

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-1129

STOL全機模型バフエット対策風洞試験

高橋 侔 ・ 中谷 輝臣 ・ 林 良生
萱場 重男 ・ 野口 正芳 ・ 野中 修
外立 正隆 ・ 星野 秀雄 ・ 馬場 滋夫
井上 隆

1991年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 記 号	2
3. 模型形状及び支持方法	3
3.1 全機模型	3
3.2 バフエット対策用模型	5
3.3 支持方法	5
4. 計測及びデータ処理	5
4.1 計 測	5
4.2 データ処理	9
5. 試験概要	10
5.1 バフエット対策予備試験	10
5.2 力試験予備試験	10
5.3 力試験本試験	13
6. 試験結果	13
6.1 バフエット対策予備試験（二次元模型）	13
6.2 バフエット対策予備試験（全機模型）	16
6.3 力 試 験	26
6.4 飛行試験	34
7. む す び	36
参 考 文 献	37

STOL全機模型バフエット対策風洞試験*

高橋 侔^{*1} 中谷 輝臣^{*2} 林 良生^{*2}
董 場 重男^{*2} 野口 正芳^{*2} 野 中 修^{*2}
外 立 正 隆^{*2} 星 野 秀 雄^{*2} 馬 場 滋 夫^{*2}
井 上 隆^{*3}

A Wind Tunnel Investigation to Determine Buffet Countermeasures for STOL Aircraft α -Sweep Flight Testing*

Hitoshi TAKAHASHI^{*1}, Teruomi NAKAYA^{*2},
Yoshio HAYASHI^{*2}, Shigeo KAYABA^{*2}, Masayoshi NOGUCHI^{*2},
Isamu NONAKA^{*2}, Masataka HASHIDATE^{*2}, Hideo HOSHINO^{*2},
Shigeru BABA^{*2} and Takashi INOUE^{*3}

ABSTRACT

During α -sweep flight testing of the short take-off and landing (STOL) experimental aircraft "ASKA", a buffet occurred earlier than expected, as well as large airframe vibrations, both of which contributed to preventing the high angle of attack portion of α -sweep testing from being conducted.

Wind tunnel tests were subsequently performed in order to delay the onset of the wind buffet that prevented the performance of this flight test, and also to determine effective aerodynamic means to alleviate the buffet's strength.

Results confirmed that both triangular fences fitted to the side of the nacelle and a drooped nose on the leading edge between the nacelles were most effective.

These buffet countermeasures were then applied on "ASKA" and flight tests were conducted. It was found that the onset of a buffet was delayed and the vibration frequency of the airframe was reduced. This allowed the α -sweep testing to be safely carried out at higher angles of attack; hence enabling the initial objective to be achieved.

Keywords: STOL aircraft, wind tunnel tests, flight test, nacelle, α -sweep testing

概 要

STOL実験機「飛鳥」の飛行試験 α スweep試験実施中、予想よりも早すぎるバフエットの発生とそれに伴う大きな振動が生じ、より大きな迎角まで α スweep試験を行うことが出来なくなった。このため、試験遂行の妨げとなっているバフエットの発生を遅らせ、更にバ

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

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

*2 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

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

フェットの程度を和らげるのに有効な空力的手段を見いだすことを目的に風洞試験を実施した。

その結果、バフエット対策としてナセル側面に三角形のフェンスを、またナセル間前縁にドループ・ノーズを取り付けることが最も有効であることを確認した。

更に、これら対策を実機に適用し、飛行試験を実施した結果、バフエットの始まりが遅れ、振動の頻度が減少し、より高い迎角までの α スweep試験が安全に遂行出来るようになり、当初の目的を達成する事が出来た。

1. ま え が き

航空宇宙技術研究所で研究開発された低騒音STOL実験機「飛鳥」の飛行試験において、 α スweep試験を実施中予想よりも早すぎるバフエットの発生とそれに伴う大きな振動を生じ、より大きな迎角まで試験を行うことが出来なくなった。このため、安全に大きな迎角まで α スweep試験を実施できるようになんらかの対策を早急に立てる必要を生じた。

飛行試験中に実機に張りつけた気流系の損傷状況からバフエットの原因となる乱れの発生箇所として以下に示す箇所が推測された。

- (1) ナセル間主翼前縁
- (2) ナセル一胴体間主翼前縁
- (3) 中央翼後方

上記箇所から剥離した渦流が後胴及び尾翼に当り早期バフエット、機体の振動を引き起こしているものと思われる。

そこで、まずナセル間流れの状況把握と流れの改善対策検討のために、ナセル間前縁部の二次元模型を用いて、気流系及び煙による可視化実験を実施した。その結果、ナセル側面から主翼前縁にかかる形で三角形のフェンスを取り付けると有効であることが判明した。これらの結果を基に、8%STOL低速全機模型でバフエットに対する諸対策を講じて風洞試験を実施し、最も有効な対策を求めた。更に、これらの結果を基に、実機に適用可能な対策について技術検討を行い、これらを基にフェンス及び前縁ドループ・ノーズを設計、製作し実機に取り付け、飛行試験を実施した。

本報告では、バフエットの原因探索、バフエット対策及びナセル間流れ改善を図るために実施し

た風洞試験の経過について、更に、最終的に決定された対策を実機に適用して飛行試験を行った結果について述べる。

2. 記 号

C_L	: 揚力係数 $L/(q_\infty S)$
C_D	: 抗力係数 $D/(q_\infty S)$
C_Y	: 横力係数 $Y/(q_\infty S)$
C_l	: 横揺れモーメント係数 $R/(q_\infty bS)$
C_m	: 縦揺れモーメント係数 $M/(q_\infty \bar{c}S)$
C_n	: 偏揺れモーメント係数 $N/(q_\infty bS)$
C_J	: エンジン推力係数 $T_0/(q_\infty S)$
C_{JAL}	: エルロンBLC推力係数 $T_{AL}/(q_\infty S)$
C_{JOL}	: 前縁外舷BLC推力係数 $T_{OL}/(q_\infty S)$
L	: 揚力
D	: 抗力
Y	: 横力
R	: 横揺れモーメント
M	: 縦揺れモーメント
N	: 偏揺れモーメント
T_0	: エンジン静止推力
T_{AL}	: エルロンBLC静止推力
T_{OL}	: 前縁外舷BLC静止推力
P_{ROL}	: 右前縁BLCチャンバー圧
P_{LOL}	: 左前縁BLCチャンバー圧
P_{RAI}	: 右エルロンBLCチャンバー圧
P_{LAI}	: 左エルロンBLCチャンバー圧
G_{yb}	: 実機IRS位置での左右方向加速度
G_{zb}	: 実機IRS位置での上下方向加速度
N_{yCG}	: 実機重心位置での左右方向加速度
N_{zCG}	: 実機重心位置での上下方向加速度
S	: 主翼面積
\bar{c}	: 平均空力翼弦長

b : 翼幅
 δ_{fu} : USBフラップ角
 δ_{fo} : 外舷フラップ角
 δ_{sl} : 前縁スラット角

ALPHA: 迎角

α : 迎角

BETA: 横滑り角

β : 横滑り角

V_{∞} : 一様流速度

Re : レイノルズ数

N : エンジン回転数

略 語

BLC : Boundary Layer Control

MAC : Mean Aerodynamic Chord

V.G : Vortex Generator

AEO : All Engine Operative

OEI : One Engine Inoperative

USB : Upper Surface Blowing

IRS : Inertial Reference System

T/O : 離陸形態

L/D : 着陸形態

3. 模型形状及び支持方法

3.1 全機模型

本風洞試験で使用されている模型はSTOL実験機の8%全機模型である(図1)。エンジン・ナセルが実機よりも長くまたインテークの位置が前方に出ているところを除いてすべて実機並になっている。

本模型は動力付き模型で高圧空気でエアー・タービンを駆動し、それに連結されているファンによって高速の空気流をつくる、いわゆるファン・ジェット・エンジン・シミュレータを主翼上面に4基搭載している。

従来はエンジンのベアリングに潤滑油を約1時間毎に供給しないと、ベアリングが焼け付いてしまうので、風洞を約1時間毎に停止し、ベアリングに潤滑油を手動で供給していた。そこで、試験効率をあげるために、本風試から潤滑油を自動的

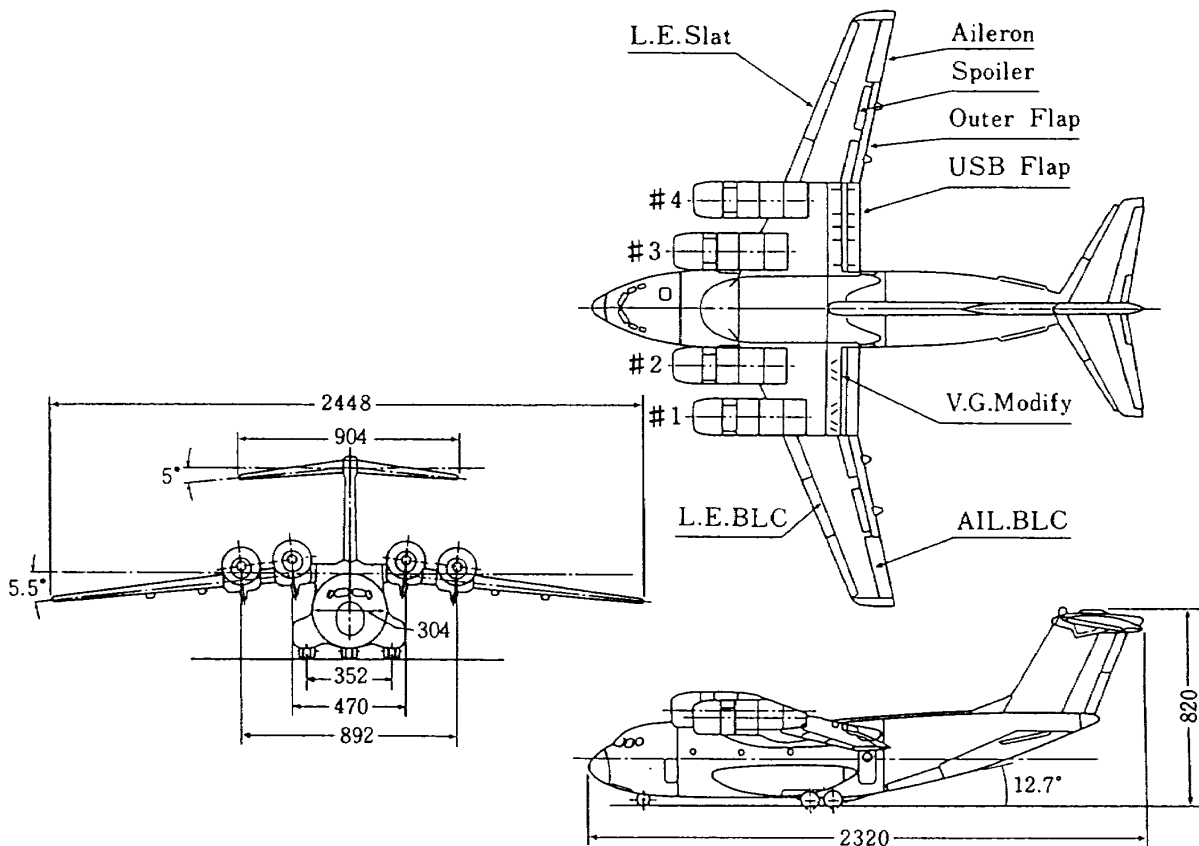


図1 模型形状(単位mm)

に供給できるように模型の改修を行った(図2)。

また、後述するように天秤への配管干渉を避けるために開発された配管干渉除去装置^{1,2)}を装着して試験を実施するようになり、従来のエンジン回転数制御が出来なくなったため、やはり、エンジン回転数を自動的に制御出来るように模型の改修

を行った。図3にエンジン回転数自動制御用エンジン・コントロール・バルブ駆動装置を示す。尚、これらの詳細については別途報告がなされるであろう。

更に、予備試験では模型の各部に生ずる振動を計測するために、主翼左右翼端、水平尾翼左右翼

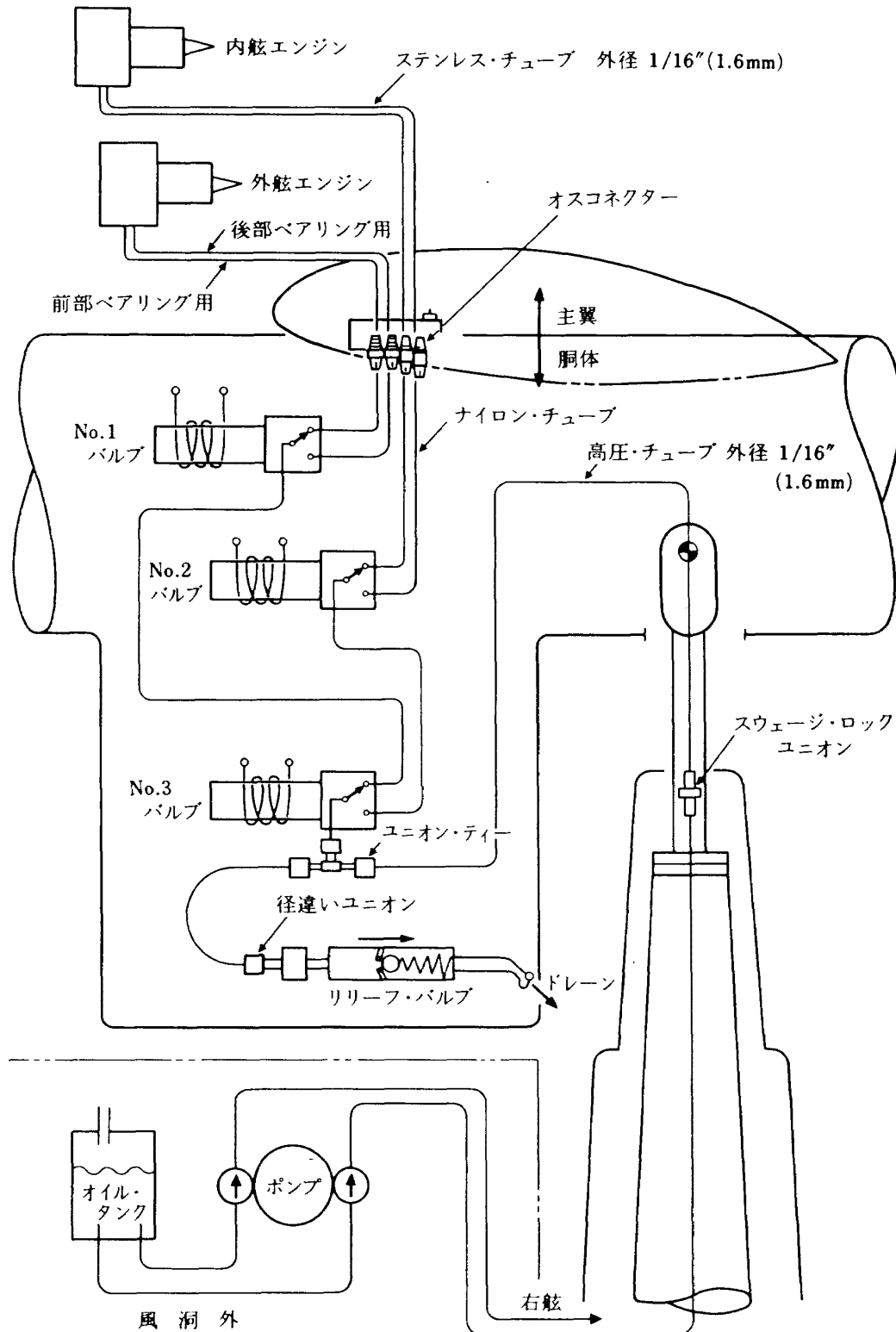


図2 エンジンオイル自動供給システム

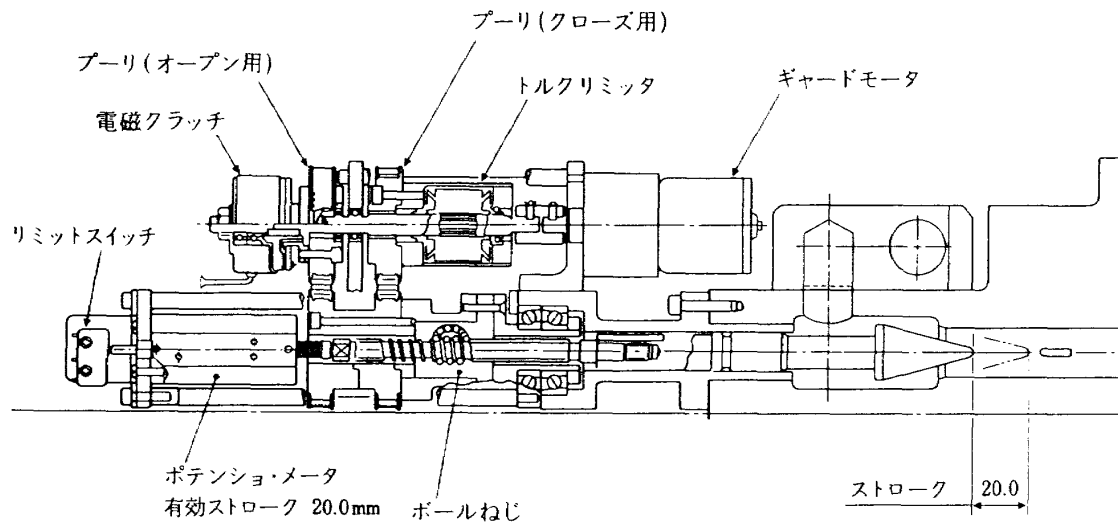


図3 エンジン・コントロール・バルブ駆動装置

端及び垂直尾翼左上部には加速度検出器を取り付けた。

3.2 バフエット対策用模型

飛行試験中早すぎるバフエットの原因究明とその対策を探求するために本風洞試験が実施された。試験は原因究明と対策のための予備試験とその結果得られた最適な形態での力試験に分かれているが、ここでは、バフエット対策用に用いられた模型について述べる。

図4は実機に張りつけた気流糸の損傷が最も著しい、ナセル間主翼前縁部の流れ改善策の検討のため製作した煙風洞用二次元模型で、縮尺比は実機の18分の1である。図5右下にバフエット対策用模型として用いられた小フェンス、背面フェンス、ドループ・ノーズ等を示す。これらの模型を同図左に示すように8%全機模型に取り付けて、当所大型低速風洞にてバフエット対策予備試験を実施した。図6に予備試験で得られた対策の最終形態に対する力試験用に用いられたナセル間前縁ドループ・ノーズとナセル・フェンスの模型を示す。

3.3 支持方法

模型は前後2本の支柱で支持されている。前部支柱は模型の支持及び高圧空気の導入管として使用し、後部支柱は迎角変角用支柱である。本風洞において、後部支柱は大迎角用支柱を使用している(図7)。変角範囲は $-10^{\circ} \sim 48^{\circ}$ である。模型の横滑りはターンテーブルを回転させることにより

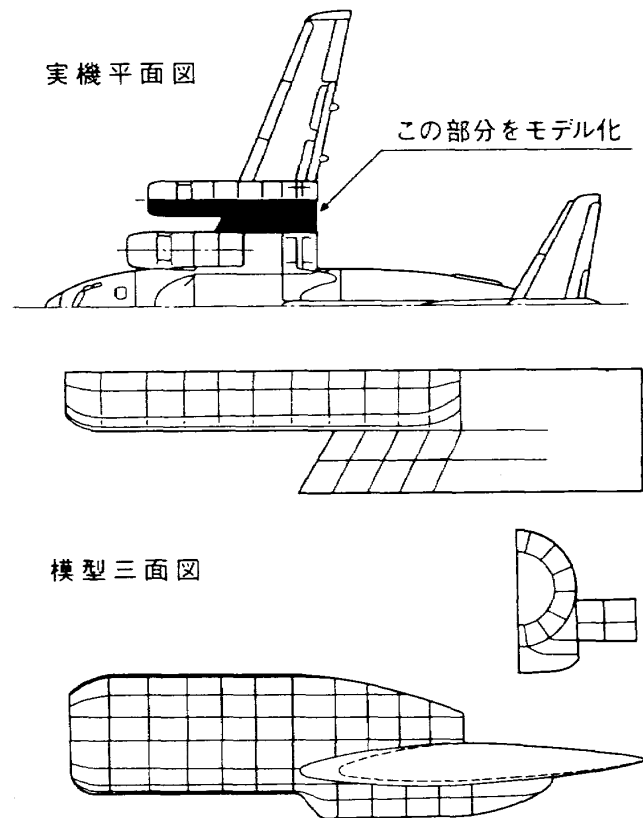


図4 煙風洞試験用模型（二次元模型）

変角でき、本試験での変角範囲は $-30^{\circ} \sim 30^{\circ}$ である。この支持装置は配管干渉除去装置を経てピラミッド型6分力天秤に結合されている(図8)。

