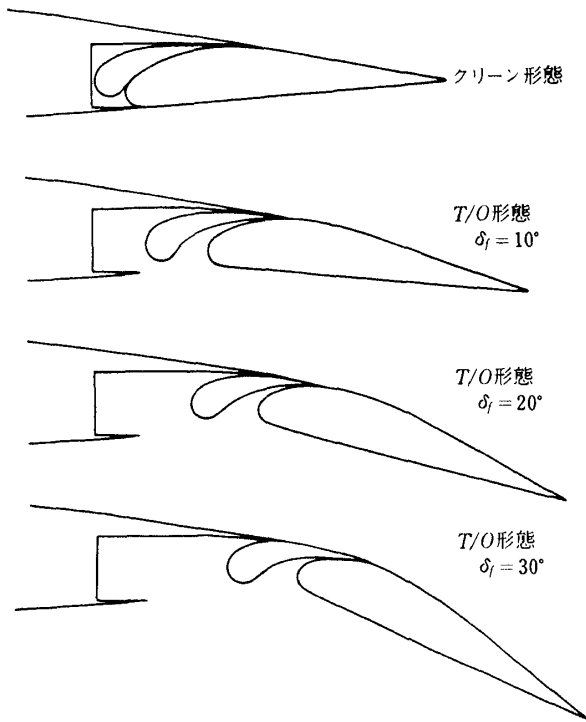


図 69 (b) USBフラップ(内側フラップ)の形態図(キंक部)

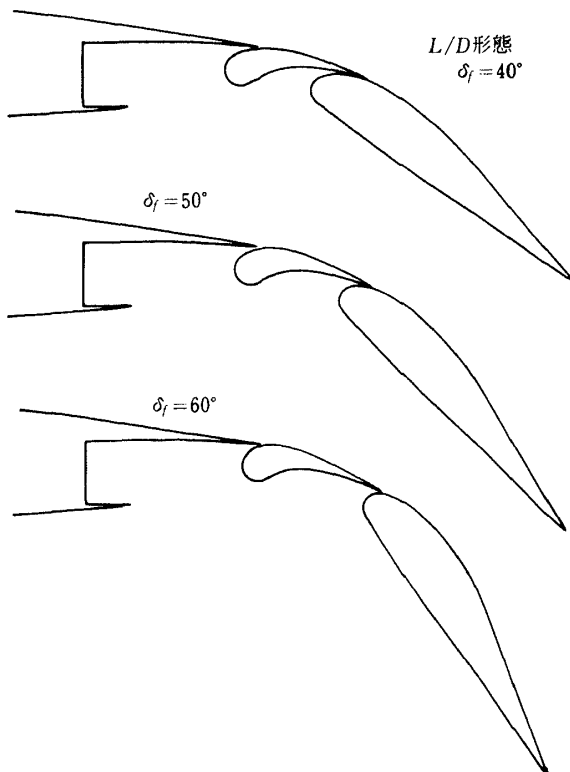


図 69 (c) USBフラップ(内側フラップ)の形態図(キंक部)

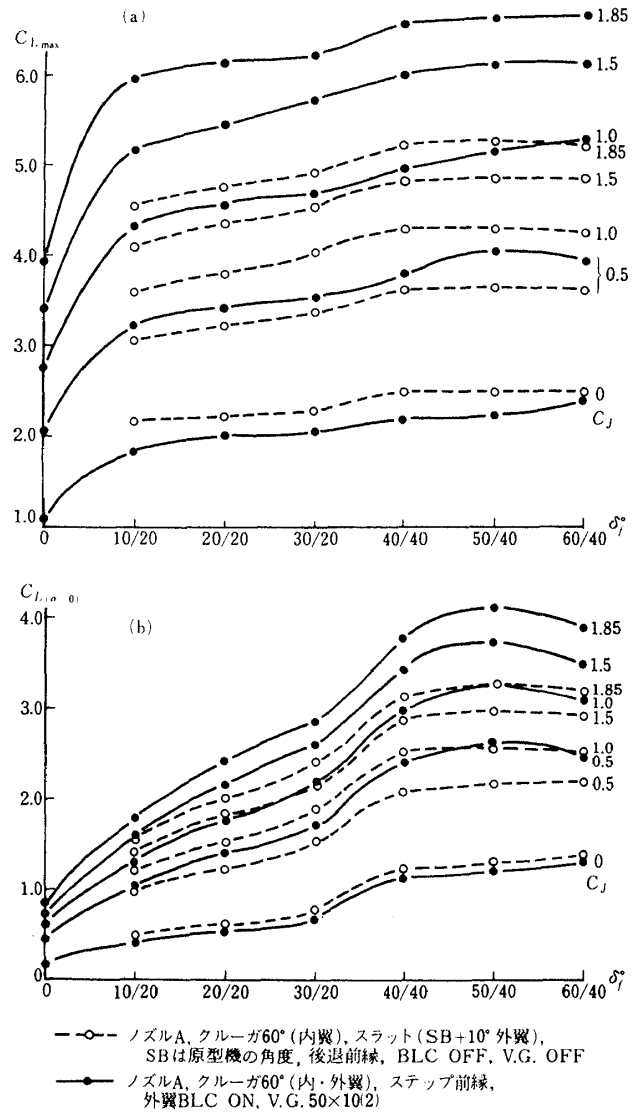


図 70 フォア・メイン型USBフラップ角の効果 (USBフラップ角/外翼フラップ角, 半截第1次, 第2次)

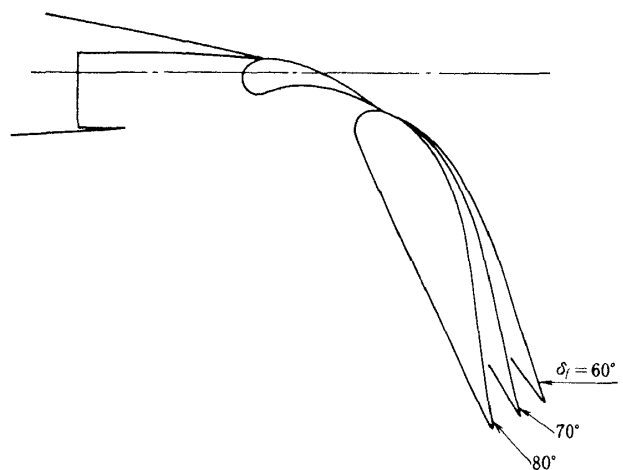


図 71 USB大フラップ角(内側)

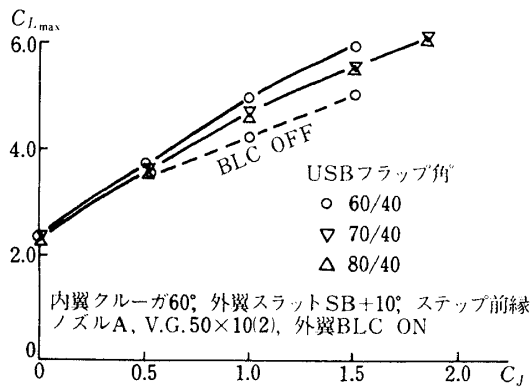


図 72 USB大フラップ角の効果  
(半截第3次)

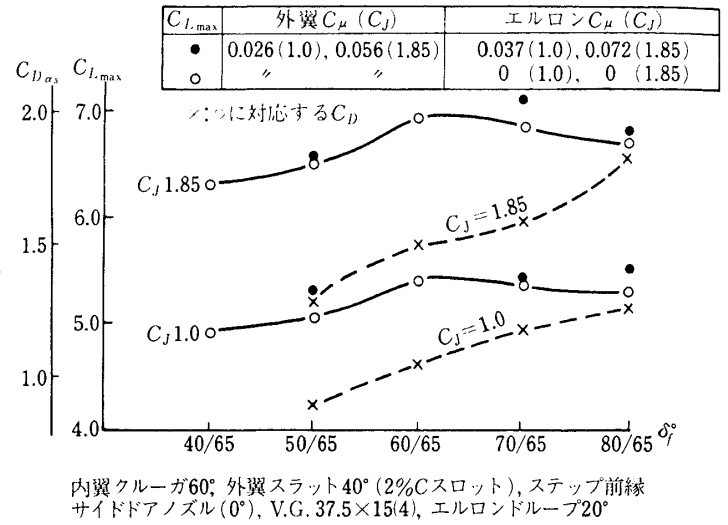


図 73 USB大フラップ角の効果 (半截第5次)

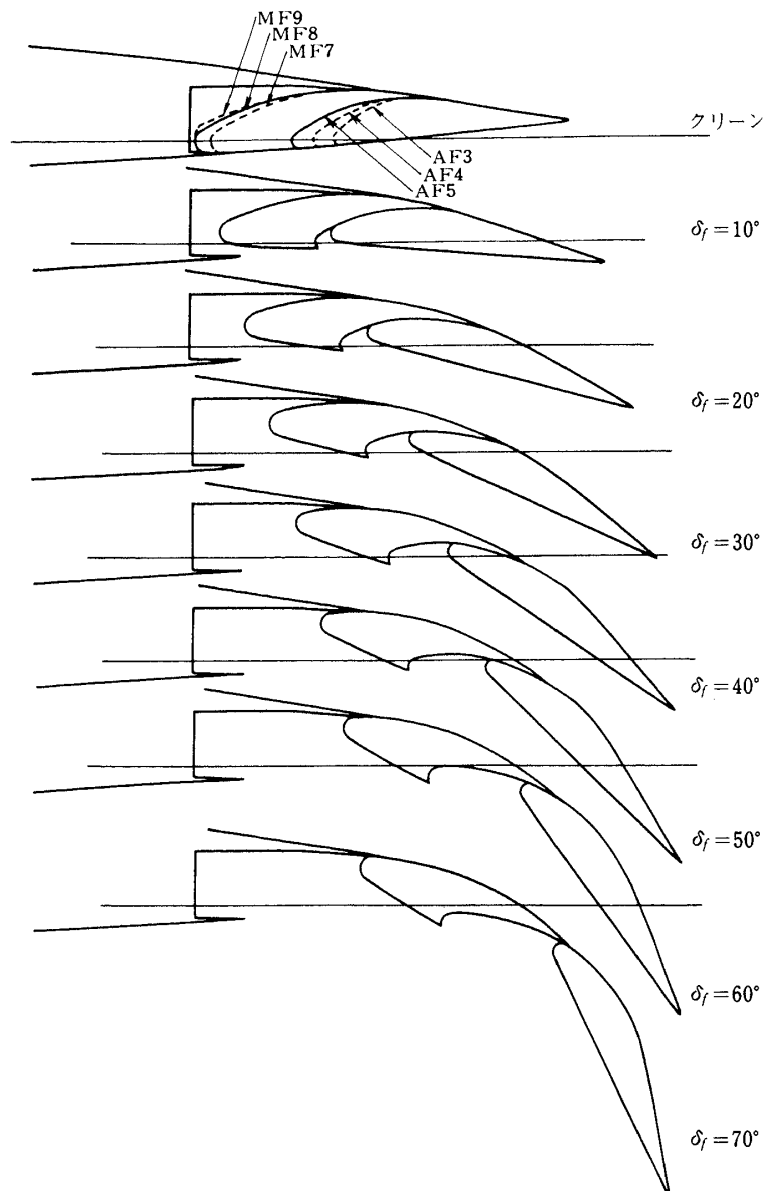


図 74 USBフラップメインアフト (MF) 形態配置図 ( $K_{INK}$  断面)

$\delta_f$   $60^\circ$ 以上  $80^\circ$ までのUSB大フラップ角での形態配置を図 71 に示し、この場合の  $C_f$  に対する  $C_{Lmax}$  の増加を図 72 に示す。 $C_f$  と共に  $C_{Lmax}$  は増加するが、フラップ角増加による効果は  $\delta_f = 60^\circ$  までであって、 $70^\circ$ 、 $80^\circ$ では逆効果である。

半截第 4 次試験以降は、外翼に原型機と同一の 4 スロット多段フラップを採用し（図 76 参照）、その角度を  $65^\circ$ として試験した。この形態においても前記の傾向は同様であり、これを図 73 に示す。同一の  $C_f$  では  $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ 以上にフラップ角を増加しても揚力はむしろ減少し、一方で図中に示すように、 $\alpha_s$ における抵抗は連続して増加する。このような特性は場合によっては直接的抵抗制御(DDC ; Direct Drag Control)にUSBフラップを用いる可能性を示している。

#### ii) メイン・アフタ型USBフラップの効果

フォア・メイン型USBフラップでは、小型で厚さの薄いフォアフラップに大きい荷重が加わる。これに対してフラップをメイン・アフタ型にして、大きいエレメントをコアンダジェットの曲率の大きい部分に配置することを考えて、風洞試験でその効果を調べた。図 74 にその断面外形を示し、図 75 に測定結果を示す。図 75 (a) は静止推力試験の結果で、フォア・メイン型に較べて偏向角において劣る。同図(b)は  $C_f = 1.0$ における  $C_{Lmax}$  と、 $C_L (\alpha = 0^\circ)$ の比較であるが、いずれもフォア・メイン型を超えない。メイン・アフタ型としては 6 種のエレメントを製作し（図 74）、9 種の組合せで試験したが図にみられるように大差のないバラツキを示し、また静止推力（反力）試験と通風試験の結果の対応も明確ではない。以上の結果により、メイン・アフタ型は以後の試験対象から外された。なおフラップ形態配置について、半截第 5 次、全機第 2 次試験まで本報告の通りである。その後実験機プロジェクトの進行にともない、主として DDC などでのフラップ操作速度を速めるために、実験機の USB フラップ駆動機構がレール式からヒンジ式に変更された。これに関連して、その後 USB フラップ断面形状に変更が行われたことを附記する。

#### iii) 外翼フラップの効果

原型機の外翼フラップが半截第 4 次試験以降に

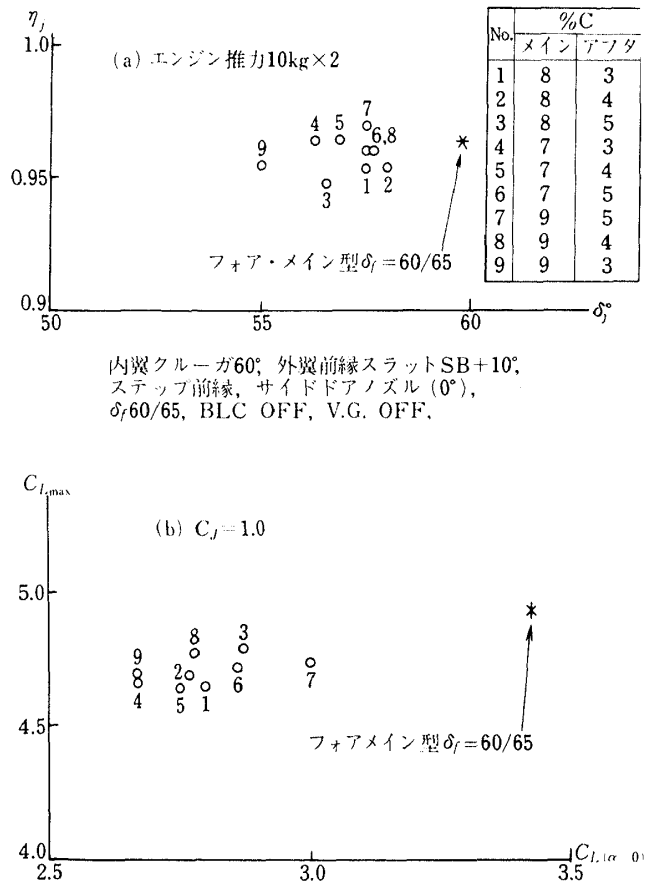


図 75 USBメイン・アフタ型USBフラップの効果（半截第 4 次）

採用されたことは既に述べた。その断面外形配置を図 76 に示す。それまでに使用したダブルスロットの外翼フラップと揚力特性を比較すると図 77 のようになる。原型機の多重隙間フラップは多くの開発努力の結果生れたもので、冒頭に述べたようにこの原型機をもとに実験機のプロジェクトが発足し、この多重フラップを生かすべく風洞試験が行われた。 $C_f$  の値にかかわらずダブルスロット型より 0.25 程度  $C_L$  が上まわっている。

#### iv) 円弧型USBフラップの効果

USBフラップのコアンダ効果はフラップ上面の曲率分布に影響される。半截第 3 次試験では、その効果を調べるためにUSBフラップに代えて円弧状の板を取付けて試験した。図 78 にその形状を示す。また図 79 に測定結果を示す。先に述べた大きいフラップ角の効果と較べて（図 72, 73）、ほぼ同一の条件のもとで同程度の効果を示している。図中では V.G. の効果が図 70 のフォア・メイン型に較

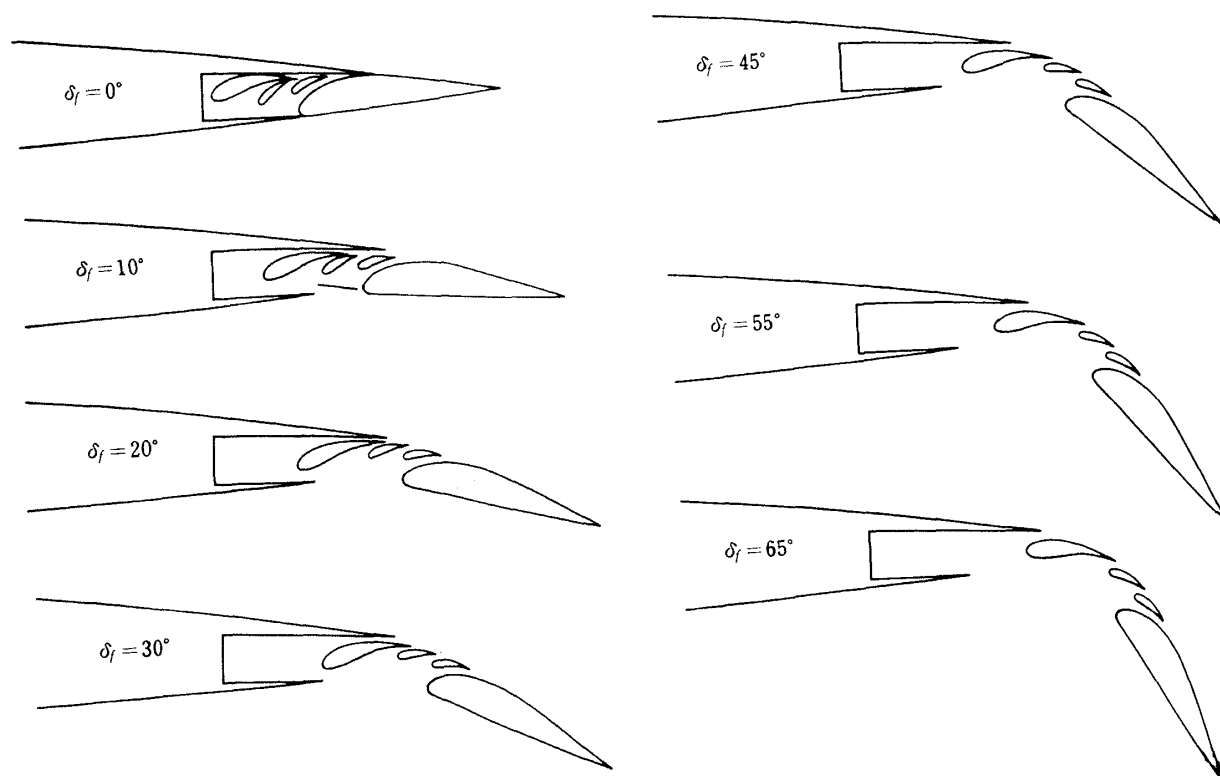


図 76 外側フラップ断面形および形態配置図 (WSTA 385. 78)  
( 原型機のフラップと同一形状 )

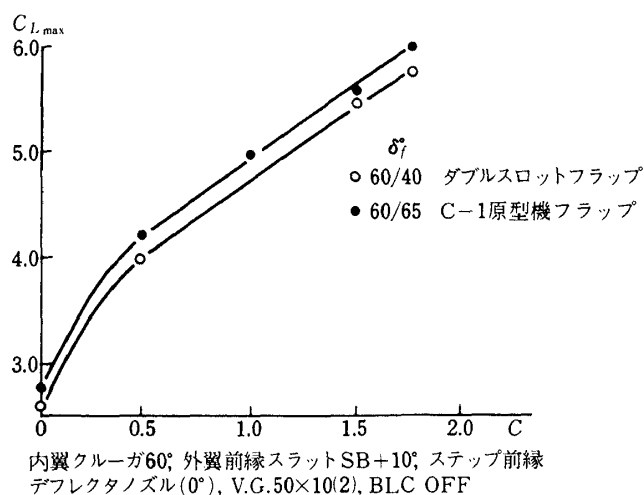


図 77 外翼フラップの効果 (半截第 4 次)

べて少いようである。逆に言えば円弧フラップの方が V. G. によるコアンダ効果増強の必要度が少い。また円弧フラップの場合, 図からみて 90° の大フラップ角までフラップ角増加による揚力増加を示す。すなわちコアンダ効果の保持について円弧フラップの方が有利とみられるが実際の翼でこれを適用できるか否かは別の検討が必要であろう。

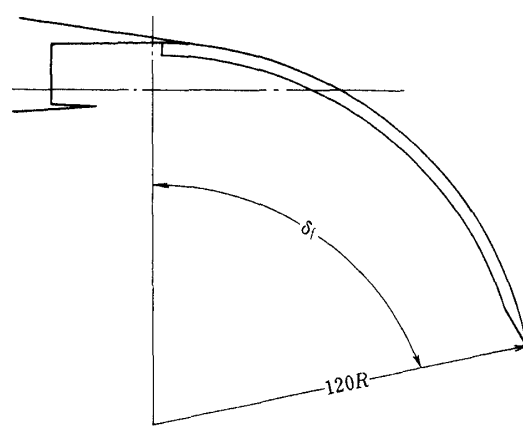


図 78 円弧フラップ ( キンク部,  $\delta_f = 50^\circ \sim 90^\circ$  ), (単位 mm)

#### V) USB フラップの隙間の効果

USB 方式でエンジン故障の場合に揚力の低下が大きいので, その場合ダブルエレメントの USB フラップにスロットを開けてダブルスロットとして揚力の低下を防ぐ方法が考えられる。このような効果を調べる目的で, 主翼後縁のリップ, フォアフラップおよびメインフラップの間にそれぞれ 6mm の



隙間を設け、この隙間を整形シールした場合との比較試験を行った。結果を図 80 に示す。全エンジン作動状態でスロットをシールした場合と、本来のスロットなしの配置による場合を比較すると、本来の配置の方が幾分揚力が高い。外側エンジンを停止した場合には当然大巾な揚力低下を来すが、ここでスロットを全開にするとさらに揚力が低下する。この意味は明かに残り 1 基のエンジンによるコアンダ効果をスロットが阻害することである。スロットの巾を外側からフラップ翼巾の 1/4, 1/2 と広げてゆくときは揚力の低下がほとんどない。むしろ  $C_j = 1.0$  では図のように揚力が増加気味であり、多少のスロット効果が読み取れる。ただし数値的にはほとんど問題にならない。作動エンジンのジェットは不作動側にも広がってくるので、おそらく広がって来たジ

ェットの偏向がスロットによって阻害されて、期待されるスロットの効果との相殺が生じているであろうと考えられる。結局のところ、スロットの開閉は双発機の場合に或程度期待できるものの、4 発機の場合には有効な手段とは考え難い。

#### vi) フォアフラップによる DLC

STOL 機の経路角制御には先に大フラップ角の効果で述べた DDC と共に、直接的揚力制御 (DLC ; Direct Lift Control) が原理的に望まれる。この 1 つの手段として、USB フラップのスロット開閉による DLC の可能性が考慮された。この場合 1 案として、フォアフラップを動かしてスロットを開閉する方法が考えられ、風洞試験で効果を調べた。なおこの案は川崎重工の宮下氏の提案である。フラップの形態変化を図 81 に示す。また測定結果を図 82 に示した。模型のフォアフラップ開度の増加にともない、明かに大巾な揚力低下を生じる。すなわち DLC として利用の可能性が示されている。特に 5mm までのわずかな隙間で大きい揚力低下を生じ

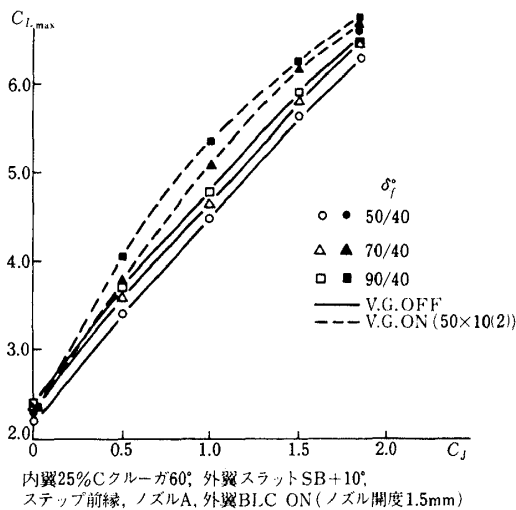


図 79 USB 円弧型フラップの効果 (半載第3次)

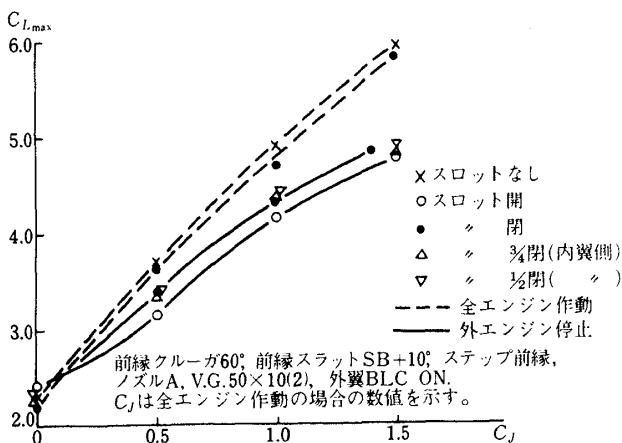


図 80 USB フラップ, スロット開閉の効果 (半載第3次)

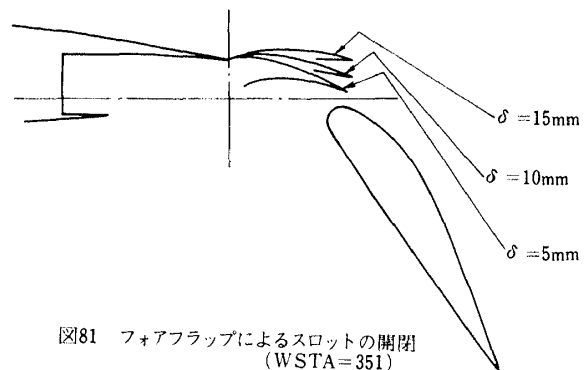


図 81 フォアフラップによるスロットの開閉 (WSTA=351)

図 81 フォアフラップによるスロットの開閉 (WSTA = 351) ( $\delta$ はスロット巾)

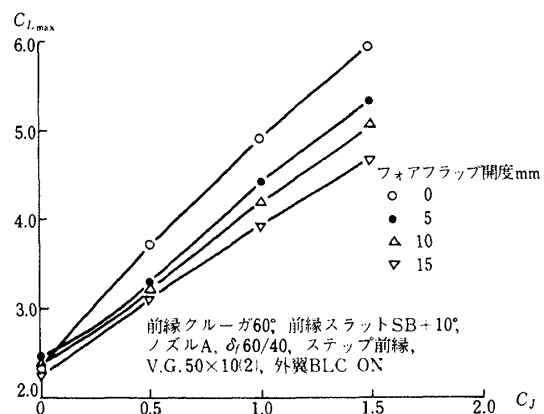


図 82 USB フォアフラップによる DLC (半載第3次)

ている。これを逆に捉えると、USBフラップでは、わづかな隙間がコアンダ効果を妨げるので、設計上この隙間を極力防止することが大揚力発生のために不可欠である。

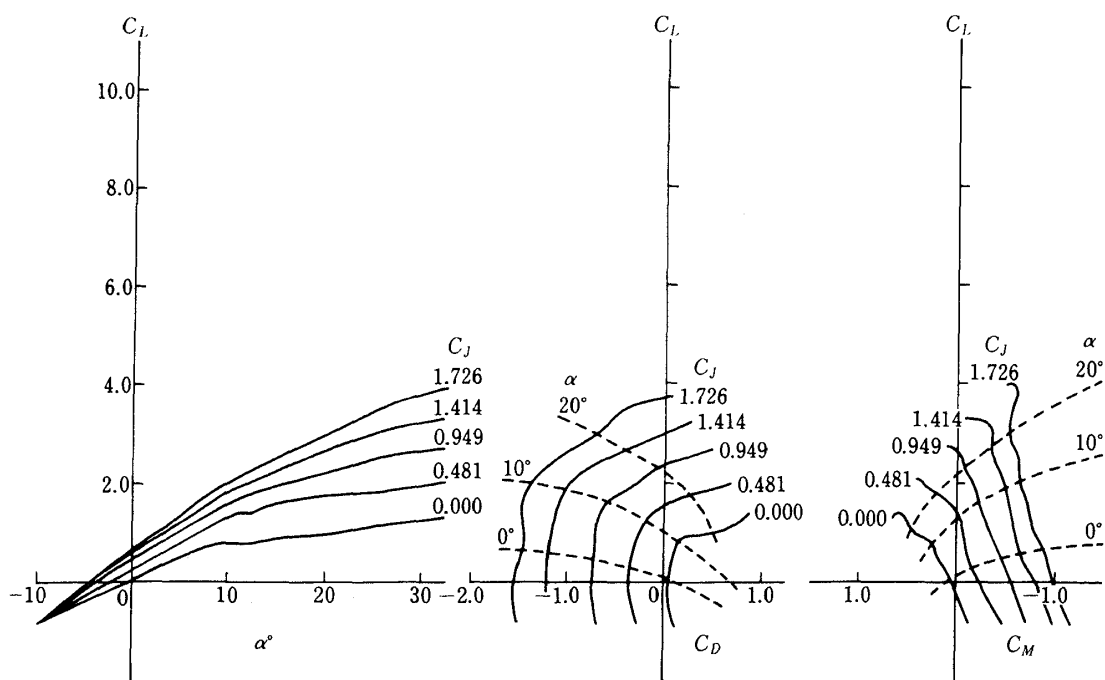
高揚力装置を含む機体各部の効果を述べた。以下には主として全機模型を用いての全機特性について述べることにし、必要に応じて半截模型による結果を織込む。

#### i) 基本的 3 分力特性

### 5.7 縦の 3 分力特性

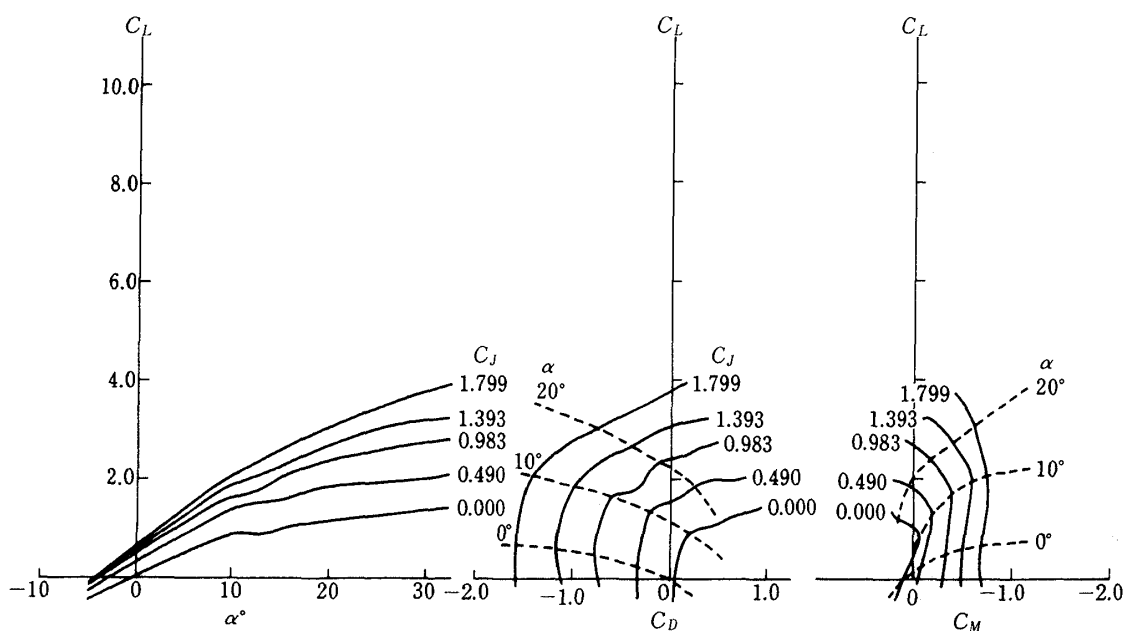
これまでに主として半截模型を用いて実施された、

図 83, 84, 85 にクリーン, T/O および L/D の各形態での尾付, 尾なし 3 分力特性を示す。尾翼は



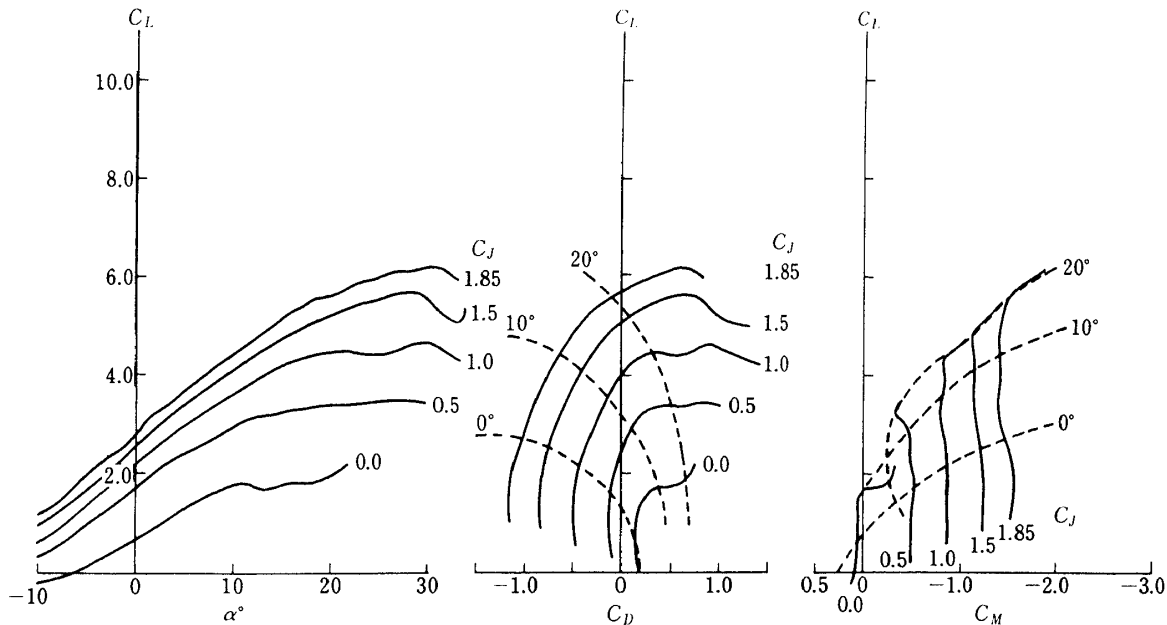
サイドドアノズル(0°),  $\delta_f$  0/0, ステップ前縁, V.G. OFF, BLC OFF

図 83 (a) USB 方式クリーン形態の三分力特性 (尾なし, 半截第 5 次)



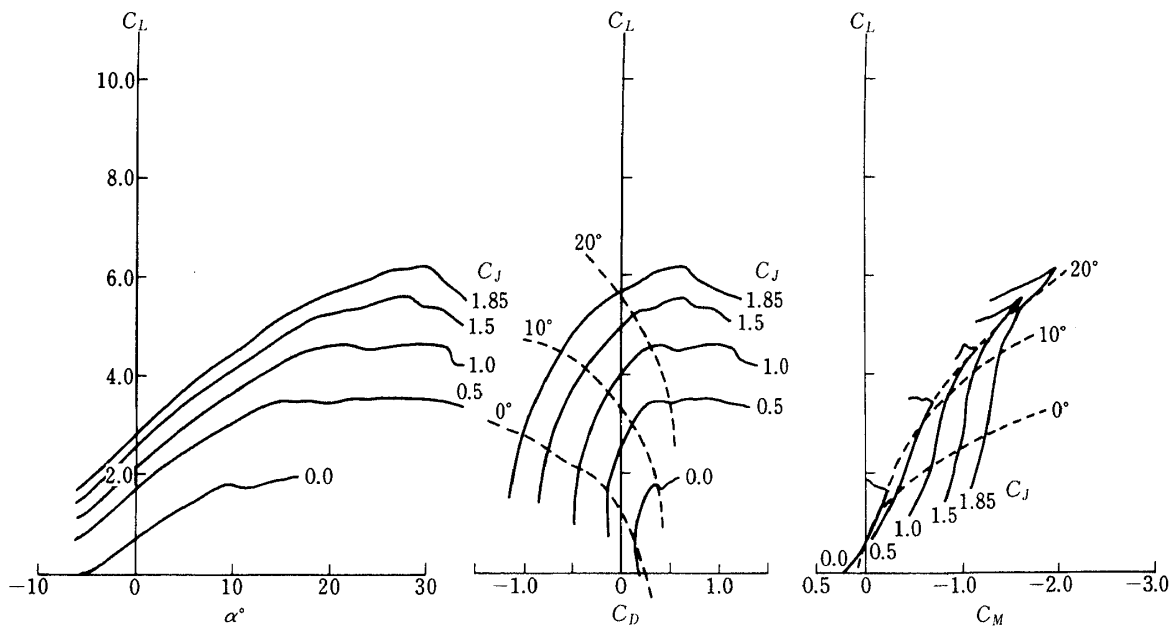
サイドドアノズル(0°),  $\delta_f$  0/0, ステップ前縁, V.G. OFF, BLC OFF

図 83 (b) USB 方式クリーン形態の三分力特性 (尾付, 半截第 5 次)



ノズルA,  $\delta_f 30/20$ , ステップ前縁, 内翼クルーガ60°, 外翼クルーガ60°, V.G.50×10(2)

図 84 (a) USB 方式 T/O 形態の三分力特性 (尾なし, 半截第 2 次)



ノズルA,  $\delta_f 30/20$ , ステップ前縁, 内翼クルーガ60°, 外翼クルーガ60°, V.G.50×10(2)

図 84 (b) USB 方式 T/O 形態三分力特性 (尾付, 半截第 2 次)

原型機相当の形状配置による。揚力係数はクリーン形態でも大迎角で  $C_J = 1.0$  ならば 3 に近く、着陸形態では 5 を超える。着陸形態での揚抗比から、 $C_J = 1.0$  での水平飛行 ( $C_D = 0$ ) において  $C_L$  が 3 を超え、失速までの迎角余裕は図によれば  $20^\circ$  に近い。これを性能と関連させると、例えば重量 40 ton, 翼面積  $120\text{m}^2$  の原型機なみの機体で  $C_L = 3.0$  の釣

合水平飛行速度は 80 kt 程度になる (L/D 形態)。このとき  $C_J = 1.0$  とすれば必要推力  $T \approx 13.3\text{ ton}$  (エンジン 1 基当たり約 3.3 ton であって、 $T/W \approx 0.33$  となる。 $C_J = 1.0$  における  $C_{L\max}$  を図から 5.3 として、同じ機体条件での定常飛行速度が 62 kt, 相当する推力は 8 ton 以下、降下角は  $10^\circ$  程度となる。以上のような概算値からみて、着陸速度 72 kt, 進

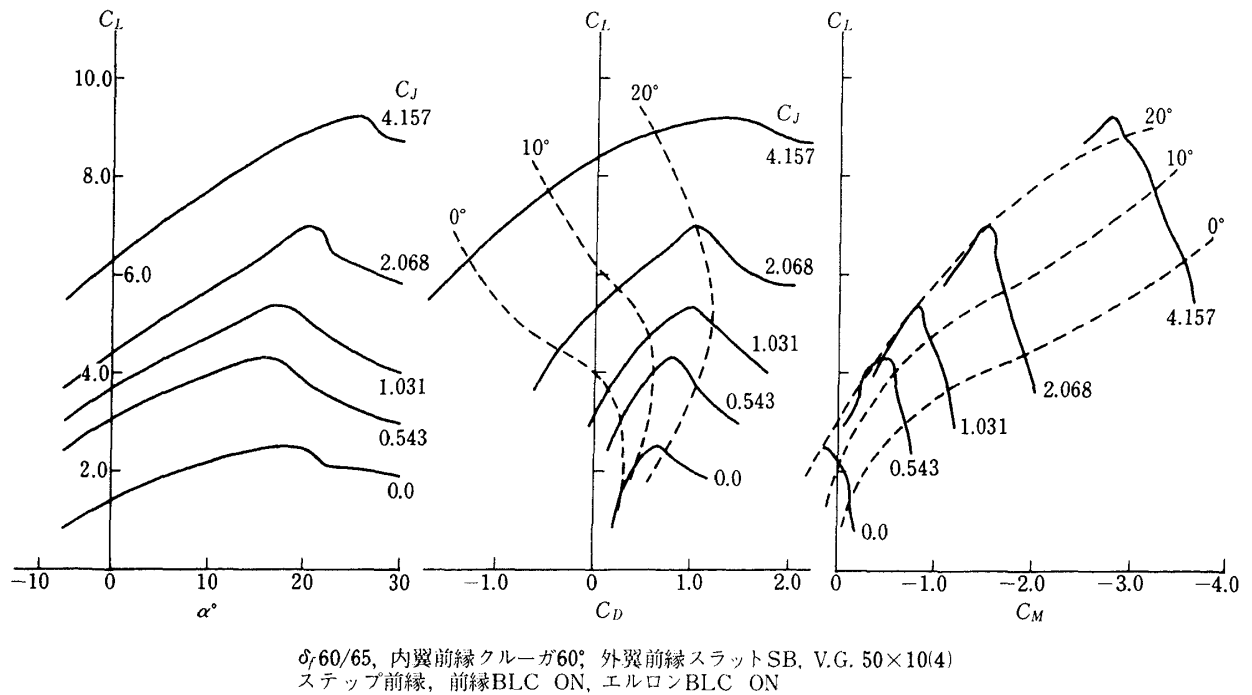


図 85 (a) USB方式 L/D形態の三分力特性 (尾なし, 全機第1次)

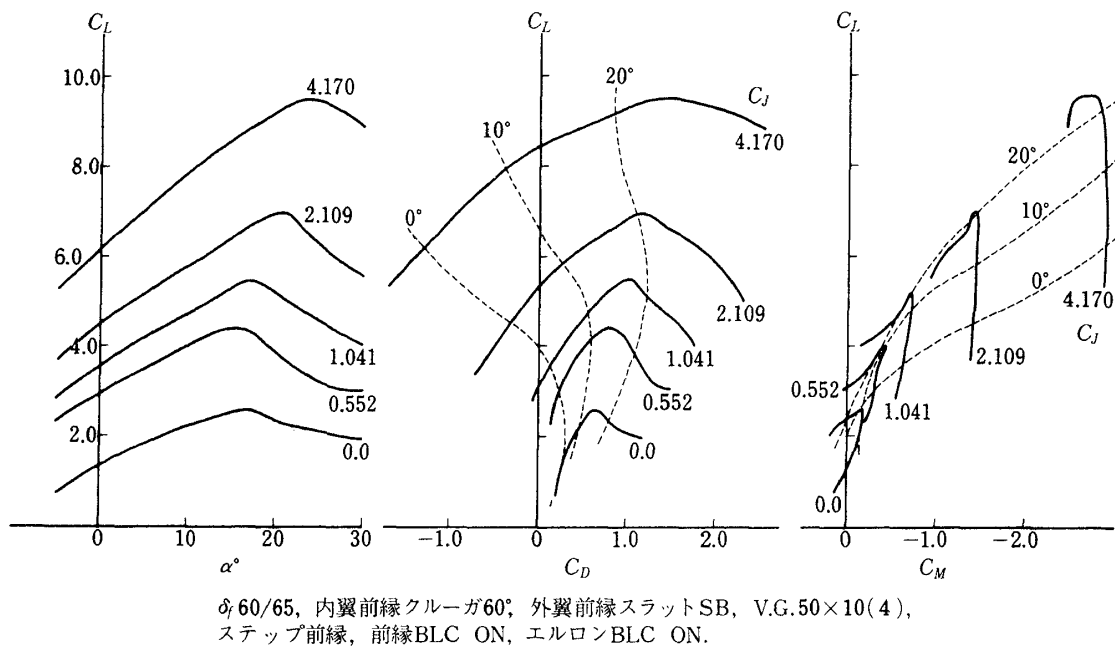


図 85 (b) USB方式 L/D形態の三分力特性 (尾付, 全機第1次)

入時の降下角  $6^\circ$  といった実験機の性能は十分に望みうるものと予想される。

縦の静的安定は、尾なしで負、尾付で正である。しかし尾翼のON, OFFにかかわらず失速後に強いpitch upの傾向が見られる。これを半截第4次, 全機第1次試験の結果について比較して図86に示す。図は前縁BLCの効果を併せて示しているが、

その有無にかかわらずpitch upの特性を示している。この現象については後に何度か論じるがAW方式の測定結果にもあらわれ、また後退翼をもったUSB模型の他の例<sup>10)</sup>にも指摘できる。したがって原因を後退翼の外翼の失速に伴う現象とする見方が比較的受入れ易い。USB方式では内翼側にジェットを被るから、この傾向は強められるであろう。と

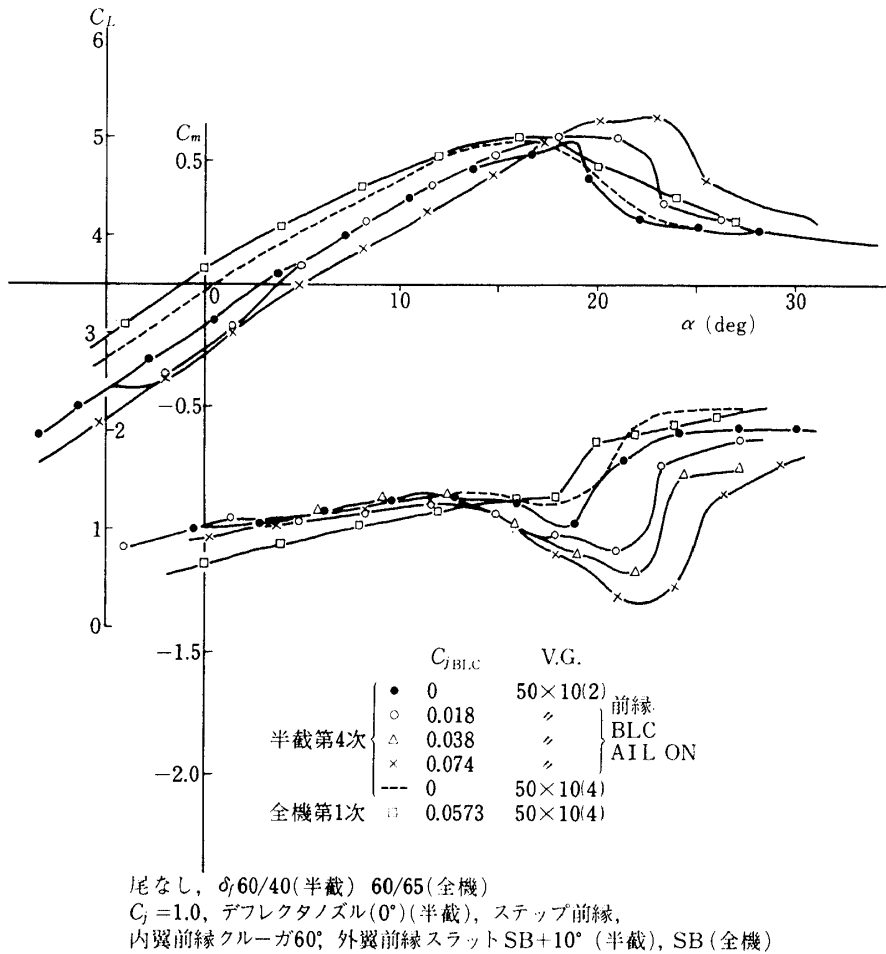


図 86 失速後のピッチアップ ( $C_L$ ,  $C_m \sim \alpha$ )

ころが同様な現象が、程度の差はあるものの非後退翼の YC-14 にも指摘できる。これを図 87 に示す (Alan H. L. 文献 11)。以上からみて、pitch up の傾向は前述の後退角による効果に加えて、次の項で述べる失速前後の吹下し角の増加が作用しているものと考えられる。

つぎに Powered Lift としての  $C_J$  の効果を  $C_{L0}$ ,  $C_{Lmax}$ ,  $C_{M0}$  について調べると図 88 のようになる。また誘導抵抗に関して  $C_L^2 \sim C_D$  を図 89 に示す。抵抗変化は、 $C_L^2/\pi A$  にほぼ平行した勾配を示している。

## ii) 吹下し角と pitch up

図 90 に半截第 2 次試験において、フラップ角  $60^\circ/40^\circ$  (ダブルスロット) の場合の尾付、尾なしのデータから求めた吹下し角  $\epsilon^\circ$  を迎角  $\alpha$  に対して示す。図をみると主翼の失速後に吹下し角がなお増加していることが推量される。これは全機第 1 次試験の結果から求めても同様で図 91 にこれを示す。<sup>13)</sup>

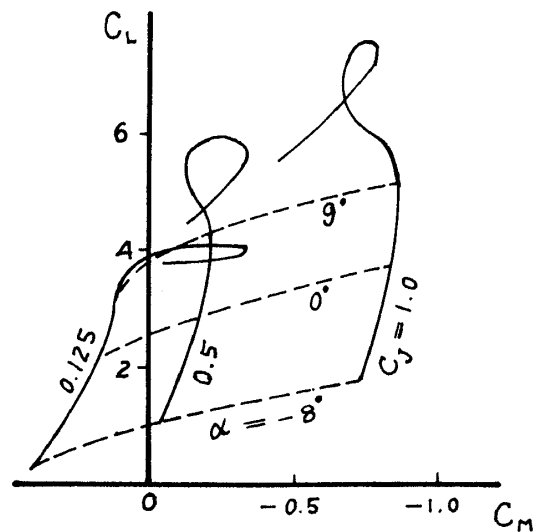
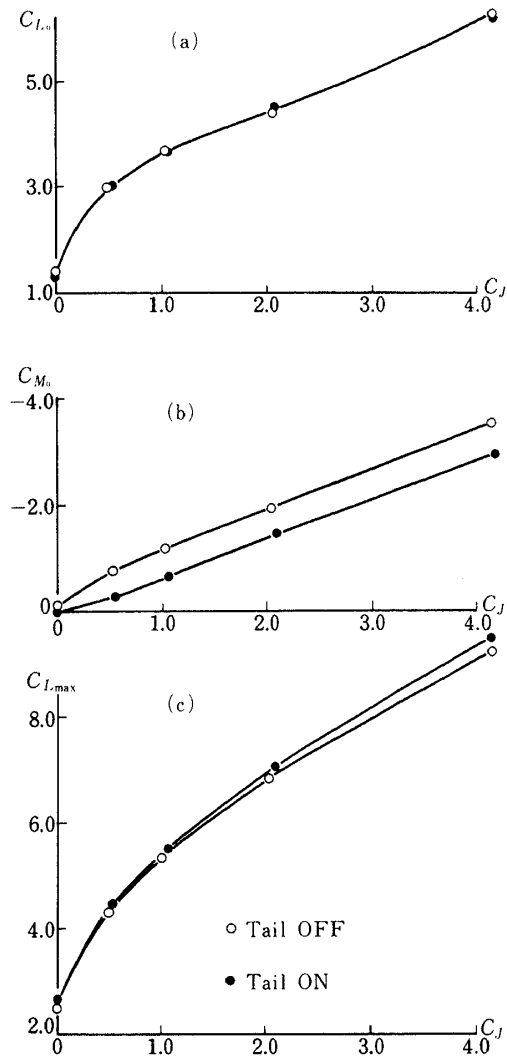


図 87 YC14 の  $C_L \sim C_m$  (着陸形態), 文献 11

失速後に吹下しが増加することは、その後に流場の詳細な測定が行われ (文献 12), 同様な報告がなされている事によっても明かである。この吹下し角の



$\delta_f 60/65$ , ステップ前縁, 内翼前縁クルーガ $60^\circ$ , 外翼前縁スラットSB, 前縁BLC ON, エルロンBLC ON, V.G.  $50 \times 10(4)$

図 88  $C_J$  による特性変化 (全機第 1 次)

変化は, 文献 12 の測定によれば  $C_J = 0$  でも同様で, さらに尾翼付近の動圧比について同じ測定で大きい変化はないから, 結局はジェットの挙動や尾翼との相対位置によるというよりは, 主翼の揚力分布変化に対応した流場変化と考える他ない。この流場変化が主翼の内側と外側の大きい揚力差から生じるという簡単な説明も考えられるが, 現在の段階では判断を避けるべきであろう。

先に述べた pitch up の現象が 1 つには後退角の効果, もう一方では尾翼への吹下し増加によって生じていることは想像できるが, さらに尾翼の失速 (および効きの飽和状態) から生じるので, 図 92 にその状況を示す。図は半截第 2 次試験における尾翼取付角を変えての  $C_M \sim \alpha$  特性である。図

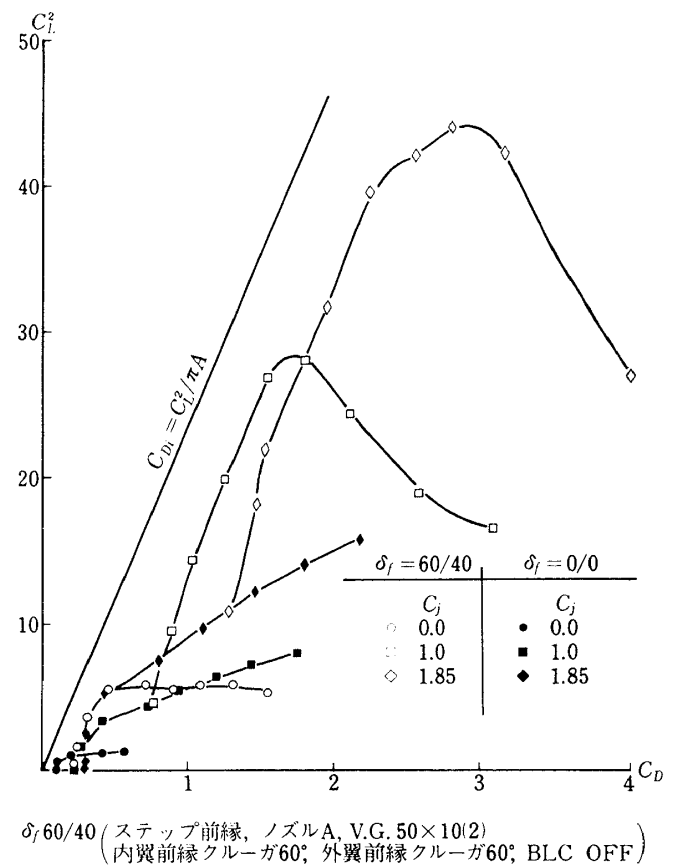


図 89  $C_L^2 \sim C_D$ ; (尾付, 半截第 2 次)

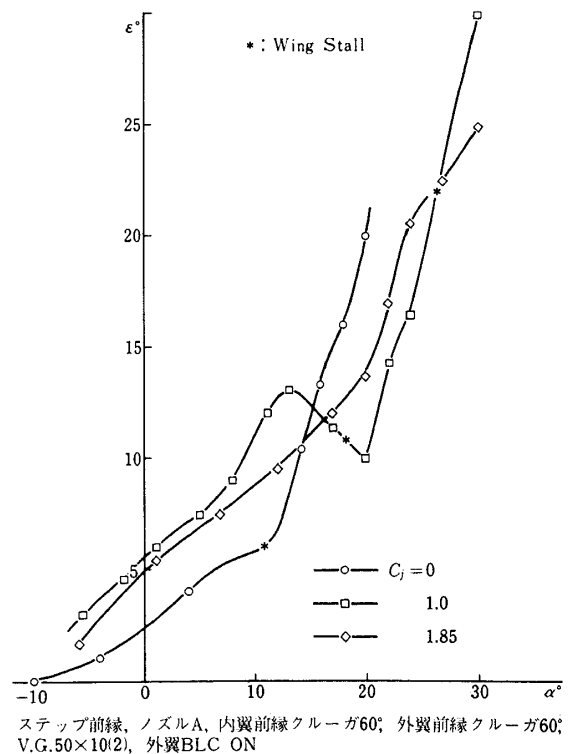


図 90  $\epsilon \sim \alpha$  ( $\delta_f = 60^\circ/40^\circ$ )  
(半截第 2 次)

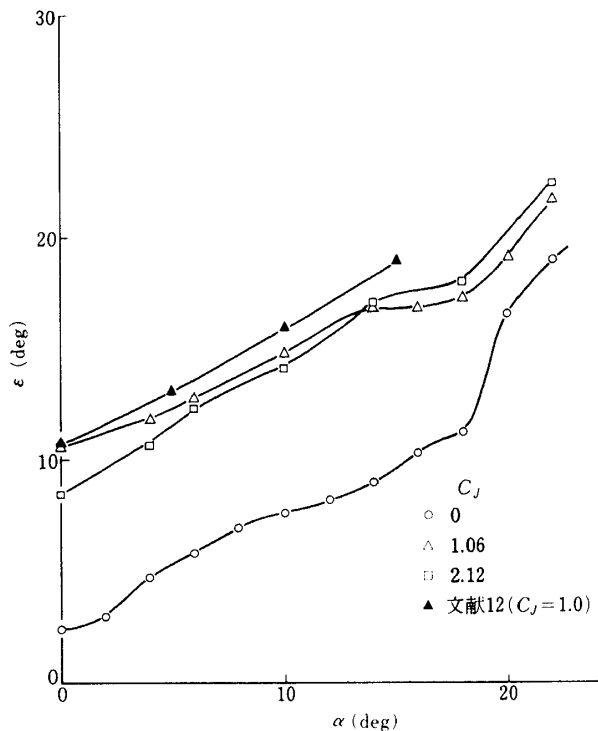


図 91  $\varepsilon \sim \alpha$  ( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 1 次)  
(文献 13)

から、例えば  $C_L = 0$ ,  $\delta_i = +10^\circ$  では迎角  $5^\circ$  くらいから尾翼の効きが飽和に達し pitch up の傾向がでる。逆に  $\delta_i = -20^\circ$  ではすでに低迎角で飽和していて、迎角  $15^\circ$  以上で漸く尾翼の有効迎角に応じた効きの変化をとりもどす。このような状況を見ると Powered Lift 機では、 $C_L$  の変化に対応して大迎角、大揚力、大きい吹下しのもとで尾翼の  $\delta_i$ ,  $\delta_e$  の設定には特に細心であることが要求される。

最後に全機第 2 次試験の結果から、 $\varepsilon \sim \alpha$  の関係を図 93 に示し、 $C_L$  に対する  $\varepsilon$ ,  $\partial\varepsilon/\partial\alpha$  の変化を図 94 に示す。文献 12 の測定結果と比較してあるが、一致は必ずしも満足すべき状態ではない。

### iii) 大型水平尾翼および尾翼スラットの効果

Powered Lift 機では  $C_L$  に応じる強い頭下げモーメントを生じ、これをトリムする必要と先に述べた吹下しの増加に対する静安定を保持するため、比較的に大きい水平尾翼ならびに大きい尾翼容積を必

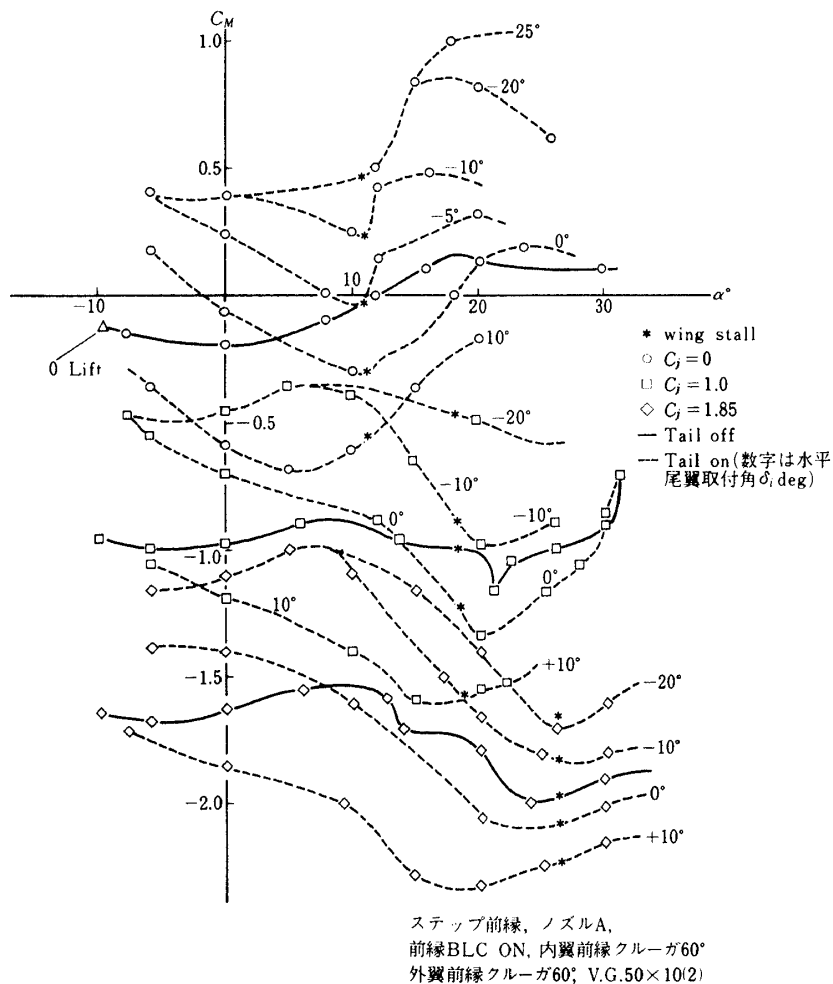
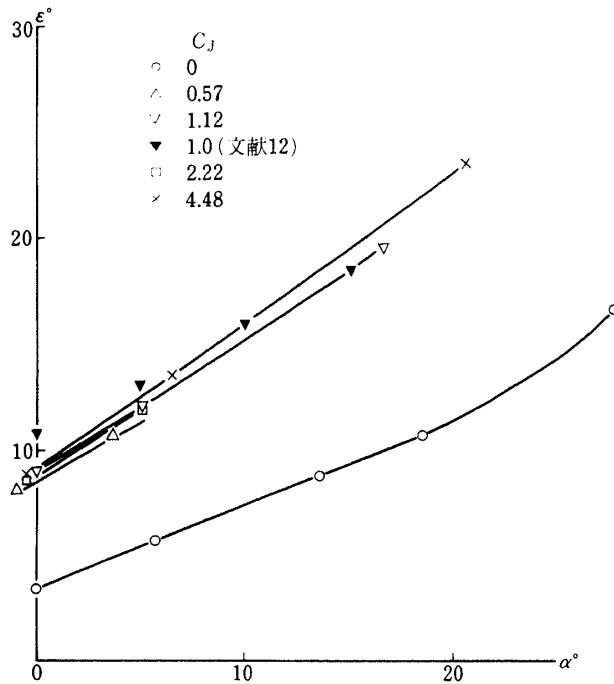