4. 計測及びデータ処理

4.1 計測

計測項目及び計測法の概略を図9に示す。力とモーメントは6分力ピラミッド型天秤で計測し、

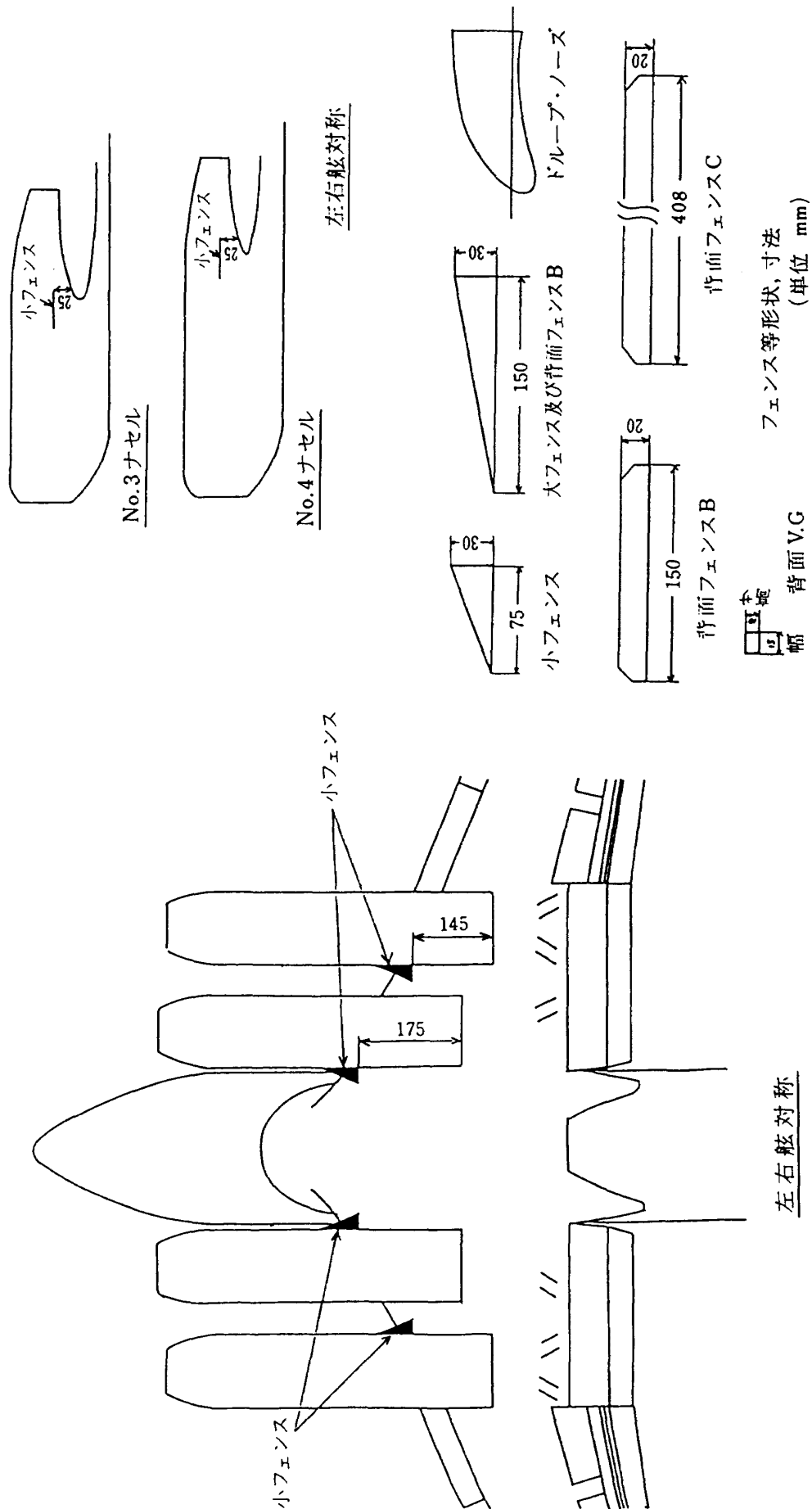
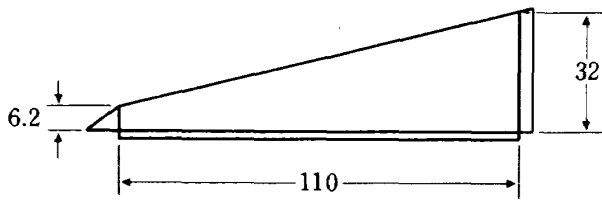
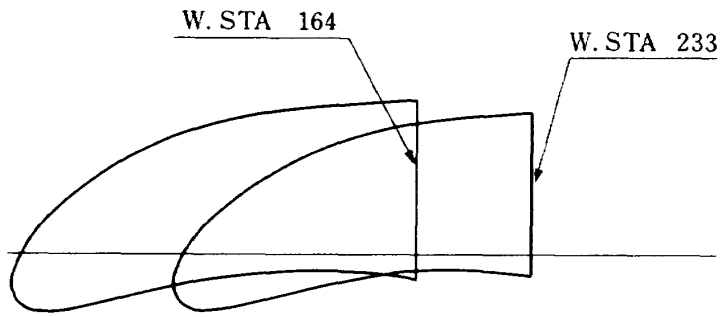


図5 バフエット対策用模型 (予備試験)



(a) ナセル・フェンス寸度 (単位 mm)



(b) ナセル間前縁ドループ・ノーズ線図

図6 バフェット風試用模型 (6 分力試験)

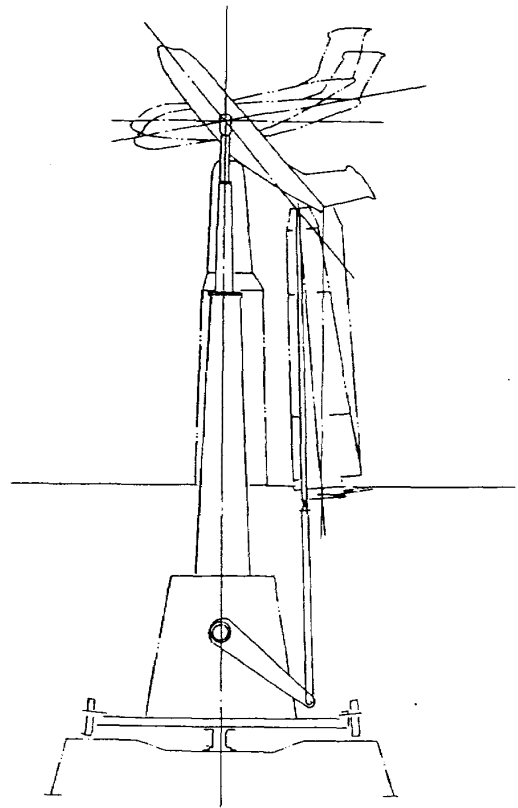


図7 支持方法

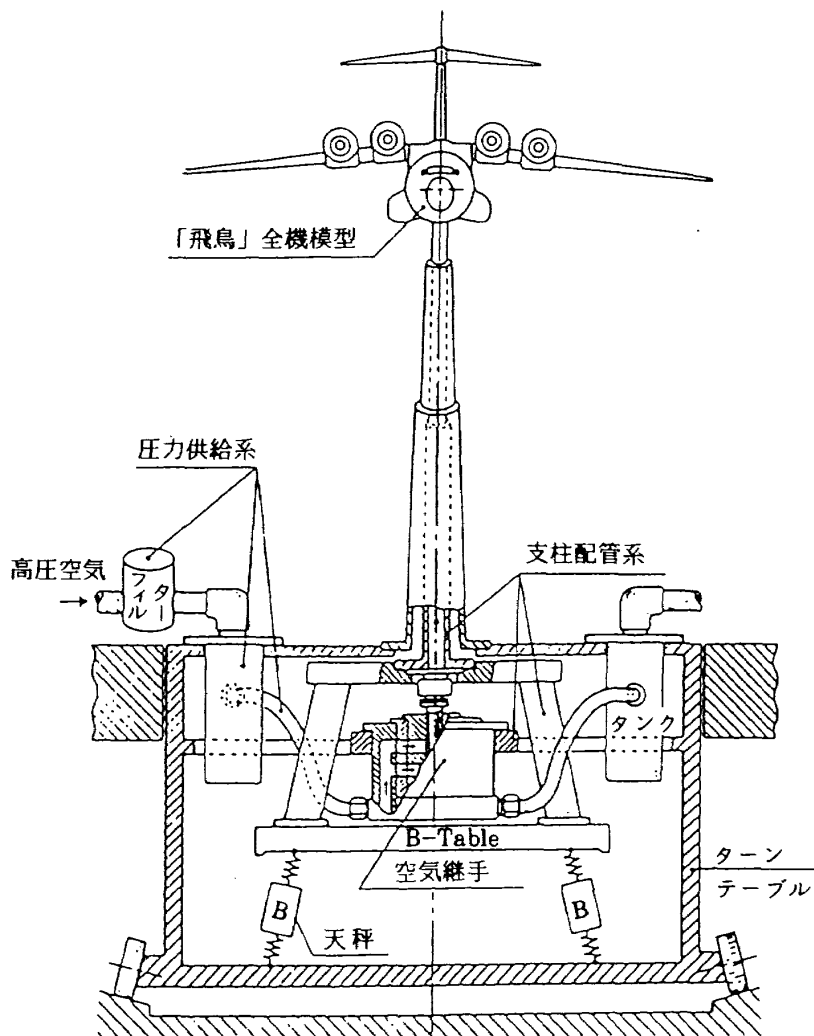


図8 配管干渉除去装置の概略図

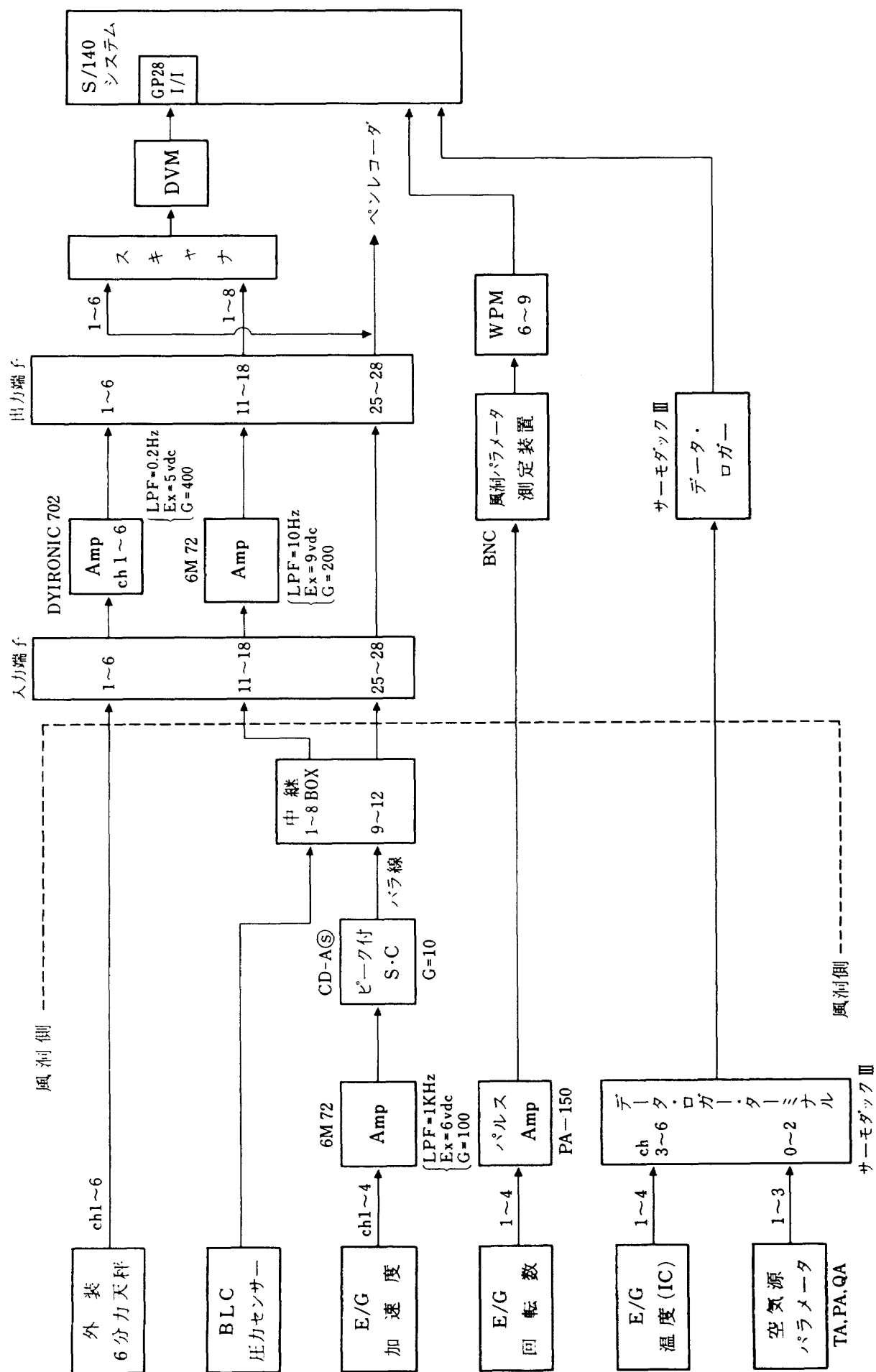


図9 計測系統

各エンジン・シミュレータの回転数，ベアリング温度及び振動はデータとして収録するとともに，ペンレコーダにて監視した。更にエンジン駆動用，前縁及び補助翼BLC用高圧空気圧力も計測した。風洞用パラメータとして標準ピトー管による動圧・静圧及び風洞内温度を計った。

4.2 データ処理

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

尚，これらデータ処理に関しては文献3,4に詳細に述べられているのでここでは簡単に概要を述べる。

(1) データ処理基準値

主翼面積 $S = 0.7712 \text{ m}^2$

平均空力翼弦長 $\bar{c} = 0.3547 \text{ m}$

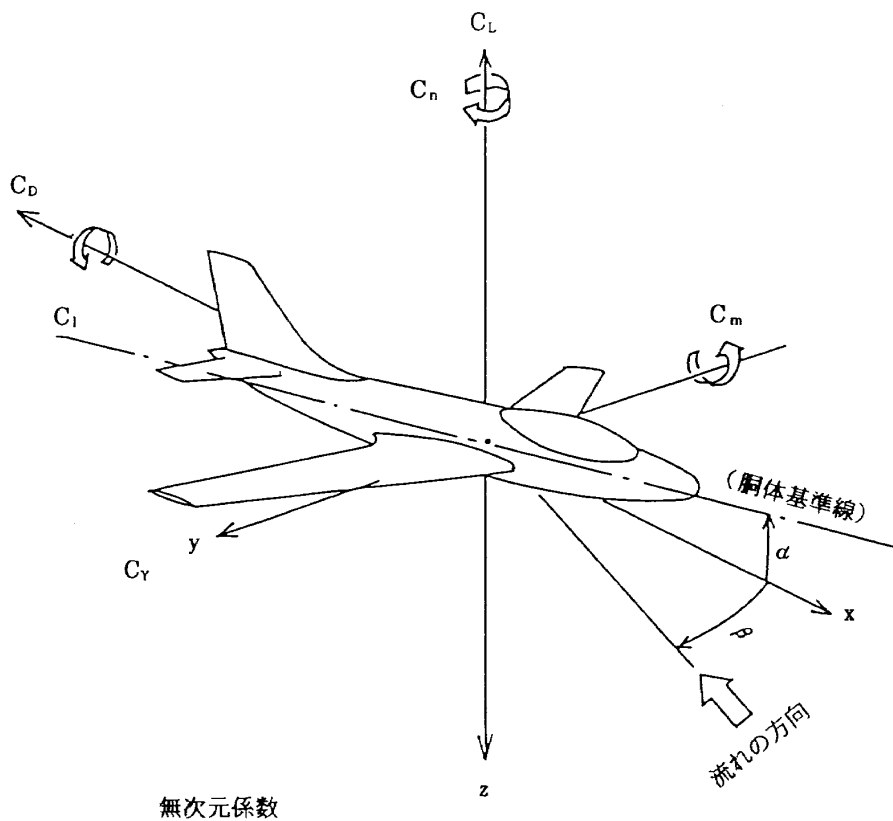
翼幅 $b = 2.4480 \text{ m}$

モーメント基準値：25%MAC, WP=0 (天秤中心に対し16.2mm 前方25.0mm 下方)

(2) データ処理方法

天秤で得られた空気力，モーメントに Static Tare の修正，天秤相互干渉補正後に，1次処理としてストラット補正を行い，モーメント基準点まわりの6分力係数を算出した。更に，2次処理と

座標軸説明図
(安定軸基準)



記号	名称	定義	正方向
C_L	揚力係数	$L/q_\infty S$	$-z$
C_D	抗力係数	$D/q_\infty S$	$-x$
C_m	縦揺モーメント係数	$M/q_\infty S \bar{c}$	Y
C_l	横揺モーメント係数	$R/q_\infty S b$	x
C_n	偏揺モーメント係数	$N/q_\infty S b$	z
C_Y	横力係数	$Y/q_\infty S$	y

図10 座標軸

して、風洞壁補正、モーメント・ドラッグ補正（実機 FJR エンジン相当）及び実機と模型のナセル長さの相異による空気力補正を行った。また、2 次処理ではエンジン推力及び各 BLC 推力をエンジン回転数または BLC ダクト圧力の関数で与え、各 C_J を計算した。

(3) 配管干渉補正

エンジンあるいは BLC へ高压空気を送るとき、圧力配管と天秤が干渉し、天秤に影響を与える。今回の風試からこの影響を除くために開発された配管干渉除去装置を導入した。この装置により、圧力配管による天秤への干渉量がほとんど無くなり、このため従来行ってきた配管干渉補正は実施していない。

なお、この配管干渉除去装置の効果を調べるために従来のデータと比較検討を行った結果、十分な再現性があり、この装置の有効性が分かった⁵⁾。

5. 試験概要

バフエット対策予備試験のうちバフエットの原因を探るための二次元模型による風試は川崎重工二次元風洞でまた全機模型によるバフエット対策予備試験と力試験は航技研大型低速風洞にて実施された。予備試験は気流系による流れ観察を主体として各対策の優劣を判断した。

5.1 バフエット対策予備試験

予備試験ではバフエットの原因と思われるナセル間の流れの状況把握と流れ改善対策検討のため、ナセル間前縁部の二次元模型を製作し、4 種類の対策を施し、気流系、煙による可視化試験を行った。

この二次元模型は実機の 18 分の 1 縮尺模型で、使用風洞は川崎重工二次元風洞である。試験中の風洞風速は 10 m/s でエンジン間主翼翼弦長基準でのレイノルズ数 Re は 0.168×10^6 である。

この気流系試験結果に基づき 8% 低速全機模型を用いてバフエット対策予備試験を実施した。使用風洞は航技研大型低速風洞で、バフエット対策効果の判定は気流系、煙による流れの観察、水平尾翼翼端の振動加速度及び 6 分力の比較で行った。但し、6 分力については当風試が急拠実施された

ため、各種検定試験を省略したので基本形態との差分よりその効果を判定した。対策はナセル・フェンス及び前縁ドループを種々組み合わせて、基本形態を含め全部で 10 ケース実施した。風洞風速は 25 m/s で Re は主翼平均空力翼弦長を基準に、 0.608×10^6 である。試験はエンジン推力係数 C_J が 0 及び 0.5 について実施した。尚、発煙筒による流れの観察では風洞風速を 10 m/s に下げて実施した。

5.2 力試験予備試験

力試験では配管干渉除去装置を組み込んで実施したため、従来の方法と若干異なった検討が必要であり、予備試験としてエンジン推力検定試験、エンジンバルブ開度設定試験、BLC 推力検定試験を行った。

エンジン推力

従来のエンジン推力制御はエンジン・バルブ開度を一定にして、元圧を変えることにより行う方式であったが、配管干渉除去装置は常に一定の元圧を加えて作動させる構造になっているため、従来の方式を用いることは出来ない。そこで、エンジン・バルブ開度を自動的に変えられるように模型の改修を行った。そこで、エンジン推力制御は一定の元圧の下で、バルブ開度を変えることにより行う方式になった。

エンジン推力検定試験でエンジン回転数に対する推力の関数及びバルブ開度に対する回転数の関係を求め、これらの関係より任意のエンジン推力を得るようにした。図 11(a) は No.1 エンジンについてのエンジン推力計測結果で、推力は回転数の 4 次式近似で表されている。図 11(b) には元圧をパラメータにバルブ開度と回転数の関係の測定結果を示す。

本試験では、 $C_J = 0.5, 1.0$ のとき、元圧は 1.08 MPa (11 kgf/cm²)、 $C_J = 1.85, 3.0$ の時、元圧は 1.67 MPa (17 kgf/cm²) である。

尚、パソコンに予め 4 台のエンジンの推力～回転数及び回転数～バルブ開度の関係を入れておき、指定された C_J 値に対応する回転数が保たれるようにバルブ開度の調整をパソコンの指令で自動的に行えるプログラムの開発を行った。この詳細に