図 92 水平尾翼取付角と  $C_m \sim \alpha$  特性 ( $\delta_f = 60^\circ/40^\circ$ , 半截第 2 次)



ステップ前縁, 内翼前縁クルーガ60°, 外翼前縁スラットSB,  
V.G.50×10(4), 前縁BLC ON, エルロンBLC ON

図 93 吹下し角  $\varepsilon \sim \alpha$  ( $\delta_f 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 2 次)

要とすることが常識になっている。このため全機第 1 次試験では水平尾翼の前縁に固定スラットを取付けて尾翼の効きの増大をはかり, さらに全機第 2 次試験では水平尾翼面積 (原型機相当) を約 1.5 倍に増強した。この効果について以下に述べる。

図 95 に  $\alpha = 0^\circ$  での尾なし形態と尾付形態の  $C_M$  の差を  $C_L$  に対して示した。  $C_L = 0$  では吹下しが小さいので差があらわれないが,  $C_L$  が増加すると尾翼面積による差が明かに現われる。図 96 には迎角に対す  $C_M$  の変化を両者比較して示した。大尾翼では静安定が強化されている。参考のために  $C_L = 0$  の尾なしの  $C_M$  を併せて示した。  $C_L$  の増加と共に静的不安定に近づくことも示されている。水平尾翼のスラットの効果については, 図 97 に取付角  $\delta_i$  に対する効きの変化を比較して示した。スラットなしでは負の  $\delta_i$  すなわち頭上げに向う取付角の増加に対して, 大きい  $C_L$  での吹下し増加において効きを失う。図によればスラットによって  $\delta_i = -15^\circ$  まで ( $\alpha = 0^\circ$ ) 尾翼の効きを保持できる。

## 5.8 横・方向の特性

全機風洞試験での大尾翼 (全機第 2 次), 小尾翼

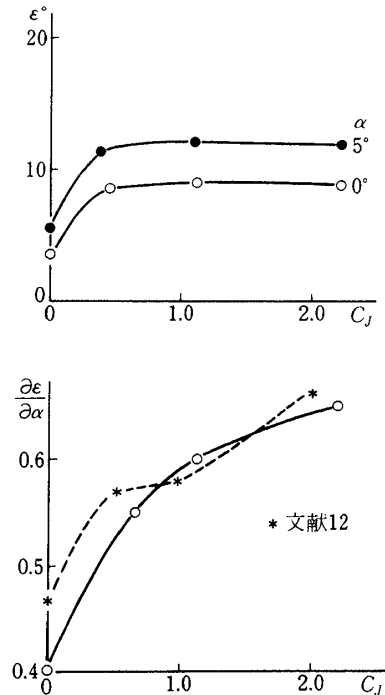


図 94  $\varepsilon, \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \sim C_L$  ( $\delta_f 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 2 次)

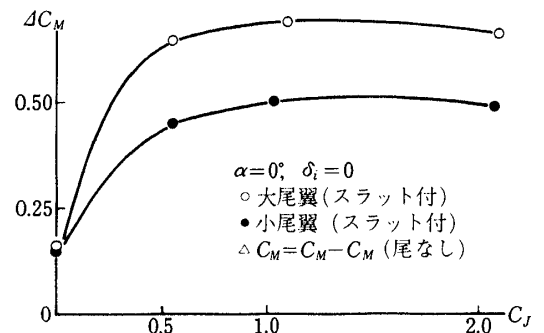


図 95 水平尾翼の効果 ( $\delta_f 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 1 次, 第 2 次)

(全機第 1 次) の効果の比較を含めて, 着陸形態での横・方向特性を図 98, 99, 100 に示す。図はすべて迎角  $\alpha = 10^\circ$  における特性であるが, まず尾なし形態で  $C_L$  の増加に伴って  $C_{y\beta}$ ,  $C_{l\beta}$  の増大が明らかである。  $C_L$  の効果はまた,  $C_{n\beta}$  について非線型性を幾らか強めると共に, 尾なし形態での不安定モーメントの増加を示している。尾翼付では横・方向の基本的な特性に問題点は見られない。ただし  $C_L$  の増加に伴う  $C_N$  の勾配  $C_{N\beta}$  の増大が顕著であり, これについては後に横風着陸の問題と関連して述べる。



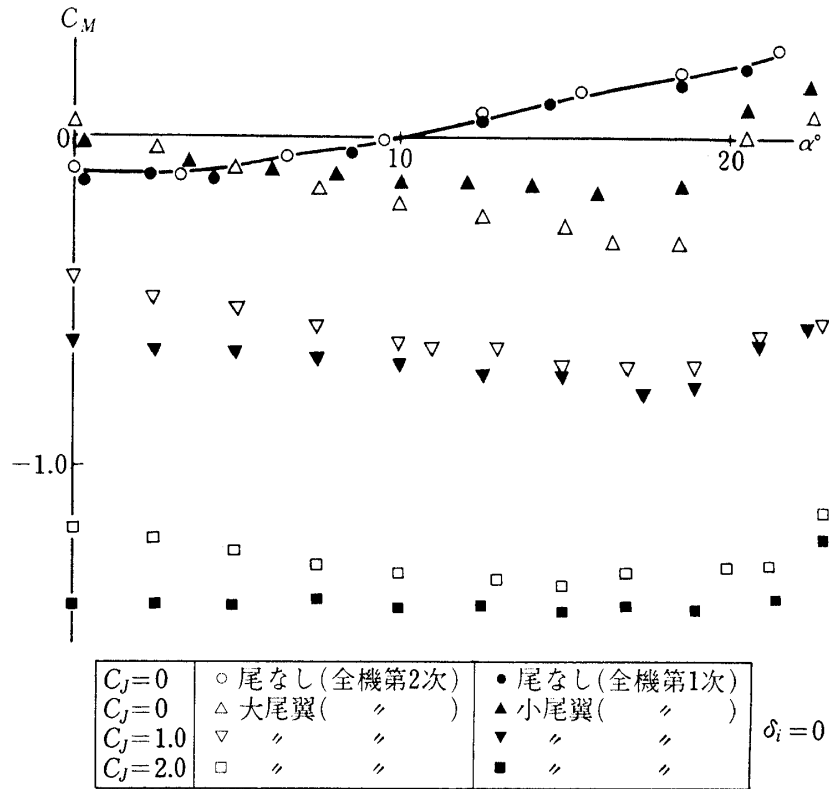


図 96 水平尾翼の効果 ( $\delta_f$  60°/65°, ステップ前縁, V.G. 50×10 (4), 内翼前縁クルーガ 60°, 外翼前縁スラット SB, 前縁 BLC ON, エルロン BLC ON)

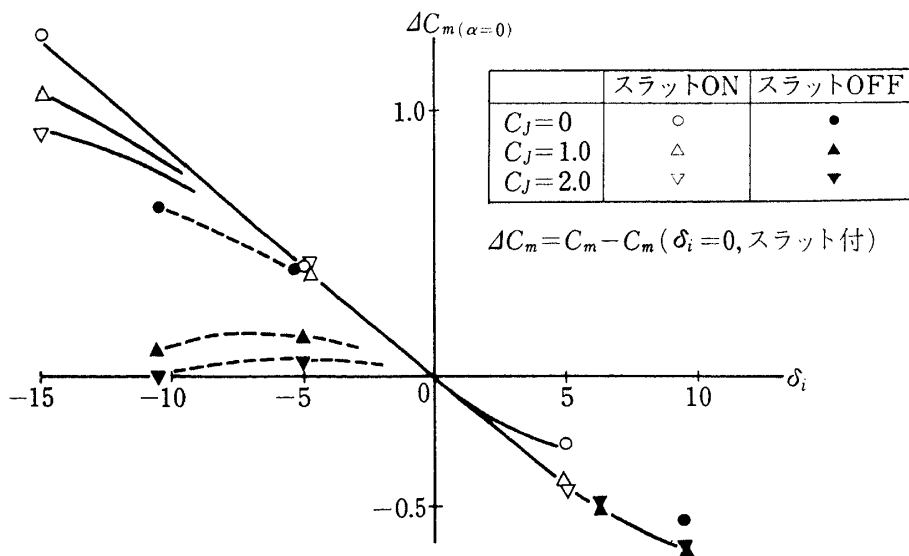


図 97 水平尾翼スラットの効果 ( $\delta_f$  60°/65°, 全機第2次)

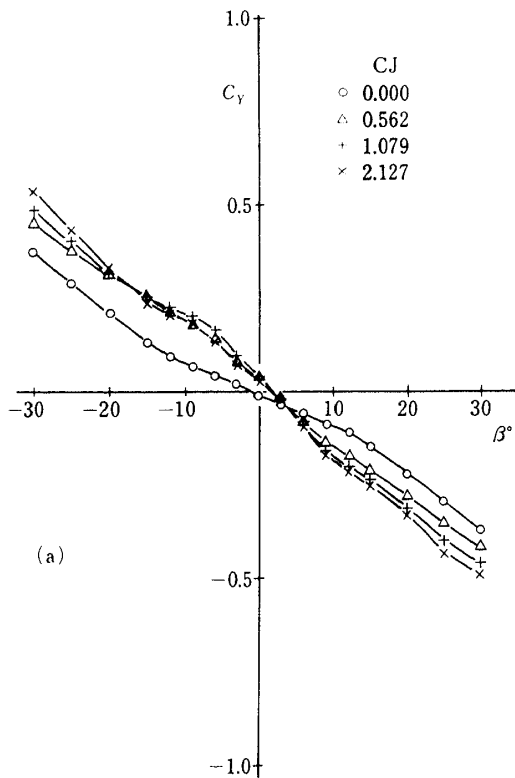


図 98 (a) USB方式 L/D 形態の横方向特性  
(尾なし,  $\delta_f$  60°/65°, エルロン  
ドループ 20°, 全機第 1 次)

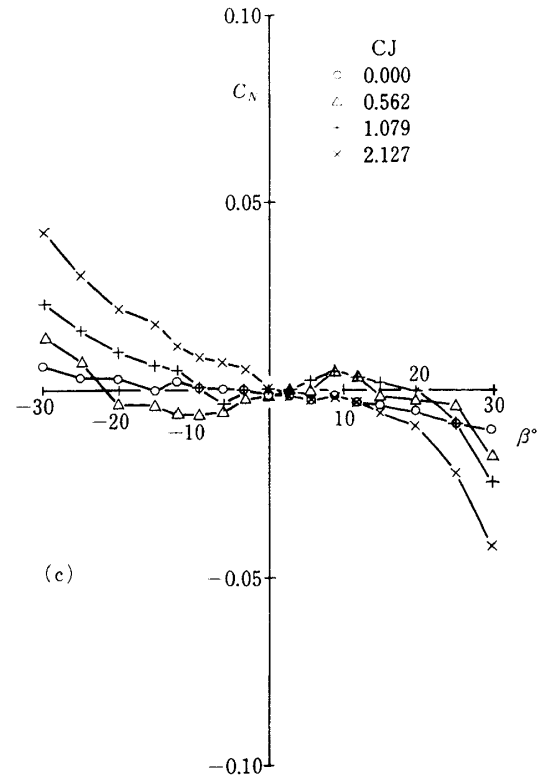


図 98 (c) (続 き)

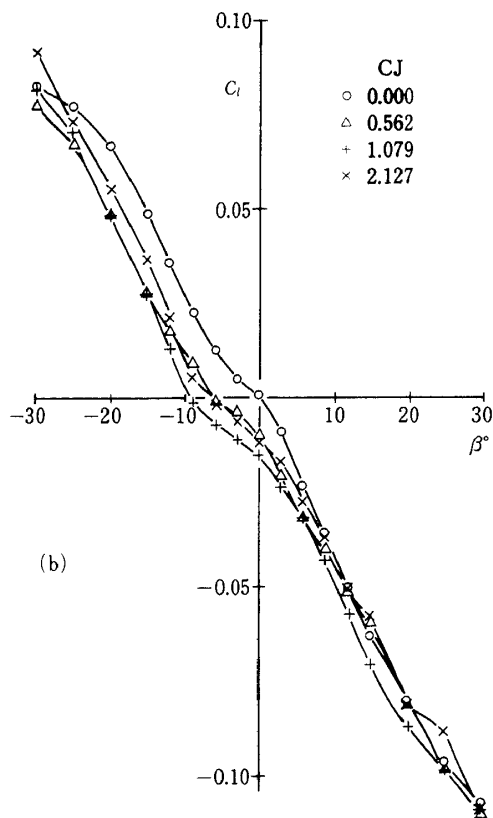


図 98 (b) (続 き)

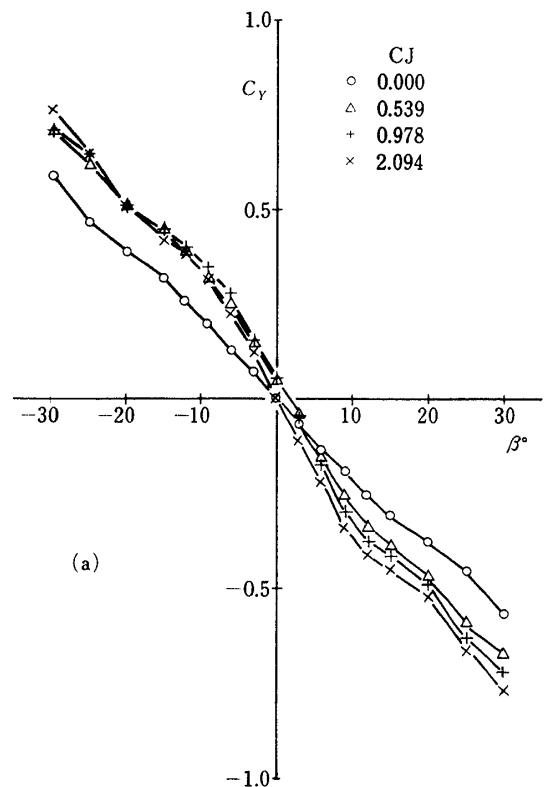


図 99 (a) USB方式 L/D 形態の横方向特性  
(小尾翼付,  $\delta_f$  60°/65°, エルロン  
ドループ 20°, 全機第 1 次)

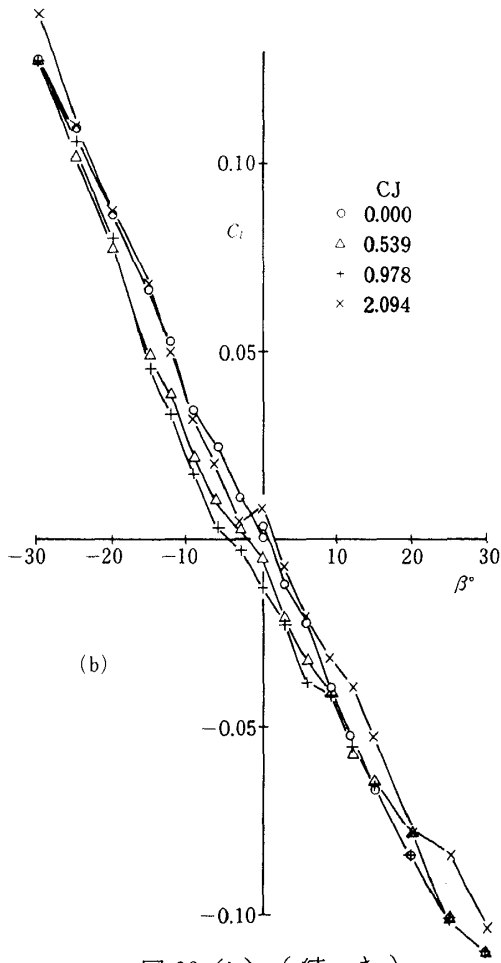


図 99 (b) (続 き)

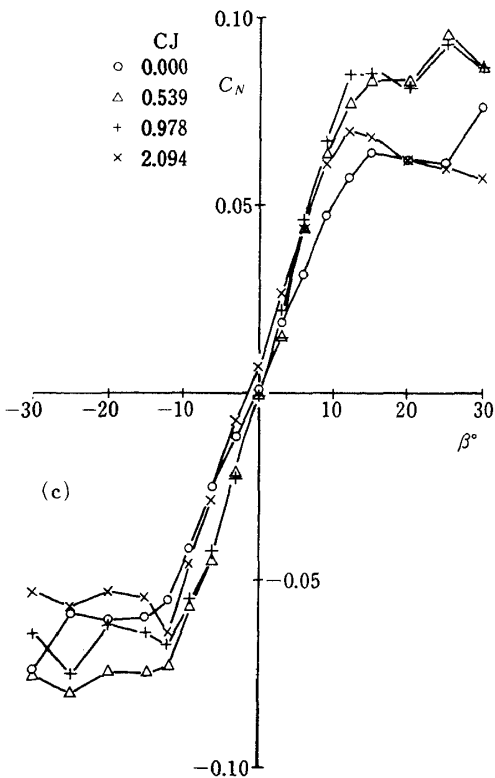


図 99 (c) (続 き)

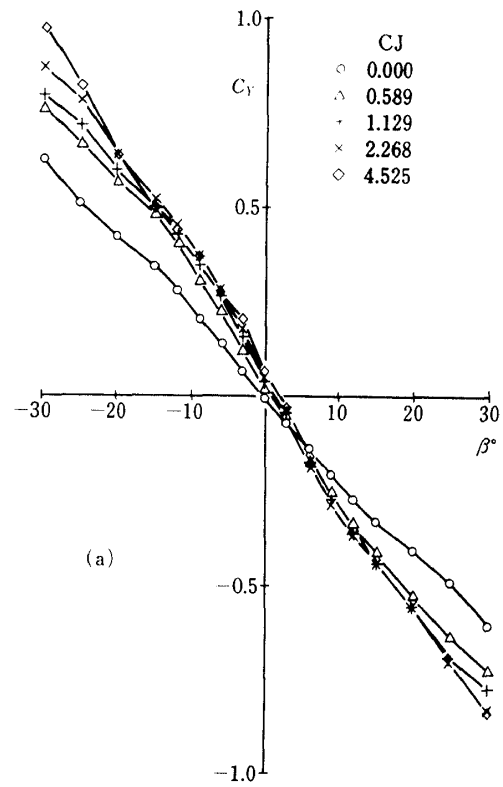


図 100 (a) USB 方式 L/D 形態の横方向特性.  
(大尾翼付,  $\delta_f 60^\circ/65^\circ$ , エルロン  
ドループなし, 全機第 2 次)

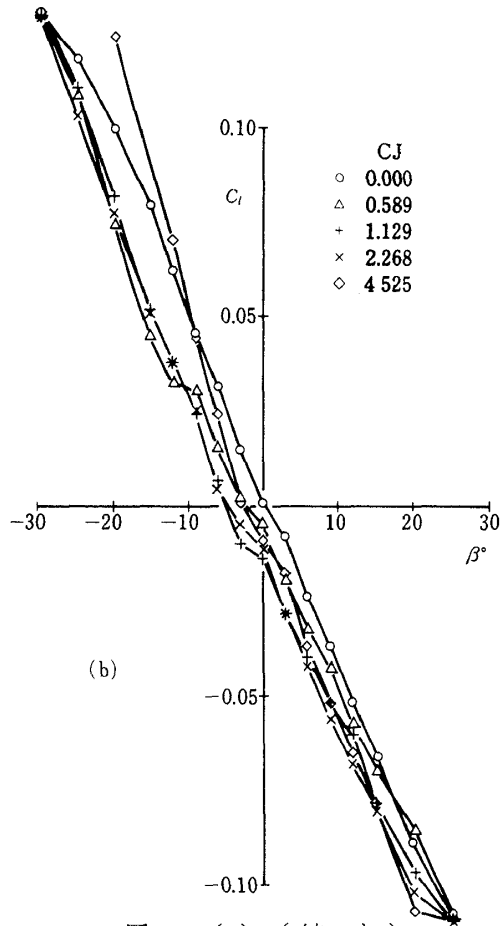


図 100 (b) (続 き)

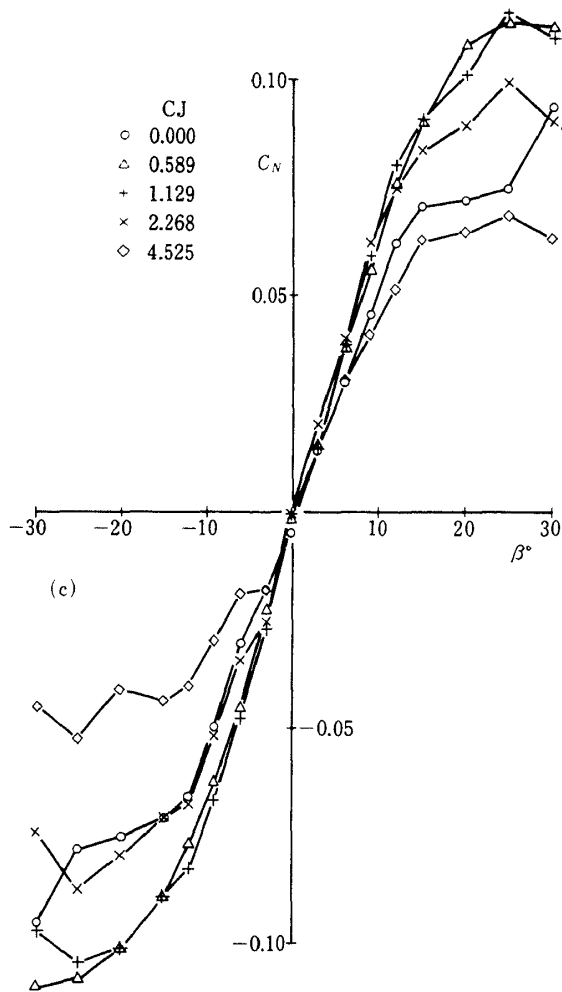


図 100 (c) (続 き)

### 5.9 USB方式での舵効

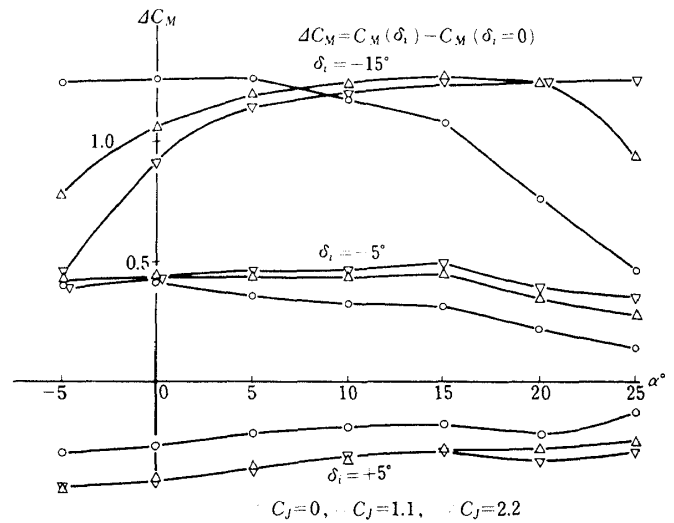
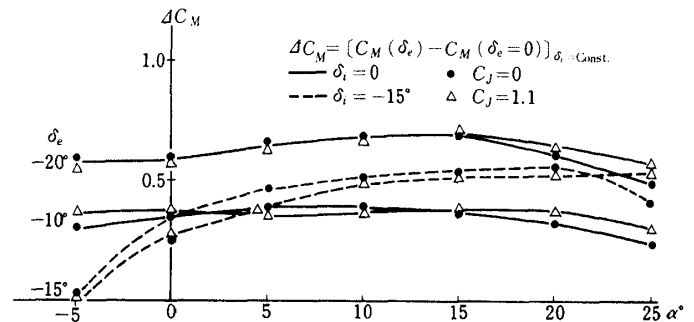
USB方式の風洞試験結果に示された主要な舵面の効果を以下に述べる。

#### i) 水平尾翼取付角の効果

水平尾翼取付角の効果は、さきに 5.7 において示したが、広い迎角範囲にわたる効きの変化を図 101 に示す。 $\delta_i = \pm 5^\circ$  の小舵角範囲では効きが保たれるが、大きい角度例えば  $\delta_i = -15^\circ$  (頭上げ) では  $C_J = 0$  の大迎角で効きが低下し、 $C_J$  の増に伴って今度は負の迎角での効きの低下がおこる。これは先に述べた  $C_J$  の増加による吹下しの変化が関与している。図から見てスラット付大尾翼では  $\partial C_M / \partial \delta_i \approx 0.08$  (1/deg) の程度の効きをもつ。

#### ii) 昇降舵の効果

図 102 に全機第 2 次試験における昇降舵角  $\delta_e$  の効果を示す。図からみて  $\partial C_M / \partial \delta_e \approx 0.038$  (1/deg)

図 101 水平尾翼取付角の効果 ( $\delta_f$  60°/65°, 大尾翼,  $\delta_e = 0^\circ$ , スラット付, 全機第 2 次)図 102 昇降舵角の効果 ( $\delta_f$  60°/65°, 大尾翼, スラット付, 全機第 2 次)

が得られる。水平尾翼取付角との関係で、図中点線 ( $\delta_i = -15^\circ$ ) で示すような有効舵角範囲の制約があるが、この制約の範囲内では  $\delta_e = -20^\circ$  まで効きが直線的である。

#### iii) 方向舵の効果とドーサルフィン

横滑り状態での小尾翼と大尾翼それぞれの方向舵の効きの変化を図 103 に示す。大尾翼ではダブルヒンジ式方向舵で、各ヒンジまわりの回転角  $15^\circ$  ならば舵角を  $15^\circ/15^\circ$  で示している。大きい舵角では効きの飽和状態が予想されるが、効果の比例直線部分では、小尾翼で  $\partial C_N / \partial \delta_r > 0.003$ , 大尾翼で 0.0045 (1/deg) の程度である。この大きさは垂直尾翼の面積の大きさ (附録 B) にほぼ対応している。図では舵効について横滑り角  $\beta$  の正負に対する左右の非対称がみられ、舵角増加に応じて peak 値が左から右に移動している。これは大舵角での負の横滑り対

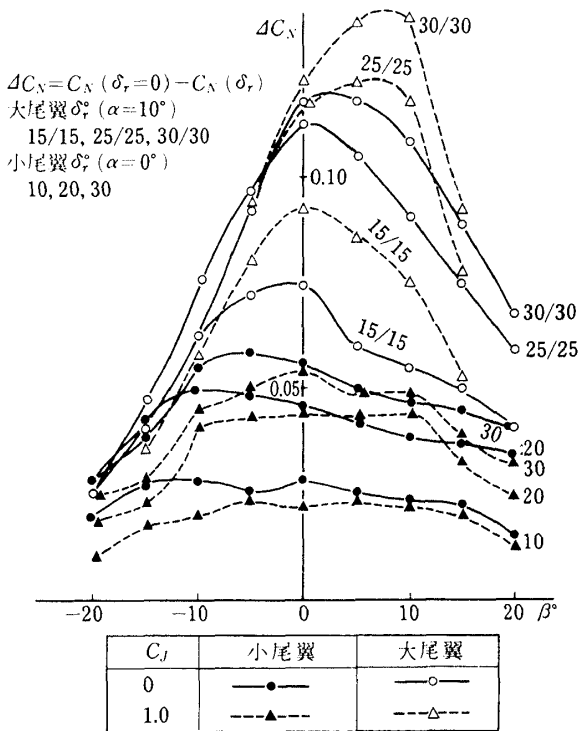


図 103 方向舵の効き ( $\delta_r$  60°/65°, 全機第 1 次, 第 2 次)

し気流の剥離が起ることを示している ( $\delta_r$  は方向舵後縁左を正とする。)。一方で  $C_J$  の増加は特に大尾翼に対して、正の横滑りに対する舵効を強め、逆に負の横滑りにおける舵効を弱める。これは  $C_J$  の影響の少ない小尾翼でも傾向として見られる。説明には上記の剥離に加えて  $C_J$  の変化に伴う Side Wash  $\sigma$  と動圧変化を調べるほかはない。文献 12 の測定結果を調べると  $\sigma$  には正負の横滑りに対して非対称性があり、 $C_J$  の増加に伴って尾翼付近の動圧にも左右の非対称性が示されている。同報告によれば原因は風洞や測定器ではなくて、模型にあり、理由は明確ではない。模型の形状誤差のみならず左右エンジンの推力誤差、左右のジェットの手動の非対称が影響している可能性がある。このような変化も加って上記の現象が生じているものと思われる。一般的に言えば  $C_J$  の増加は Side Wash の負値増大、換言すれば横の静安定を強化し、 $C_{n\beta}$  の増加を生じる。

方向舵の迎角に対する効きの変化も重要であるから、図 104 に測定結果を示す。大尾翼の最大舵角 30°/30°において、迎角の広い範囲で効果は保たれる ( $\beta=0^\circ$ )、しかし主翼失速の前後の大迎角で効

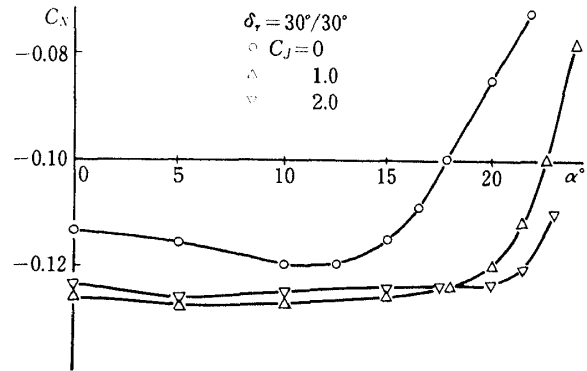


図 104 方向舵の効きの迎角による変化 ( $\delta_r$  60°/65°, 全機第 2 次)

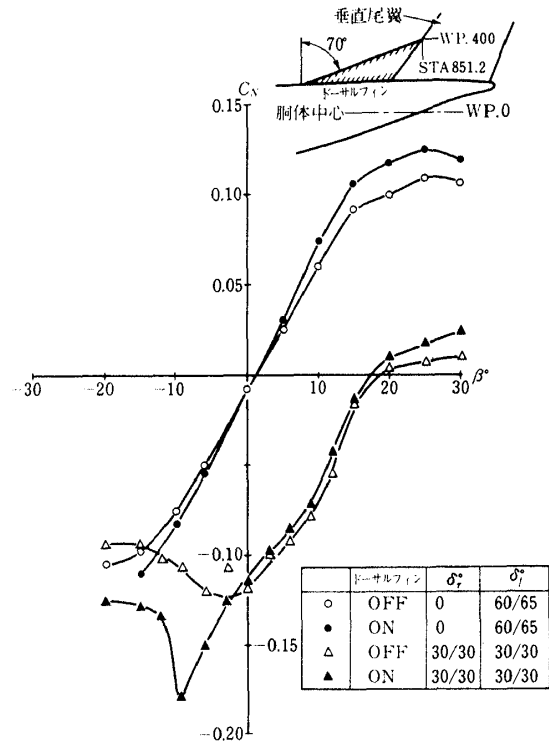


図 105 垂直尾翼ドーサルフィンの効果 ( $C_J \approx 1.0$ ,  $\alpha=10^\circ$ , 全機第 2 次)

きは急減に向っている。この原因は明かではない。ここでは推測を避け、今後の研究を待ちたい。 $C_J$  の増加はこの迎角を増大させる。

図 105 には、方向舵の大舵角での舵面からの気流剥離を緩和する目的で、ドーサルフィンを取付けた効果を示す。図によれば舵効の保たれる横滑り角の範囲が明かに広がっている。エンジン停止に伴う方向舵の効きの変化も重要であるから、図 106 にその 1 例を示す。方向舵で作られる偏揺モーメント