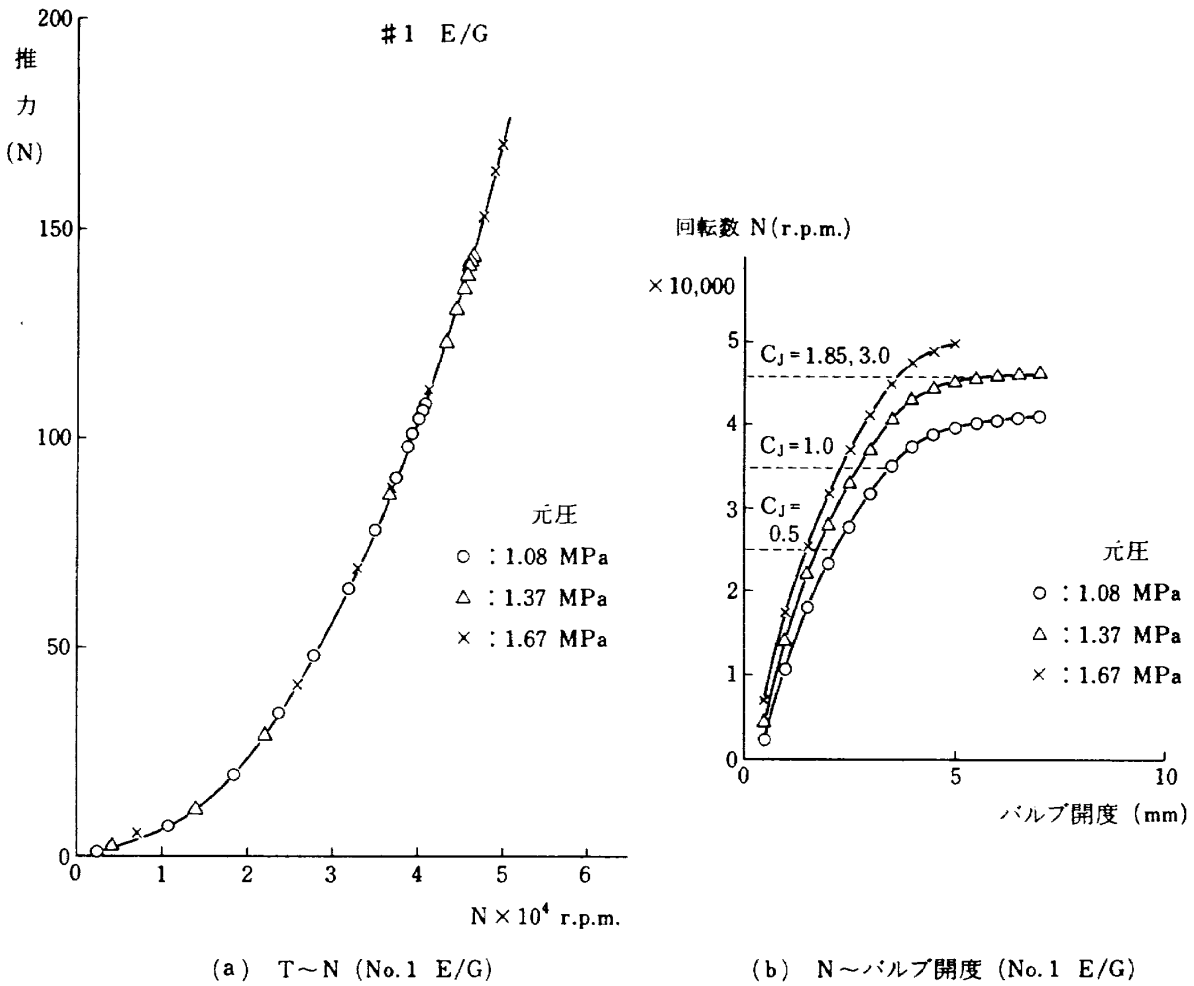


図11 エンジン推力検定試験結果 (No.1 エンジン)

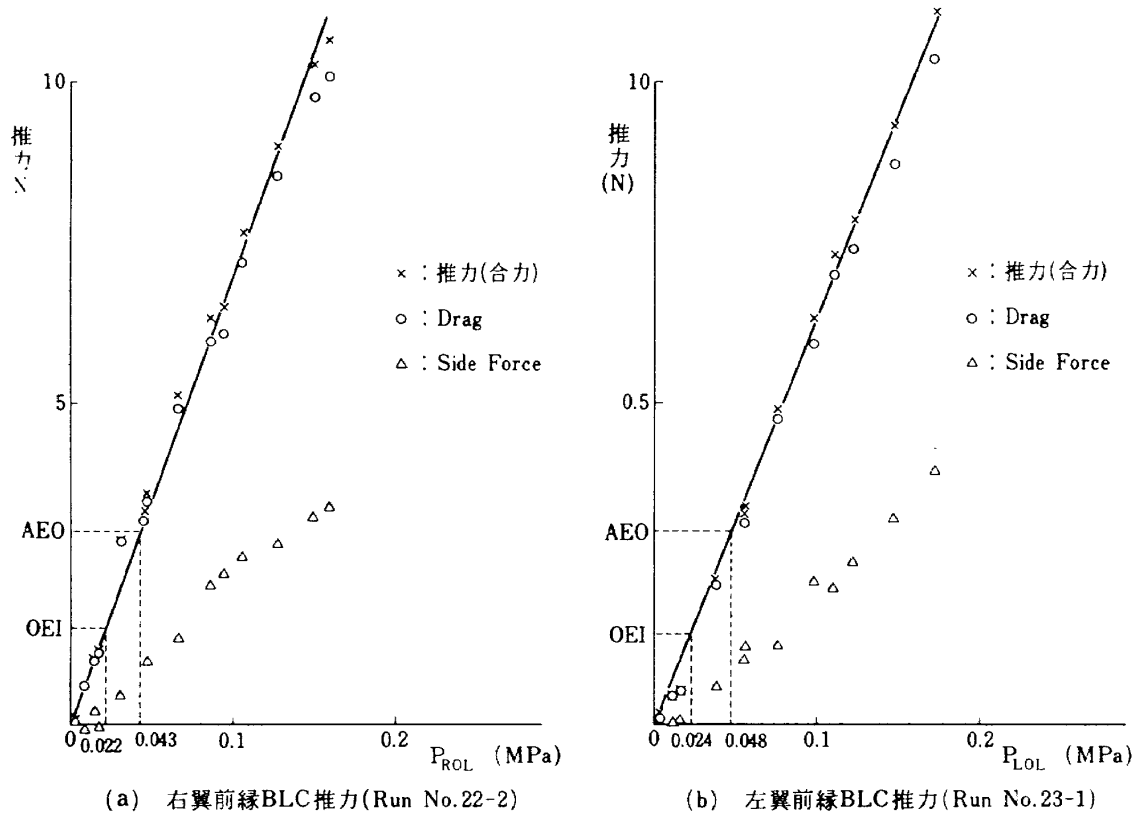


図12 前縁BLC推力

については別途報告されるであろう。

前縁 BLC 推力

図12に前縁 BLC 推力検定結果を示す。この結果から、前縁 BLC はチャンバー圧に対して直線近似で表されている。

尚、 $C_J = 1.0$ の時、 $C_{JOL} = 0.1$ (片舷) になるように BLC バルブ開度を調整してある。

エルロン BLC 推力

図13にエルロン BLC 推力検定結果を示す。エルロン BLC はチャンバー圧の4次式近似で表されている。バルブ開度は $C_J = 1.0$ の時、 $C_{JAL} = 0.0056$ (片舷) になるように設定されている。

BLC 量の差の影響

BLC バルブ開度は試験中は一定であり、BLC 吹き出し量は元圧によってのみ変化する。バルブ開度は $C_J = 1.0$ の時に所定の吹き出し量となるように設定されている。配管干渉除去装置を正常に作動させるため、元圧を一定に保つ必要があり、本試験では $C_J = 0.5, 1.0$ の時、元圧は 1.08 MPa であり、 $C_J = 0.5$ でも $C_J = 1.0$ と同量の BLC 推力が出ている。この影響を調べるため、 $C_J = 0.5$ 相当の BLC 吹き出し量になるように、バルブ開度を調整

して STOL T/O について $C_J = 0.5$ のケースを実施し、 $C_J = 1.0$ 相当吹き出しているケースとの比較を行った。

その結果の概略は以下の通りである。

(1) α スイープ

(a) C_L

$C_J = 0.5$ 相当 BLC のケースがわずかに小さい。

(b) C_D

差無し

(c) C_m

$C_J = 0.5$ 相当 BLC のケースが頭上げ側

(d) C_Y, C_l, C_n

差無し

(2) β スイープ

(a) C_Y

差無し

(b) C_l

$C_J = 0.5$ 相当 BLC のケースの $C_{l\beta}$ が小

(c) C_n

差無し

従って、今回の風試結果を検討する際には、これ

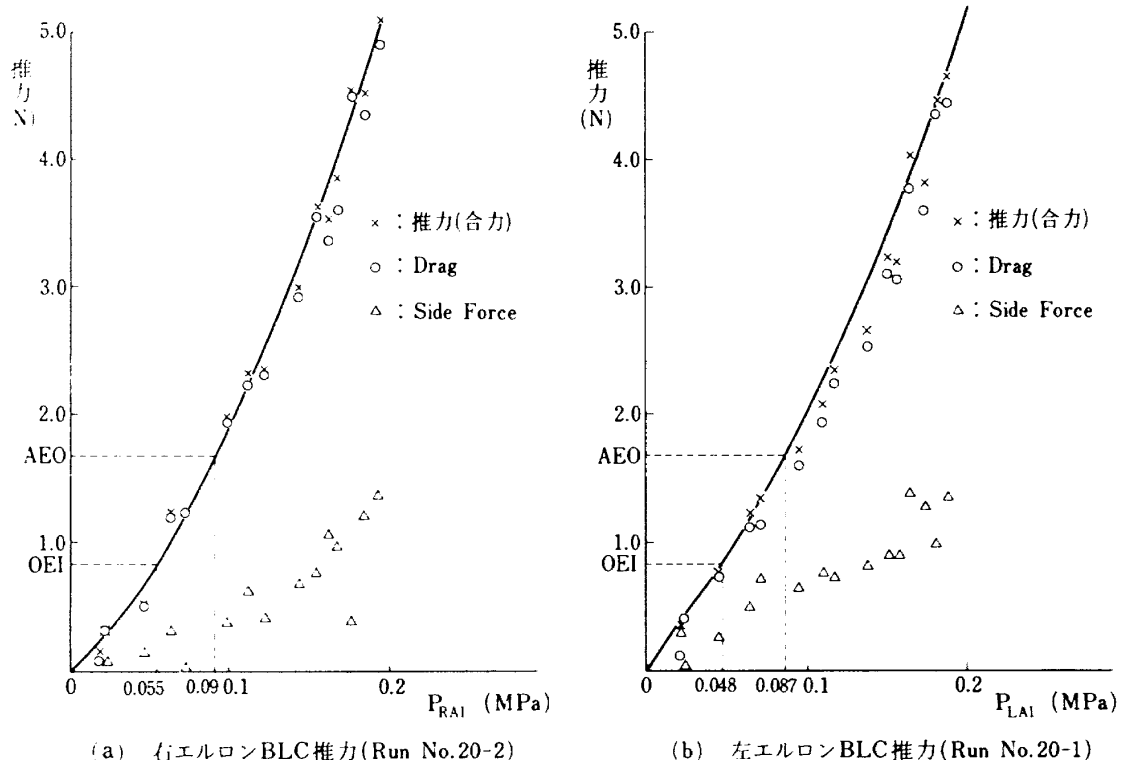


図13 エルロン BLC 推力

らの影響を考慮しなければならない。

前縁BLCも作動させる STOL L/D では、BLC 量の差の影響は更に大きいと考えられる。この現象を避けるために、BLC バルブも自動化すべきであろう。

5.3 力試験本試験

力試験はバフエット対策予備試験で得られた最終形態、即ち、ナセル・フェンス+ナセル間ドループ・ノーズが空力係数に及ぼす効果を調べるため及び実機に取り付けるときの技術検討を行うために実施された。

試験は比較のための T/O 及び L/D 形態の基本特性とナセル・フェンス+ドループ・ノーズ装着時の前記 2 形態について尾無し及び全機形態で α 並びに β スイープを行った。

風洞風速は 25 m/s で C_j は 0.0, 0.5, 1.0, 1.85 及び 3.0 である。ただし、 $C_j = 3.0$ の時は風洞風速は 19.6 m/s である。この時の Re は平均空力翼弦長基準で 0.462×10^6 である。

6. 試験結果

6.1 バフエット対策予備試験(二次元模型)

二次元模型による無対策時のナセル間前縁部の流れの観察結果を図14に示す。

何も対策を施していない状態では、ナセル側面と主翼前縁との交点から強い渦流が発生し、円錐

状に後方に向けて広がっている。その結果、ナセル近傍の主翼前縁部上面の気流糸は完全に剥離している。また、ナセル側面も流れは剥離を起こしている。そこで対策として、

- (1) ナセル間の後退角を無くしたステップ前縁とし、主翼前縁上面に V.G を付加する。
- (2) ナセル間前縁ドループ・ノーズを付加する。
- (3) ナセル側方にフェンス(大小)を取り付ける。を採用し、気流糸観察を行った。図15(a)~(d)にこれら対策を施した模型形態を示す。

図16(a)~(d)にこれら気流糸観察結果を示す。気流糸試験結果を見ると、

- (1) ステップ前縁+V.G (図中ボルジェネと記す)は無対策とほとんど変わらない(V.G の直後を除く)。
 - (2) ドループ・ノーズにすると流れは大幅に改善され、ナセル側面及び主翼上面に付着している。但し、ナセルと主翼の付け根付近の流れの付着状況は良くない。
 - (3) 小フェンスを取り付けると、ナセル側主翼上面で、気流糸がチラチラしている程度である。
 - (4) 大フェンスの場合は流れが完全に主翼前縁及びナセル側面に付着している。
- という事が判った。これはフェンスから発生する渦により、剥離渦が抑制されるからであろう。
- その結果、ナセル側方から、主翼前縁にかかる