$C_N$ は右外側エンジン停止による非対称モーメント  $\Delta C_N \approx 0.02$  に対して充分大きい。外エンジンの影響の方が大きいという予測に反して、 $\beta > 0$  で内外停止の差がない。方向舵による  $C_Y$ ,  $C_R$  への効果を図 107 に示す。 $C_Y$  に対する効果は明瞭であるが、 $C_R$  に対しては図のようにバラツキが大きい。これには測定精度の問題も含まれているであろう。

#### iv) 補助翼の効果と BLC

周知のように補助翼の Droop によって揚力の増加をはかる手段がある。20°の Droop による効果を図 108 に示す。揚力の増分  $\Delta C_{L\max}$  は  $C_f = 0.5$  において 0.25 程度であるが、これは外翼フラップを 4 スロットにしたときの効果にほぼ等しい(図 77)。

$C_f$  がさらに増加してもそれ程増えない。これに対して  $\Delta C_M$  の  $C_f$  に応じる変化は直線的である。 $C_f = 1.0$  で  $\Delta C_M$  は -0.12 くらいだから、この場合 20° Droop による縦のトリム変化は昇降舵角に換算すれば 2~3°の頭上げ舵に相当する。補助翼を Droop させるときは当然舵面に BLC が必要なので実験では図に示すような吹出しを行っている。

補助翼の BLC の ON, OFF の効果を図 109 に示した。図は 20°の Droop に重ねて、左右翼で ±40°までの操舵を加えた例であるが、補助翼の BLC OFF では  $C_f$  の増加に対して効きはむしろ減少している。(この場合外翼前縁 BLC は  $C_f$  に応じて適用している。)。ここで補助翼にも BLC を  $C_f$  に

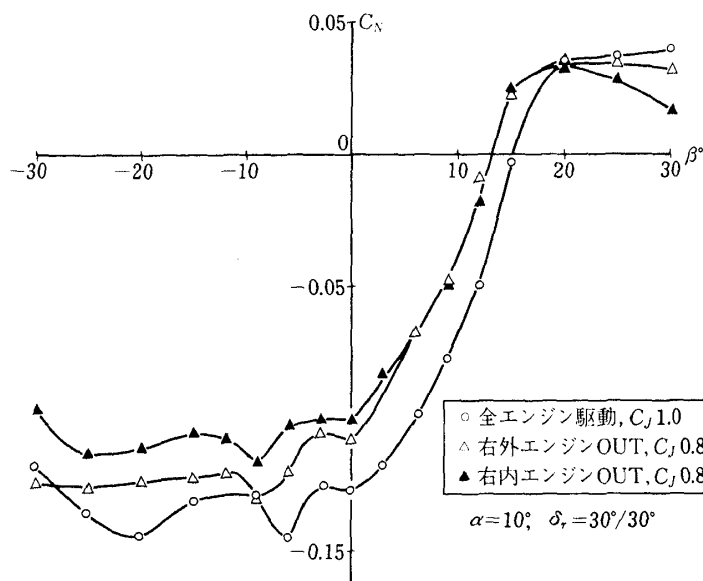


図 106 エンジン OUT 時の方向舵の効き ( $\delta_f$  60°/65°, 全機第 2 次)

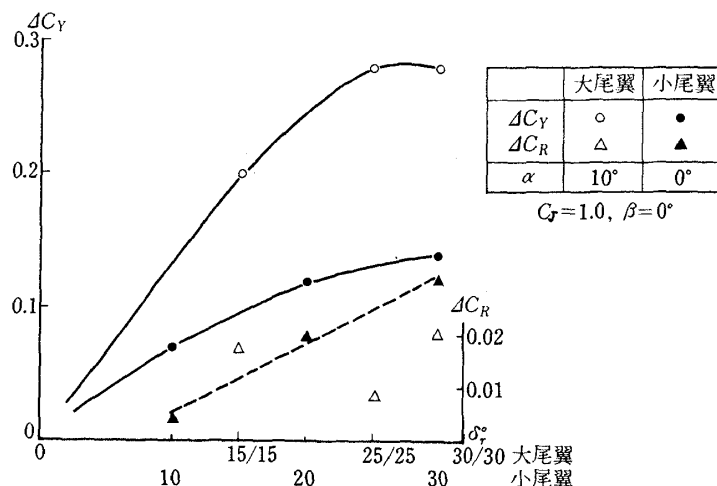


図 107 方向舵による  $\Delta C_Y$ ,  $\Delta C_R$ , ( $\delta_f$  60°/65°, 全機第 1 次, 第 2 次)

応じて適用すれば舵角  $\pm 40^\circ$  まで舵効きが保証されている。Droop した補助翼にどの程度の強さの BLC を確保すればよいかについて、図 110 に  $C_{\mu AIL}$  と舵効との関係を示す。図によれば  $C_{\mu AIL} > 0.005$  ならば主翼の失速迎角付近まで Droop  $20^\circ$  の補助翼の効きを期待できる。図中 \* 印は外翼前縁に BLC を適用した時の効果を示している。 $C_{\mu LE}$  が舵効を強めることは、この例でも明かである。図 111 には、舵角  $\delta_a$  に対する効きの変化を示す。図によれば適当な BLC を行うかぎり、 $\delta_a = \pm 40^\circ$ 、 $\alpha = 10^\circ$  まで効きの変化はほぼ直線的であるとみなしてよい。

後で述べるようにエンジン 1 発停止のとき非対称横揺モーメントは  $C_f = 1.0$  において  $\Delta C_R \approx 0.08$

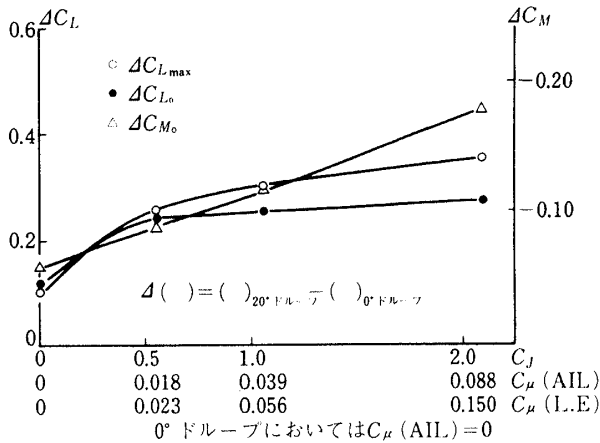


図 108 エルロンドロップの効果 ( $\delta_f 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 1 次)

の程度である。図 111 では  $20^\circ \pm 40^\circ$  で  $C_f = 1.0$  の効きが  $\Delta C_R \approx 0.1$  程度であるから、次の項で示すスポイラの効果と合せれば必要な制御力を確保できる。図 112 には補助翼操舵に伴う偏揺モーメントを示す。右翼下げの舵に対して、負の  $C_N$  すなわち逆偏揺モーメントを発生する。 $\delta_a = 20^\circ \pm 40^\circ$  の場合この大きさは先に述べた方向舵の効きに対し無視できない。 $C_f = 1.0$  で大尾翼方向舵の  $4 \sim 5^\circ$  分に相当する。ただし、スポイラによる  $\Delta C_N$  はこれと逆に作用する

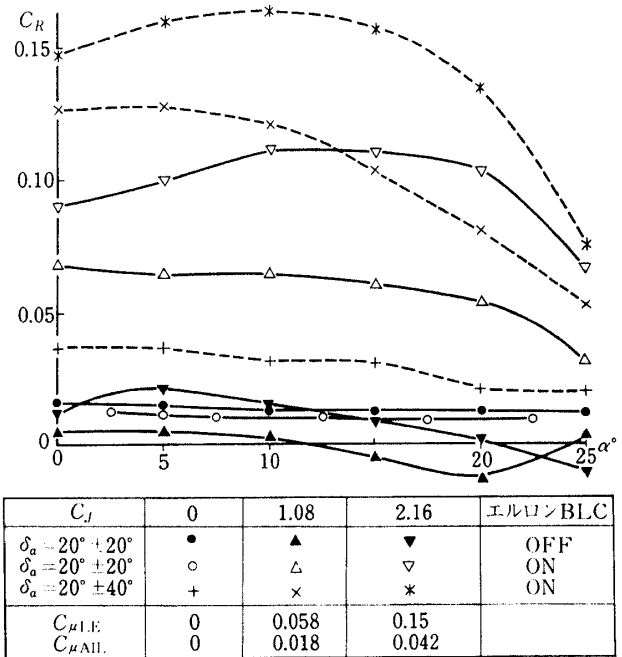


図 109 エルロンの効果と BLC ( $\delta_f 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 1 次)

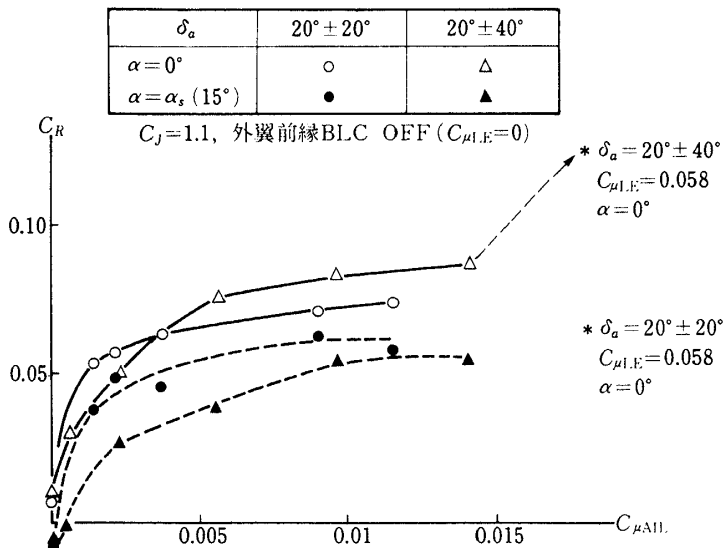


図 110 エルロンの効果と  $C_{\mu AIL}$  ( $\delta_f 60^\circ/65^\circ$ , 尾なし全機第 2 次)

から、スポイラを併用するときは大きく打消される。図 113 に、エンジン 1 発停止における横揺モーメントと補助翼舵角との関係を示す。Powered Lift 方式ではエンジン停止に伴って大きい横揺モーメントの発生が不可避で、翼巾方向の揚力分布変化が補助翼の効きの変化をもたらす事も考えられる。しかし図の結果からみる限り、効きに大きな変化がないので安全に対処できる。

#### V) スポイラの効果と DLC

原型機は両翼に 8 枚のスポイラを備えているが、USB 方式では内翼側をジェットが通過するので、内側の 4 枚を取去り外翼に左右各 2 枚のスポイラを

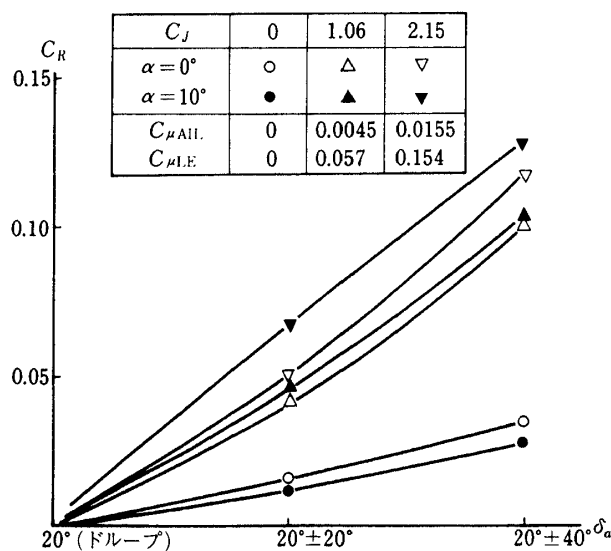


図 111 エルロンの効果 ( $\delta_f$  60°/65°, 全機第 2 次)

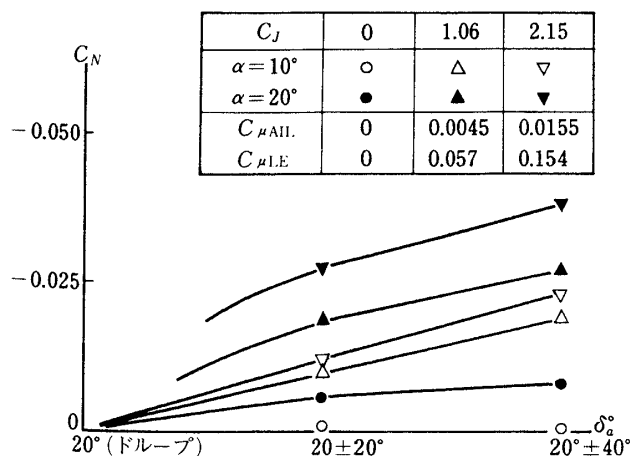


図 112 補助翼による逆偏揺モーメント ( $\delta_f$  60°/65°, 全機第 2 次)

残した形で試験した。スポイラ舵角  $\delta_{sp}$  は最大 60° とし、着陸形態での効果を図 114 に示した。図によれば、 $\delta_{sp}$  の効果は 30° までの立上り勾配が大きい。スポイラは USB ジェットに直接には関らないが、 $C_f$  による効きの増加はやはり著しい。 $\delta_{sp} = 60^\circ$ ,  $C_f = 1.0$  で  $\Delta C_R > 0.1$  なので先に述べた補助翼の効きに匹敵する横操縦力が得られる。図 115 にスポイラによる偏揺モーメントを示す。補助翼とは逆に、図 112 と同等以上の  $\Delta C_N$  を発生するので補助翼と併用して甚だ都合である。図 116 にはスポイラの効きの迎角に対する変化を示した。ここで特徴的な

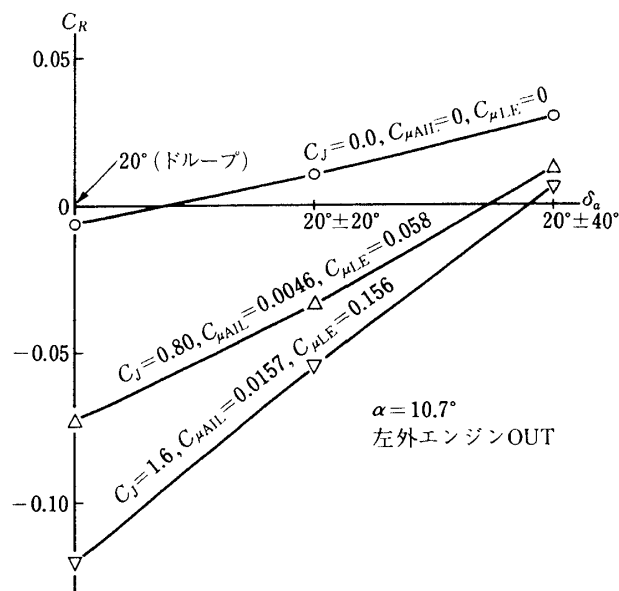


図 113 エンジン OUT における横揺モーメントとエルロン舵効 ( $\delta_f$  60°/65°, 全機第 2 次)

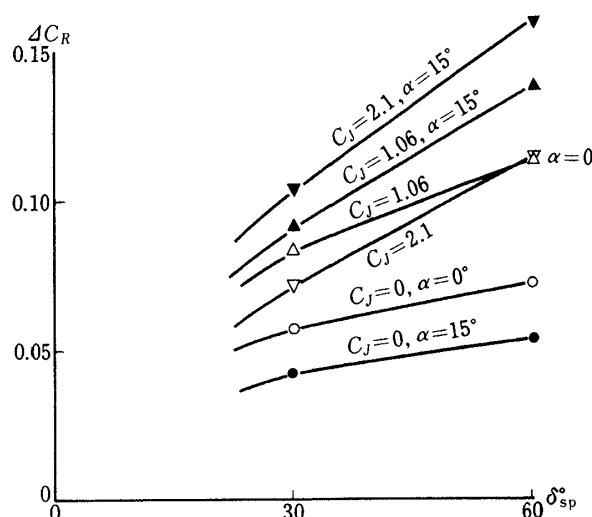


図 114 スポイラの効果 ( $\delta_f$  60°/65°, 全機第 1 次)



は、 $C_f = 0$ で迎角の増加が効きを減少させるのに対して、 $C_f = 0.5$ 以上では逆に迎角と共に効きが増加することである。これは図114でも読み取れる。図に見られるように、当然ながら失速に伴ってスポイラの効きが急減するから失速後の横揺制御についてスポイラに期待することは出来ない。

スポイラ角を左右翼平等にとり (up rig), この位置からの両翼対称な操舵を行うと、直接的揚力制御 (DLC) が可能である。図117に  $C_f$  に対しての効果を示す。図についてみると、 $C_f = 0.5 \sim 2.0$  の範囲で  $C_f$  にかかわらず最大 up rig 角  $45^\circ$  の場合に  $\Delta C_L = \pm 0.5$  程度の効果が期待できる。Powered Lift 方式の STOL 機では、着陸進入時の経路角制御にエンジンパワレベルを調節することが不可欠であるが、エンジンの応答遅れを補う意味でスポイラによる DLC を行うことは有用である。この場合に

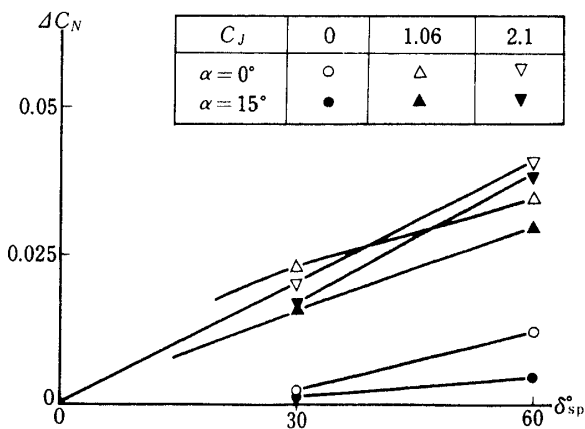


図115 スポイラによる偏揺モーメント ( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第1次)

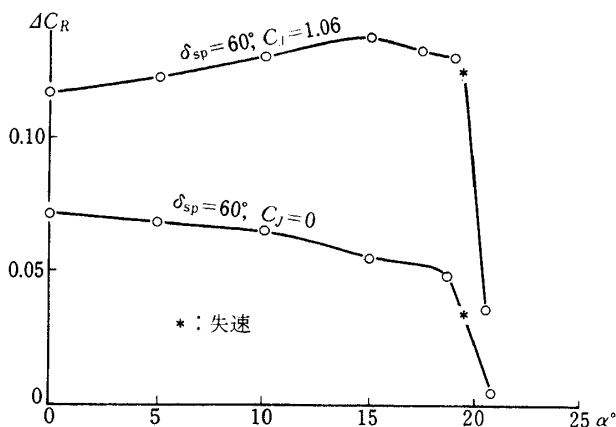


図116 スポイラの効果と迎角 ( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第1次)

横の制御力としては、左右逆対称の  $\delta_{sp}$  を重ねればよいから、舵角範囲についての問題を除けば、横揺操舵との干渉は避けられる。スポイラで DLC を行う場合に、縦揺モーメントの変化を調べると図118のようになる。 $\delta_{sp} = 45^\circ$ ,  $\alpha = 10^\circ$  で  $C_M$  の変化量は0.2を超える。これは大尾翼における昇降舵角  $5^\circ$  以上に相当するから、かなりの量である。一方で  $C_f$  に対する変化は図のように少い。エンジン1発停止時のスポイラの効きを図119に示す。左外側エンジンが停止した場合に生じる左翼下げ (負の  $C_R$ ) のモーメントに対し、右翼スポイラ  $\delta_{sp} = 60^\circ$  までの操舵を行うことにより  $C_f = 1.62$  (全発作動で  $C_f = 2$  に相当) まで平衡がとれる。

## 5.10 エンジン停止の影響

エンジンの故障停止による空力特性への影響について、以下に試験結果を述べる。図120は揚力および縦揺モーメントに対する、着陸形態でのエンジン

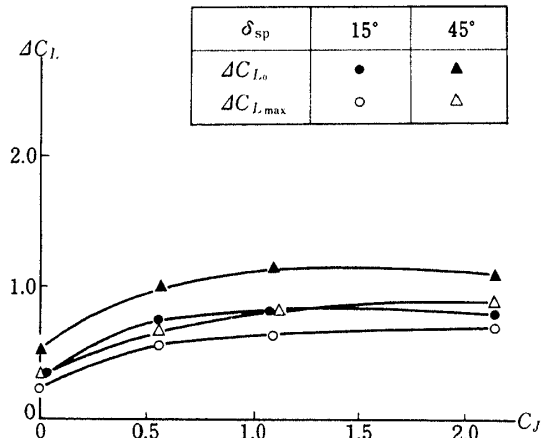


図117 スポイラによるDLCの効果 ( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第2次)

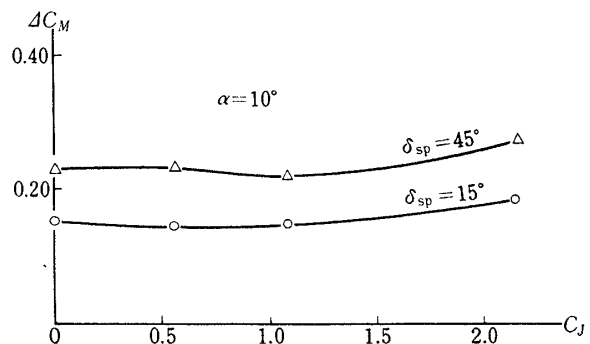


図118 スポイラ DLC による  $C_m$  の変化 ( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第2次)

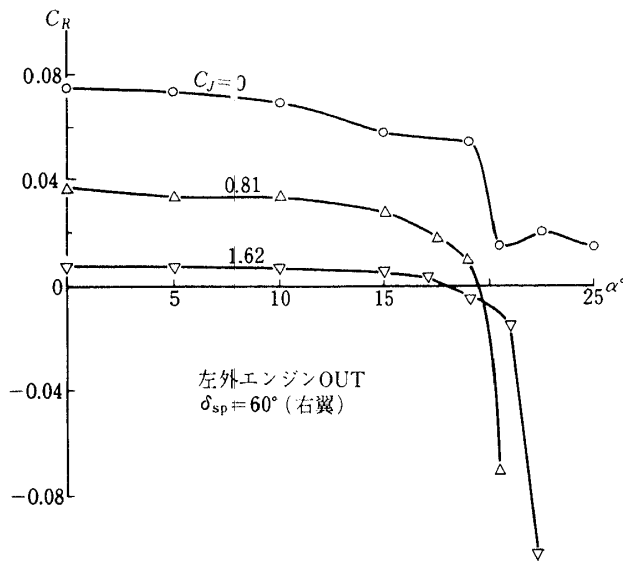


図 119 エンジン OUT におけるスポイラーの効果  
( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 2 次)

停止の効果を示す。横軸には全エンジン作動 (AEO ; All Engine Operative) の場合の  $C_J$  と、その状態から 1 発停止したときの実際の  $C_J$  を示してある。図で調べると、 $C_J$  (AEO) = 1.0 において揚力変化  $\Delta C_L \cong 0.5$ 、モーメント変化  $\Delta C_M \cong 0.2$  の程度であるが、当然  $C_J$  の増加と共に変化量は増す。図では尾付、尾なしを併せて示しているが、揚力において尾付の方が変化量が大きく、モーメントについては逆に減っている。吹下しによって尾翼に下向の荷重が加っているためである。エンジン停止によって吹下しは減少しているはずで、文献 12 の測定結果は左右の尾翼で平均  $3^\circ$  の吹下し角減少となっている。この減少は全機第 1 次試験の小尾翼の場合でも  $\Delta C_M \cong 0.15$  以上の変化量の緩和になるものと見積られる。すなわち、図中の尾付の場合の変化量は揚力およびモーメントについて、尾翼への吹下し減少による緩和量を含んでいる。

着陸形態で横・方向特性へのエンジン停止の影響は、同様に横軸に  $C_J$  をとり、図 121 に示す。図は  $\alpha = 0$ ,  $\beta = 0$  での変化量である。横力  $C_Y$  の変化は  $C_J = 1.0$  で 0.12 の程度であるが、これを bank 角で釣合せるとすれば  $C_L$  が 3.5 のとき  $2^\circ$  程度に過ぎない。偏揺モーメントの変化  $\Delta C_N$  は 0.03 程度で、図 99 (c) における  $C_{n\beta} \cong 0.007$  (1/deg) としても  $4^\circ$  程度の横滑りに相当する。方向舵で釣合わせると小

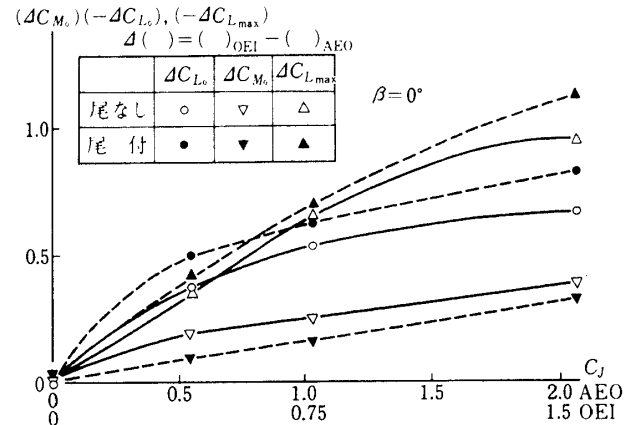


図 120 外側エンジン OUT による変化  
( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 1 次)

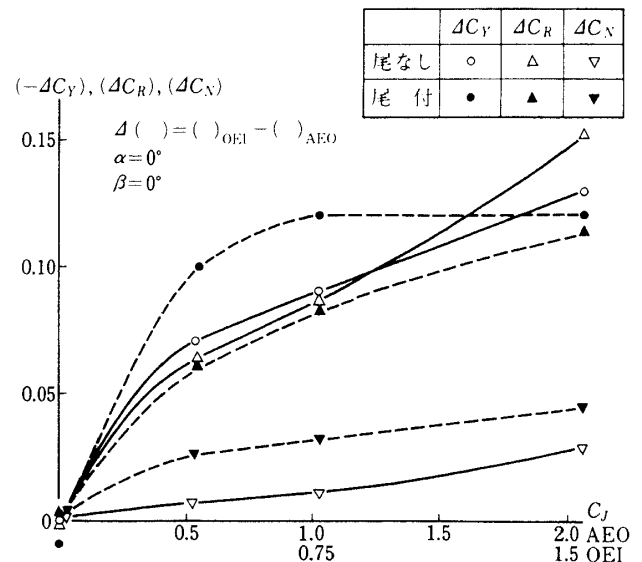
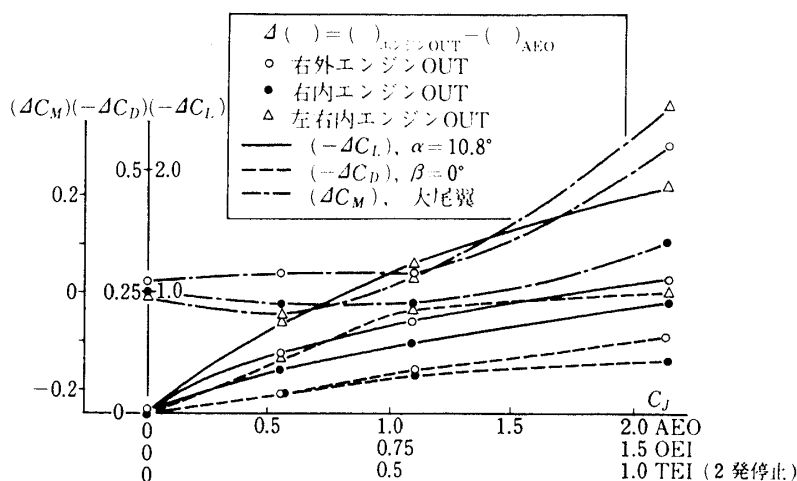
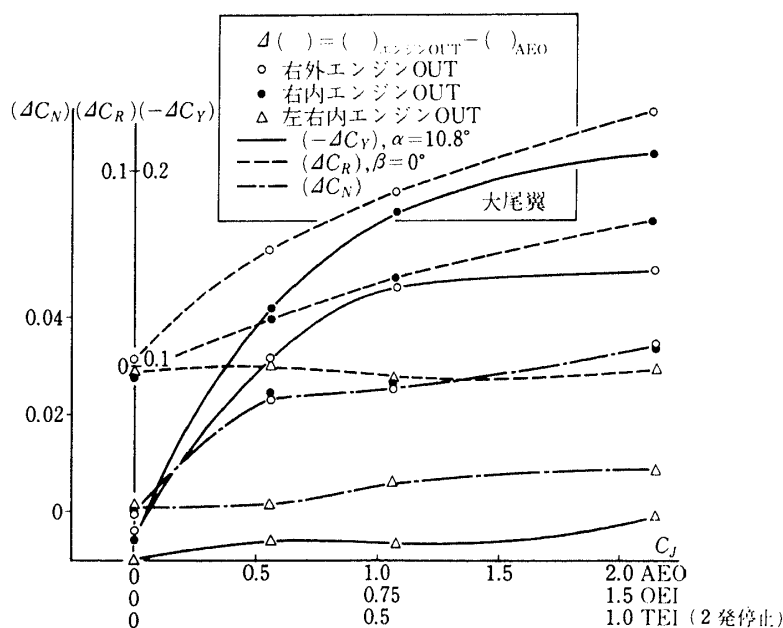


図 121 右外エンジン OUT による変化  
( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 1 次)

尾翼で  $10^\circ$ 、大尾翼ならば  $7^\circ$  程度となる。一方で横揺モーメントの変化は同様の条件 ( $C_J = 1.0$ ) で 0.08 程度で、図 99 (b) を参照すれば  $C_{l\beta} \cong -0.004$  として  $20^\circ$  の横滑りにおける復元力に相当する。補助翼とスポイラを併用すれば、これまでの測定結果からみて  $\Delta C_R \sim 0.2$  程度を期待できるから、横の制御力の半ば近くが 1 発エンジン停止に対して振り当てられる。結局エンジン故障においては横揺の制御力に最も留意する必要がある。

4 発機でのエンジン停止は、常識的に外側エンジンの停止が姿勢の制御に対して厳しいとされる。図 122 と図 123 に内外のエンジン停止の影響を比較

図 122 内・外エンジン OUT の効果 ( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 2 次)図 123 内・外エンジン OUT の効果 ( $\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , 全機第 2 次)

して示した。図には併せて内側エンジン 2 発停止の場合も入れてある。縦の特性変化について見ると、 $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_M$ ,  $\Delta C_D$  のすべてについて内側エンジン停止よりも外側エンジン停止の効果の方が大きい。特に  $\Delta C_M$  について顕著である。内側エンジン 2 発停止の場合、揚力・抵抗においては、推力変化量が 2 倍であるのに対応して約 2 倍量の変化を示している。しかし  $\Delta C_M$  は  $C_J = 1.0$  以下でエンジン 1 基分の変化量以下である。この理由は明かでない。主翼の揚力分布変化と吹下しの変化が併せて影響しているであろう。

図 123 によれば、横力の変化  $\Delta C_Y$  は内エンジン停止の方が効果大きい。これは内側のジェットによる胴体・尾翼への影響の方が相対的に大きいことを予想させる。偏揺モーメントの変化は、内外エンジンの差がほとんどない。これは先に方向舵効きの項の図 106 でも指摘されたが、単純に外エンジン停止の方が効果大きいと予想することは間違いを生じうる。横揺モーメント変化  $\Delta C_R$  については明かに外側エンジン停止の効果大きい。内側エンジン 2 発停止の場合は対称推力状態であるから  $\Delta C_Y$ ,  $\Delta C_N$ ,  $\Delta C_R$  はいずれも 0 値を示すべきである。図は測定値