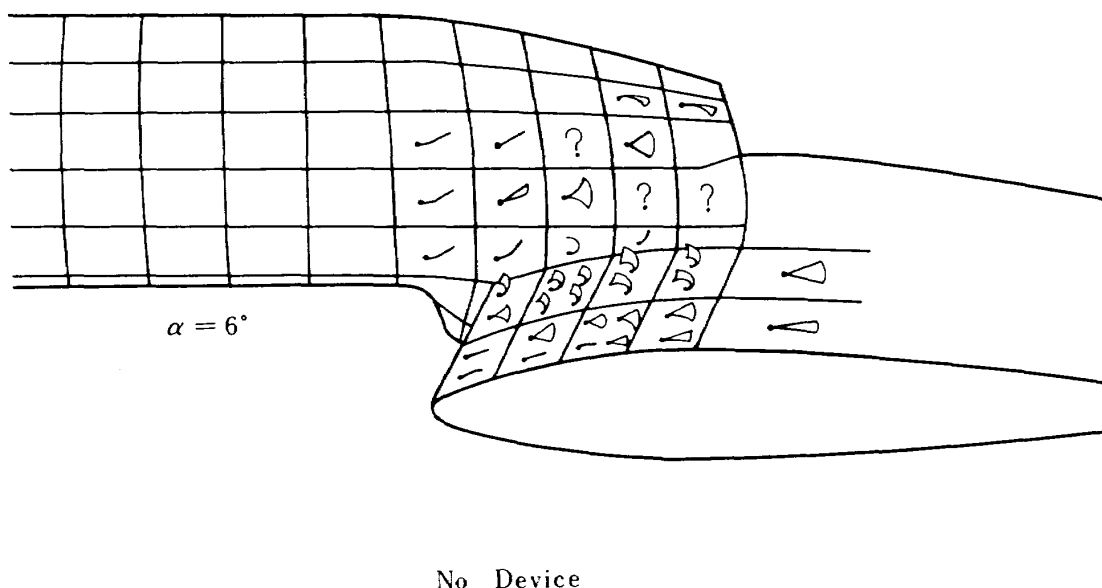


図14 ナセル間前縁部流れ観察

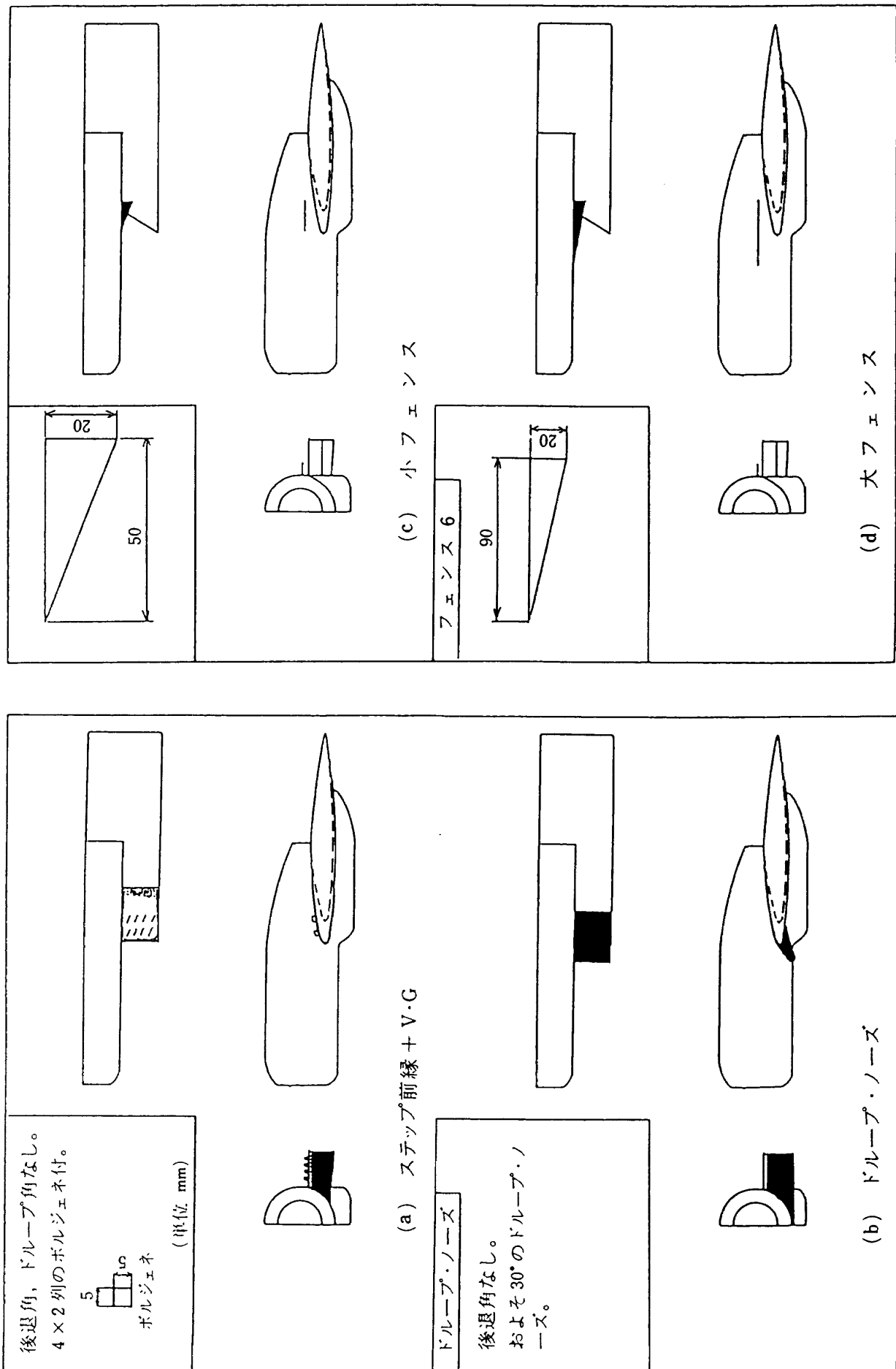


図 15 ナセル間前縁部流れ改善策

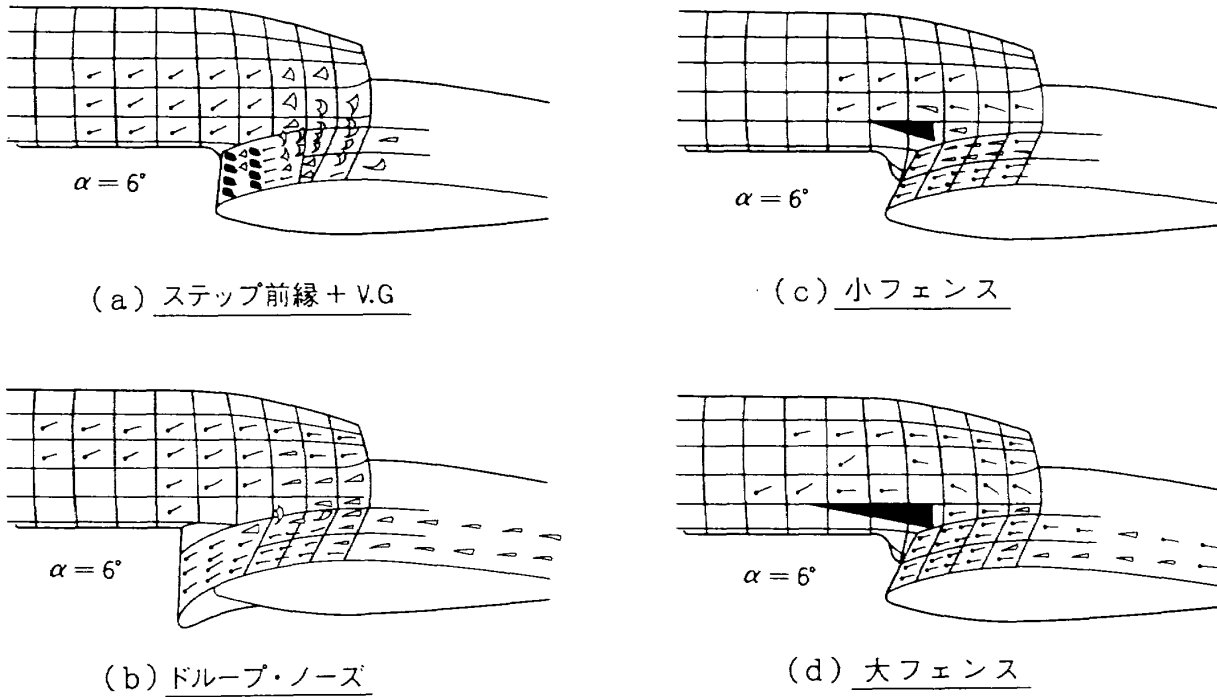


図16 気流系観察結果

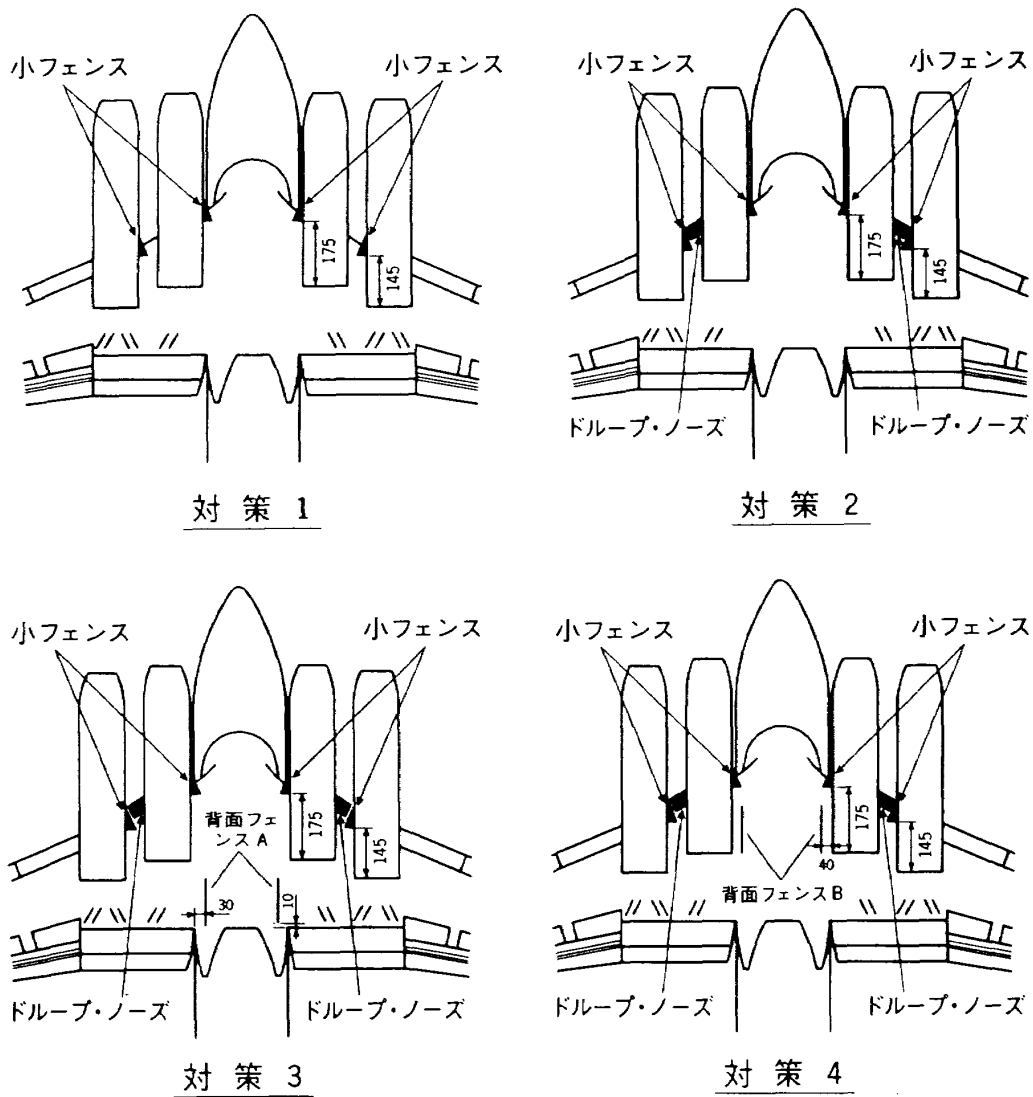


図17 (a) バフェット対策

形で三角形のフェンスを取り付けると有効であり、またフェンスが大きい程効果があることが分かった。

6.2 バフエット対策予備試験（全機模型）

二次元模型による気流系試験結果に基づき、8%低速全機模型を用いたバフエット対策予備試験を実施した。試験はSTOL T/O、尾付形態のみ実施した。バフエット対策として、ナセル・フェンス及び前縁ドループ・ノーズを種々組み合わせて、基本形態を含め全部で10ケースを実施した。

図17(a), (b)にこれらバフエット対策を施した模型形態を示す。対策1は各ナセルの胴体側に小フェンスを取り付ける。対策2は対策1にナセル間前縁ドループ・ノーズを取り付ける。対策3は対策2に背面フェンスAをUSBフラップ近傍に取り

り付ける。対策4は対策2に背面フェンスBをナセル近傍に取り付ける。対策5は対策2に背面フェンスCを取り付ける。対策6は対策2の形態に更に小フェンスを外エンジンナセル外側に、またナセル側面胴体上面に背面V.Gを取り付ける。対策7は対策6の形態でフェンスを5mm翼上面に近ずける。対策8は対策7の形態の内、内エンジン胴体側ナセルに小フェンスの代わりに大フェンスを取り付ける。対策9は対策8の形態から背面V.Gを取り除く。以上の9形態である。

気流系試験結果

流れの様子は気流系により観察した。気流系は風洞測定部上面よりカメラにより撮影したが、この時風洞計測室の指令者よりトランシーバを通して写真撮影者と迎角、横滑り角及び C_j を連絡しあ

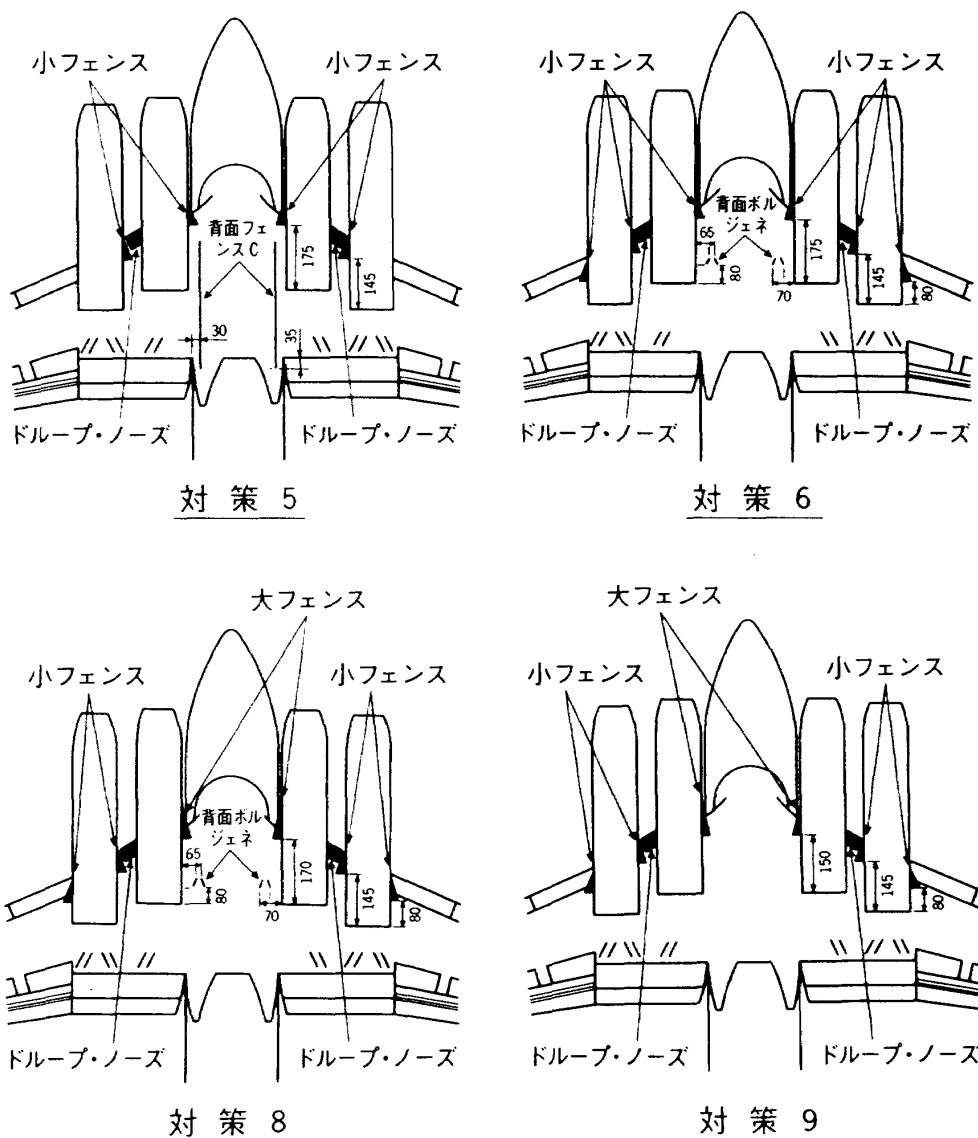


図17 (b) バフエット対策

い、気流糸写真を撮った。試験は各形態につき、 $C_J=0.0, 0.5$ で α 及び β を振って行った。

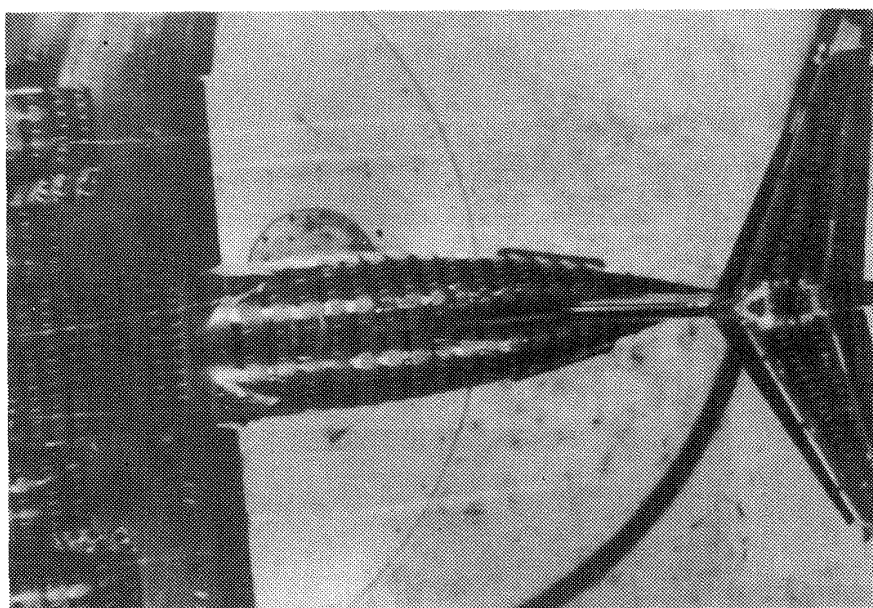
図18に気流糸写真の一例を示す。この写真と風洞試験中の気流糸観察者のスケッチを基に流れの状況をまとめたものを図19(a)~19(c)に示す。

基本形態についての気流糸観測結果から、早期に流れが剥離する箇所は

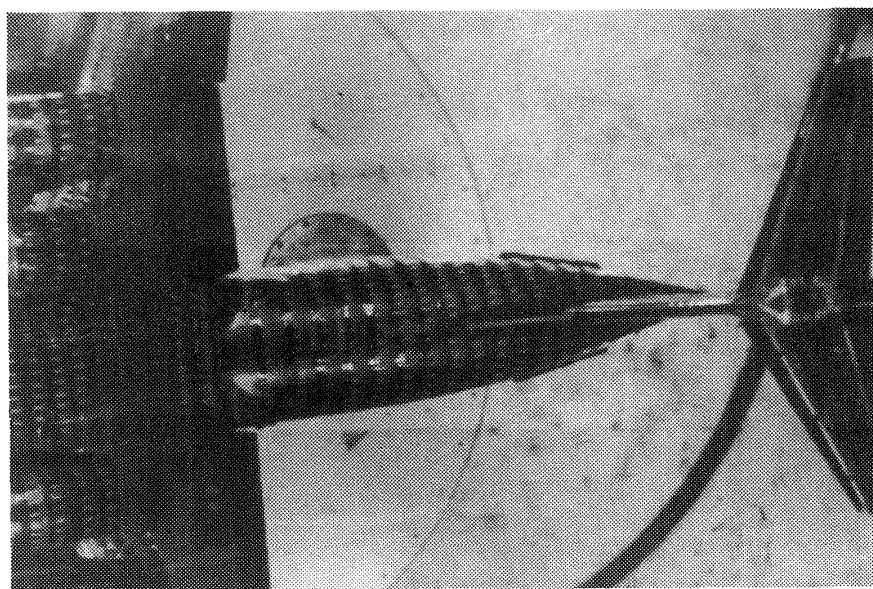
- (1) ナセル間 ($C_J=0.0$ で $\alpha=2^\circ$, $C_J=0.5$ で $\alpha=0^\circ$)
- (2) ナセル-胴体間 ($C_J=0.0$ で $\alpha=4^\circ$, $C_J=0.5$ で $\alpha=2^\circ$)

(3) 中央翼後方 ($C_J=0.0, 0.5$ ともに $\alpha=6^\circ$)
であることがわかる。それ故、バフエットの原因となる流れはこれら箇所から発生していると判断できる。

そこで、ナセル・フェンス及び前縁ドループ・ノーズを付加して流れの状況を観察すると、対策1で小フェンスを張り付けるだけで流れが著しく改善されることが判る。前縁ドループ・ノーズを取り付けた対策2では更に流れは改善され、それに背面フェンスを取り付けることにより胴体上面の流れが更に改善される。



(a) 基本形態, V.G ON, $C_J=0.0$, $\alpha=2^\circ$



(b) 同上, $\alpha=10^\circ$

図18 気流糸写真

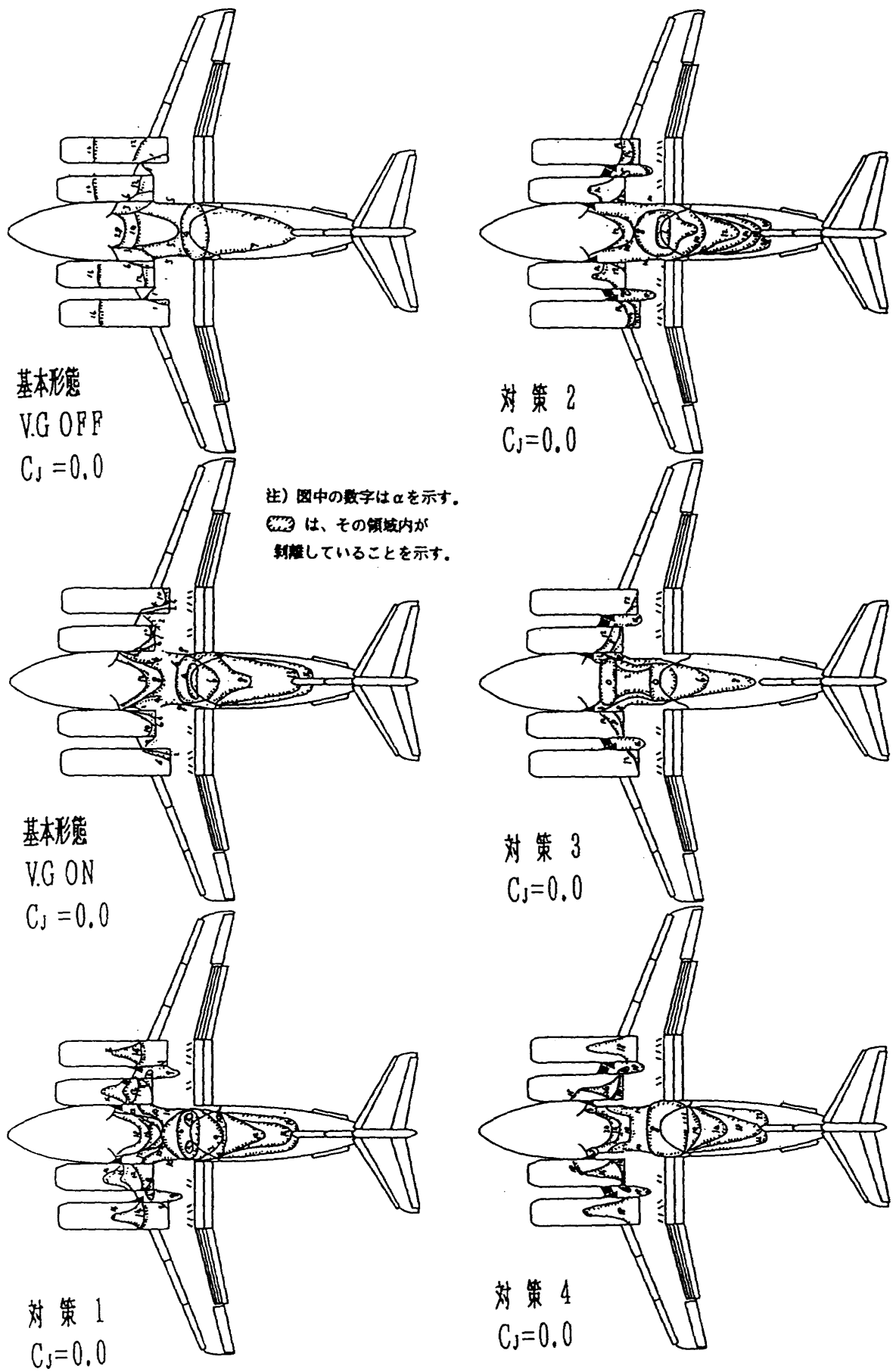


図 19 (a) 気流系観察

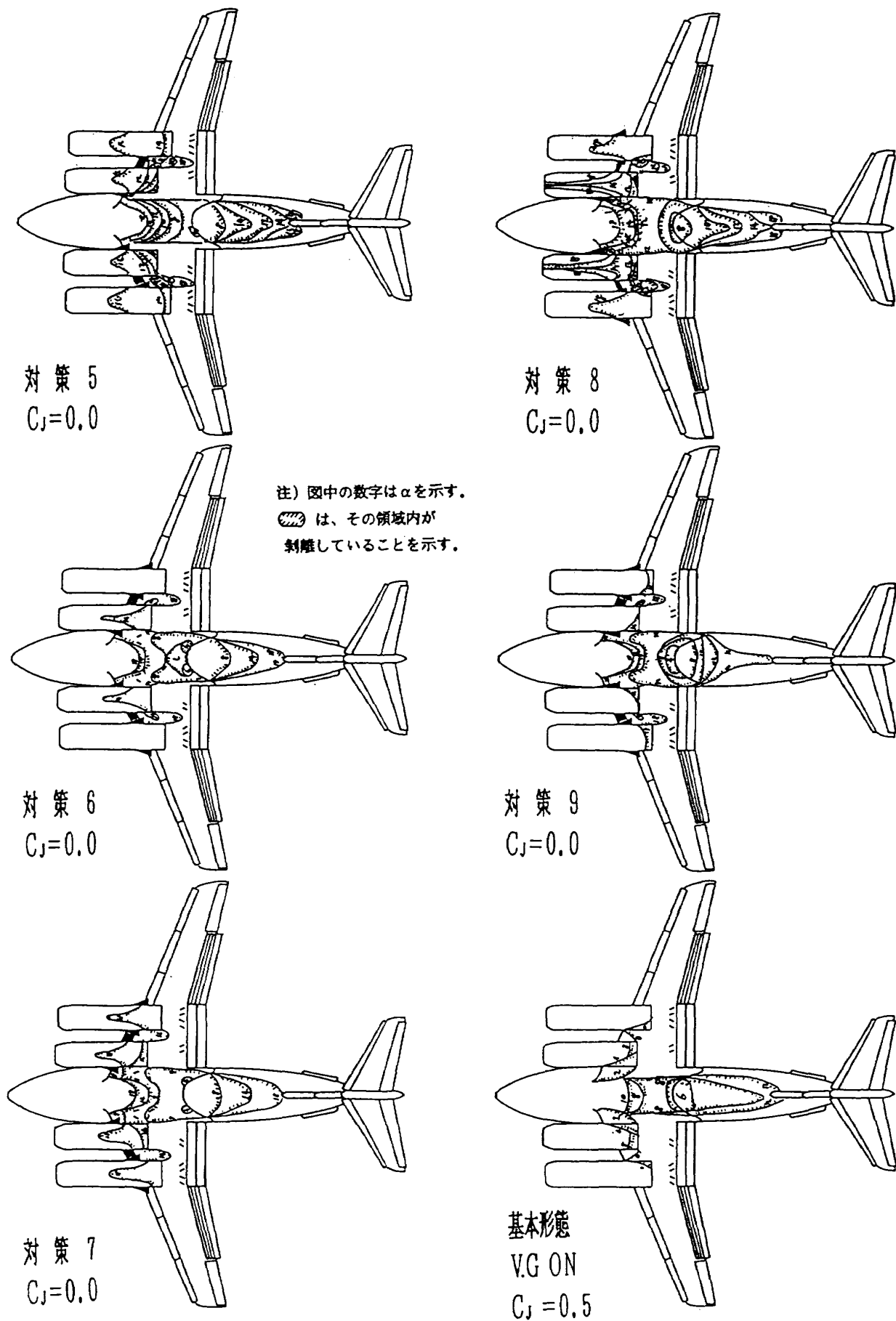
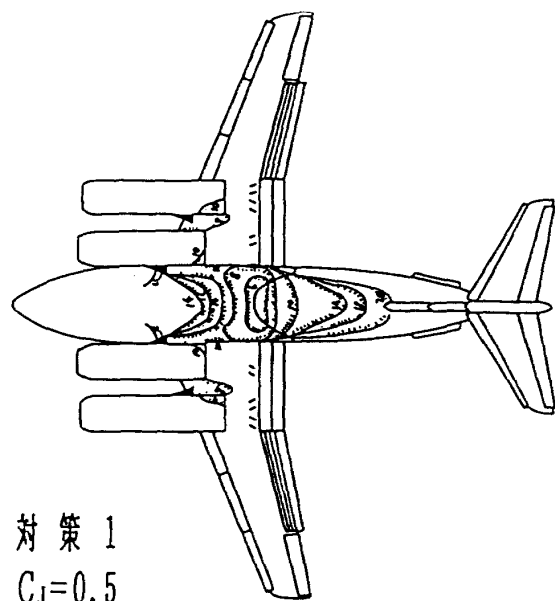
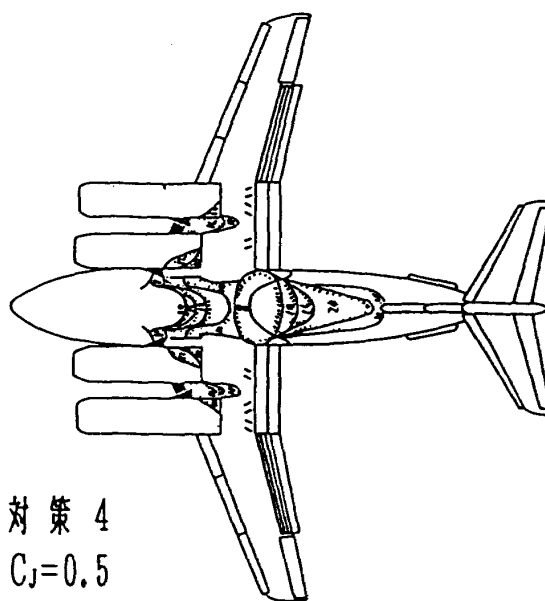