をそのまま示してあるので、逆に言えば測定上の誤差の程度を示している。

### 5.11 他機例との比較

USB方式の場合について、AW方式と同様に原型機を想定したうえで、模型による風洞試験を通じて空力特性を調べてきた。USB方式のジェットSTOL機の実例としては米軍輸送機としてのAMST計画(Advanced Medium STOL Transport)に登場した競争試作機YC-14(Boeing社)、カナダのBuffalo軍用輸送機を改造(主翼は全面的に新製)したNASAのQSRA(Quiet Short-haul Research Aircraft)およびソ連のAntonov An-72があげられる。これらの中で前の2機種については、かなり資料が公表されている。そこで我々のデータと実例との比較を以下に試みる。データの根拠としてYC-14については文献14、QSRAについては文献15を主として参照した。また参考のために原型機の推定値を一部に付加した。

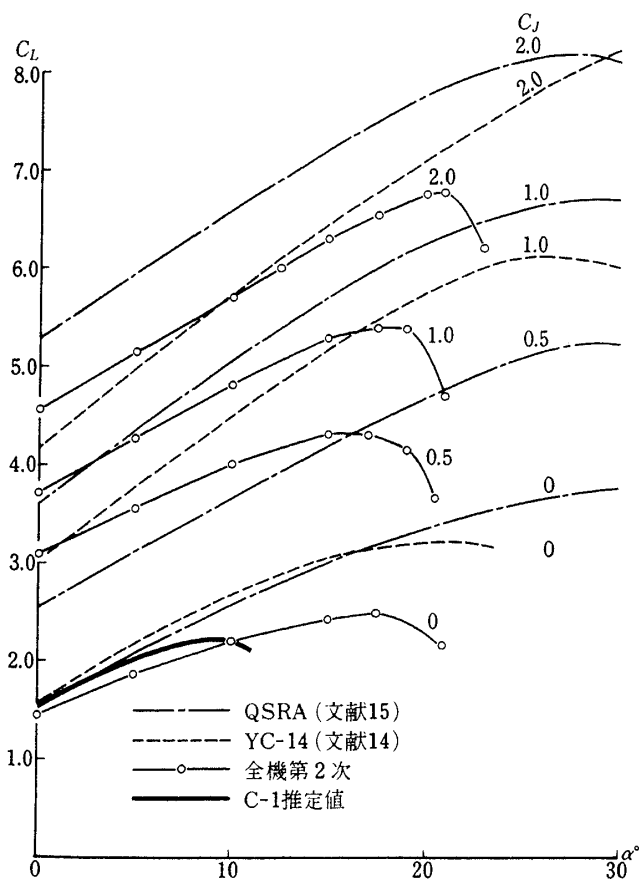


図 124 USB方式他機例との比較  
( $C_L \sim \alpha$ ; L/D形態, 尾なし)

図124は着陸形態での揚力特性を比較して示す。形態配置が相互に異なるので単純な比較はできないが、図による限り迎角 $0^\circ$ での揚力 $C_{L0}$ は我々の結果が他機例に較べて高い。一方で揚力係数の勾配および失速迎角において他機の例に劣る。これらの原因について現在の段階での速断は避けた。風洞試験の状況からみてナセル間の流れが満足しう状態ではない事も原因の1つと考えられる。QSRAの模型は実機の55%の寸で極めて大きい事、YC-14のデータが排出側だけのジェット模擬に留まっている事なども考慮に入れるべきであろう。失速が極めて大きい迎角まで生じないとしても、実際の着陸において $20^\circ$ 以上の大迎角をとることは $10^\circ$ に近い大きい降下角においても $10^\circ$ 以上の対地姿勢角を意味する。このような場合は機体の沈下率の増大やパイロットの視界の制限を招き着陸に無理が生じ易い。したがって、必要以上の迎角余裕を望むことは余り意味がないと思われる。図125に $C_f$ を横軸にして着

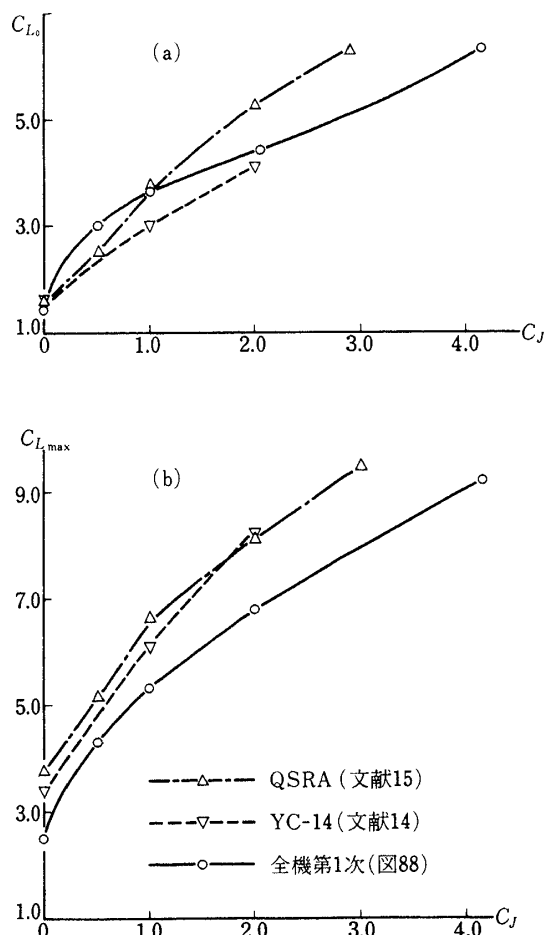


図 125 USB方式他機例との比較  
( $C_{L0}$ ,  $C_{Lmax} \sim C_f$ , L/D形態, 尾なし)

陸形態での  $C_{L0}$  および  $C_{Lmax}$  を比較した。図 124 での差が同様に示されているが、実用する揚力係数  $C_L \approx 3 \sim 4$ ,  $C_f \approx 1.0$  の範囲ではそれ程の差はない。

図 126 に抵抗  $C_D = 0$  すなわち定常水平飛行状態での  $C_f/C_L$  を  $C_f$  に対して示した。縦軸はこの状態での推力重量比  $T/W$  に相当するので、同一の  $C_f$  でこれが小さい程空力的な効率がよいことになる。図には YC-14, QSRA の他に NASA の 4 発模型による風洞試験値 (文献 9, 16) を加えた。

図 127 には  $C_D = 0$  における尾なしの縦揺モーメント  $C_M$  を比較して示した。縦揺モーメントについては、

YC-14, QSRA とともに正確な資料に欠ける。したがって、同様な 2 種の 4 発機模型の風洞試験値と比較した。その結果は図のように大きい差が現われる。主翼のアスペクト比は、我々の 7.8 に対し文献 16 では 7.48, 文献 9 では 7.28 である。後退角は我々の  $20^\circ$  に対して文献 16 で  $30^\circ$ , 文献 9 で  $25^\circ$  となっている。後退角の増加は USB ジェットによる揚力発生位置と空力中心の関係から負のモーメントを緩和することが期待できる。また同じ模型でもフラップ角の増加が縦トリム必要量を著しく増大させることもわかる。上記の差についての解析は今後の問題とし、ここでは比較に留める。

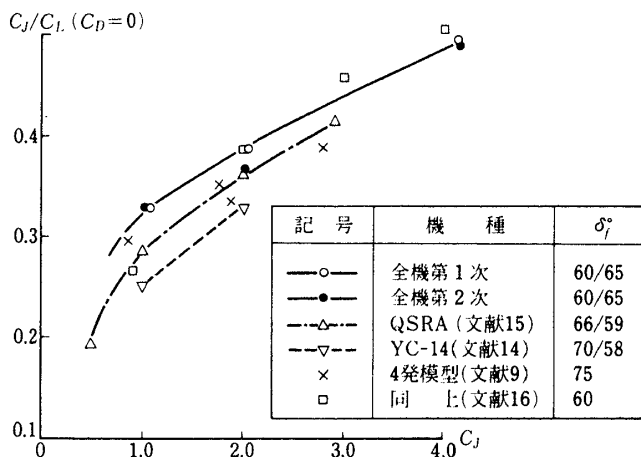


図 126 USB方式他機例との比較  
( $C_f/C_L(C_D=0) \sim C_f$ , L/D形態, 尾なし)

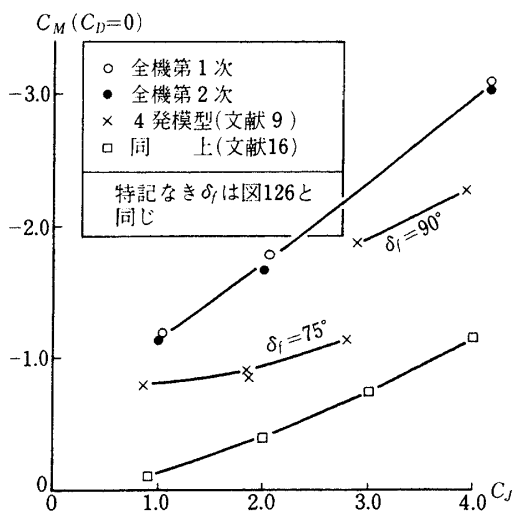


図 127 USB方式他機例との比較  
( $C_M(C_D=0) \sim C_f$ , L/D形態, 尾なし)

## 6. AW方式とUSB方式の比較

これまで主翼平面形のほぼ同一な AW方式および USB方式の模型を用いた風洞試験の内容と結果について述べた。ここで Powered Lift 方式としての両者の結果を図 128 ~ 130 に比較して示す。測定値は両者ともに半載模型で尾付の着陸形態を比較した。 $C_f$  については AW方式に合わせて 1.5 までとした。図 128 において同一の  $C_f$  を比較する限り AW方式は揚力が高い。AW方式の推力増大比を考え、同一の  $\eta C_f$  で比較すれば最大揚力係数について両者の数値が接近するが、迎角に対する揚力係数の勾配に大きい差がある。測定された推力増大比は 1.2 ~ 1.3 であって、AW方式はこれを考慮しても揚力発生について明かに効率がよい。有力な理由として、USB が内翼の USB フラップに比較的に揚力が集中するのに対して、AW方式が広い翼巾にわたって適用されている事が考えられる。

図 129 は抵抗係数の変化の比較である。AWの低迎角における比較的高い抵抗値は、揚力が大きいため誘導抵抗である。ただし  $C_f = 0$  の場合は  $10^\circ$  以下の低い迎角で USBの方が揚力は大きいから、この場合エゼクタフラップ自体がかなり大きい抵抗となっていることが想像される。大迎角、同一  $C_f$ , 同一  $C_L$  で両者を較べると AW方式は明かに抵抗が少い。図 89 を眺めても誘導抵抗分に著しい差がでると思われないから、やはり USB方式での偏向効率の低下、V.G. の抵抗などが寄与していると考え

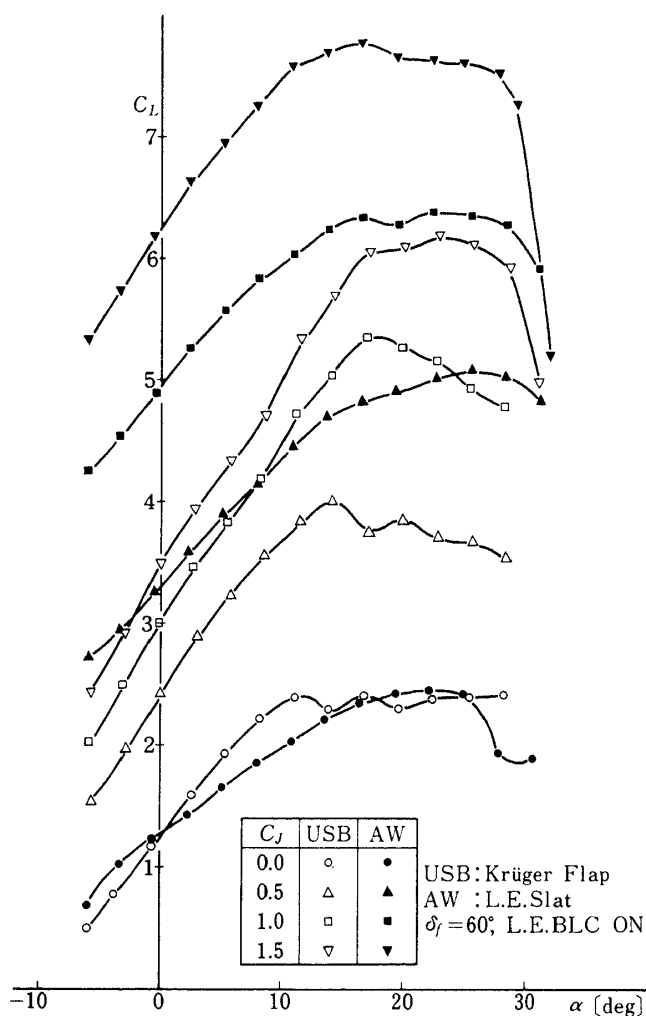


図 128 AW方式とUSB方式の比較  
( $C_L \sim \alpha$ , 着陸形態, 尾付)

られる。着陸では Power の余裕があり、また急勾配の進入には抵抗も必要であるから、着陸形態での抵抗値だけを問題にするわけにはゆかない。性能上の優劣は着陸復行の能力を含めて別途検討すべきであろう。

図 130 に両方式の縦揺モーメントを比較した。水平尾翼は同一であるがAW方式は静安定が強い。しかし同一の  $C_J$ ,  $C_L$  で較べると明らかにAW方式のトリム必要量は小さい。AW方式は揚力が広い翼巾に分布するので、吹下し勾配  $\partial \varepsilon / \partial \alpha$  がUSB方式より小さい(図 35, 94)。このため静安定は強められる。また図 32 および図 88 を用いて同一  $C_J$ , 同一迎角での揚力、モーメントを尾なし形態で比較するとき、AW方式の方が揚力は大きく、かつ尾翼によるトリム必要量が少い。以上のほかUSB方式で論じた pitch up の問題がここでも両方式ともに指摘

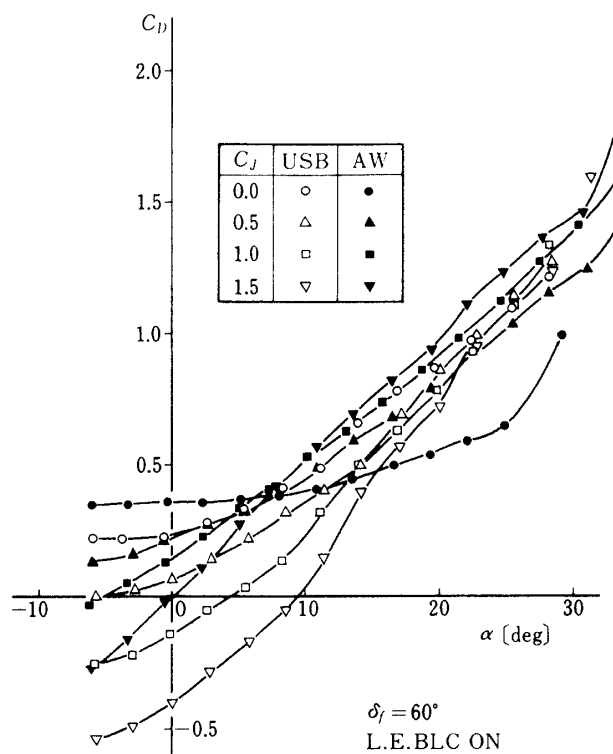


図 129 AW方式とUSB方式の比較  
( $C_D \sim \alpha$ , 着陸形態, 尾付)

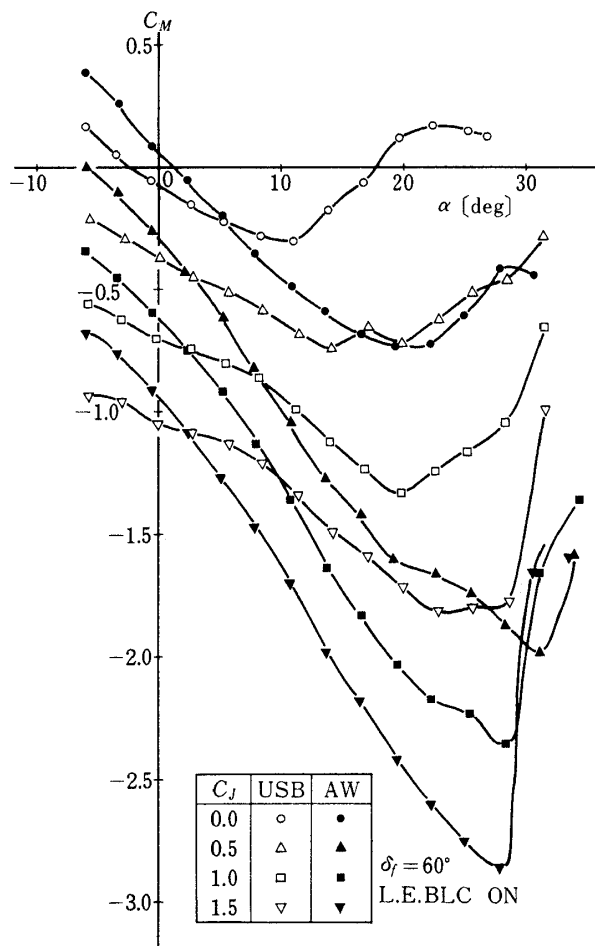


図 130 AW方式とUSB方式の比較  
( $C_M \sim \alpha$ , 着陸形態, 尾付)

されるが、これについては次節で述べることにしたい。

以上の比較により、空力特性に関する限り AW 方式の優れた点が著しい。ただし周知のことではあるが実用上は AW ノズルへの大量の高圧空気の発生と供給に関して、エンジンおよびダクトにかかわる設計上の諸問題が別途存在することを付記しておく。

## 7. ファンジェット STOL 機の空力特性に関する諸問題（まとめ）

ファンジェット STOL 機の定義について格別の議論は見当らない。常識的には、ターボファンエンジンから比較的低圧・低温かつ大量の抽気もしくは排気を得て、これを推力偏向に利用する Powered Lift 機と考えてよいであろう。具体的方式としては現在 EBF, USB, AW の各方式が代表といつてよく、それぞれに試作機あるいは実験機による実証が行われている。Powered Lift 機であるから、各方式に固有の空力的問題を有すると同時に、プロペラ STOL 機を含めての推力偏向に伴う共通の問題もみられる。以下に我々の実施した試験を通じて指摘できる空力的諸問題につき、今後の課題を含めて述

べる。

### 7.1 揚力の限界について

原理的には  $C_l$  を増加すれば揚力の限界は存在しないで、対応する揚力増加が得られる。ただし、周知のように揚力増加は単に偏向成分に留らず、翼周りの循環の増強により著しく高められる。図 131 (a) に文献 19 からの引用によって、その状況を示す。横軸は偏向角と効率を含めた  $C_l$  の偏向成分である。また縦軸は各種の風洞試験で示された最大揚力係数の増分である。図中に設計研究としての推算値（文献 18）が入れているが、試験値は多くこれを上まわっている。1970 年代初期には EBF 方式の風洞試験が多く発表されているので、図中の測定値もこれが多い。図中 JF はフラップ上面に吹出しを適用したジェットフラップである。USB 方式はこの時点で 1 例で、しかも先の推算値を下まわっている。そこで我々のデータと他の USB 試験値を同じ図に入れると図 131 (b) のようになる。すなわち USB, AW 両方式とも前記推算値を上まわる。ここで実際の揚力の限界を考えると、特別な手段が発見されない限り、図のようなデータのバラツキの範囲がそ

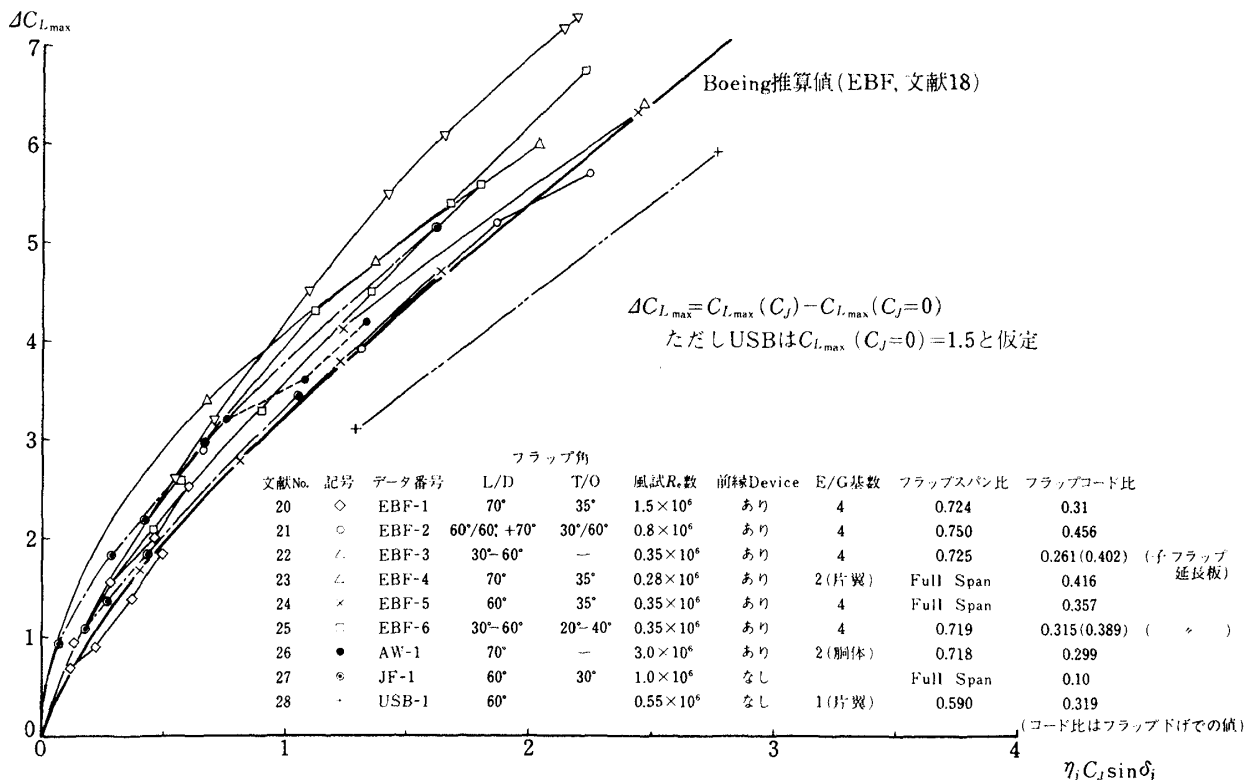
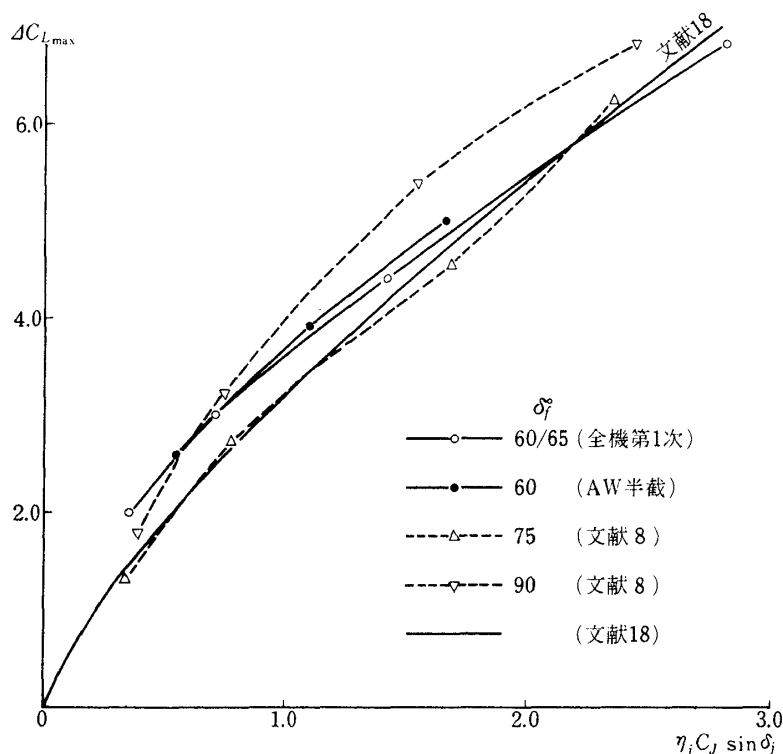


図 131 (a)  $\Delta C_{L,max} \sim \eta_j C_j \sin \delta_j$  (文献 19)

図 131 (b)  $\Delta C_{Lmax} \sim \eta_j C_L \sin \delta_j$ 

の可能な限界を示しているものとみられる。

## 7.2 偏向角と偏向効率について

揚力特性向上のために常に偏向角と偏向効率を改善したいわけであるが、効率の向上にはAW方式がエゼクタ作用により断然優れている。USB方式ではフラップ上面曲率分布に関し、フォア・メイン、メイン・アフタおよび円弧フラップを調査した。しかし、コアンダ効果に対し望ましい曲率分布の性質はまだ明確ではない。この点について基礎的な解決が期待される。

コアンダ効果を  $\delta_f = 60^\circ$  以上まで保つために、いわゆる Vane Type の V. G. について多くの比較試験を行ったが、特に優れた形態配置は得られなかった。エンジン 1 基当りの必要枚数も結局 YC-14 の例を参照して 4 枚としたが、半截試験では 2 枚で目的を達した例もあるので現状では明瞭な根拠はない。V. G. の作用について、1 重ハ型列の発生する渦の経路解析と実験との比較を行った文献 30 の例はあるが、基礎的な研究は未だ少い。曲面に沿い、かつ本報告のような特殊な配列についての機構の解明は

今後の問題であろう。

V. G. はコアンダ効果を增强するうえで有効であるが、偏向効率の低下は避けられない。推力に余裕のある着陸時以外は抵抗増加を含めて有害であるから、巡航時には YC-14 のように翼面に倒伏させる等の手段が必要である。これに対し、サイドフェンスを USB ジェットの両側に設置してコアンダ効果を增强する方法が別途に舞田、他により開発された (文献 29)。実験機ではこの効果も確認される予定である。サイドフェンスでは V. G. のような抵抗増加を招かないので V. G. のような開閉機構なしで巡航に耐える。ただし、これを展開したフラップ上にも配置するから、フラップの収納に関して配慮が必要である。

USB方式の基本となるコアンダ効果は、V. G. あるいはサイドフェンスで增强できるが、この他に空気の吹出しを用いても可能であろうと思われる。例えば米国の風洞試験報告において、USB形態のフラップ knee に BLC を行つての增强例がある (文献 37)。また USB 方式を循環制御翼に適用した場合、妥当な吹出しを行って  $60^\circ$  以上の偏向角を得た例もある



(文献 31)。このような方法の開発も今後の課題である。

### 7.3 静安定・縦のトリムおよび失速について

Powered Lift 機では一般的に  $C_f$  (プロペラならば  $T_c$ ) が増加するに従い縦の静安定が弱まる。これは今回の試験および我々が行ったプロペラ STOL の試験 (文献 32) で明かであるが、YC-14 の例でも部分的に  $\partial C_m / \partial \alpha > 0$  の状態が示されている (図 87, 文献 11)。このような見かけ上の静的不安定が好ましくないのは当然であり、安定計算のうえでは微係数  $\partial C_m / \partial u$  (速度  $U$  の変化に対する微係数) が CTOL におけるように無視できれば  $\partial C_m / \partial \alpha$  の正負が安定判別を決定する。しかしながら Powered Lift では、一定 Power のもとで減速すると  $C_f$  が増加し、大きい頭下げモーメントを発生する。すなわち  $\partial C_m / \partial u$  は正かつ無視できない。この事実が安定条件に対しある範囲での  $\partial C_m / \partial \alpha > 0$  を許容する (Routh の判定条件)。この判定条件が米軍規格 (文献 51, 52) および耐空性審査要領における要求  $\partial \delta_e / \partial V > 0$  と同等であることが別途示されている (文献 50)。このように縦の静的安定は Powered Lift 機では単純でない。

フラップを強化して、あまり Power に依存しない形式のプロペラ機でも、前記の強い頭下げモーメントが  $T_c$  の増加と共にあらわれる (例えば文献 33)。すなわち主翼後縁で何らかの推力偏向を行う限り避けられない現象で、同時に尾翼には強い吹下しを生じる。これをトリムするためには大きい尾翼容積、水平安定板角度の可変、水平尾翼前縁スラットなどによる対応が求められる。この場合トリムによる荷重は下向きで、全機的には揚力の損失を招く。これを具体的な数値例でみると、USB 方式  $C_f = 1.0$  着陸形態において尾なし  $C_L = 4.0$ ,  $\alpha \approx 3^\circ$  としてトリムによる揚力損失  $\Delta C_L = -0.32$ , すなわち 8% 程度の揚力損失と見積ることができる。着陸時の推力の余裕を考慮するとしても、損失であることには違いがない。この場合尾翼の抵抗については着陸時の大きい吹下しのもとで空気力の合力は前傾してくるので問題とはならない。

尾翼容積の増大は、尾翼面積や重量の増加を通じ

て設計上の困難を増す。このような状況の緩和方法が全くないわけではなく、例えば先に述べたように後退角の増加が空力中心の移動を通じて有利に作用するであろう。前縁スラットあるいはクルーガフラップなどの前縁高揚力装置を大きく前方に展開することも緩和策の 1 つと考えられるが、実施例は見当たらないので今後の課題であろう。

つぎに大きい揚力状態での失速の問題を考える。尾翼トリム能力の限界が失速を超えなければ問題がない。しかし失速を超えうる能力をもつとき、先に述べた失速後の pitch up の問題に当面する。この傾向は図 87 でみたように YC-14 でも見られ、さらに、QSRA の資料 (文献 17) でも指摘できる。したがって Powered Lift 機の大揚力状態でかなり一般的に生じる現象のように思われる。文献 33 のプロペラ STOL 模型は直線翼であるが  $T_c$  1.5 以上で pitch up の傾向が見られる。プロペラ後流偏向型で翼全面に後流を被った場合 (文献 32),  $T_c \approx 4$  になっても明かな失速はあらわれない。しかし  $C_m \sim \alpha$  の曲線の著しい非線型性の中に同様な傾向が指摘できる。USB 方式の場合文献 12 に示される尾翼附近流場の測定が行われた。pitch up の空力的説明はその結果をもとに吹下しと後退角の影響と考えられた。後流偏向型でも同様な後方の流場の測定が行われて (文献 34), 強い吹下しと主翼から放出される複雑な渦系の影響として説明された。ここで我々が問題にしている流場はジェットのように総圧が異なる部分を含む非一様流であり、そこに主翼から複雑な渦系が放出されて強い吹下しの場を作っている。Powered Lift 機の失速前後の特性は、このような流場の失速に伴う急変と関係づけて理解されるべき問題として今後に残されている。事実として失速を境としての pitch up のような特性の急変を生ずることが明かであり、安全上十分な配慮が求められている。

### 7.4 動力 (エンジン) 装備との諸関係について

Power による空力特性への効果が大きいことから、ファンジェット STOL 機ではエンジンの装備にかかわる問題が甚だ多い。例えば AW 方式では大量の抽気を要するのでエンジンに対する特別な要求

が加わる。EBF, USB方式ではエンジン排気をそのまま利用するので、エンジン自体による制約は比較して少い。しかし、エンジン排気は高温のコア流を内包しているため、耐熱・断熱といった構造上の問題を生じる。また逆推力装置をどのような型式にするかというような問題もある。