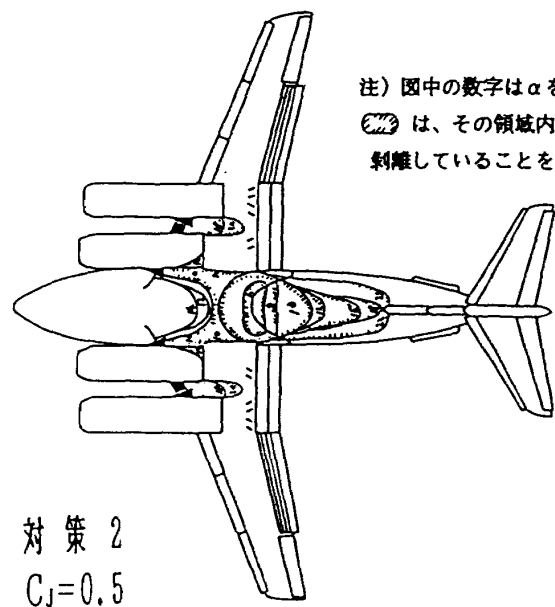
図 19 (b) 気流系観察



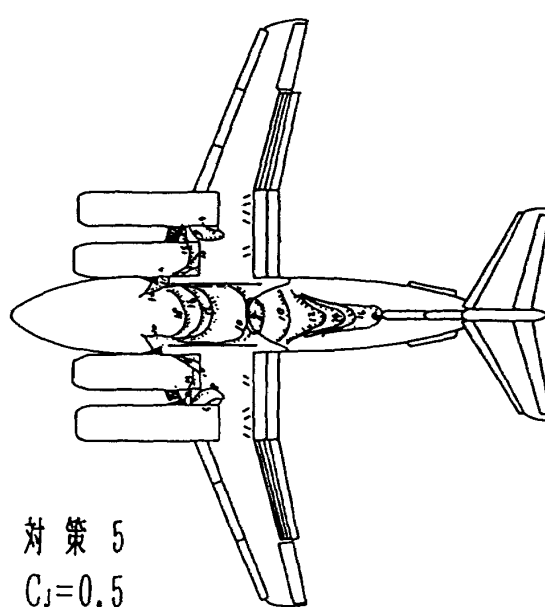
対策 1
 $C_J=0.5$



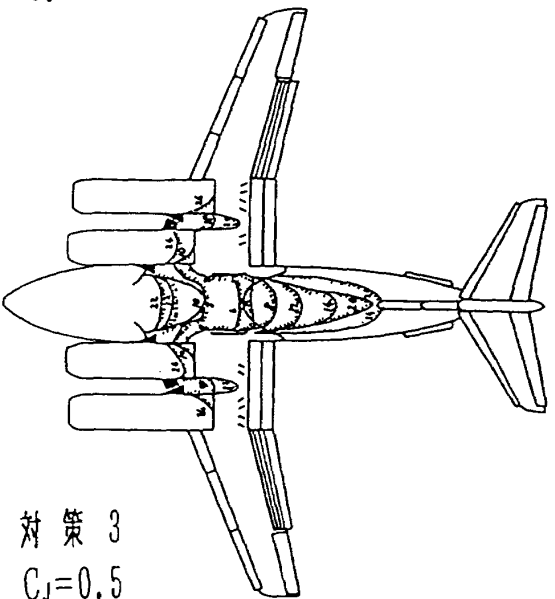
対策 4
 $C_J=0.5$



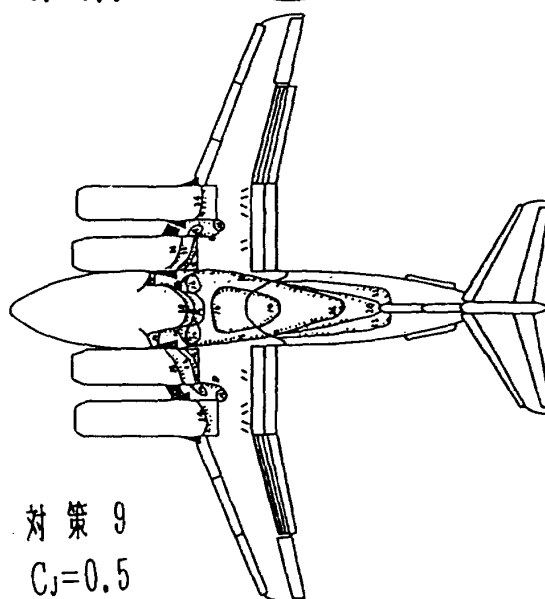
対策 2
 $C_J=0.5$



対策 5
 $C_J=0.5$



対策 3
 $C_J=0.5$



対策 9
 $C_J=0.5$


注) 図中の数字は α を示す。
 は、その領域内が
 剥離していることを示す。

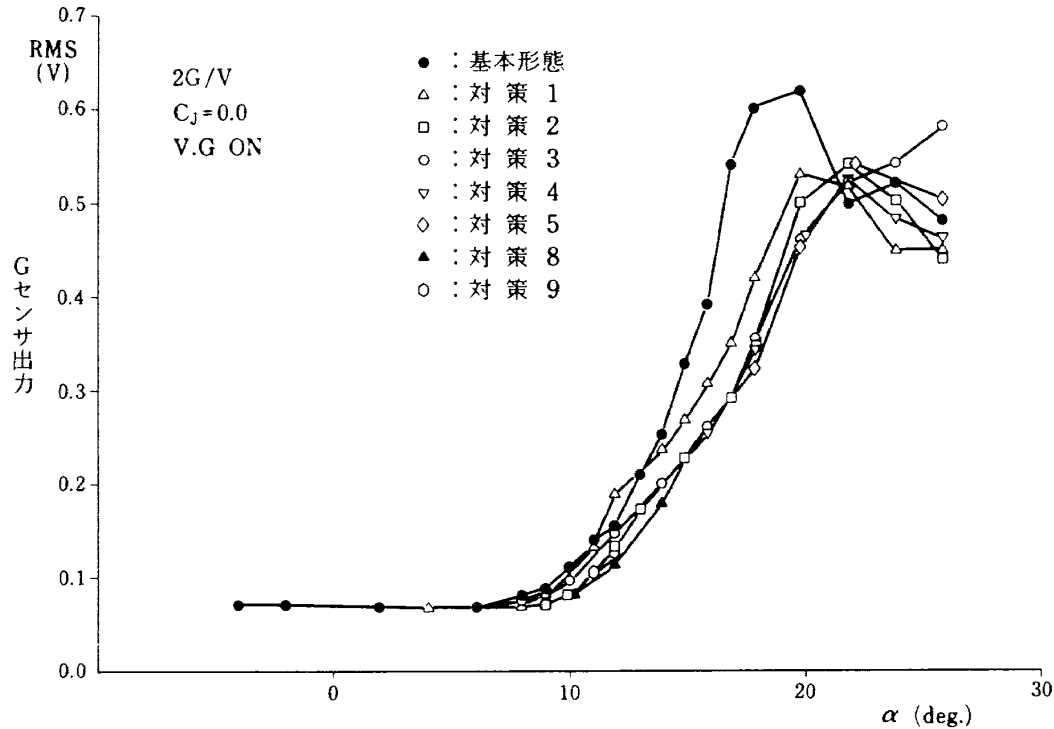
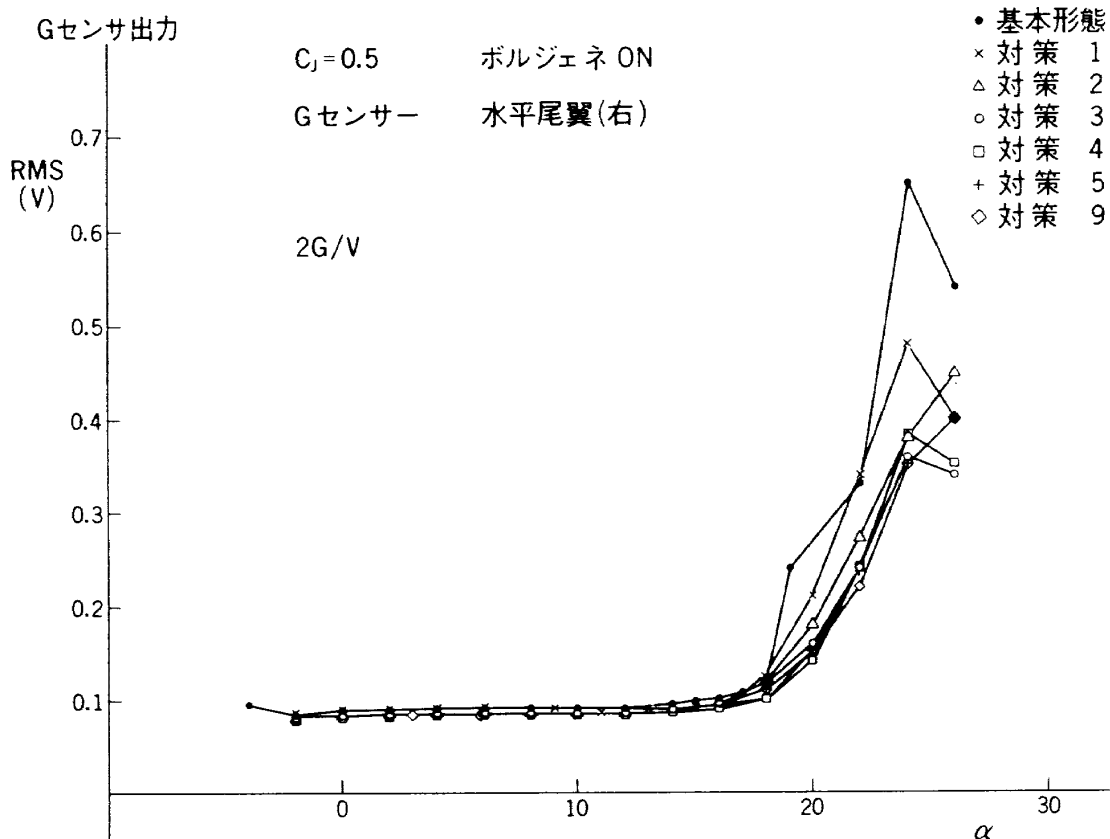
図19(c) 気流系観察

水平尾翼翼端振動測定結果

水平尾翼翼端に取り付けた加速度計の出力 G (加速度計の出力電圧の自乗平均値で、実際の加速度は $2G/V$ を掛けて得られる。)の迎角に対する変化からバフエット対策の効果を調べた。図20(a)に

$C_J=0.0$ の、図20(b)に $C_J=0.5$ の時の G の各対策における迎角に対する変化を示す。

$C_J=0.0$ の時、基本形態では $\alpha=6^\circ$ で G が大きくなり始める(立ち上がりと呼ぶ)が、対策1では 2° 程度立ち上がりが遅れる。また、 G の大きさ

図20(a) 水平尾翼翼端振動 ($C_J=0.0$)図20(b) 水平尾翼翼端振動 ($C_J=0.5$)

も減少する。更に対策2にするとGの立ち上がりは 2° 程度遅れ、Gの変化も緩やかにまた大きさも減少する。対策3以降は対策2とほとんど変わらない。

$C_J=0.5$ の場合、基本形態でのGの立ち上がりは $\alpha=12^\circ$ 近辺であるが、対策1以降では約 3° 立ち

上がりは遅れる。また、Gのピーク値も基本形態の約半分と小さくなっている。

以上により、ナセル・フェンスによりバフエットの始まりが遅れ、バフエット発生後も、その強さが減少すると考えられ、また、その効果はナセル間前縁ドループ・ノーズとの併用により更に増

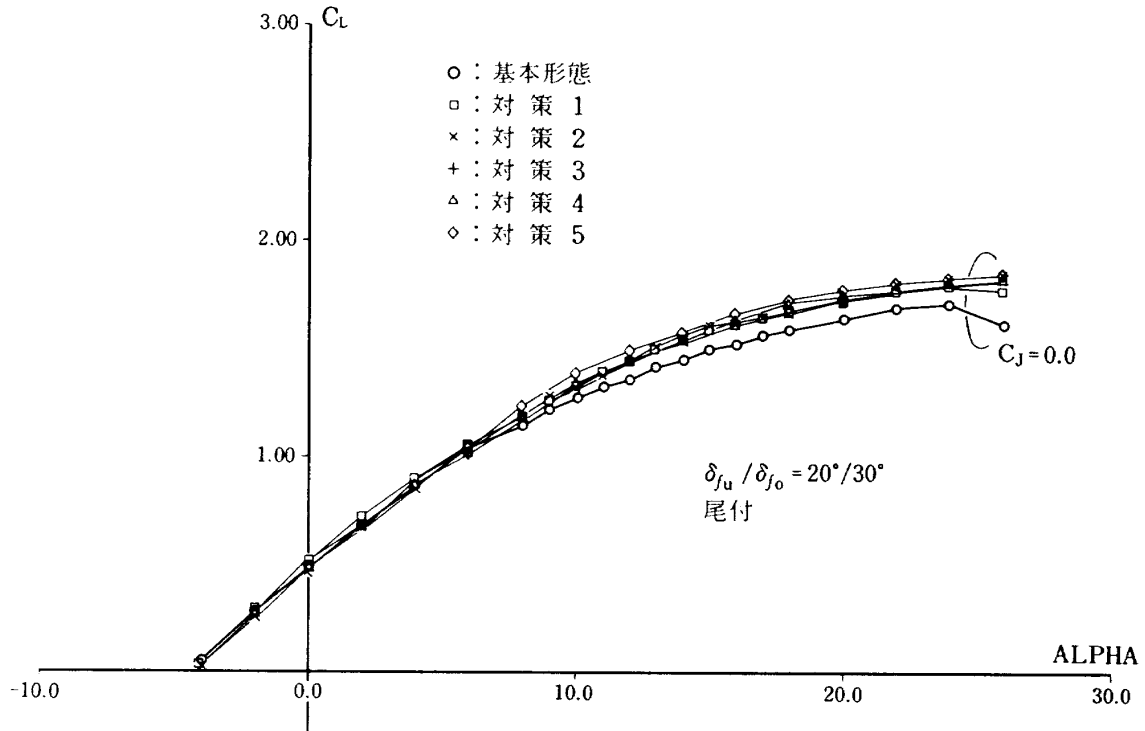


図 21 (a) $C_L \sim \alpha$

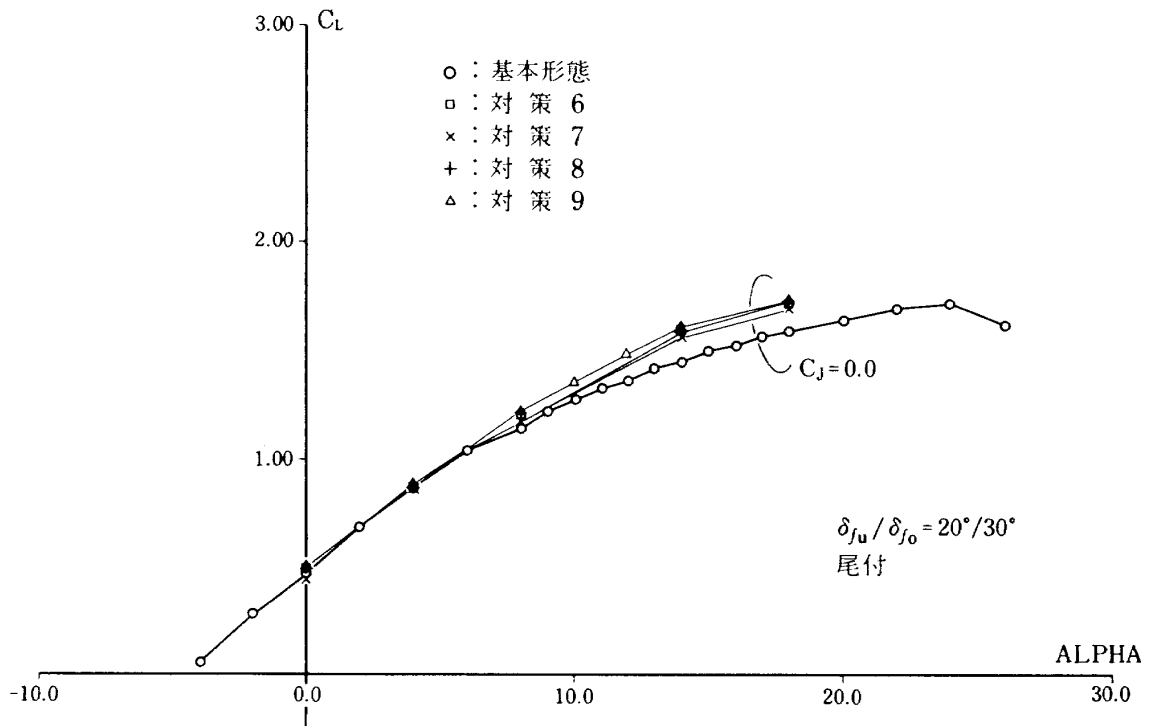


図 21 (b) $C_L \sim \alpha$

大する。

力測定結果

力測定によるバフェット対策効果は基本形態との差分によりその効果を判断した。図 21 (a), (b) 及び図 22 (a), (b) に $C_J = 0.0$ での、また、図 23 (a), (b) に $C_J = 0.5$ での基本形態と各対策に対する C_L ,

C_D の測定結果を示す。これらの図から、対策を施すことにより $C_{L\text{MAX}}$, α_{MAX} の増大が得られること、 C_D が減少することが判る。そして、対策 4, 対策 5 (ナセル内側小フェンス+ドループ・ノーズ+中央翼背面フェンス) が最も有効であることが判る。しかし、対策 6 ~ 対策 9 もほぼ同等の効果を