ここでUSB方式の空力的な問題に限定すると、まずUSBノズルの配置形態がどうあるべきかという問いに答えざるを得ない。我々の風洞試験においても約6形態のノズルが試験された。偏平なノズル(ノズルB, サイドドアノズル)が偏向に適しているとしても巡航時の擦過抵抗, 排気ダクトの設計等の面からは腰高なノズルの方が好ましい。全機模型のノズルはこのような状況から生れた妥協であるが、仮に機体の運用条件, 要求性能などが設定されたとしても最適なノズルの設計を求めることは多分容易ではない。またノズルに各種の附属装置を付けて、このような困難を緩和する試みがある。例えばYC-14はノズル出口にサイドドアを設けて、着陸時ジェットの中を拡げる努力を行っている。我々の試験ではこの方式は有効な結果を与えなかった。USBノズルにデフレクタを付ける試みは他にも多くの報告がある。しかし、結果をみると必ずしもよい成績ばかりは得ていない(文献35, 36, 37)。我々の実験結果からみると、特に有効な手段とは考えられない。結局USBノズルについての明確な設計指針を立てることは今後の課題といってよいであろう。特に高速巡航状態でのノズルまわりの空力的特性を調べるのが実用上の問題とかかわって重要と思われる。

つぎにエンジンナセルの配置について触れておきたい。USB方式ではエンジンを主翼上面前方に配置する。このためナセルが空気取入口からノズルまでを含めて長大な場所を占めることになる。マウント方式にかかわる構造上の問題はさておき、空力的には主翼の上面の大きく揚力に寄与すべき部分に複雑な影響を与える。我々の試験においても、ナセル間, ナセル胴体間の流れについて、努力を重ねたが満足すべき結果には至らなかった。米国における報告(文献9)も同様な経験を示している。すなわちナセル側面やStep前縁にBLCを適用し、あるいは

ナセル側面にvane, 主翼上面にフェンスを取付け、最後にナセル外形の変更まで行っている。結果からみると、それぞれ幾らかの効果はあるものの顕著とはいえない。この問題は4発のUSB方式について今後特に配慮を要するところであろう。基本的にはナセル間の流路が狭く、さらに高揚力時に強いup washが前縁部に作用することによる。エンジン間隔を広げればこの状況はかなり緩和されるはずであるが、一方ではエンジン1発停止時の困難を増加する。その後エンジン位置については更に多くの風洞試験が行われ、2発を結合したクラスタ型まで試験された。これらについては文献7を含む別途報告を参照されたい。

最後にエンジン装備に関して1発停止時の問題を述べる。AW方式ではこの場合に残余のエンジンから、高圧空気を左右両翼に供給するようダクト系が設けられている。したがって過渡状態は別として大きい非対称特性の悩みはない(文献38)。ただしダクトの配置には設計上多くの犠牲を要求されるものと思われる。USB方式では強い非対称モーメントが発生することを先に述べた。またこれに対応する舵の効きについても調べた。しかし例えば補助翼・スポイラのように $C_l$ に伴って効きが増加するという利点もあるわけであって、エンジンの数と配置に適合した設計上の解決がなされるべきである。YC-14の例を考えても、双発であるために1発停止の影響が大きいはずであり、エンジンを極力胴体近くに配置している。また、停止エンジン側のUSBフラップにスロットを開けて横揺モーメントの緩和をはかる工夫がなされている(文献14)。さらに作動エンジン側のフラッペロンのdroopを浅くして平衡をはかっているとも言われる(文献14)。QSRAでは4発であるため、このような形態変化は行っていない。エンジン停止に対応する配慮はPowered Lift機にとって常に重要な問題である。

## 7.5 BLC・DLCおよびDDCについて

低速においてPowered Liftの状態での運動性を確保するうえで、この種の試作機あるいは実験機には各種の工夫が行われている。我々の風洞試験でも、前縁と補助翼へのBLCの適用、スポイラによる

DLC, 大フラップ角での DDC が試験の対象となった。

前縁スラットあるいはクルーガフラップを設けながらさらに前縁 BLC を適用する場合の効果については当初に議論があった。しかし実際に試験してみると一応の効果（例えば  $C_f = 1.1$ ,  $C_{\mu LE} = 0.08$  で  $\Delta C_{Lmax} \doteq 0.75$ ）が示された（図 67, 68）。YC-14 においても全翼中に前縁クルーガフラップを装着したうえで、ドリルホール式の BLC を適用している。<sup>40)</sup> この場合 2 次元のデータでは  $C_{\mu LE} = 0.08$  で  $\Delta C_{Lmax} = 1.5$  を示しており、クルーガフラップを可変キャンバ型に変えて  $\Delta C_{Lmax} = 2.3$  に改善したという報告がある。<sup>41, 42)</sup> これは 2 次元のデータであって、全機特性では数値的に減るが、実際の機体での寄与は明かでない。QSRA 機については外翼の全中に前縁クルーガフラップを設置し、さらに BLC を適用して風洞試験での失速角を  $4^\circ$  増加させたという報告がある。<sup>15)</sup> 一方 QSRA の全機風洞試験データ<sup>43)</sup> をみれば  $\delta_K = 70^\circ$ ,  $\delta_f = 90^\circ$ ,  $C_f = 2.0$ ,  $C_{\mu LE} = 0.076$  において  $\Delta C_{Lmax} \doteq 0.7$  の程度であって、我々の得た結果と較べるとほぼ同等である（BLC OFF ではスロットを開けて、前縁スラットに変えている。）。また同じデータにおいて  $C_{\mu LE} = 0.025$  では  $\Delta C_{Lmax} \doteq 0.4$ ,  $\Delta \alpha_s \doteq 6^\circ$  となっている。QSRA では最終的には前縁 BLC を取払って、前縁スラットの形態で飛行試験を行ったようである。<sup>44)</sup> 前縁 BLC は確かに効果があるけれど、その得失については設計上の判断によるところが大きい。前縁 BLC を特に必要としない有効な前縁高揚力装置あるいは翼形状が設計されれば、むしろ望ましいと思われる。

補助翼への BLC の適用は補助翼を droop させる限り、我々の試験結果からみて避けることができない。補助翼の Droop が必要であるか否かは、設計上の判断に属するが、 $C_f = 1.0$  で  $\Delta C_L$  にして 0.3 程度であるから（図 108）、それ程顕著な効果とはいえない。一般的に言って BLC は流れの剥離を抑制する目的に対して甚だ有効である。したがって例えば AW 方式の実験機においても、両翼間の胴体上面に吹出し式 BLC の適用がみられる。<sup>38)</sup> しかしこれを多用するには当然ながら設計上諸種の困難を増加させる。

ファンジェット STOL 機は、着陸時にいわゆるバックサイド領域で運用されるので飛行性の面から多くの対策を求められる。これらの対策の中で空力特性と直結した手段として DLC あるいは DDC が論じられる。これらによって揚力と抵抗を個々独立して直接的に制御できれば理想的であるが、例えば Power を調節すれば特性のすべてが変わるので、単独のパラメタ操作で目的を達することができない。ここで USB 方式での DLC, DDC の操作量の主役は、当然ながらエンジンの推力および USB フラップ角である。<sup>11)</sup> エンジン推力  $C_f$  の効果はこの報告の主題であり、フラップ角の効果についても先に述べた通りである。エンジン推力を操作するとき、その応答遅れを補う意味でスポイラを利用すると便利である。スポイラによる DLC については YC-14 および YC-15 でも実施しており、<sup>11, 12)</sup> また QSRA でも  $13^\circ$  の up rig でこれを行っている。<sup>15)</sup>

## 7.6 横風着陸能力と方向舵の効きについて

Powered Lift 機は離着陸時に飛行速度の低下に応じて横風の影響を強く受ける。我々の試験結果をみると、全機第 1 次試験の着陸形態（図 99）で  $C_f = 0$  での  $C_{n\beta} \doteq 0.05$  が Powered Lift の状態で  $C_{n\beta} \doteq 0.07$  の程度まで増加する。また尾翼の効きによる定常横風着陸の限度が  $7^\circ$  の横滑りで見積られる。これは例えば 80 kt の着陸速度に対して約  $10^\circ$  kt 以下の直角横風成分となる。大尾翼、大舵角に加えてドーサルフィンの取付などの対策を講じて、定常横滑り能力は  $20^\circ$  を超えない（図 105）。しかし許容横風成分は 25 kt 程度になる。エンジン故障の場合は制限はさらに低下（図 106）せざるを得ないから、Powered Lift 機にとって横風下の着陸は常に厳しい問題となる。このような状況のもとで、例えば YC-14, YC-15 とともに極力大きい尾翼とダブルヒンジ式方向舵を採用しており、飛行試験結果から横風制限を 30 kt 程度に抑えている。<sup>46, 47)</sup> 適当なバンクを許せば条件は或程度緩和されるが、安全上の余裕を考えれば、制限を厳しくするのは当然であろう。なおこの問題に関して、その後ジェットと胴体の干渉の調査、ノズル出口の Cut Back, 内側エンジン後方の V. G. の変更など多く

の努力が行われている。詳細は別途報告されるであろう。

### 7.7 風洞試験法と推算法について

ジェット STOL 機の風洞試験については、実施上新しい試みが多く行われた。半截模型による測定法（端板の設置、天秤支柱の改造等）、エアタービン式エンジンシミュレータを用いての試験法、空気配管と天秤との干渉防止法などについては既に述べた。同時測定の数の方多さと装置の規模からみて、低速風洞試験としてはかなり高度の試験といえよう。また、特徴として、機体の形状配置の複雑さのみならず  $C_f$ 、 $C_\mu$  など特性上重要なパラメータが加わるので、測定のケース数も著しく増加する。このような試みが、精度的に大きい問題を生じないで実施できたことは成功と考えてよいであろう。ちなみに YC-15 の風洞試験は全機模型にエゼクタ式模擬エンジンを取付け、また同様なフレキシブルチューブによる干渉防止策をとっている。<sup>39)</sup> YC-14 では半截および全機模型を用い、ジェットの模擬はエアタービン式および、排気だけを模擬する Blown Nacelle を用いている。<sup>48)</sup>

ジェット STOL 機の風洞試験法として必要なものは、この他に後流測定および地面効果試験があげられる。前者については本文でたびたび引用した報告がある。<sup>12)</sup> 後者についても、その後実施されたので別途報告が行われるであろう。

風洞試験結果の修正については本文でも述べたが、実際の設計資料として用いる場合に多くの配慮が必要である。<sup>54)</sup> レイノルズ数修正、エンジンのラム抵抗修正、ナセル外形の相違による修正などがこれに入る。測定は通常胴体中心線上の空力中心位置で行われているが、ジェット STOL 機のように大きい揚力・抵抗を発生している場合には、重心の上下位置によってかなり数値的に影響を受けるから実際の機体特性推定には、この点の修正も重要である。

風洞試験に対して、一方では計算による特性の推定が望まれる。現状では任意形態の Powered Lift 機について精度ある推定法が充分開発されているとは言いがたい。これまで述べてきたように、現象がジェットを含む複雑な流れ場にかかわり、また形態も

複雑多岐にわたっているから、問題の取扱いが容易ではない。しかし個々の風洞試験の条件に合わせて計算による推定を行い、試験結果と推算結果を比較する試みはかなり行われてきていて、揚力・抵抗については良好な一致を示す例も多い。<sup>4, 49)</sup> この面でも今後の進展が期待される。

このような推定法の精度の向上と風洞試験を通じてのデータの蓄積に加えて、実験機等による多くの実証されたデータが示されるとき、ファンジェット STOL 機の空力特性についての確かな答えが要求されるものと考えられる。要求される答えには性能を通じての実用性を見通しも含まれるであろう。この意味から、空力特性に関係して性能を規定する設計上の諸条件は重要である。現在航空宇宙技術研究所においても、膨大な計算プログラムによる CAD (Computer Aided Design) の手法を用い、上記諸条件をパラメータとして調査研究が進行中である。<sup>53)</sup>

## 8. あとがき

この報告の内容は約 4 年間にわたるファンジェット STOL 機の風洞試験である。この試験期間中に我々は中心的存在であった推進者を痛恨のうちに失った。当時新型航空機第 3 研究グループリーダーであった故北村清美氏である。同氏が不幸にして病を得て他界されるまで精力的に風洞試験を遂行されたことは未だ我々の記憶に新しい。この報告を氏に捧げて御冥福を祈るよすがとしたい。

おわりに、この研究の実施について内外の多数の人々の御協力を得た。以下に略記して深く謝意を表したい。まず AW 方式の形態については三菱重工業空力研究課の方々の御協力に負っている。半截模型の配管干渉、USB 方式の形態については川崎重工業の担当の方々の御協力に負っている。全機模型の配管干渉については新明和工業の方々の経験に負うところが大きい。半截第 4 次以降の最終的データ処理は実験機設計チーム (NASTADT) の方々の手に依頼した。所内的には新型航空機研究グループに所属する関係者、空気力学第 2 部の大型低速風洞および高圧空気の製造に関与した方々に負うところが大きい。なおこの特別研究は当時の新型航空機研究

グループ総合研究官，現在の武田峻所長のもとで発  
足し，予算・組織その他万般の推進・支援を受けた。

### 参 考 文 献

- 1) 航空宇宙技術研究所 20 年史 (昭和 50 年)
- 2) 犬丸矩夫，北村清美，高橋侔；Externally Blown Flap における翼面上の圧力分布；NAL TR-410 (1975).
- 3) 科学技術庁研究調整局；STOL 輸送システムに関する総合研究；(1972～4).
- 4) 犬丸矩夫；STOL 機に関する空気力学的諸問題；日本航空学会誌，28 巻 317 号 (1980)
- 5) 広末健一，岩崎昭人；突風風洞空気源設備；NAL TM379 (1979).
- 6) 戸田亘洋；大型低速風洞における動力付き模型の風洞試験；NAL N-19 (1975).
- 7) 高橋侔，他；STOL 実験機半截模型風洞試験 (半截模型空力要素の特性)；NAL TR-734 (1982).
- 8) Falarski, M.D. and Koenig, D.G.; Aerodynamic Characteristics of a Large-Scale Model with a Swept Wing and Augmented Jet Flap; NASA TMX 62, 029 (1971).
- 9) Aoyagi, K., Falarski, M.D., and Koenig, D.G.; Wind Tunnel Investigation of Large-Scale Upper Surface Blown Flap Model Having Four Engines; NASA TMX 62, 419 (1975).
- 10) Phelps, A.E. III, and Smith, C.C.; Wind Tunnel Investigation of an Upper Surface Blown Jet-Flap Powered Lift Configuration; NASA TND-7399 (1973).
- 11) Lee, A.H.; YC-14 Flight Control; AIAA paper 75-1027 (1975).
- 12) STOL 推進本部空力チーム (林，他)；STOL 実験機模型の尾翼付近の流れ場；NAL TR-677 (1981).
- 13) 栗山正造；風洞試験速報 (NAL 実験機資料)；NAST 53-2024 (1978).
- 14) Wimpers, J.K.; Upper Surface Blowing Technology as Applied to the YC-14 Airplane; SAE 730916 (1973).
- 15) Boissevain, A.G., and Cochrane, J.A.; Quiet Short-Haul Research Aircraft: A Perspective of Current Status and Future Plans; AIAA paper 78-1468 (1978).
- 16) Sleeman, W.C., Hohlweg, W.C.; Low Speed Wind Tunnel Investigation of a Four-Engine Upper Surface Blown Model Having a Swepting and Rectangular and D Shaped Exhaust Nozzle; NASA TND-8061 (1975).
- 17) Hultman, D.N.; Large Scale Wind Tunnel Investigation for Future Modification to the Quiet Short-Haul Research Aircraft; NASA CR-152349 (1980).
- 18) May, F. et al.; STOL High Lift Design Study, Vol. I, State of the Art Review of STOL Aerodynamic Technology; AFF DL-TR-71-26.
- 19) 日本航空工業会；短距離離着陸機 (STOL) 機体技術に関する研究；(1973).
- 20) Parlett, L.P. et al.; Wind Tunnel Investigation of a Large Jet Transport Model Equipped with an External-Flow Jet Flap; NASA TND 4928.
- 21) Parlett, L.P. et al.; Wind Tunnel Investigation of an STOL Aircraft Configuration with an External-Flow Jet Flap; NASA TND 5364.
- 22) Parlett, L.P. et al.; Wind Tunnel Investigation of a Jet Transport Airplane Configuration with High Thrust Weight Ratio and an External-Flow Jet Flap; NASA TND 6058.
- 23) Smith, C.C.; Effect of Engine Position and High-Lift Devices on Aerodynamic Characteristics of an External-Flow Jet Flap STOL Model; NASA TND 6222.
- 24) Parlett, L.P.; Wind Tunnel Investigation of an External-Flow Jet Flap Transport Configuration Having Full-Span Triple-Slotted Flaps; NASA TND 6391.
- 25) Freeman, D.C.; Wind Tunnel Investigation of a Jet Transport Airplane Configuration with an External-Flow Jet Flap and Inboard Pod-Mounted Engines; NASA TND 7004.

- 26) Koenig, D.G.; Aerodynamic Characteristics of a Large-Scale Model with an Unswept Wing and Augmented Jet Flap; NASA TND 4610.
- 27) Alexander, A.J. et al.; Wind Tunnel Experiments on a Rectangular-Wing Jet-Flap Model of Aspect Ratio 6; R & M 3329.
- 28) Turner, T.R.; Low Speed Investigation of Blowing from Nacelles Mounted Inboard and on the Upper Surface of an Aspect Ratio 7.0  $35^\circ$  Swept Wing with Fuselage and Various Tail Arrangements; NASA Memo-5-1-59L.
- 29) Maita, M., Torisaki, T., and Matsuki, M.; Effects of Side Fences on Powered-Lift Argumentation for USB Configuration; J. of Aircraft, Vol. 19, No. 3 (1982).
- 30) Jones, J.P.; The Calculation of the Paths of Vortices from a System of Vortex Generators, and a Comparison with Experiment, ARC C.P. No. 361 (1957).
- 31) Nichols, J.H., Englar, R.J.; Advanced Circulation Control Wing System for Navy STOL Aircraft; J. of Aircraft, Vol. 18, No. 12 (1981).
- 32) 犬丸矩夫, 他; プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (I), (II); NAL TM 88, 107 (1966 ~ 7).
- 33) 北村清美, 高橋俊, 鈴木友昭; 強力なフラップを用いた双発 STOL 機の風洞試験 (I); NAL TM 262 (1974).
- 34) Inumaru, N. et al.; Wind Tunnel Investigation of the STOL Airplane, with Attention to the Relations Between the Aerodynamic Characteristics and the Wake Structure; NAL TR-197T (1970).
- 35) Phelps, A.E., Letko, O.W., and Henderson, R.L.; Low Speed Wind Tunnel Investigation of a Semispan STOL Jet Transport Wing-Body with an Upper-Surface Blown Jet Flap; NASA TND 7183 (1973).
- 36) Aoyagi, K., Falarski, M.D., and Koenig, D.G.; Wind Tunnel Investigation of a Large-Scale Upper Surface Blown Flap Transport Model Having Two Engines; NASA TMX 62, 296 (1973).
- 37) Phelps, A.E., Smith, C.C.; Wind Tunnel Investigation of an Upper Surface Blown Jet-Flap Powered-Lift Configuration; NASA TND 7399 (1973).
- 38) Whittley, D.C.; Ejector Powered Lift System for V/STOL Aircraft; Cana. Aero. J. Vol. 20, No. 5 (1974).
- 39) 東 昭; STOL 機に関する動向調査; 日本航空宇宙工業会, 航空技術動向, No. 9 (1977).
- 40) May, F.W., and Bean, G.E.; Aerodynamic Design of the Boeing YC-14 Advanced Medium STOL Transport (AMST); AIAA paper 75-1015 (1975).
- 41) Foody, J.J.; YC-14 Status Report; SAE 760539 (1976).
- 42) May, F.W.; Aerodynamic Development of a High Pressure Leading Edge Blowing Boundary Layer Control System; AIAA paper 79-0116 (1979).
- 43) Koenig, D.G., and Aoyagi, K.; Maximum Lift of Upper Surface Blowing STOL Aircraft with Swept Wings; AIAA paper 75-868 (1975).
- 44) Cochrane, J.A., Riddle, D.W., and Stevens, V.C.; Quiet Short-Haul Research Aircraft - The First Three Years of Flight Research; AIAA paper 81-2625 (1981).
- 45) Cochrane, J.A., and Carros, R.J.; Hybrid Upper Surface Blown Flap Propulsive-Lift Concept for the Quiet Short-Haul Research Aircraft; AIAA paper 75-1220 (1975).
- 46) Lane, J.P.; YC-15 Development and Test Highlights; The Soci. of Exp. Test Pilots, 1977.
- 47) McPherson, R.; YC-14 Flight Test Program; The Soci. of Exp. Test Pilots, 1977.
- 48) Zierton, T., Rettie, I.; Wind Tunnel Test Techniques for Powered Lift Airplane; AIAA paper 77-88 (1977).
- 49) 酒井謙二; PHLD 解析について; 第 25 回風洞研究会議前刷, (1980).

- 50) 本田雄一；縦静安定の判定法について；NAL  
STOL 実験機資料, NAST-55-2093 (1980).
- 51) Flying Qualities of Piloted Airplane; MIL-  
F-8785B.
- 52) Flying Qualities of Piloted V/STOL Air-  
craft; MIL-F-83300.
- 53) 坂東俊夫, 他；USB STOL 機のパラメト  
リック解析；NAL TR (刊行予定).
- 54) STOL プロジェクト推進本部；低騒音 STO  
L 実験機の基本設計；NAL TM 452 (1981).

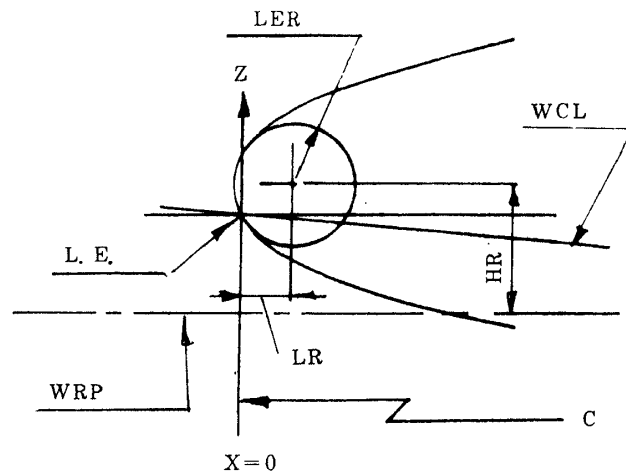
# 附 録

- A. AW 方式半截模型諸元・寸度
- B. USB 方式 模型 諸元・寸度
- C. AW 方式風洞試験項目概要
- D. USB 方式風洞試験項目概要
- E. エンジンシミュレータ諸元および性能

附録 A. 表 1. AW 方式半截模型諸元

項 目	諸 元
全 長	2700.8 mm
全 巾	1229.0 mm
全 高	964.0 mm
胴 体 外 径	152.0 mm
平均空力弦長	304.0 mm
翼面積 (片翼)	0.351 m <sup>2</sup>
縦 横 比	8.607
先 細 比	0.389
後 退 角	20°
下 反 角	0°
ねじり下げ	4.02°
水平尾翼長	1371.8 mm
水平尾翼面積 (片翼)	0.078 m <sup>2</sup>

附録 A. 表 2. AW・USB 模型主翼断面座標



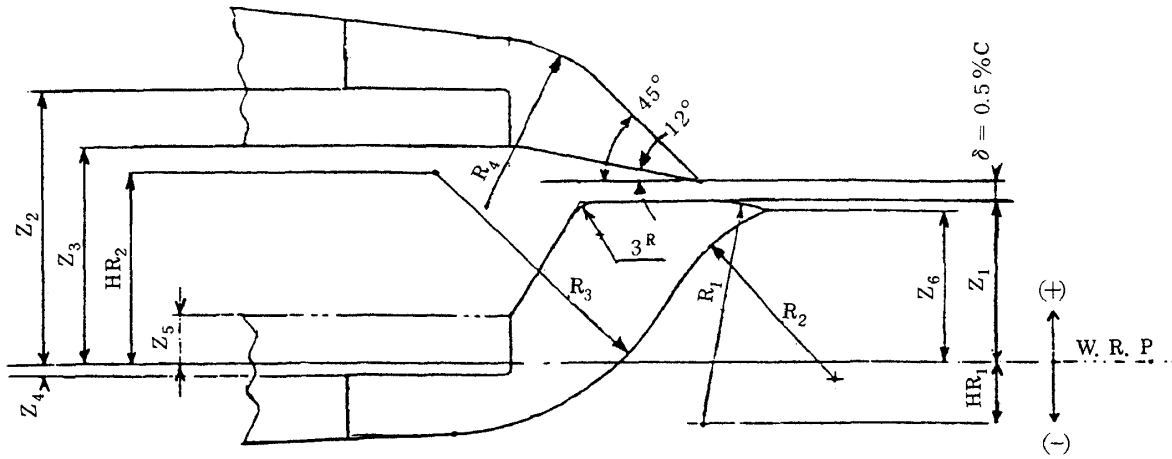
1. 座標は主翼基準面 (WRP) に対して示す。
2. AW模型は Tip ~ Kink 間を延長して求める。

単位 mm

	WING TIP			KINK			WING ROOT		
%	X	Z <sub>U</sub>	Z <sub>L</sub>	X	Z <sub>U</sub>	Z <sub>L</sub>	X	Z <sub>U</sub>	Z <sub>L</sub>
L. E	0			0			0		
0.5	1.11	3.18	-2.99	1.52	15.50	9.03	2.74	26.06	18.00
1.25	2.78	4.57	-3.79	3.81	17.61	7.87	6.82	28.08	16.46
2.5	5.57	5.91	-4.40	7.62	19.88	6.41	13.51	30.38	14.45
5.0	11.14	7.43	-4.98	15.22	22.50	4.00	26.30	33.71	10.88
10.0	22.28	9.08	-5.70	30.46	25.33	0.21	50.65	38.18	4.72
20	44.54	10.82	-6.43	60.90	28.17	-4.76	114.82	43.20	-8.28
30	60.46	11.25	-6.30	91.36	29.09	-7.13	193.10	42.24	-18.04
40	64.23	11.23	-6.17	121.81	28.59	-7.65	281.41	34.41	-22.20
50	70.18	11.11	-5.92	152.26	26.66	-7.01	347.58	24.03	-21.00
60	86.62	10.28	-4.98	182.72	23.43	-5.65	382.18	17.55	-19.36
80	123.31	6.50	-1.98	243.62	14.61	-1.35	443.12	4.77	-15.18
90	141.66	4.21	-0.21	274.08	9.64	1.34	473.54	-2.18	-12.58
T. E.	160.00	1.76	1.76	304.53	4.32	4.32	504.00	-9.58	-9.58
LER	3.20			2.74			3.66		
LR	2.88			2.54			3.32		
HR	-0.32			11.70			21.84		
WSTA	1093.03			385.78			0		



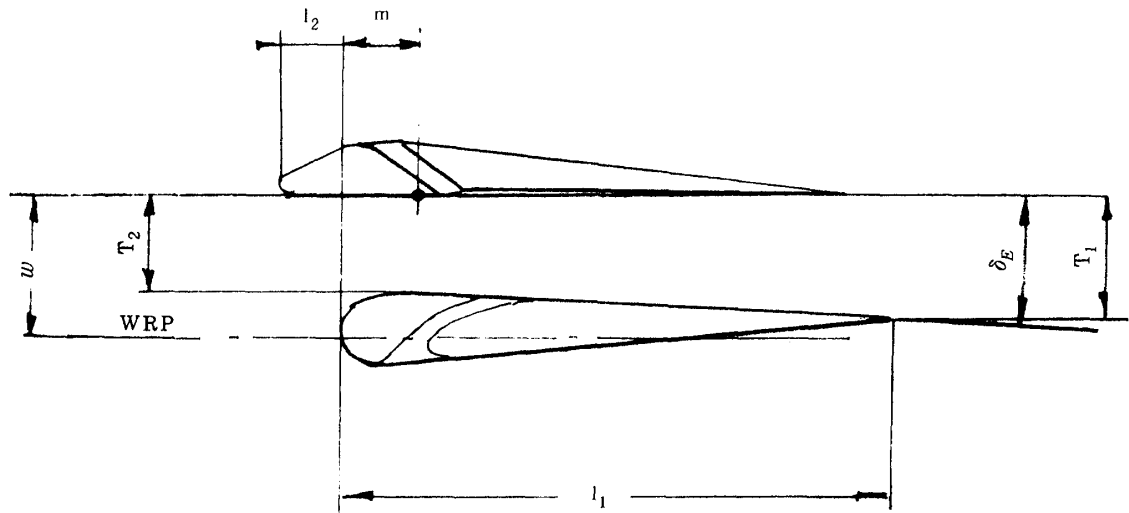
附録 A. 表 3. AWノズル寸度



単位 mm

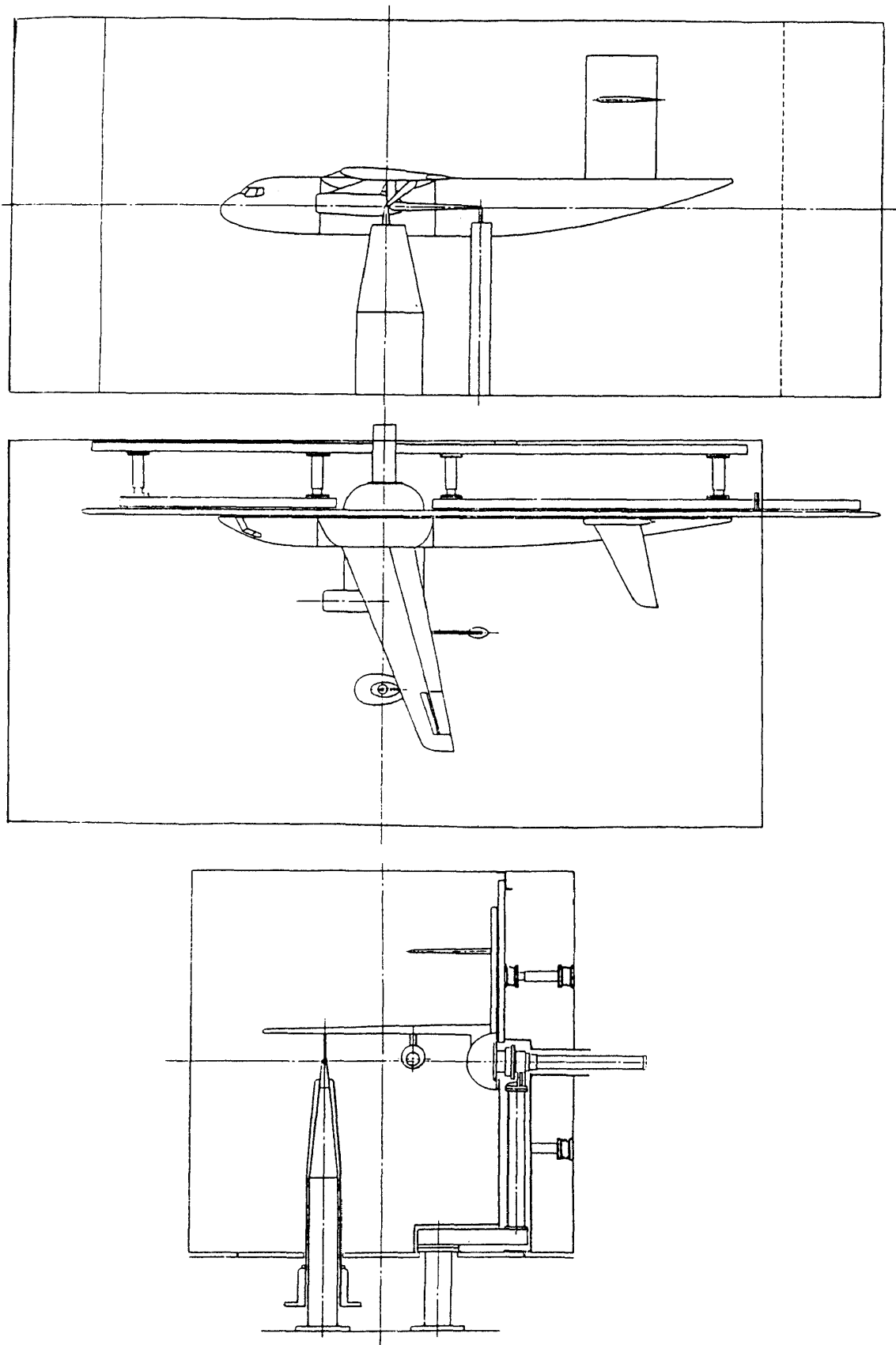
STA 寸度	100.00	385.78	700.00
$Z_1$	14.99	12.20	9.12
$Z_2$	25.50	20.45	14.90
$Z_3$	20.00	16.21	12.05
$Z_4$	- 1.00	- 1.00	- 1.00
$Z_5$	4.50	3.31	2.00
$Z_6$	14.03	11.37	8.44
$HR_1$	- 5.70	- 5.17	- 4.58
$HR_2$	17.63	14.30	10.63
$R_1$	20.69	17.36	13.70
$R_2$	16.83	13.93	10.75
$R_3$	24.32	20.40	16.10
$R_4$	15.46	14.80	14.08
$\delta$	1.81	1.52	1.20