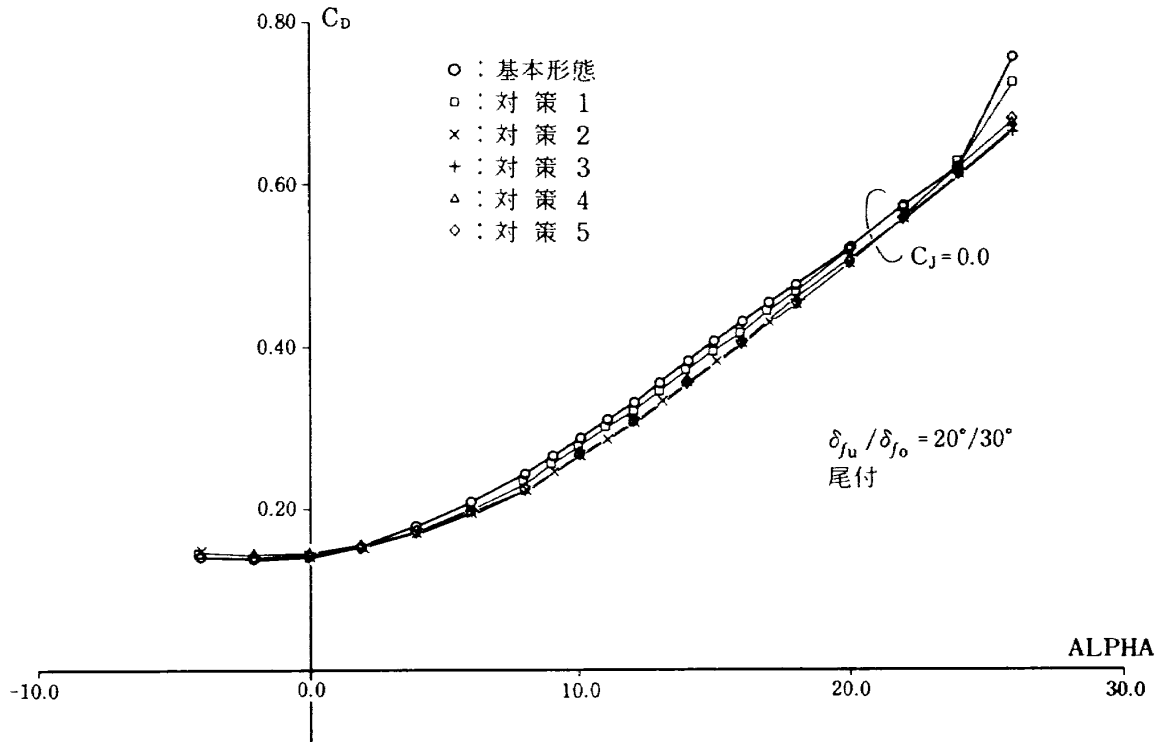


図 22 (a) $C_D \sim \alpha$

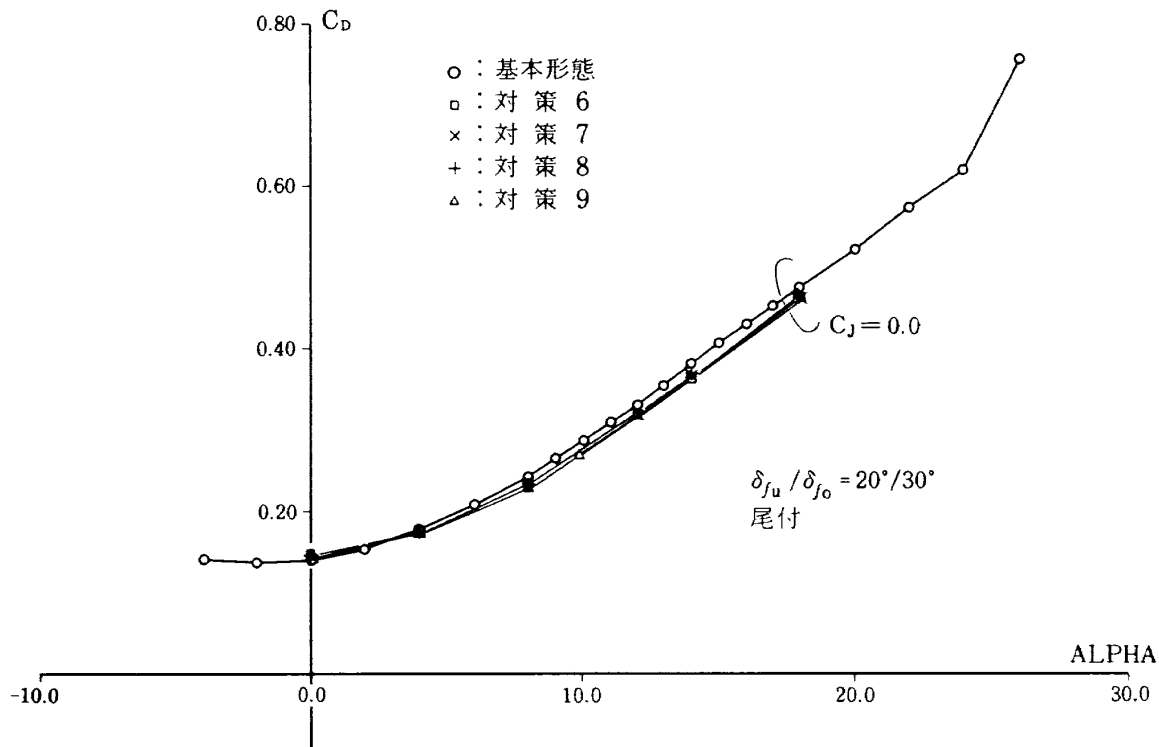
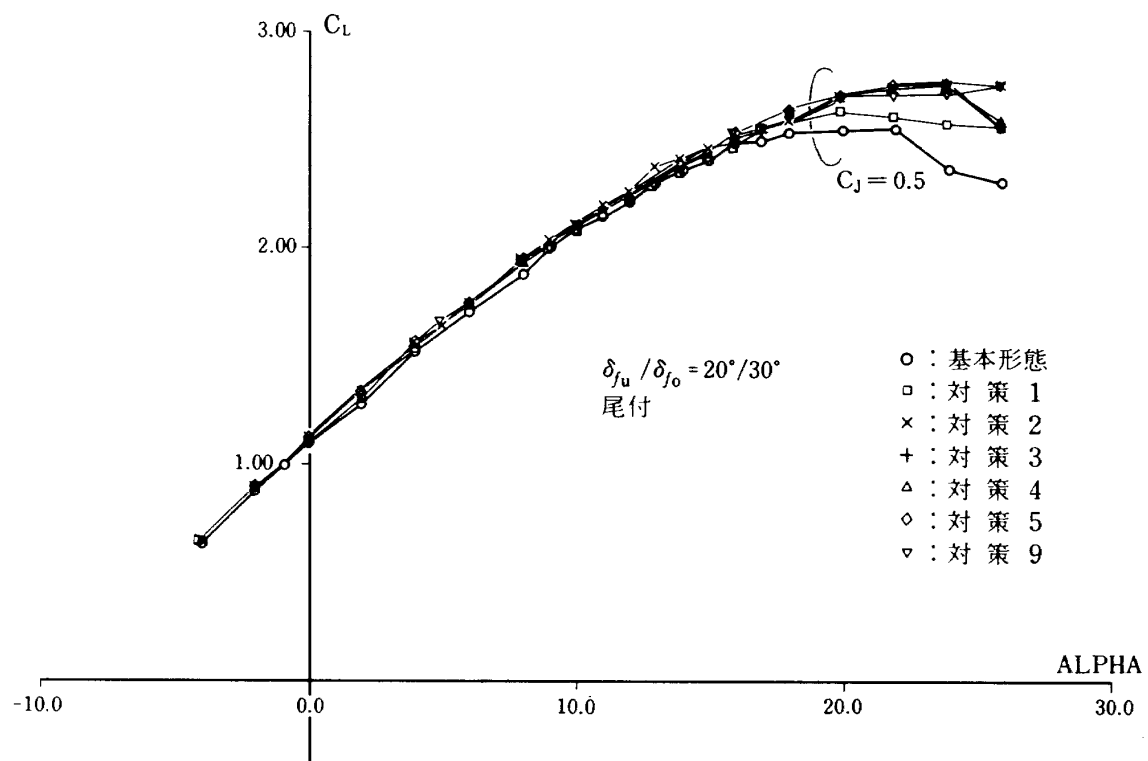
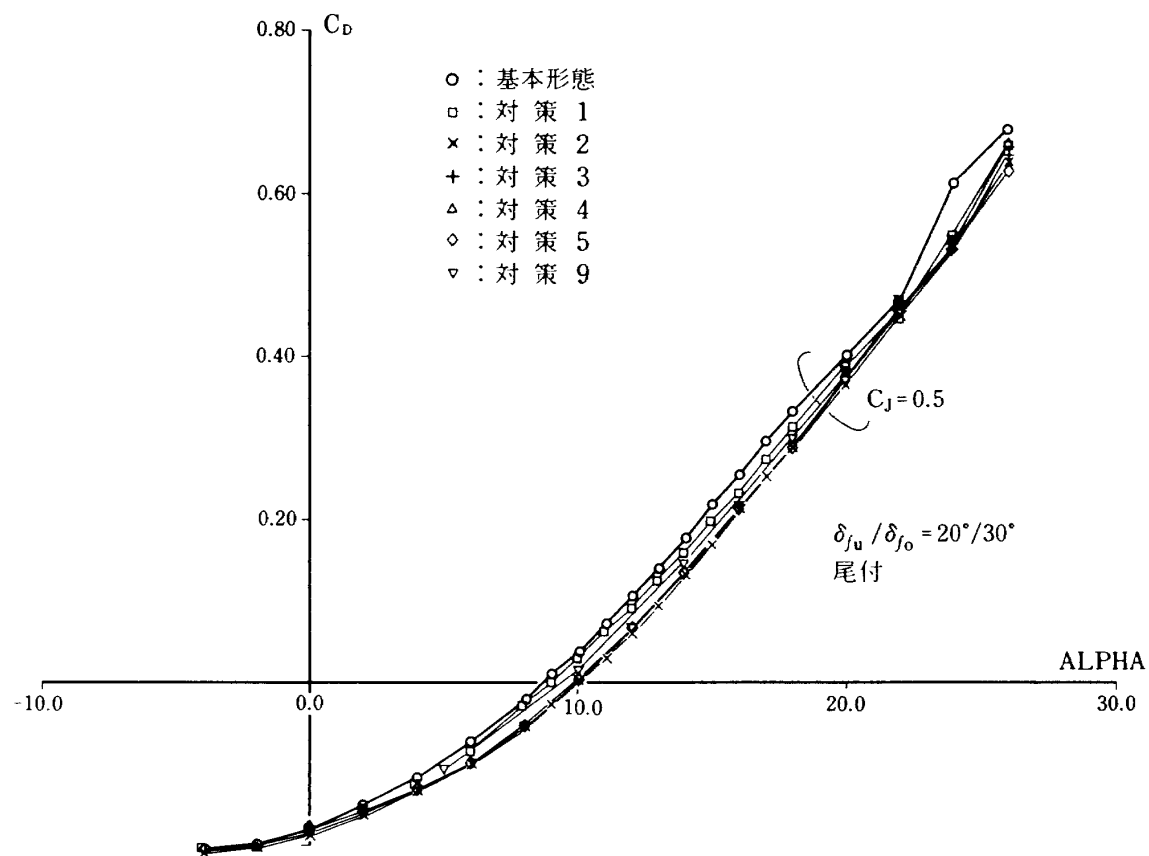


図 22 (b) $C_D \sim \alpha$

図 23 (a) $C_L \sim \alpha$ 図 23 (b) $C_D \sim \alpha$

持つと判断できる。

対策5と対策6を比較すると、外ナセル外側フェンスは余り効果がないことが判る。そこで、効果が十分ありかつ実機に適用する際に改造箇所が少なくなることから、バフエット対策としてはドループ・ノーズ+内ナセル内側大フェンス+外ナセル内側小フェンスの組合せが最も現実的と考えられる。表1に気流系観察、水平尾翼翼端振動及び縦3分力の検討結果をまとめたものを示す。

以下にこれら対策により見込まれる効果をまとめると、

- (1) ナセル間、ナセル-胴体間、中央翼後方の流れの剥離が遅れる。
- (2) 尾翼の振動Gの立ち上がる迎角（バフエット・オンセットと考える）が大きくなる。
($C_J=0.0$ で 2° , $C_J=0.5$ で 3°)
- (3) バフエット・オンセット後の尾翼の振動Gの変化が緩やかになる。

- (4) バフエット・オンセット後の尾翼の振動Gが全体に小さくなる。(基本形態のGのピークを示す迎角での値で比較すると、 $C_J=0.5$ ではGの大きさは半減する。)

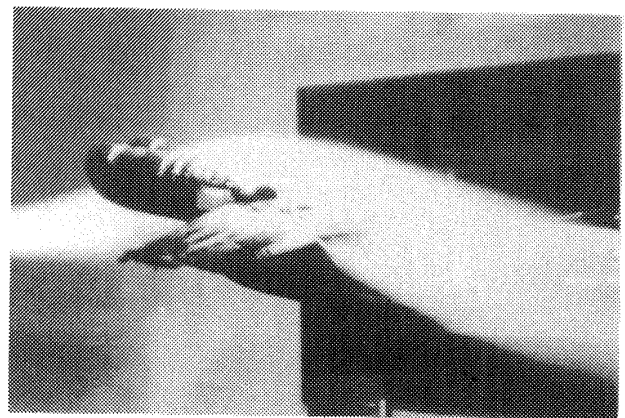
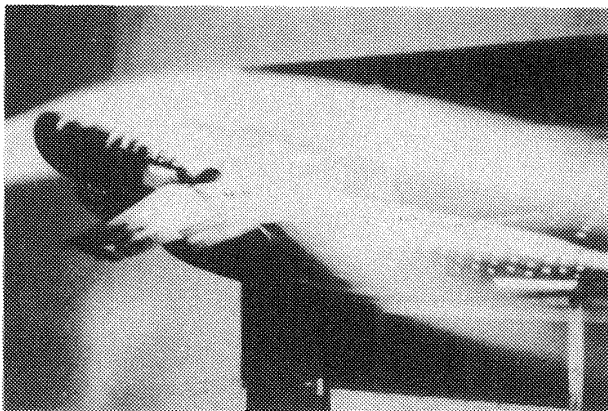
- (5) α_{MAX} , $C_{L MAX}$ はともに大きくなる。

- (6) C_D は減少する。

- (7) C_m は頭上げ側に移動する。

煙による可視化

対策9を施した形態で発煙筒による煙可視化試験を行った。試験は可視化のため、風洞風速を10 m/sに落とし、 $C_J=0.5$ について実施した。図24(a), 24(b)に試験結果を示す。ナセル間流れ観察の時、発煙筒位置が多少ずれて、特に大迎角では前縁に正しく当たっていなかったが、迎角が 20° を越えると、水平尾翼に煙が当たるようである。また、ナセル-胴体間の流れは大迎角になっても流れは垂直尾翼の下方を過ぎるだけである。



対策9, $C_J=0.5$

対策9, $C_J=0.5$

図24(a) 煙観察（ナセル間）

図24(b) 煙観察（ナセル-胴体間）

6.3 力試験

力試験では、これまで予備試験で得られたナセル・フェンス及びナセル・フェンス+前縁ドループ・ノーズ（フェンス+ドループと略す）の最適な形態に対して、その効果を定量的に調べるために、8%低速全機模型による風洞試験を実施した。

尚、これら得られたデータは全て飛行試験での飛行性等の検討資料として提供されている。

試験はナセル・フェンス+ドループ・ノーズ装着時で、STOL T/O, L/D 形態の各々に対して、全機及び尾なし形態での全エンジン作動時と1エンジン不作動時と、ナセル・フェンス装着時で、STOL L/D 形態全機で全エンジン作動時と1エンジン不作動時についてそれぞれ α スイープ、 β スイープによる6分力測定を行った。

代表的な図を図25(a)から図28(c)に、またこれら結果をまとめたものを表2(a)から表4(b)に示す。

ナセル・フェンス+ドループ・ノーズ効果

α スイープの結果を見ると、 C_L は一般にフェンス+ドループ付きの方が大きい。 C_D はフェンス+ドループ付きの方が小さい。 C_m は一般にフェンス+ドループ付きの方が頭上げ側であるが、STOL T/O OEI 尾なし及びSTOL L/D 形態で頭下げ側になる。 C_Y, C_I, C_n はほとんど差はない。 β スイープではSTOL L/D 形態の C_m が頭下げ側になる以外、ほとんど差がない。

従って、ナセル・フェンス+ドループ・ノーズは、バフエット対策のほかに揚抗比の改善にも役立つと言えよう。

ナセル・フェンス効果

α スイープでは、AEO 時、 C_L の最大値はフェンス付きの方が大きい。小 C_I では、 C_L の最大値からの減少が急である。OEI では C_L はほとんど差はない。 C_D, C_m, C_Y, C_I, C_n はほとんど差はない。 β スイープでは、6分力は全体的にほとん

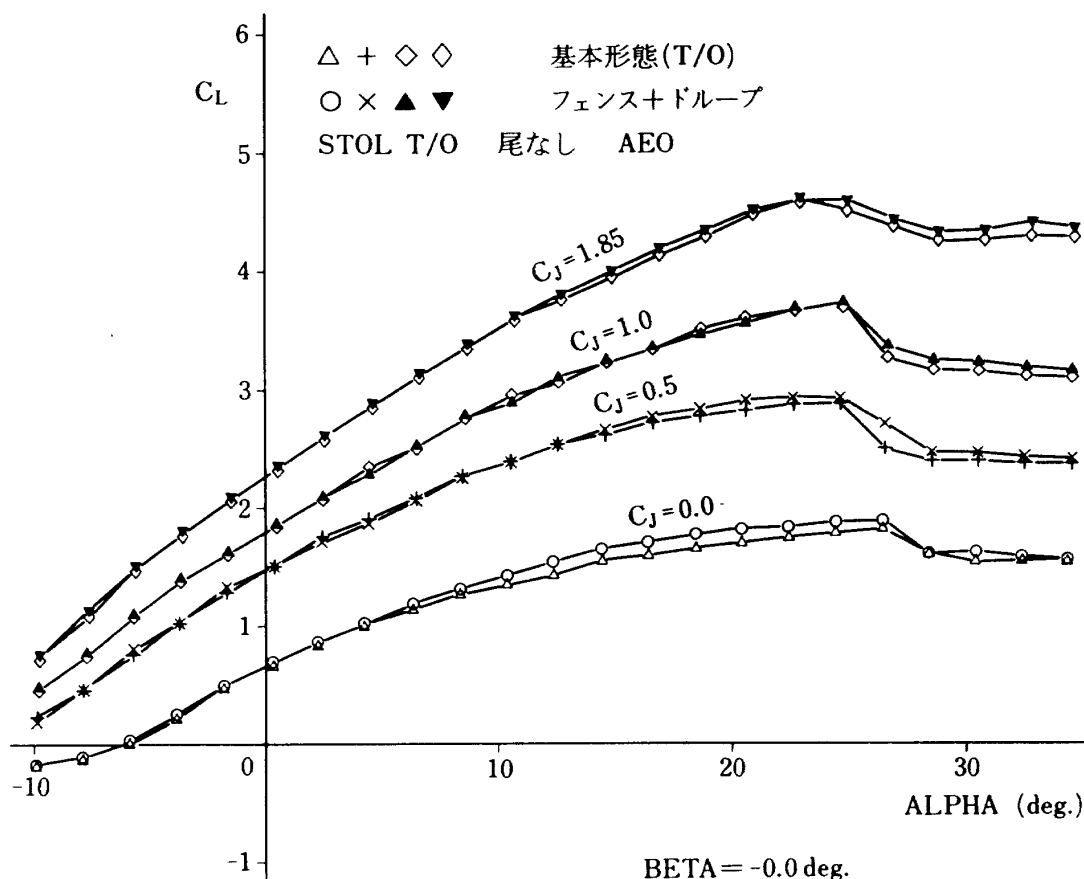
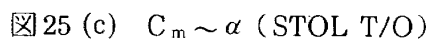
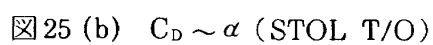
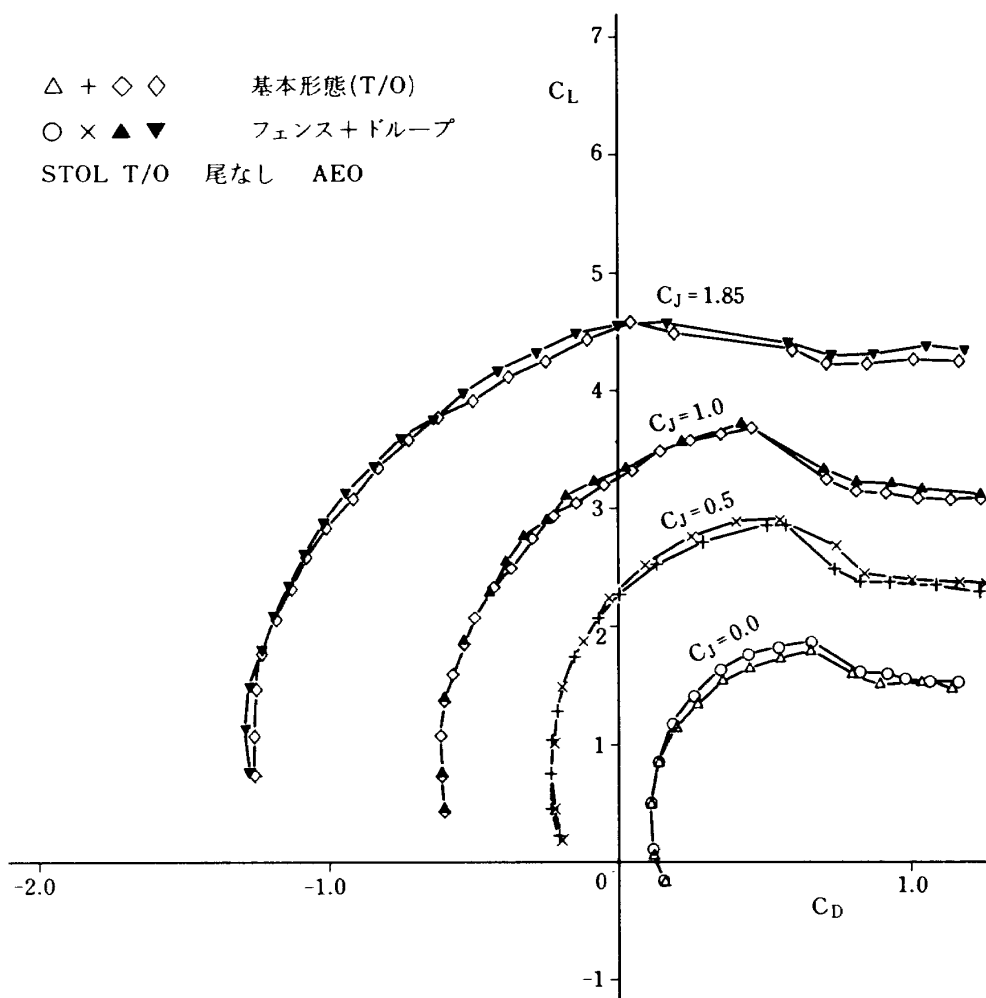
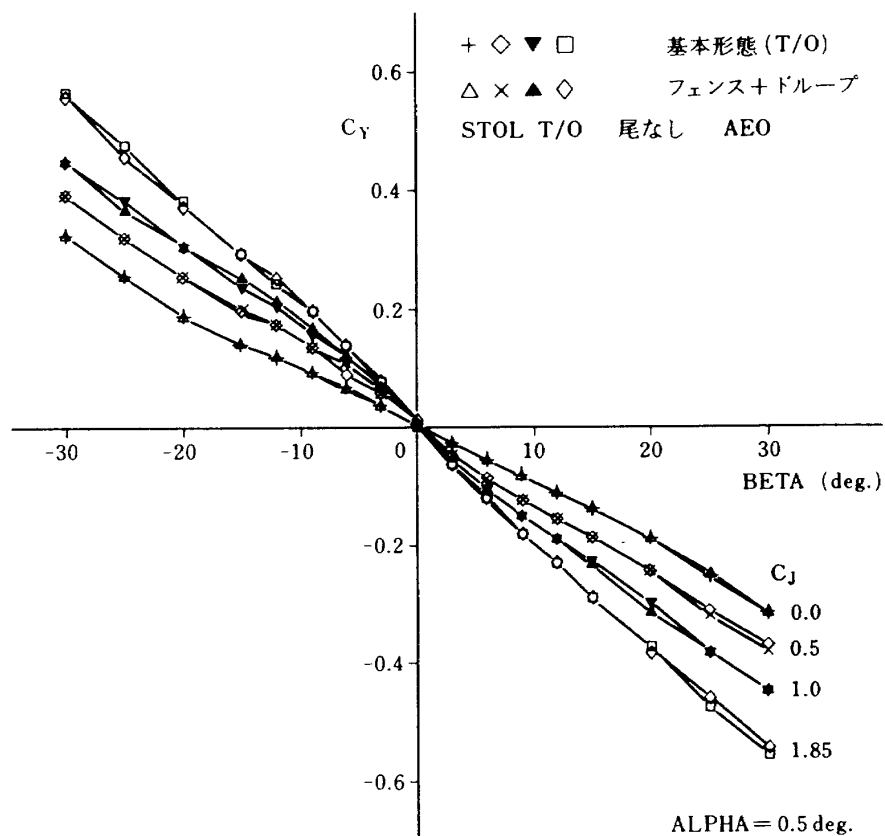
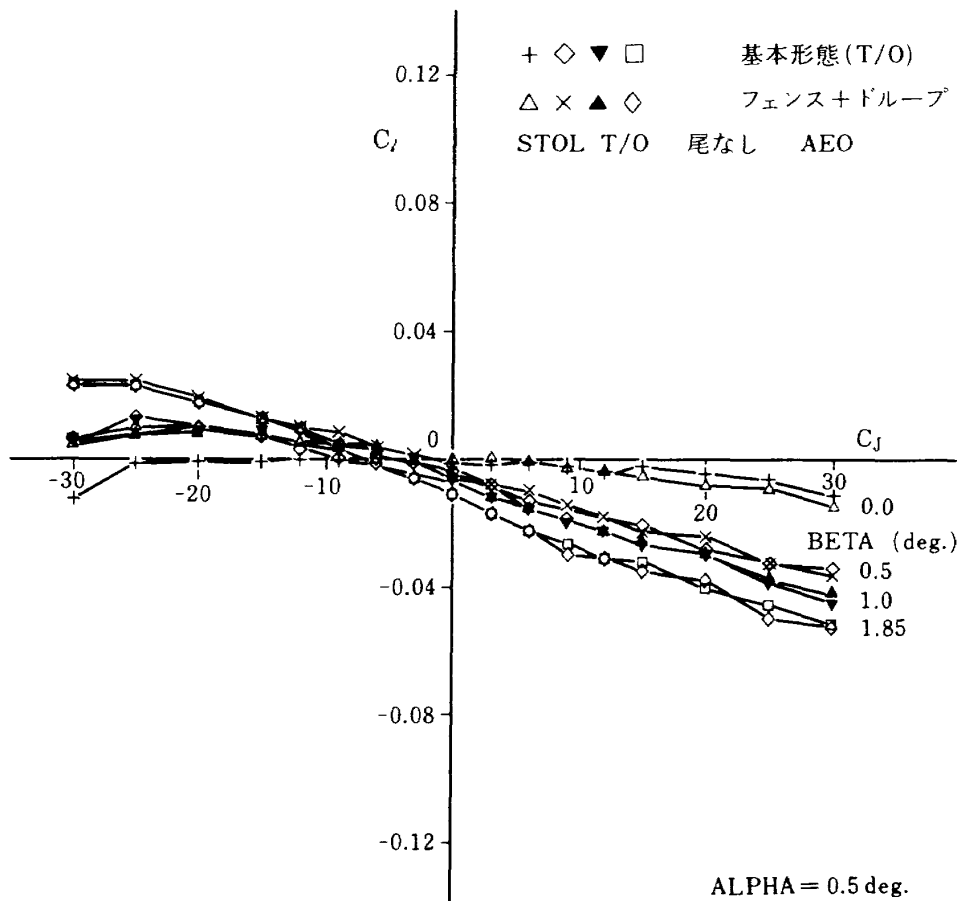
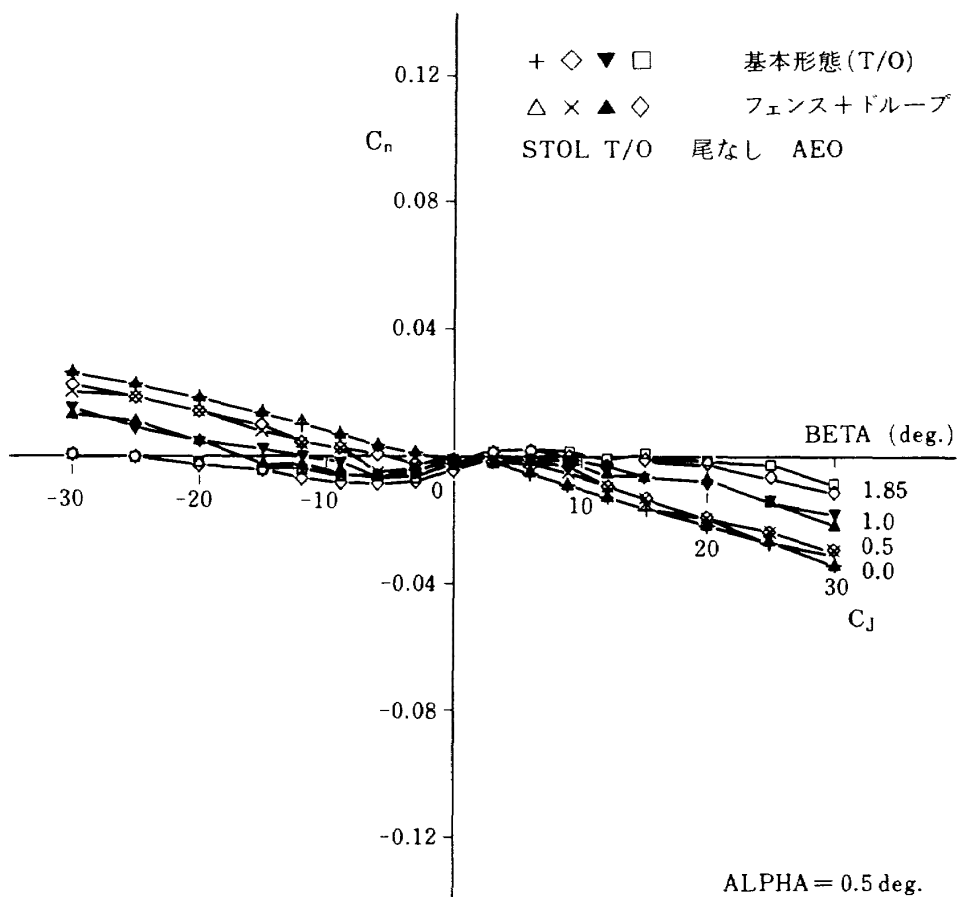
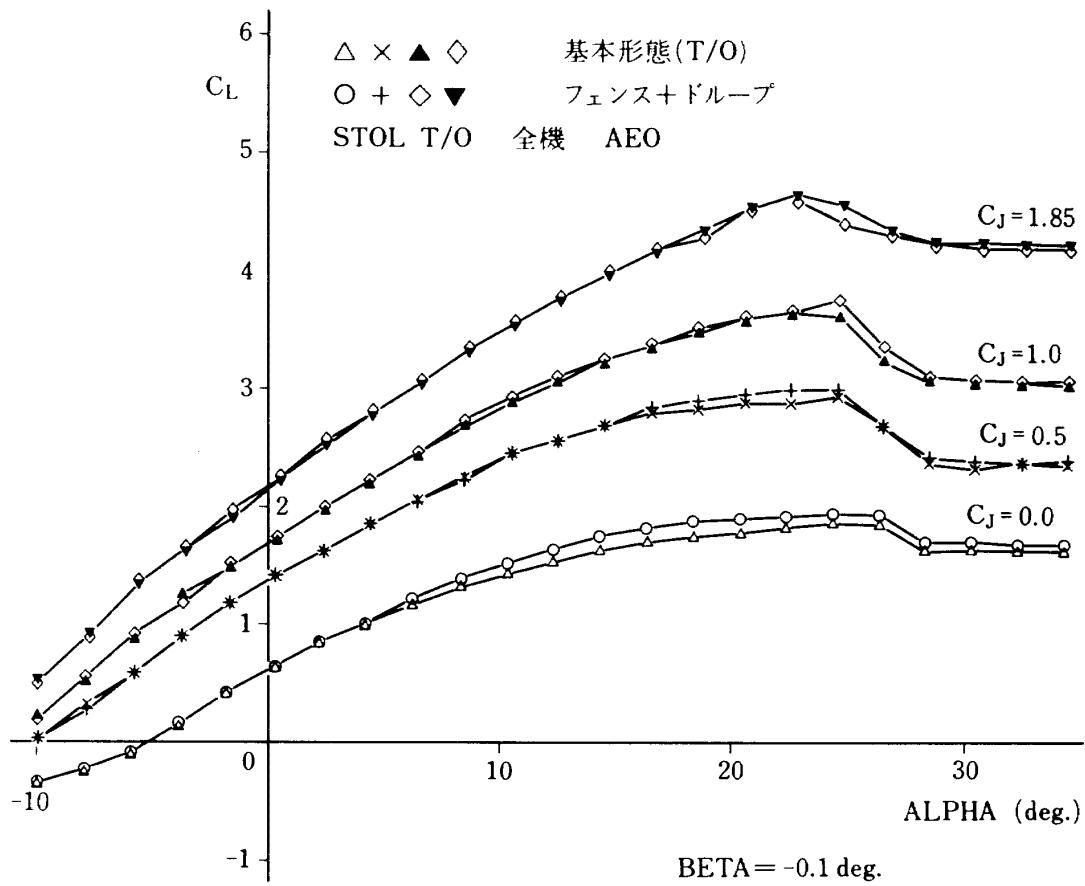
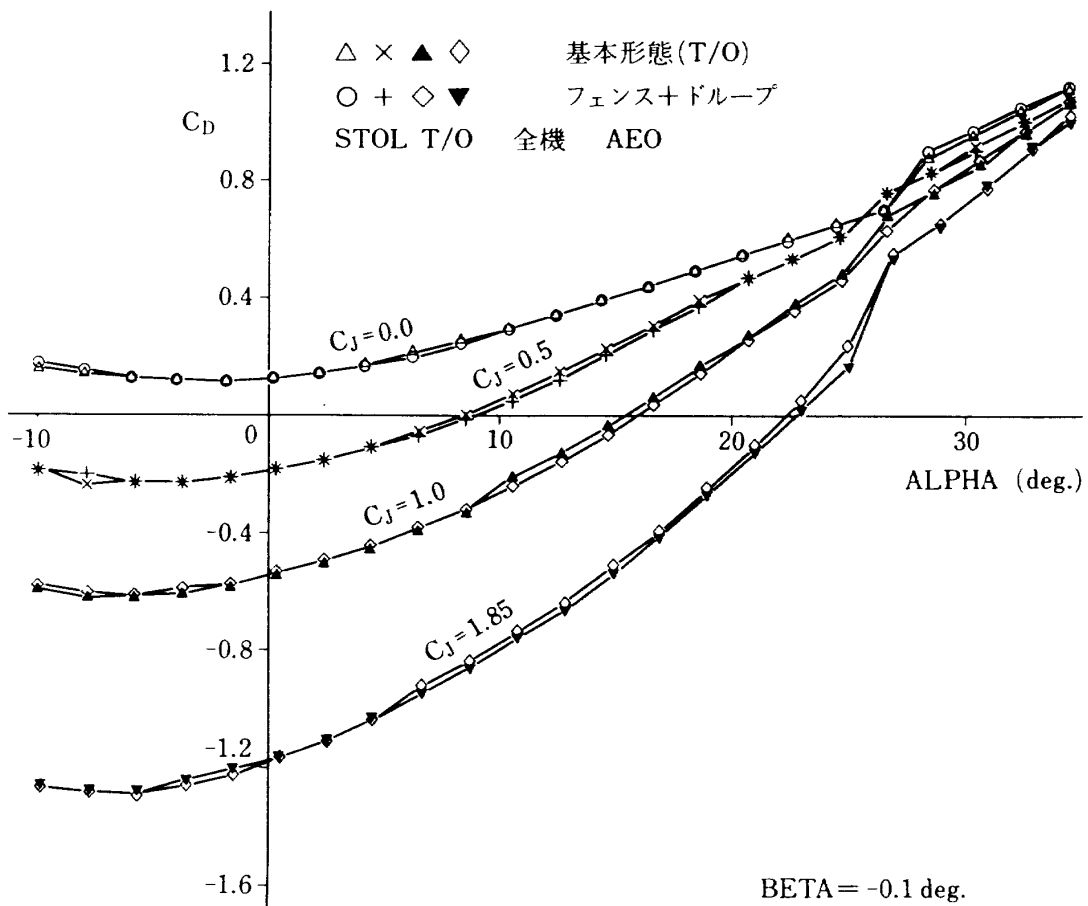


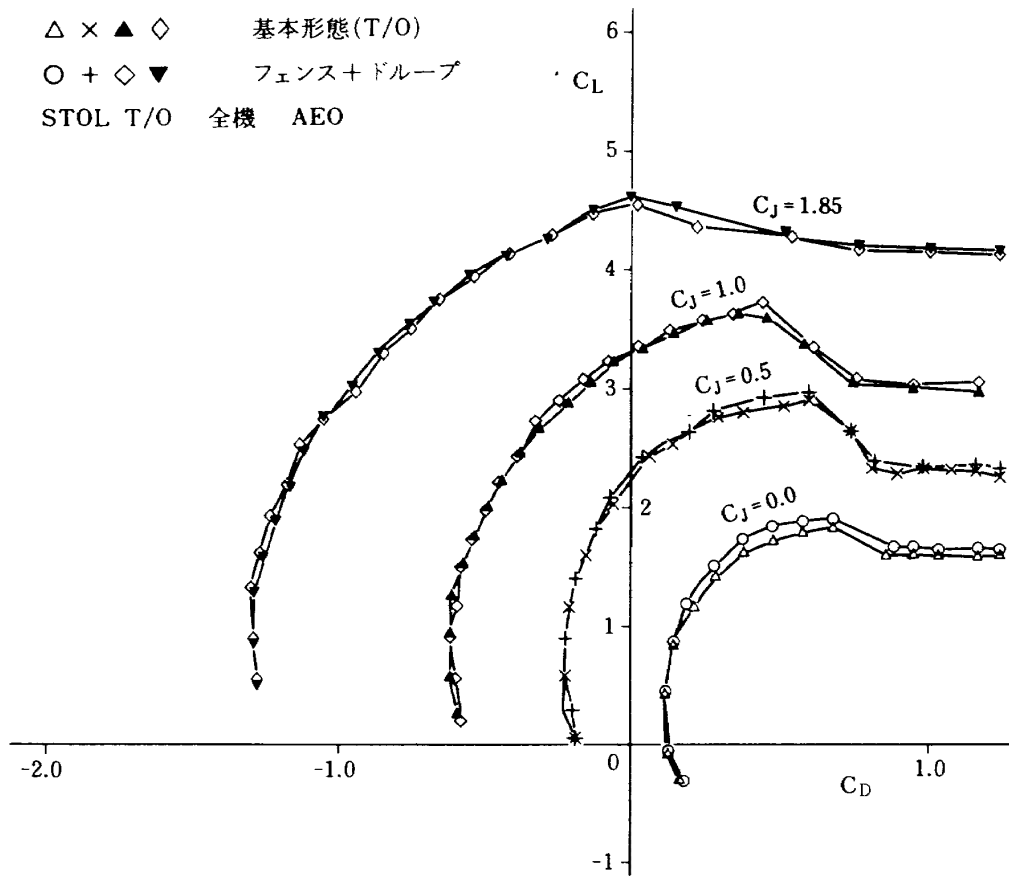
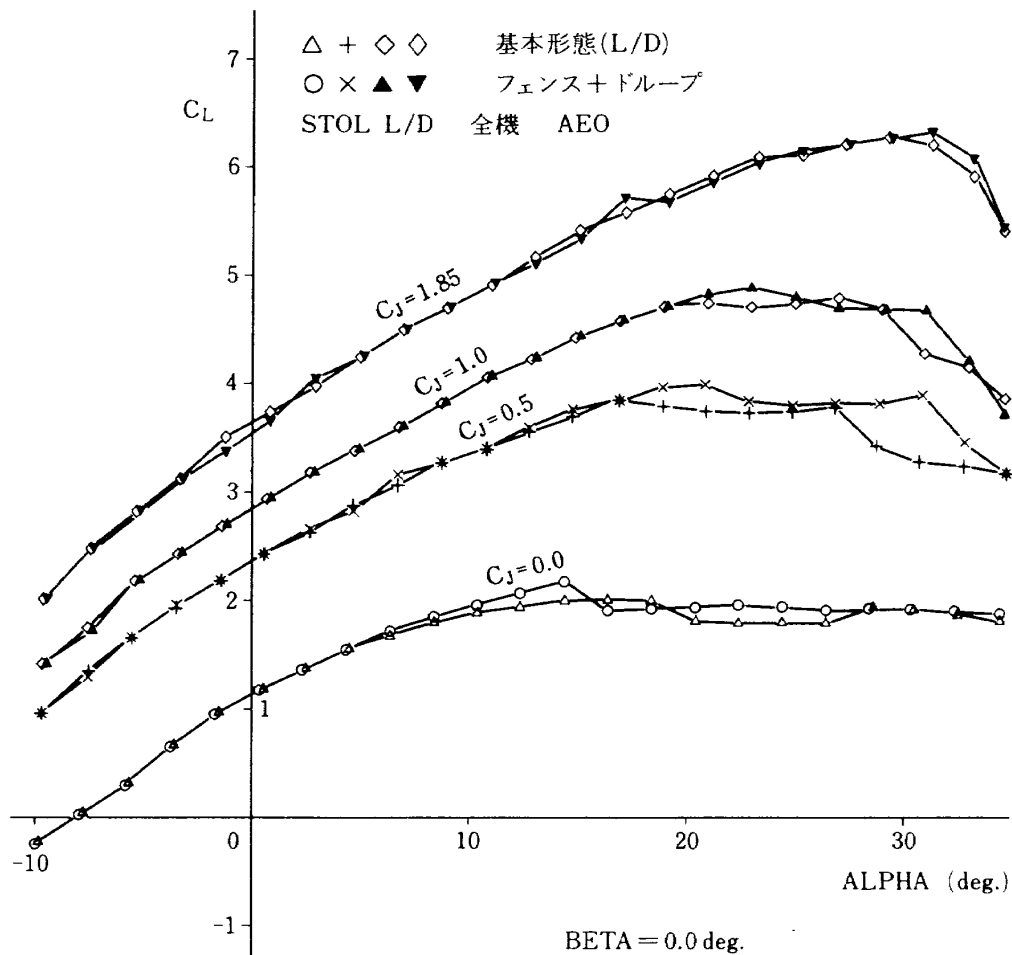
図25(a) $C_L \sim \alpha$ (STOL T/O)