附録 A. 表 4. AW方式エゼクタフラップ寸度表

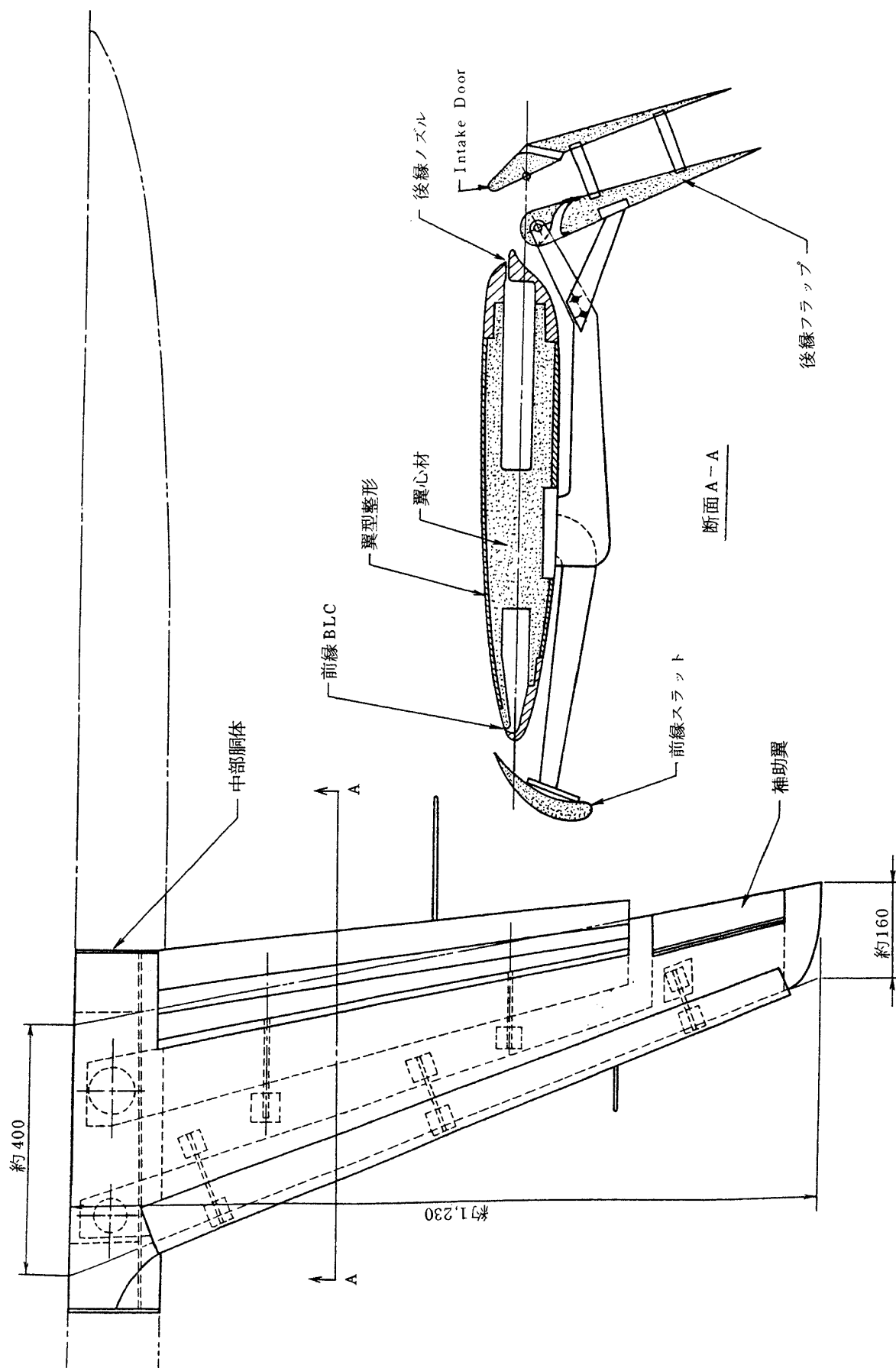


単位 mm

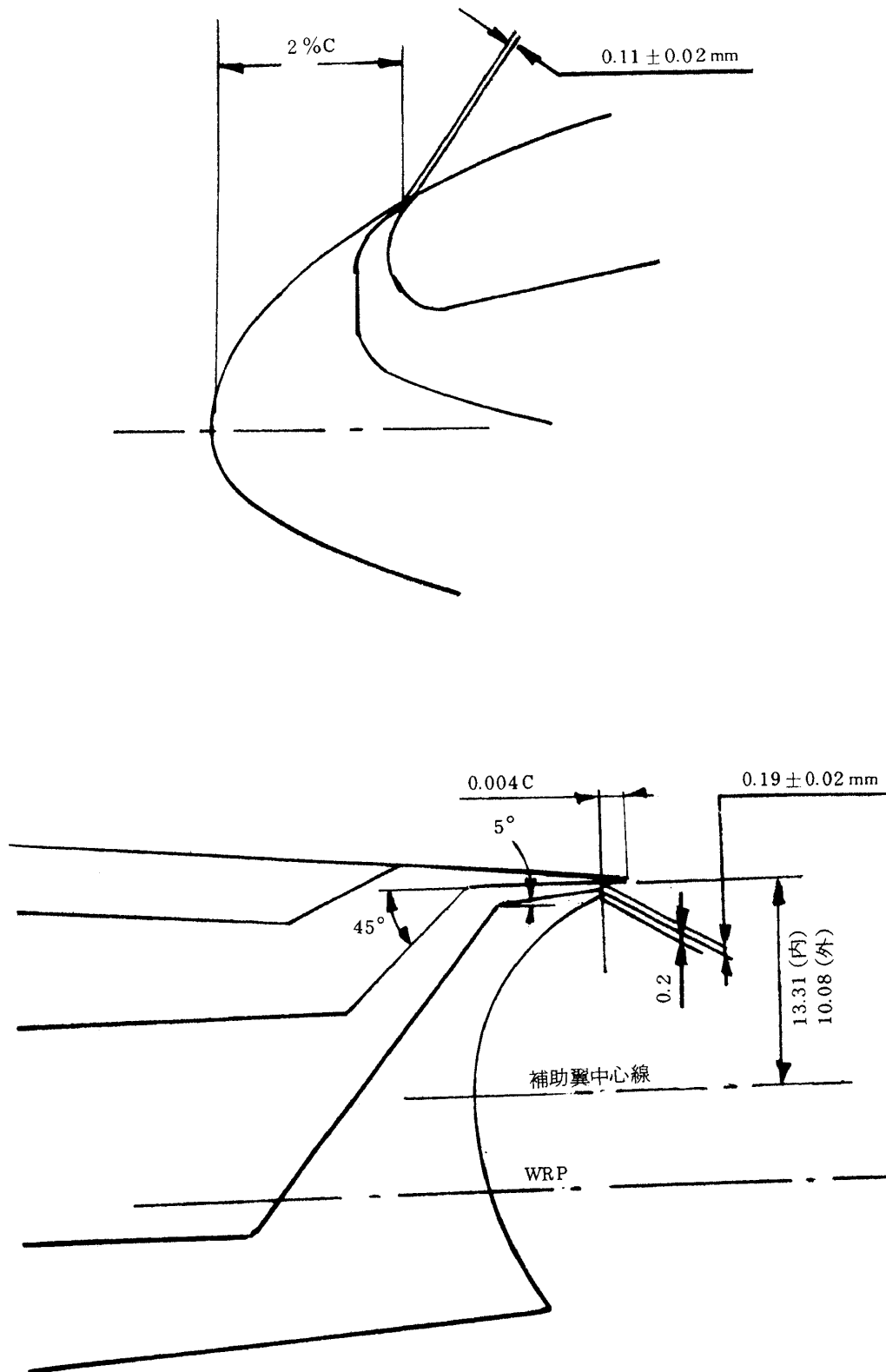
		TIP (m = 11.5)				ROOT (m = 19.8)			
$w\%$	$\delta_E^\circ$	$T_1$	$T_2$	$l_1$	$l_2$	$T_1$	$T_2$	$l_1$	$l_2$
4.6	3	14.5	10.3	84.31	9.5	24.6	15.2	144.3	17.8
4.6	5	17.3	10.3			29.3	15.2		
4.6	8	21.6	10.3			36.5	15.2		
7.0	3	19.9	15.7			33.7	26.6		
7.0	5	22.7	15.7			38.4	26.6		
7.0	8	26.9	15.7			45.6	26.6		
9.0	3	24.4	20.2			41.3	34.6		
9.0	5	27.2	20.2			46.0	34.6		
9.0	8	31.4	20.2			53.2	34.6		



附録A. 図1 AW方式半截模型三面図（配置図）



附録 A. 図 2 AW 風試模型概要図 (単位 mm)



附録A. 図3 AW模型BLCノズル

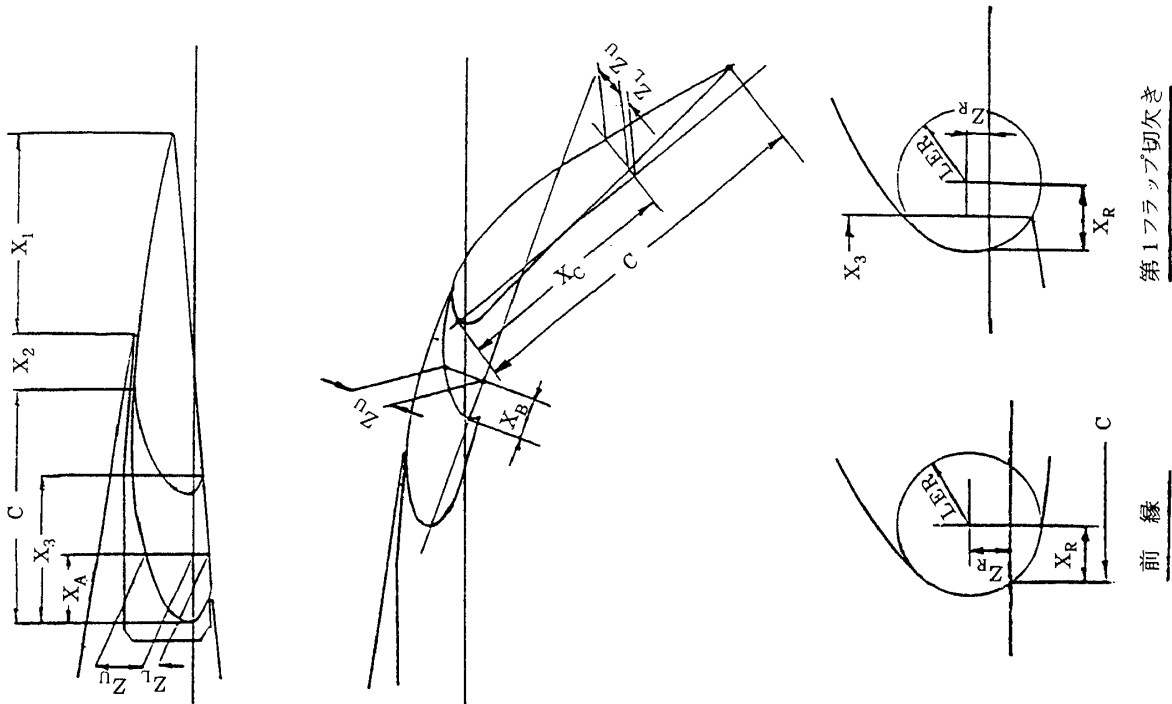
附録 B. 表 1 USB 方式模型諸元

主 翼	
面 積	0.7712 m <sup>2</sup>
翼 巾	2.448 m
縦 横 比	7.8
root 弦 長	504.0 mm
tip 弦 長	160.0 mm
平均空力弦長	0.3547 m
空力中心位置	胴体先端より 874.6 mm
後 退 角	20°
下 反 角	5.5° (全機), 0° (半截)
取 付 角	4°
振り下げ	5.4°
翼 型	root 12%, tip 11%
フラップ・スラット・補助翼	
フラップ巾	内側 379.8 mm 外側 398.0 mm
スラット翼巾	第1 (外側) 241.8 mm 第2 240.7 mm 第3 約 210 mm
補助翼巾 (弦長比)	301.9 (30% C) mm
水 平 尾 翼	
面 積	0.156 (小), 0.238 (大) m <sup>2</sup>
翼 巾 (片翼)	897.4 (小) 1187.2 (大) mm
昇降舵翼巾 (弦長比)	403 (小) 535.5 (大) (30% C) mm
前縁スラット・弦長比	約 20%
後 退 角 (下反角)	25° (小 0°, 大 5°)
垂 直 尾 翼	
面 積	0.138 (小), 0.1846 (大) m <sup>2</sup>
翼 高	0.396 (小) 0.408 (大) m
方向舵弦長比	35% C (小), 50% C (大)

附録B. 表2 USB半截模型フラップ座標(半截第1次~第3次試験)

単位 mm.

X/C (x/l) (%)	外翼フラップ外端(WST 783.78)							
	第1フラップ				第2フラップ			
	X <sub>A</sub>	Z <sub>U</sub>	Z <sub>L</sub>	X <sub>B</sub>	Z <sub>U</sub>	X <sub>C</sub>	Z <sub>U</sub>	Z <sub>L</sub>
0	0			0		0		
2.5	1.15	1.10	-2.90	0.59	0.90	1.71	2.00	-2.60
5.0	2.29	2.10	-3.30	1.18	1.60	3.43	3.15	-2.40
7.5	3.44	2.80	-3.50	1.76	2.10	5.14	4.00	-2.30
10	4.58	3.50	-3.60	2.35	2.60	6.85	4.80	-2.20
15	6.87	4.40	-3.65	3.53	3.30	10.28	5.90	-1.80
20	9.16	5.20	-3.60	4.70	4.00	13.70	6.80	-1.50
25	11.45	5.90	-3.50	5.88	4.60	17.13	7.40	-1.20
30	13.74	6.40	-3.40	7.05	5.00	20.55	7.55	-0.90
40	18.32	7.40	-3.10	9.40	5.80	27.40	7.40	-0.30
50	22.90	8.00	-2.70	11.75	6.40	33.06	6.80	0.20
60	27.48	8.40		14.10	6.90	38.38	6.20	0.70
70	32.06	8.50		16.45	7.20	43.70	5.40	1.20
80	36.64	8.40		18.80	7.50	49.03	4.60	1.70
90	41.22	8.20		21.15	7.60	54.33	3.80	2.20
100	45.80	7.80		23.50	7.60	59.65	3.00	2.70
LER	2.00				2.40		2.00	
X <sub>R</sub>	1.90				2.40		1.90	
Z <sub>R</sub>	-1.05				-0.60		-0.60	
X <sub>1</sub>					30.70			
X <sub>2</sub>					5.90			
X <sub>3</sub>					22.30			



第1フラップ切欠き

前縁

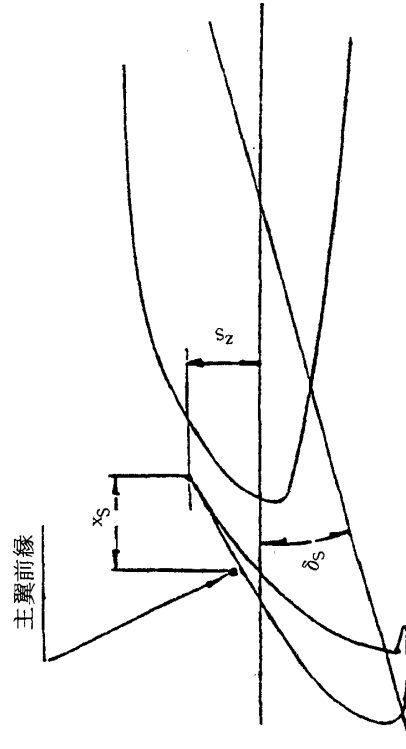
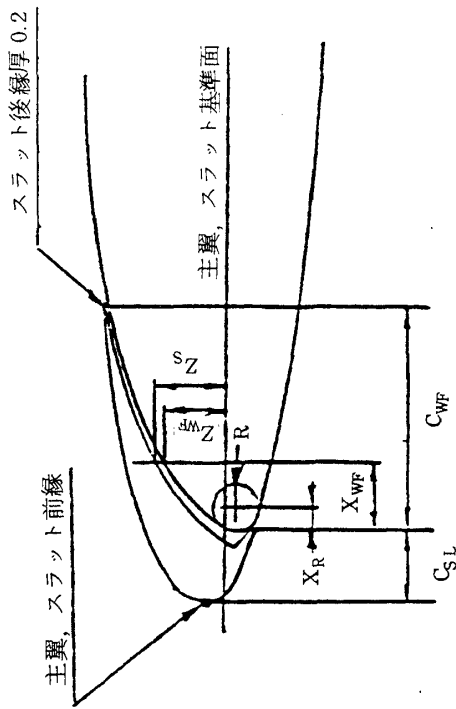
附録 B. 表 2 ( 続き )

KINK 断面 (WST 385.78)															USBフラップ内端 (WST 6)									
第 1 フ ラ ッ プ					第 2 フ ラ ッ プ					第 1 フ ラ ッ プ					第 2 フ ラ ッ プ									
X <sub>A</sub>	Z <sub>U</sub>	Z <sub>L</sub>	X <sub>B</sub>	Z <sub>U</sub>	X <sub>C</sub>	Z <sub>U</sub>	Z <sub>L</sub>	X <sub>A</sub>	Z <sub>U</sub>	Z <sub>L</sub>	X <sub>B</sub>	Z <sub>U</sub>	X <sub>C</sub>	Z <sub>U</sub>	Z <sub>L</sub>									
0			0		0			0			0		0											
1.15	3.00	-1.50	0.59	2.60	1.11	4.00		1.15	-8.60	-12.0	0.59	-10.40	1.71	-8.60										
2.29	4.00	-2.00	1.18	3.40	3.13	5.50	-1.70	2.29	-7.30	-14.6	1.18	-9.30	3.43	-6.40	-15.30									
3.44	4.90	-2.30	1.76	4.00	5.14	6.60	-1.40	3.44	-6.30	-15.0	1.76	-8.40	5.14	-5.00	-15.20									
4.58	5.60	-2.40	2.35	4.60	6.85	7.40	-1.40	4.58	-5.40	-15.3	2.35	-7.60	6.85	-3.70	-15.00									
6.87	6.70	-2.60	3.53	5.50	10.28	8.70	-1.20	6.87	-4.00	-15.7	3.53	-6.40	10.28	-2.00	-14.70									
9.16	7.60	-2.65	4.70	6.30	13.70	9.80	-0.80	9.16	-2.80	-15.9	4.70	-5.30	13.70	-0.70	-14.40									
11.45	8.40	-2.55	5.88	7.00	17.13	10.40	-0.50	11.45	-1.90	-16.0	5.88	-4.40	17.13	0.00	-14.10									
13.74	9.00	-2.50	7.05	7.60	20.55	10.80	-0.20	13.74	-1.20	-16.1	7.05	-3.60	20.55	0.30	-13.80									
18.32	10.00	-2.20	9.40	8.60	27.40	10.60	0.40	18.32	0.00	-15.9	9.40	-2.40	27.40	0.00	-13.20									
22.90	10.80	-1.90	11.75	9.40	34.25	9.80	1.10	22.90	0.70	-15.6	11.75	-1.40	34.26	-1.10	-12.60									
27.48	11.20		14.10	9.90	41.11	8.90	1.70	27.48	1.20		14.10	-0.60	41.11	-2.50	-12.10									
32.06	11.40		16.45	10.40	47.96	7.80	2.30	32.06	1.30		16.45	-0.10	47.96	-4.10	-11.50									
36.64	11.50		18.80	10.60	54.81	6.70	2.90	36.61	1.20		18.80	0.20	54.81	-5.80	-10.90									
41.22	11.30		21.15	10.80	61.66	5.60	3.50	41.22	1.00		21.15	0.40	61.66	-7.60	-10.20									
45.80	11.10		23.50	10.92	68.51	4.45	4.15	45.80	0.60		23.50	0.30	68.51	-9.20	-9.50									
2.30					2.80					2.60					2.60									
2.20					2.70					2.40					2.40									
0.55					0.60					- 11.80					- 12.80									
					39.60					39.60					39.60									
					5.90					5.90					5.90									
					22.30					22.30					22.30									



附録 B. 表 3 USB 機型・スラット座標 (単位 mm)

$X_{WF}/C_{WF}$ (%)	第 1 スラット外端			第 3 スラット		
	$X_{WF}$	$Z_{WF}$	$Z_S$	$X_{WF}$	$Z_{WF}$	$Z_S$
0	0	-0.86	1.12	0	12.03	13.41
1.25	0.34	-0.46	1.40	0.39	12.43	13.76
2.5	0.69	-0.12	1.64	0.78	12.84	14.12
5.0	1.38	0.60	2.14	1.56	13.60	14.80
7.5	2.07	1.24	2.62	2.34	14.32	15.42
10	2.76	1.84	3.10	3.12	15.00	16.00
15	4.14	2.99	3.97	4.68	16.26	17.12
20	5.52	4.00	4.77	6.24	17.38	18.12
25	6.90	4.92	5.52	7.80	18.40	19.04
30	8.26	5.72	6.18	9.36	19.36	19.84
40	11.04	7.12	7.36	10.48	21.04	21.36
50	13.00	8.30	8.44	15.60	22.48	22.69
60	16.56	9.28	9.34	18.72	23.76	23.83
70	19.32	10.12		21.84	24.85	
80	22.08	10.83		24.96	25.76	
90	24.84	11.44		28.08	26.61	
100	27.60			31.20		
$X_R$		1.02			2.21	
$R$		1.92			4.00	
$C_{SL}$		11.20			11.20	
$x_S$		13.95			14.45	
$z_S$		5.22			23.30	
$\delta_S$		19°25'			19°03'	
WSTA		1048.0			385.78	

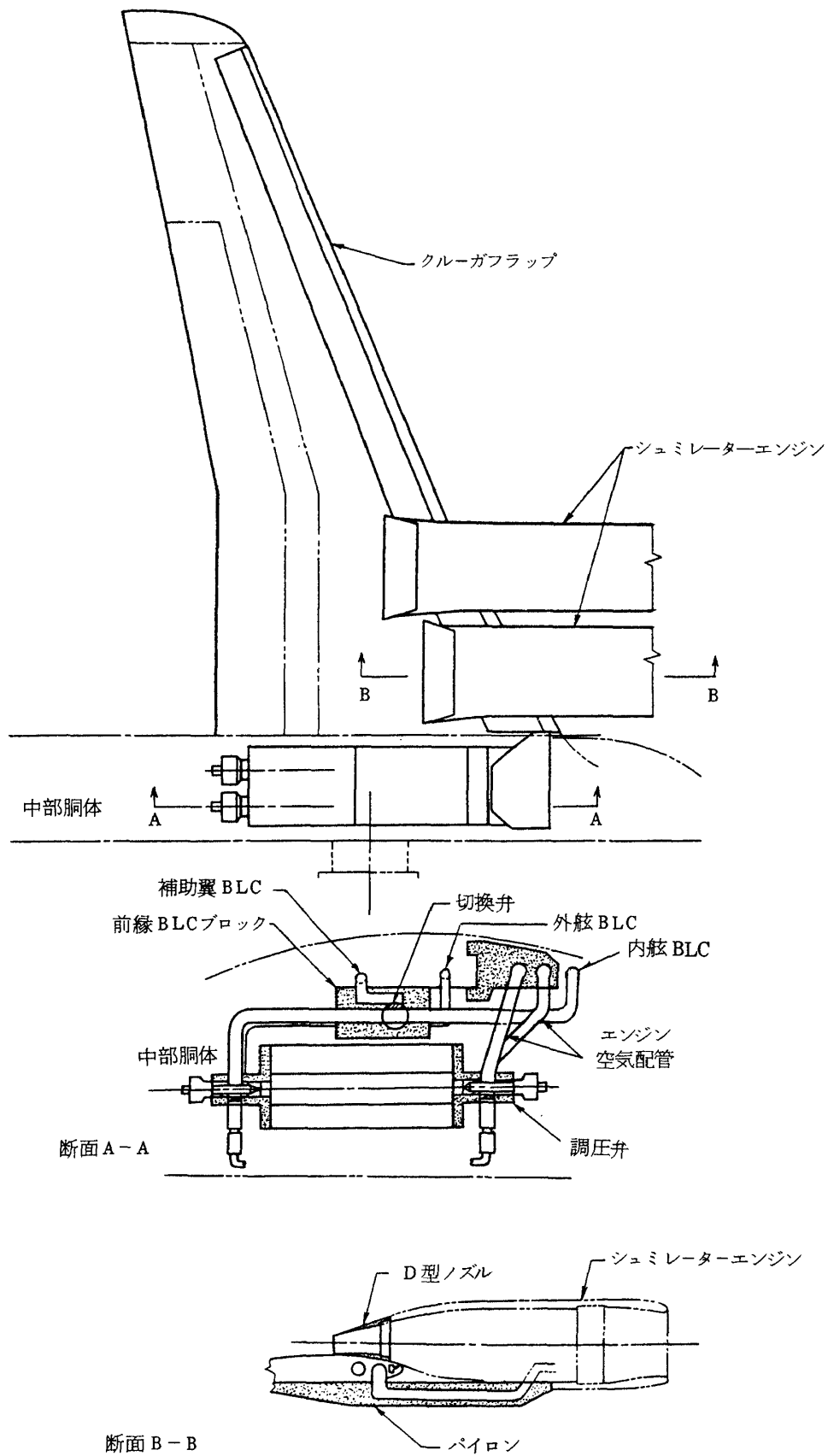


附録 B. 表 4 小型水平尾翼, 翼型座標 (対称翼型)

単位 mm

$Y_H$	O		433.66	
$X_H/C_H\%$	$X_H$	$Z_H$	$X_H$	$Z_H$
0.5	1.24	2.87	0.48	0.93
0.75	1.86	3.48	0.72	1.12
1.25	3.10	4.42	1.20	1.42
2.5	6.20	6.03	2.40	1.94
5.0	12.40	8.13	4.80	2.62
7.5	18.60	9.58	7.20	3.09
10	24.80	10.70	9.60	3.46
15	37.30	12.35	14.40	3.98
20	49.60	13.50	19.20	4.35
25	62.00	14.27	24.00	4.61
30	74.40	14.73	28.80	4.75
40	99.20	14.74	38.40	4.75
50	124.00	13.66	48.00	4.41
60	148.80	11.78	57.60	3.80
70	173.60	9.29	67.20	2.99
80	198.40	6.41	76.80	2.06
90	223.20	3.31	86.40	1.06
95	235.60	1.73	91.20	0.56
100	248.00	0.10	96.00	0.10
L. E. R	3.67 R		1.00 R	
位 置	BP 15		翼端より 32.12 内側	





附録 B. 図 2 USB風試模型概要

附録 C. 表 1 AW方式風洞試験項目概要

項 目		形 態 お よ び 条 件	備 考
全 機 特 性	全 機 CLEAN	$\delta_f = 0$ , 尾付 (中/中), BLC ON, AW OFF, $V = 20, 30, 40 \text{ m/s}$	尾翼位置の表示は (前後位置)/(上下位置)
	尾なし CLEAN	$\delta_f = 0$ , 尾なし, 同上	
	全 機 T/O	$\delta_f = 30^\circ$ , 尾付 (中/中), BLC ON, スラット A $\delta_E = 4.8^\circ$ , $w = 7\%$ , $\delta_I = 0$ (鈍)	標 準 形
	尾なし T/O	$\delta_f = 30^\circ$ , 尾なし, $\delta_I = -15^\circ$ (鈍), 他同上	標 準 形
	全 機 L/D	$\delta_f = 60^\circ$ , 尾付 (中/中), BLC ON, スラット A $\delta_E = 4.8^\circ$ , $w = 7\%$ , $\delta_I = -15^\circ$	標 準 形
	尾なし L/D	$\delta_f = 60^\circ$ , 尾なし, 同上	標 準 形
ス ラ ッ ト ・ B L C 効 果	前縁スラットおよび BLC 効果	$\delta_f = 60^\circ$ , 尾なし, BLC ON&OFF, スラット A&B $\delta_E = 4.8^\circ$ , $w = 7\%$ , $\delta_I = 0^\circ$	
	前縁スラットなし	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾なし, BLC ON&OFF, $\delta_E = 4.8^\circ$ $w = 7\%$ , $\delta_I = -15^\circ$	
	BLC OFF	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾なし, スラット A, $\delta_I = -15^\circ$ ( $\delta_f = 60^\circ$ ), $\delta_I = 0^\circ$ ( $\delta_f = 30^\circ$ ), 同上	
エ ゼ ク タ フ ラ ッ プ の 形 態 配 置	インテークドア角効果 $\delta_I = 0$ (鈍), $0$ (鋭), $20^\circ$ , $-25^\circ$	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾なし, BLC ON, スラット A, $\delta_I$ の他標準形態	
	エゼクタ角効果 $\delta_E = 3.85^\circ, 4.8^\circ, 6.75^\circ$ , $8.4^\circ$	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾なし, BLC ON, スラット A, $w = 7\%$ , $\delta_I = 0^\circ$ (鈍)	
	エゼクタスロット巾効果 $w = 4.7, 7.0, 9.05\%$	同上, ただし $w$ 変化に応じて, $\delta_E = 4.8^\circ, 5.65^\circ$ , $6.6^\circ$	
	エゼクタスロット閉 (ス ロットの開閉)	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾なし, BLC ON, スラット A, 標準形 ( $\delta_f 60^\circ$ ), $\delta_I = 0^\circ$ (鈍, $\delta_f 30^\circ$ )	
	エゼクタノズル相対位置 変化	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾なし, 同上	
	エゼクタフラップ端板効 果 (ON, OFF)	$\delta_f = 60^\circ$ , 尾付 (中/中), 標準形	
フ ラ ッ プ 角 効 果	フラップ角効果 $\delta_f = 0$ , $20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 60^\circ$	尾なし, BLC ON, スラット A, $\delta_E = 4.8^\circ, w = 7\%$ $\delta_E = 4.8^\circ$	
	フラップ角効果 $\delta_f = 0$ , $30^\circ, 40^\circ, 50^\circ, 60^\circ, 70^\circ$	尾なし, BLC ON, スラット A, $\delta_E = 4.8^\circ, w = 7\%$ $\delta_I = 0^\circ$ (鈍, $\delta_f 30^\circ$ ), $-15^\circ$ ( $\delta_f 40 \sim 70^\circ$ )	
水 平 尾 翼 効 果	水平尾翼取付角 $\delta_T = 0^\circ, -5^\circ, -10^\circ, -15^\circ$ $-20^\circ$	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾付 (中/中), BLC ON, スラット A, 標準形	
	水平尾翼位置 (前/中), (中/中), (後/中), (中/上), (中/下)	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , BLC ON, スラット A, 標準形	

附録 C. 表 1 (続 き)

項 目		形 態 お よ び 条 件	備 考
エ ポ イ ロ ラ 舵 効 ス	補助翼舵効 $\delta_a = 0, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾付 (中/中), 他同上	
	スポイラ舵効 $\delta_{sp} = 0, 10^\circ, 30^\circ, 60^\circ$	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾付 (中/中), 他同上	
そ の 他	ナセル効果 ナセルの ON, OFF	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾なし, $\delta_l = -15^\circ$ ( $\delta_f 60^\circ$ ), $0^\circ$ (鈍, $\delta_f 30^\circ$ ), 他同上	
	レイノルズ数効果 (風速 変化)	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ , 尾なし, 同上	
	静的推力増大比	$\delta_f = 60^\circ \& 30^\circ$ $\delta_E = 4.8^\circ$ , $w = 7\%$ , $\delta_l = 0^\circ$ (鋭)	

附録 D. 表 1 USB 方式風洞試験項目概要

項 目		形 態 お よ び 条 件	備 考
U S B ノ ズ ル 形 態 の 効 果	USBノズル形状の効果 (ノズル A, B, C)	$\delta_f = (20 \sim 60)/(20 \sim 40)$	半截 1 次
	USBスロットノズルの効果	$\delta_f = 20/20$	半截 3 次
	エンジンウインドミルの効果	$\delta_f = 60/40$	同 上
	デフレクタノズル効果 (デフレクタ $0^\circ \sim 20^\circ$ )	$\delta_f = 60/40$ & $60/65$	半截 4 次
	サイドドアノズル効果 (サイドドア $0^\circ \sim 60^\circ$ )	$\delta_f = 60/65$ ,	同 上
	デフレクタノズル効果 (デフレクタ $0 \sim 20^\circ$ )	$\delta_f = 60/65$ ,	半截 5 次
ボ ル テ ッ ク ス ・ ジ ェ ネ レー タ の 効 果	V. G. の効果 ( $30 \times 10$ , $50 \times 10$ , $30 \times 15$ )	$\delta_f = 60/40$ , 後退 & Step LE,	半截 2 次
	V. G. の効果 ( $17.5 \times 7$ , $25 \times 10$ , $37.5 \times 15$ )	$\delta_f = 60/65$ , FMフラップ, サイドドアノズル (ドア角 $0$ , $30^\circ$ ), WIND ON・OFF, 各 2 枚	半截 4 次
	V. G. 付静止反力 (V. G. 5 種)	$\delta_f = 60/40$ & $60/65$ , WIND OFF,	同 上
	V. G. の効果 (V. G. 19 種)	$\delta_f = 60/65$ , WIND ON・OFF	半截 5 次
	V. G. の効果 ( $17.5 \times 7$ , $25 \times 10$ , $37.5 \times 15$ )	$\delta_f = 80/65$ , WIND ON・OFF, 各 4 枚	同 上
	V. G. の効果 ( $50 \times 15$ (2, 4), $50 \times 10$ (2, 4))	$\delta_f = 60/65$ , 尾なし	全機 1 次
	V. G. の効果 ( $50 \times 10$ (4))	$\delta_f = 30/30$ , 尾付	全機 2 次
(註) 1. 半截第 4 次以後 V. G. 付を原則とする。 2. V. G. 寸度は (長さ) $\times$ (高さ) (枚数) で示す。 3. 全機 1, 2 次は $50 \times 10$ (4) を原則とする。			
前 縁 高 揚 力 装 置 の 効 果	前縁クルーガフラップおよび スラットの効果 (外翼スラット, 内翼クルーガ)	$\delta_f = 60/40$ , ノズル A, BLC ON・OFF V. G. なし	半截 1 次
	同 上 (内外翼ともにクルーガ)	同 上	同 上
	同上 (内翼広巾クルーガ)	同 上	半截 2 次
	前縁クルーガ, スラット効果 ( $\delta_K = 60^\circ$ , $\delta_s$ 配置変化)	$\delta_f = 60/65$ , サイドドアノズル, $\delta_a$ ドループ, V. G. $37.5 \times 15$ (4),	半截 5 次

附録 D. 表 1 (続 き) - 1

項 目		形 態 お よ び 条 件	備 考
前縁高揚力装置の効果	Step 前縁効果	$\delta_f = 60/40$ , ノズル A, V. G. なし	半截 1 次
	(註) 1. 全機 1, 2 次は内翼前縁スラット $\delta_s = 60^\circ$ , 外翼は第 1 スラット $\delta_s = 29^\circ 25'$ 第 2 スラット $\delta_s = 29^\circ 50'$ , 第 3 スラット $\delta_s = 25^\circ 03'$ 2. 半截 3 次以後はすべて Step 前縁, 内翼 BLC OFF		
	前縁 BLC の効果 (外翼 BLC, 外・中・内)	$\delta_f = 60/40$ , デフレクタノズル, $C_{\mu LE} = 0 \sim 0.08$ , $C_{\mu AIL} = 0$	半截 4 次
	同 上	$\delta_f = 60/65$ , サイドドアノズル, $\delta_a$ ドループ, $C_{\mu LE}$ , $C_{\mu AIL}$ ともに ON	半截 5 次
	前縁 BLC の効果	$\delta_f = 60/65$ , $\delta_a$ ドループ, 尾なし $C_{\mu AIL} = 0$	全機 1 次
フラップ形態およびフラップ角の効果	フォア・メイン型 USB フラップ $\delta_f = (10/20 \sim 60/40)$	ノズル A, BLC OFF, 後退 & Step 前縁, 外翼ダブルスロット, 前縁クルーガ & スラット	半截 1 次, 2 次
	同 上 $\delta_f = (60/40 \sim 80/40)$	ノズル A, BLC ON・OFF, Step 前縁, 外翼ダブルスロット, 前縁クルーガ	半截 3 次
	メイン・アフタ型 USB フラップ $\delta_f = 60/65$	サイドドアノズル, BLC OFF, 外翼 4 スロット, 前縁クルーガ	半截 4 次
	フォア・メイン型 USB フラップ 外翼フラップ効果 ( $\delta_f = 60/40, 65$ )	デフレクタノズル, BLC OFF, 外翼 2 スロット & 4 スロット	同 上
	大フラップ角効果 $\delta_f = 40/65 \sim 80/65$	サイドドアノズル, BLC ON, 外翼 4 スロット	半截第 5 次
	円弧型 USB フラップ $\delta_f = (50 \sim 90/40)$	ノズル A, BLC ON, 外翼 2 スロット, V. G. ON & OFF, Step 前縁, 前縁クルーガ	半截 3 次
	USB フラップのスロット効果, $\delta_f = 60/40$	ノズル A, BLC ON, 外翼 2 スロット, V. G. ON, Step 前縁, 前縁クルーガ, 外エンジン停止	同 上
	フォアフラップによる DLC $\delta_f = (60/40, 10 \sim 20/20)$	AEO, その他同上	同 上
(註) 1. 半截 1 次～2 次は外翼ダブルスロット, 内翼フォア・メイン型 2. 全機 1 次, 2 次はすべて外翼 4 スロット, 内翼・フォア・メイン型 3. その他特記なき場合すべてフォア・メイン型			
縦全機基本特性	尾なし L/D 特性 & 尾付 L/D 特性	$\delta_f = 60^\circ/40^\circ$ , ノズル A, 前縁 $\delta_K = 60^\circ$ , V. G. $50 \times 10$ (2), 前縁 BLC ON, $C_{\mu AIL} = 0$	半截 2 次
	同 上	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , サイドドアノズル, 内翼 $\delta_K = 60^\circ$ , 外翼 $\delta_s = 40^\circ$ (2% C スロット), 外翼 BLC ON, $C_{\mu AIL} = 0$ , V. G. $37.5 \times 15$ (4), 尾付は $\delta_a$ ドループ $20^\circ$ , 尾 (中/中) $10^\circ$	半截 5 次
	同 上	$\delta_f = 60/65$ , V. G. $50 \times 10$ (4), BLC ON (外翼, エルロン), その他 (註) 参照	全機 1 次



附録 D. 表 1 (続 き) - 2

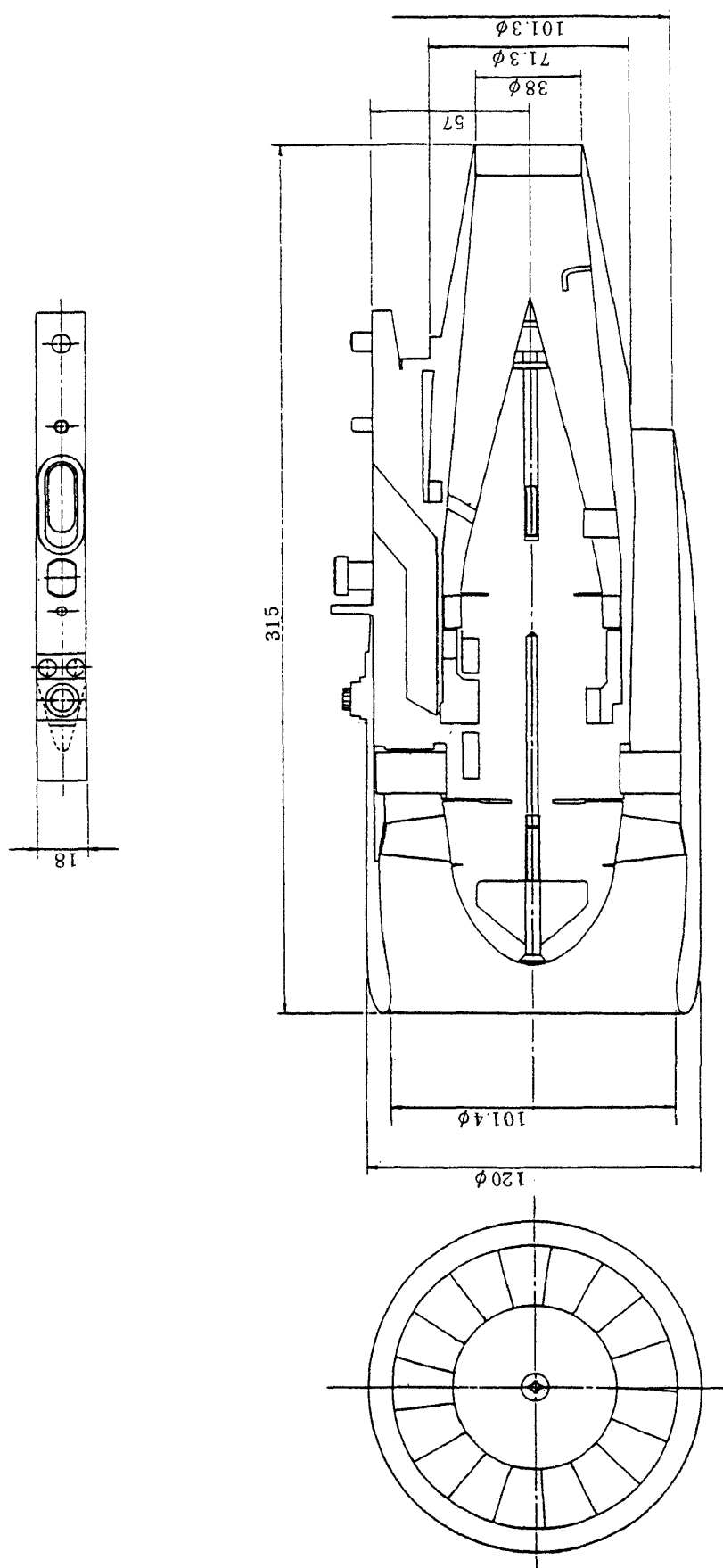
項 目		形 態 お よ び 条 件	備 考
縦 全 機 基 本 特 性	同 上	同 上	全機 2 次
	尾なし T/O 特性 & 尾付 T/O 特性	$\delta_f = 30^\circ/20^\circ$ , ノズル A, 前縁 $\delta_K = 60^\circ$ , 外翼 BLC ON, V. G. 50×10(2), 尾(中/中) $0^\circ$ (取付角)	半截 2 次
	同 上	$\delta_f = 30^\circ/30^\circ$ , V. G. OFF, BLC ON (外翼・エルロン), $\delta_a$ ドループなし	全機 1 次
	同 上	$\delta_f = 30^\circ/30^\circ$ ; $\delta_a$ ドループ $20^\circ$ , 前縁 BLC OFF エルロン BLC ON, V. G. OFF,	全機 2 次
	尾なし CLEAN 特性 & 尾付 CLEAN 特性	$\delta_f = 0^\circ/0^\circ$ , サイドドアノズル, BLC OFF, V. G. OFF, 尾(中/中) $0^\circ$ (取付角)	半截第 5 次
	尾付 CLEAN 特性	$\delta_f = 0^\circ/0^\circ$ , BLC OFF, V. G. OFF	全機 2 次
横・ 方 向 全 機 基 本 特 性	尾なし L/D 特性 & 尾付 L/D 特性	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , V. G. 50×10(4), BLC ON, $\delta_a$ ドループ $20^\circ$ , $\alpha = 0^\circ, 10^\circ$ , その他(註) 参照	全機 1 次
	同 上	同上, ただし $\alpha = 10^\circ$ のみ	全機 2 次
	尾なし T/O 特性 & 尾付 T/O 特性	$\delta_f = 30^\circ/30^\circ$ , V. G. OFF, BLC ON, $\delta_a$ ドループ $20^\circ$ , $\alpha = 0^\circ$	全機 1 次
	尾付 T/O 特性	$\delta_f = 30^\circ/30^\circ$ , 前縁 BLC OFF, その他同上	全機 2 次
	尾付 CLEAN 特性	$\delta_f = 0^\circ/0^\circ$ , $\alpha = 0^\circ$ , BLC OFF, V. G. OFF	同 上
(註) 1. 特記なき限り, 半截, 全機試験を通じ尾なし。 2. 特記なき限り, 全エンジン作動(AEO) 3. 半截試験は小水平尾翼(スラットなし), 全機第 1 次は小水平尾翼(スラット付) 全機第 2 次は大尾翼(スラット付)が原則である。 4. 尾翼取付角は特記なき限り $0^\circ$ 。			
水 平 尾 翼 取 付 角 ・ 昇 降 舵 効 果	水平尾翼位置効果(尾付前後, 上, 下, 中, 尾なし)	$\delta_f = 60/40$ , ノズル A, 前縁 $\delta_K = 60^\circ$ , Step 前縁, V. G. 50×10(2)	半截 2 次
	尾翼取付角効果 ( $\delta_i = 0, \pm 10^\circ$ , OFF)	$\delta_f = 60/65$ , メイン・アフタフラップ, サイドドアノズル, BLC OFF, V. G. 37.5×15(2), 内翼 $\delta_K = 60^\circ$ 外翼スラット(原型機+ $10^\circ$ ), 尾(中/中)	半截 4 次
	同 上 ( $\delta_i = 0^\circ, 10^\circ$ )	$\delta_f = 60/65$ , フォアメイン, サイドドアノズル, BLC ON 内翼 $\delta_K = 60^\circ$ , 外翼 $\delta_C = 40^\circ$ , V. G. 37.5×15(4), $\delta_a$ ドループ	半截 5 次
	尾翼取付角・昇降舵効 ( $\delta_i = -9^\circ, -21^\circ$ , $\delta_e = -20^\circ$ )	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , BLC ON, V. G. 50×10(4) 尾翼前縁スラット ON・OFF, $\delta_a$ ドループ	全機 1 次
	尾翼取付角効果 ( $\delta_i = -11^\circ, -5^\circ, 3^\circ, 7^\circ, 9^\circ$ , スラット OFF; $\delta_i = \pm 5^\circ, -15^\circ$ , スラット付)	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , BLC ON, V. G. 50×10(4) $\delta_a$ ドループ $20^\circ$	全機 2 次
	同 上 $\delta_i = \pm 5^\circ, -15^\circ$	$\delta_f = 30^\circ/30^\circ$ , 前縁 BLC OFF; V. G. OFF, エルロン BLC ON, $\delta_a$ ドループ	同 上
	尾翼取付角・昇降舵効 ( $\delta_i = -15^\circ, \delta_e = -10^\circ, -15^\circ, -20^\circ$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ , BLC ON, V. G. 50×10(4), $\delta_a$ ドループ $20^\circ$	同 上

附録 D. 表 1 (続 き) - 3

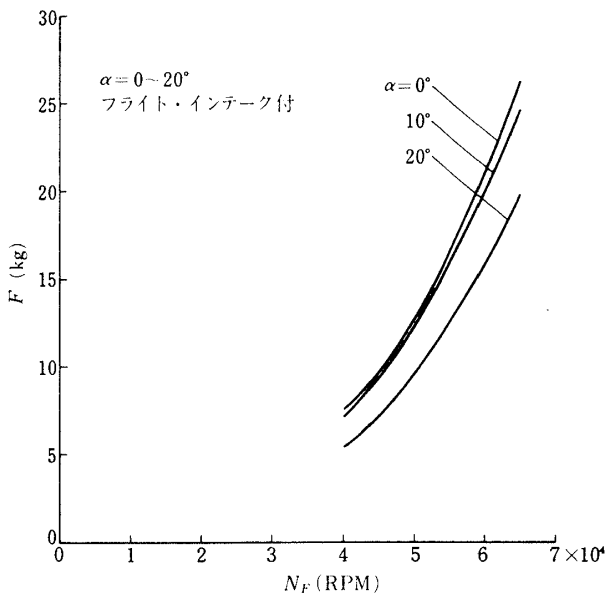
項 目		形 態 お よ び 条 件	備 考
方 向 舵 効 果	方向舵効果 ( $\delta_r = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ , BLC ON, $50 \times 10(4)$ , $\delta_a$ ドループ, $\alpha = 0^\circ$	全機 1 次
	同上 ( $\delta_r = 30^\circ$ ) OEI	同上, ただし外エンジン 1 発停止	同 上
	同 上 ( $\delta_r = 15/15, 25/25, 30/30$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ , BLC ON, V. G. $50 \times 10(4)$ $\delta_a$ ドループ, $\alpha = 10^\circ$	全機 2 次
	ドーサルフィン効果 ( $\delta_r = 30/30^\circ$ )	$\delta_f = 60/65^\circ \& 30/30^\circ$ , $\delta_f = 30/30^\circ$ のとき V. G. OFF, 前縁 BLC OFF, その他同上, $\alpha = 10^\circ$	全機 2 次
	方向舵効迎角変化 ( $\delta_r = 30/30^\circ$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ , 同上, $\alpha$ sweep.	同 上
	方向舵効果, OEI ( $\delta_r = 30/30^\circ$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ (外エンジン停止, 内エンジン停止) $\delta_f = 30/30^\circ$ (外エンジン停止) 形態と条件は対応する AEO に同じ	同 上
(註) 1. 全機第 2 次・方向舵角は, ダブルヒンジにより, 各ヒンジ周りの舵角を (ラダー角/タブ) と表し, 同一回転方向にとる。			
補 助 翼 舵 効	エルロン舵効 ( $\delta_a = \pm 20^\circ, 0^\circ, 40^\circ$ )	$\delta_f = 60/40^\circ \& 30/20^\circ$ , ノズル A, 外翼 BLC ON, V. G. $50 \times 10(2)$ , $\delta_K = 60^\circ$ , Step 前縁	半截 2 次
	エルロン BLC 効果 (BLC ON・OFF, $\delta_a = 20^\circ$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ , メイン・アフタ, サイドドアノズル 外翼 BLC OFF, V. G. $37.5 \times 15(2)$	半截 4 次
	エルロン舵効 ( $\delta_a = 0, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 60^\circ$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ , フォア・メイン, サイドドアノズル, エル ロン BLC OFF, 外翼 BLC ON, V. G. $37.5 \times 15(4)$	半截 5 次
	エルロンドループ・OEI ( $\delta_a = 0^\circ, 20, 40, 40^\circ$ (OEI))	$\delta_f = 60/65^\circ$ , 外翼 BLC ON, エルロン BLC ON・ OFF V. G. $50 \times 10(4)$ , $\delta_a = 40^\circ$ にて右外エンジン停止	全機 1 次
	エルロンドループ & エルロ ン BLC 効果	$\delta_f = 60/65^\circ$ , BLC ON・OFF, 同変化, 片舷 $\delta_a$ $= 0$ , $\delta_a$ 変化	全機 2 次
	エルロン効果・OEI ( $\delta_a = 20^\circ, 40^\circ$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ , BLC ON, V. G. $50 \times 10(4)$ , 左外エンジン停止	同 上
ス ポ イ ラ ・ 同 D L C 効	スポイラ効果 ( $\delta_{sp} = 15^\circ, 60^\circ$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ , メイン・アフタ, サイドドアノズル, BLC OFF, V. G. $37.5 \times 15(2)$ , 内翼 $\delta_K = 60^\circ$ , 外翼スラット (原型機 $+10^\circ$ )	半截 4 次
	スポイラによる DLC ( $\delta_{sp} = 15/15, 30/30, 30/0$ , $60/0, 60/60$ )	$\delta_f = 60/65^\circ$ , フォア・メイン, サイドドアノズル, BLC ON, V. G. $37.5 \times 15(4)$ , 内翼 $\delta_K = 60^\circ$ , 外翼 $\delta_s = 40^\circ$	半截 5 次
	スポイラ効果・OEI ( $\delta_{sp}$ $= 30^\circ, 60^\circ, 60^\circ$ (OEI))	$\delta_f = 60/65^\circ$ , BLC ON, V. G. $50 \times 10(4)$ , OEI 右外エンジン停止	全機 1 次
	スポイラによる DLC・OEI ( $\delta_{sp} = 15^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ (OEI))	$\delta_f = 60/65^\circ$ , BLC ON, V. G. $50 \times 10(4)$ , OEI 左外エンジン停止	全機 2 次
(註) 1. スポイラ 2 枚の舵角が異なる場合の表示; $\delta_{sp} =$ (内スポイラ角/外スポイラ角)			
2. 全機 1 次 2 次は原則としてエルロンドループ $20^\circ$ とする。			

附録 D. 表 1 (続 き) - 4

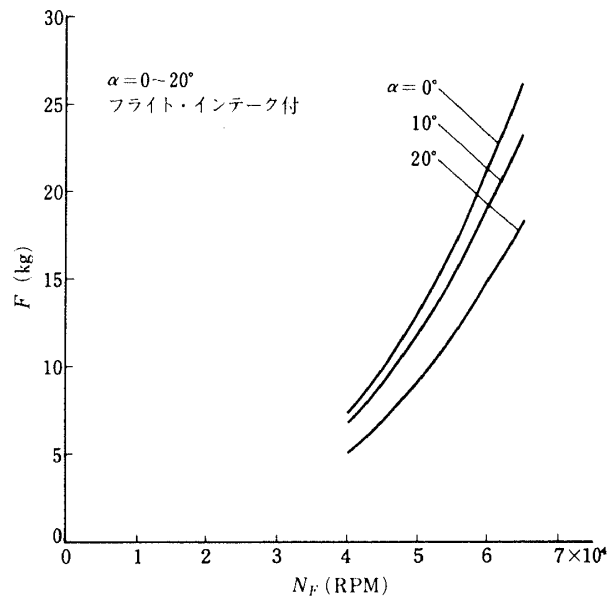
項 目		形 態 お よ び 条 件	備 考
エ ン ジ ン 停 止 の 効 果	エンジン停止の効果 (OEI)	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , BLC ON, 尾付 & 尾なし, 右外エンジン停止, $\beta = 0$ , $\alpha$ Sweep	全機 1 次
	同 上	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , BLC ON, 尾付 & 尾なし, 右外, 右内エンジン停止, $\alpha = 0$ , $\beta$ Sweep	同 上
	OEI での舵効 ( $\delta_a = 40^\circ$ , $\delta_r = 30^\circ$ )	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , BLC ON, 尾付, 右外エンジン停止, $\alpha$ Sweep ( $\beta = 0$ , $\delta_a = 40^\circ$ ), $\beta$ Sweep ( $\alpha = 0$ , $\delta_r = 30^\circ$ )	同 上
	エンジン停止の効果 (OEI)	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , BLC ON, 尾付 & 尾なし, 右外, 右内エンジン停止, $\alpha = 10^\circ$ , $\beta$ Sweep	全機 2 次
	同 上	$\delta_f = 30^\circ/30^\circ$ , 前縁 BLC OFF, エルロン BLC ON, 尾付 & 尾なし, V.G. OFF, 右外エンジン停止, $\alpha$ Sweep ( $\beta = 0$ ), $\beta$ Sweep ( $\alpha = 0$ )	同 上
	OEI での舵効 ( $\delta_a = 20^\circ, 40^\circ$ , $\delta_{sp} = 60^\circ$ , $\delta_{sp} = 60^\circ$ , $\delta_r = 30^\circ/30^\circ$ )	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , BLC ON, 尾付, 左外エンジン停止 ( $\alpha$ Sweep, $\beta = 0$ , $\delta_a$ , $\delta_{sp}$ 変化), 右外エンジン停止 ( $\beta$ Sweep, $\alpha = 10^\circ$ , $\delta_r$ 変化), 右内エンジン停止 ( $\beta$ Sweep, $\alpha = 10^\circ$ , $\delta_r$ 変化)	同 上
	OEI での舵効 ( $\delta_r = 30^\circ/30^\circ$ )	$\delta_f = 30^\circ/30^\circ$ , 前縁 BLC OFF, エルロン BLC ON, V.G. OFF, 尾付, 右外エンジン停止, $\beta$ Sweep, $\alpha = 0^\circ$	同 上
果	エンジン 2 発停止効果 (内側エンジン 2 発停止)	$\delta_f = 60^\circ/65^\circ$ , BLC ON, 尾付, $\beta$ Sweep, $\alpha = 10^\circ$	同 上



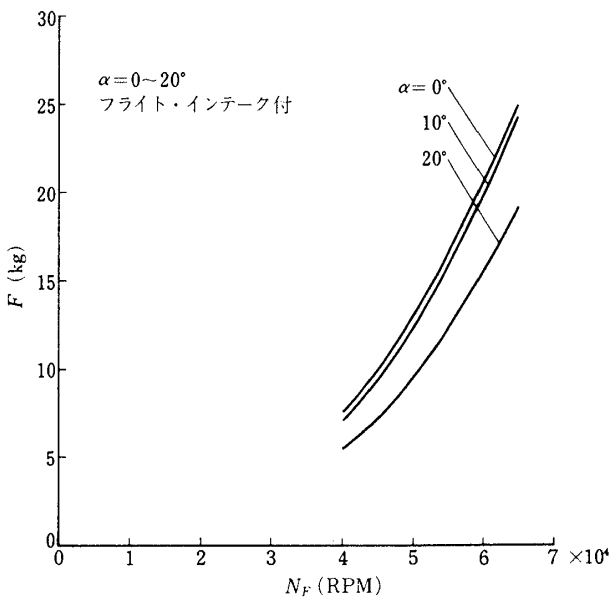
附録 E. 図 1 エンジンシミュレータ (単位 mm)



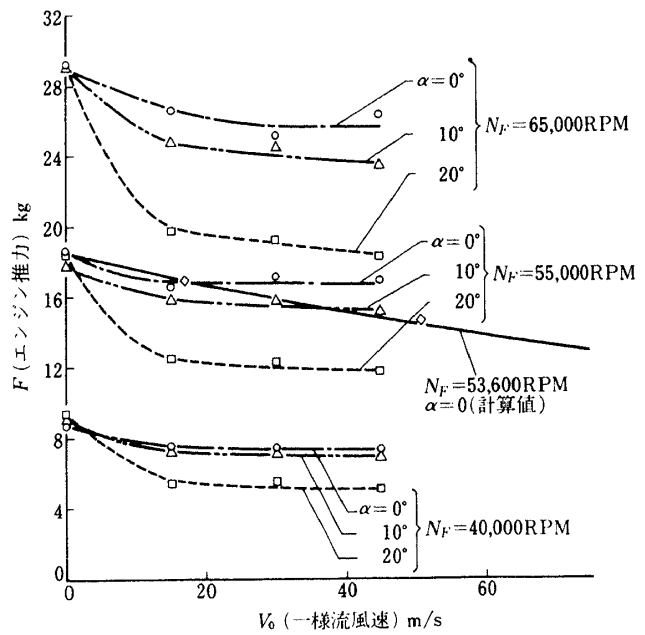
附録 E. 図 2 エンジン推力と回転数の関係  
( $U = 15 \text{ m/s}$ )



附録 E. 図 4 エンジン推力と回転数の関係  
( $U = 45 \text{ m/s}$ )



附録 E. 図 3 エンジン推力と回転数の関係  
( $U = 30 \text{ m/s}$ )



附録 E. 図 5 エンジン推力と一様流風速

## 既 刊 報 告

TR-780	航技研ガン・タンネルにおける空力加熱測定法 Instrumentation Techniques for Aerodynamic Heating Measurement In N.A.L Hypersonic Gun Tunnel	1983 年 9 月	井上 安敏, 山崎 喬
TR-781	振動揚力面計算のダブルレットポイント法 その 1 亜音速流 Doublet Point Method for Calculations on Oscillatory Lifting Surfaces-Part 1, Subsonic Flow	1983 年 10 月	上田 哲彦
TR-782	衝撃波を伴わない三次元遷音速物体の計算 Calculation of Three-Dimensional Flying Object in Shockless Transonic Flow	1983 年 10 月	中村 正義
TR-783	衝撃波を伴わない遷音速翼型の実験 Exheriment of a Shockless Transonic Airfoil	1983 年 10 月	中村 正義, 中村 正剛 鈴木 弘一, 白井 正孝
TR-784	ガスタービン燃焼器ライナ壁温測定のための熱電対取付法および輻射計測法の評価 Evaluation of Thermocouple and Thermal Radiation Instrumentation for Measuring Gas Turbine Combustor Liner Wall Temperature	1983 年 11 月	田丸 卓, 黒沢 要治
TR-785	振動揚力面計算のタブレット・ポイント法 その 2 超音速流 Deublet Point Method for Calculations on Oscillatory Lifting Surfaces-Part 2, Supersonic Flow	1983 年 11 月	上田 哲彦
TR-786	玉軸受の高速回転性能におよぼす外輪取付誤差の影響 Effect of Outcr Race Misalegnment on the High Speed Performance of Ball Bearings	1983 年 11 月	関 勝美
TR-787	水平回転時の視界移動の知覚 Perception of the Movement of Visual Scences During Horizontal Body Rotation	1983 年 11 月	井須 尚紀, 幸尾 治朗 大川 嘉久
TR-788	片側翼端小翼付矩形翼の横揺れモーメント低速風洞実験 Wind Tunnel Investigation of the Rolling Moment of a Rectangular With Some Winglets on the Left Upper Tip	1983 年 11 月	岩崎 昭人, 滝沢 直人 川幡 長勝
TR-789	モアレ法による高分子材料帯板の座屈後のクリープ変形測定 Creep Deformation Measurement of Polymer Stups After Buckling by Moire Method	1983 年 11 月	越出 慎一

---

## 航 空 宇 宙 技 術 研 究 所 報 告 790 号

昭和 58 年 11 月 発行

発行所 航 空 宇 宙 技 術 研 究 所  
東 京 都 調 布 市 深 大 寺 町 1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株 式 会 社 東 京 プ レ ス  
東 京 都 板 橋 区 桜 川 2 - 27 - 12

---