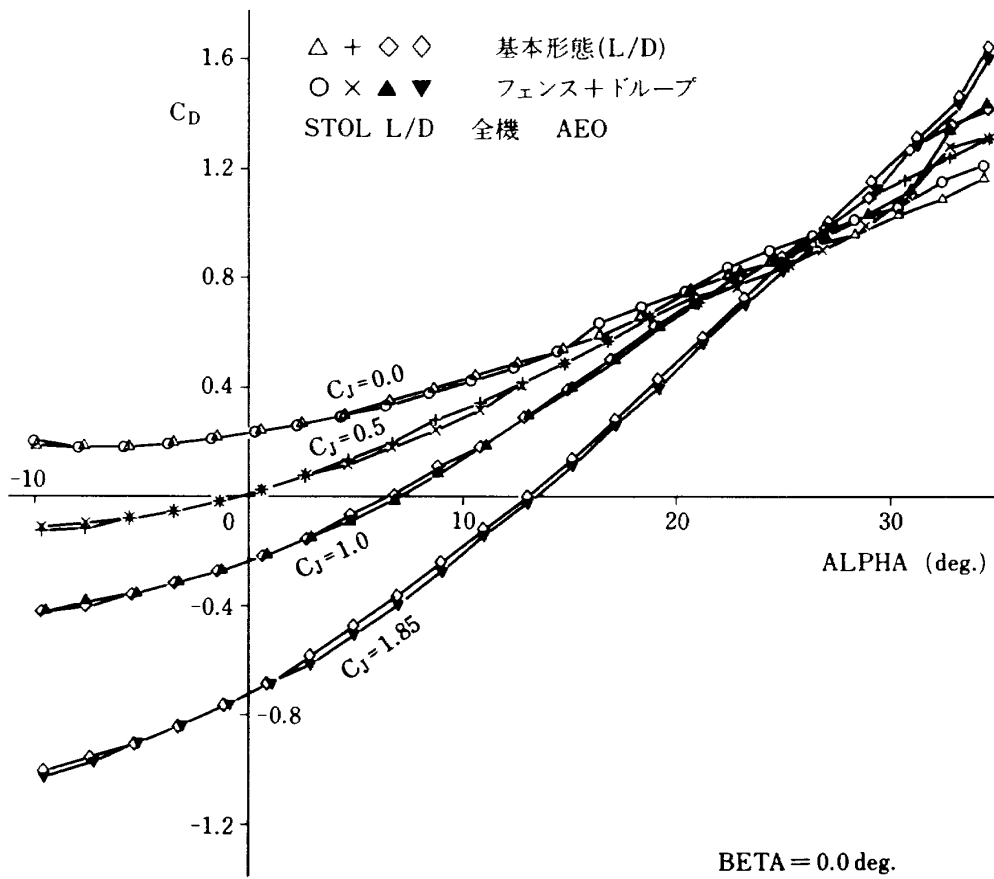
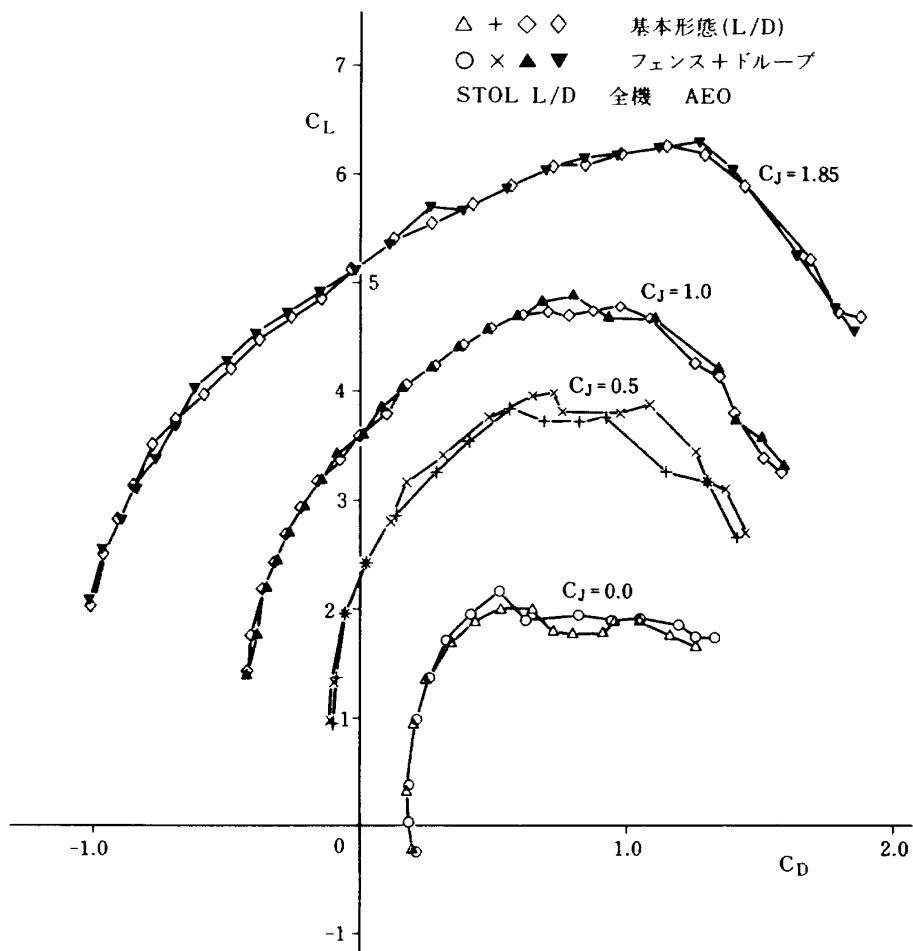


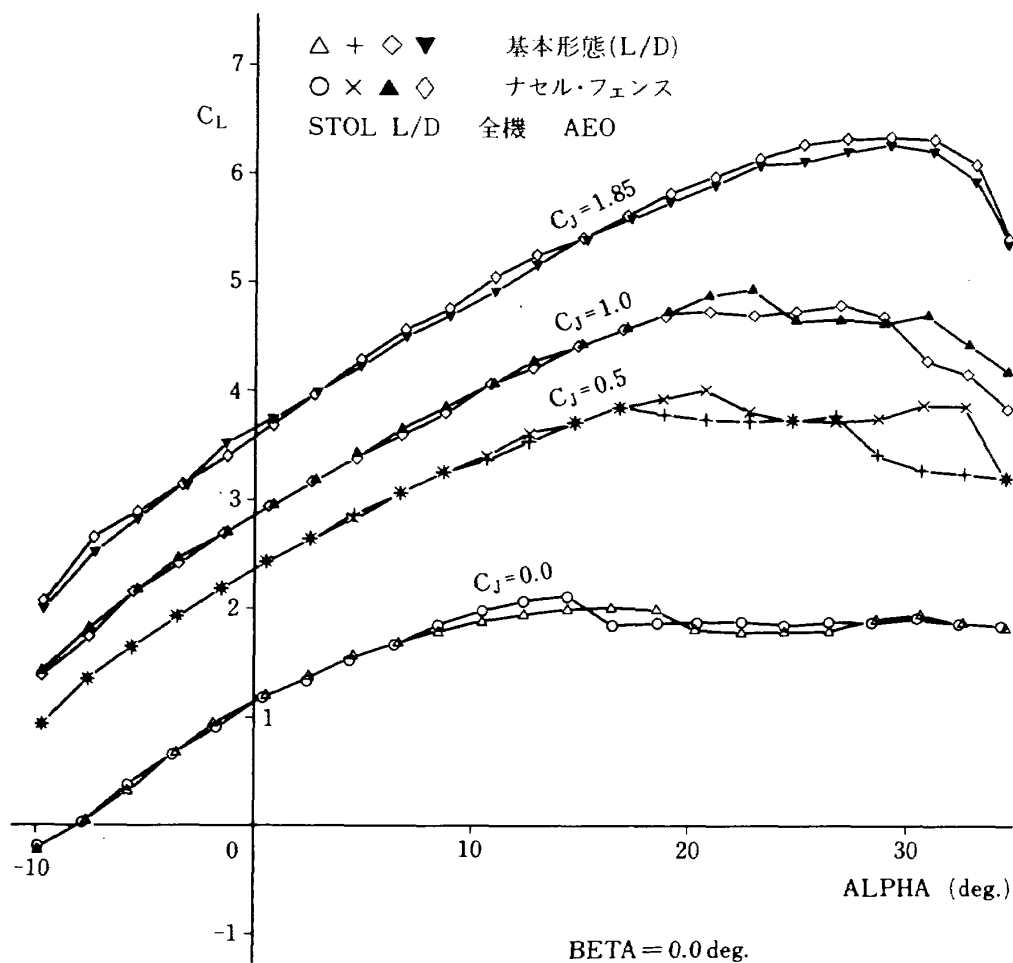
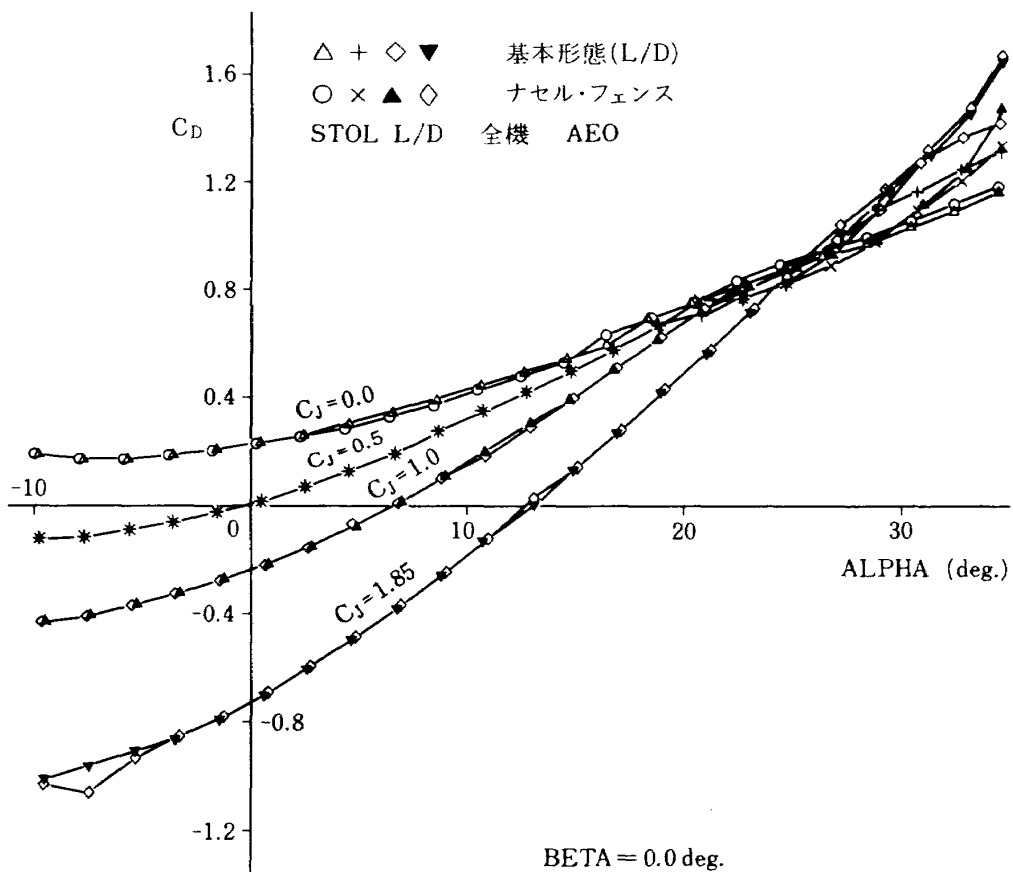
図 25 (d) $C_L \sim C_D$ (STOL T/O)図 25 (e) $C_Y \sim \beta$ (STOL T/O)

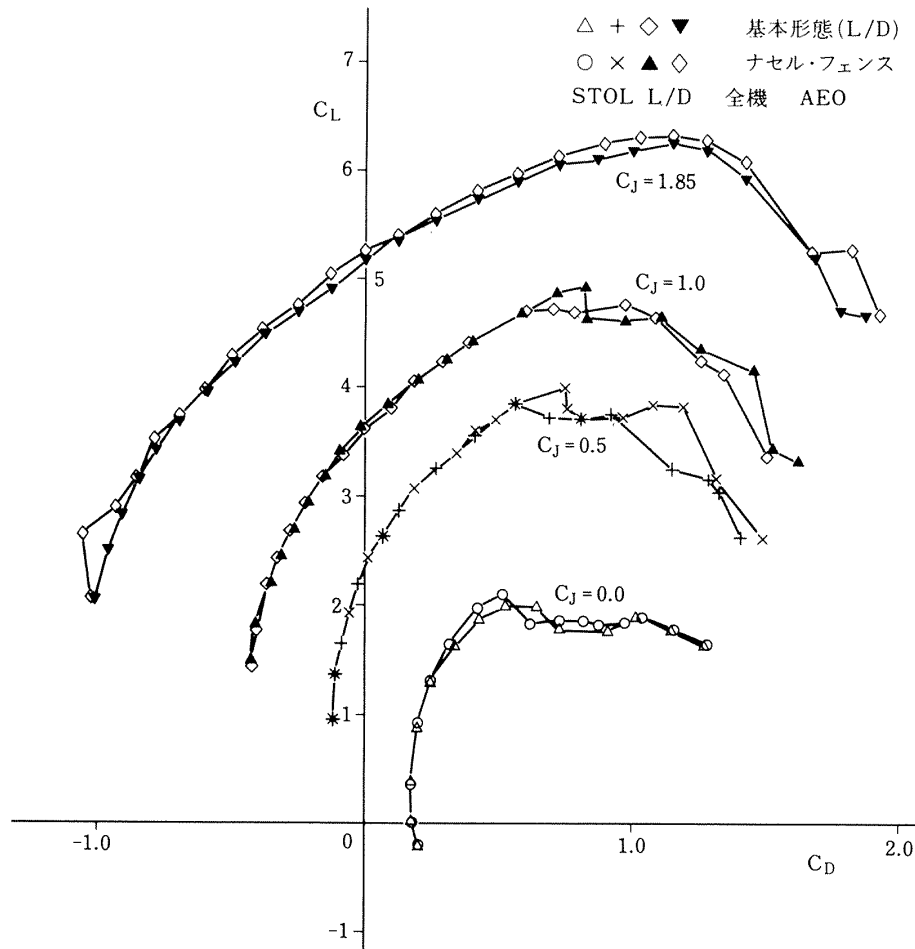
図 25 (f) $C_L \sim \beta$ (STOL T/O)図 25 (g) $C_n \sim \beta$ (STOL T/O)

図 26 (a) $C_L \sim \alpha$ (STOL T/O)図 26 (b) $C_D \sim \alpha$ (STOL T/O)

図26(c) $C_L \sim C_D$ (STOL T/O)図27(a) $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D)

図 27 (b) $C_D \sim \alpha$ (STOL L/D)図 27 (c) $C_L \sim C_D$ (STOL L/D)

図 28 (a) $C_L \sim \alpha$ (STOL L/D)図 28 (b) $C_D \sim \alpha$ (STOL L/D)

図 28 (c) $C_L \sim C_D$ (STOL L/D)

ど差は生じていない。

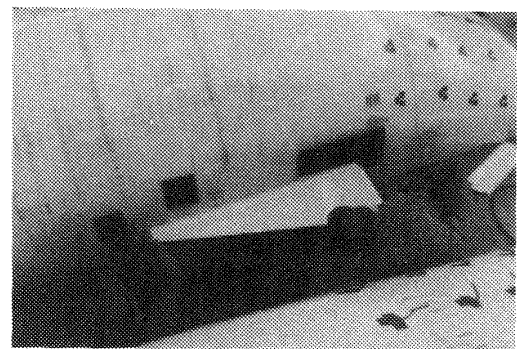
6.4 飛行試験

風洞試験で確認されたナセル・フェンス及び前縁ドループを実機形状に設計，製作し飛行試験でその効果を確認した。

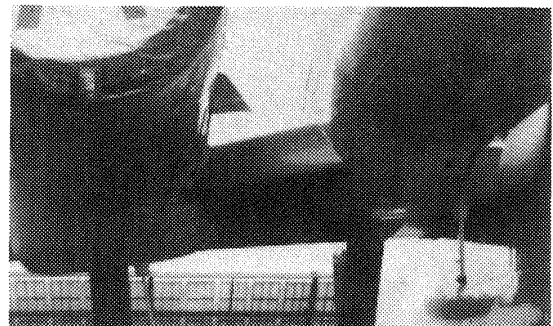
図 29(a) はナセル・フェンスを「飛鳥」のエンジン・ナセル側面に取り付けている様子を示す。また，図 29 (b) は「飛鳥」に取り付けられた前縁ドループ・ノーズである。

バフエット対策として採用されたナセル・フェンスの装着前後の振動 G の変化を飛行試験結果に基づき，図 30，図 31 に示す。試験形態は STOL T/O 形態で，AEO (T/O パワー) 及び OEI (T/O パワー) についての α スイープ試験での時歴である。図中 F 205 はフライト・ナンバー 205 を表わす。

これら結果から，ナセル・フェンスを装着すると，

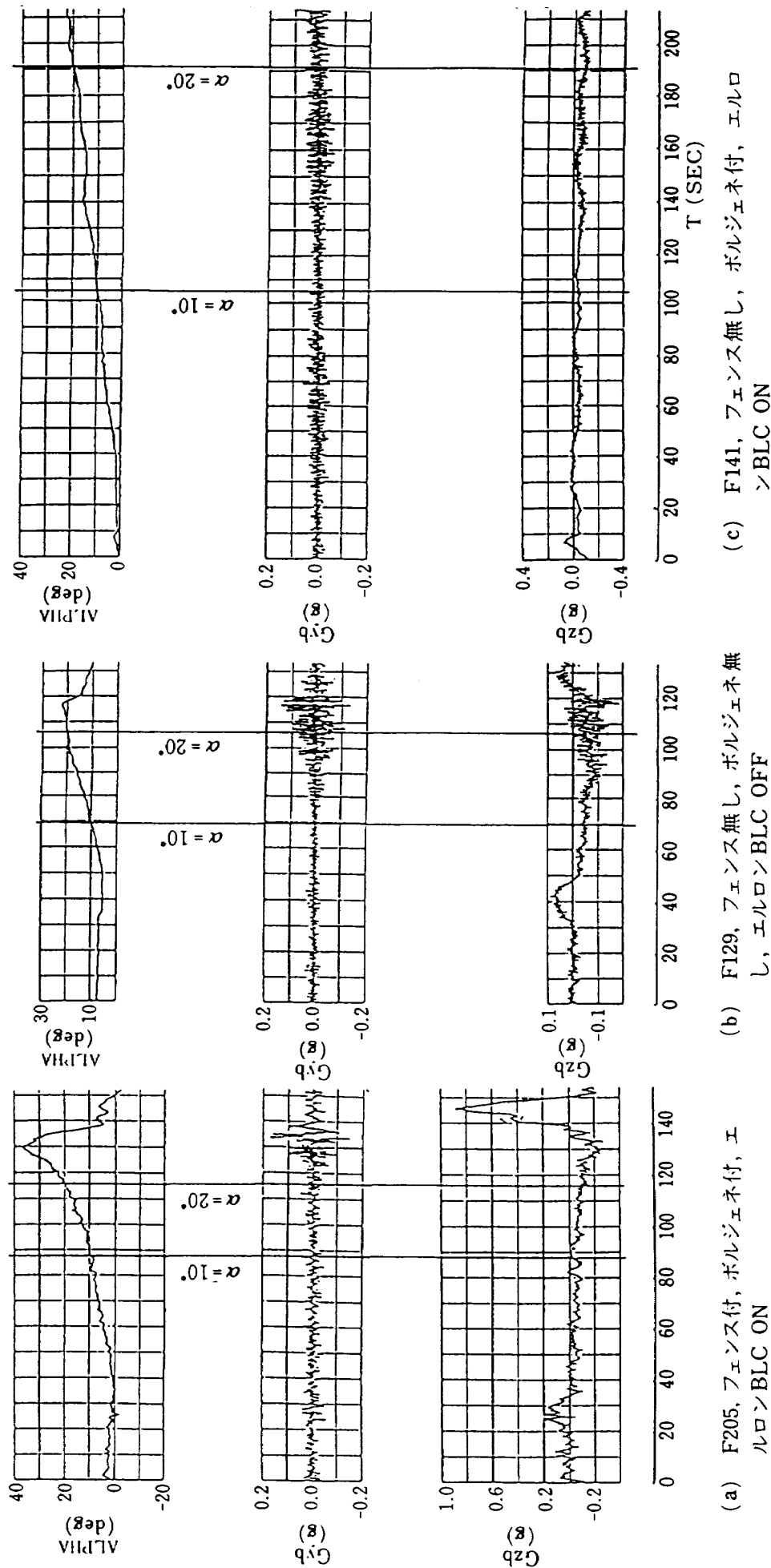


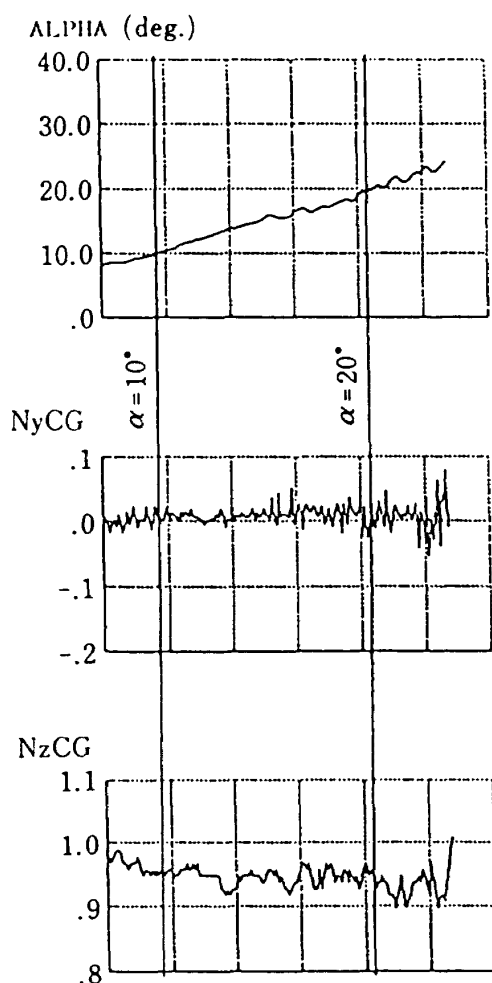
(a) ナセル・フェンス



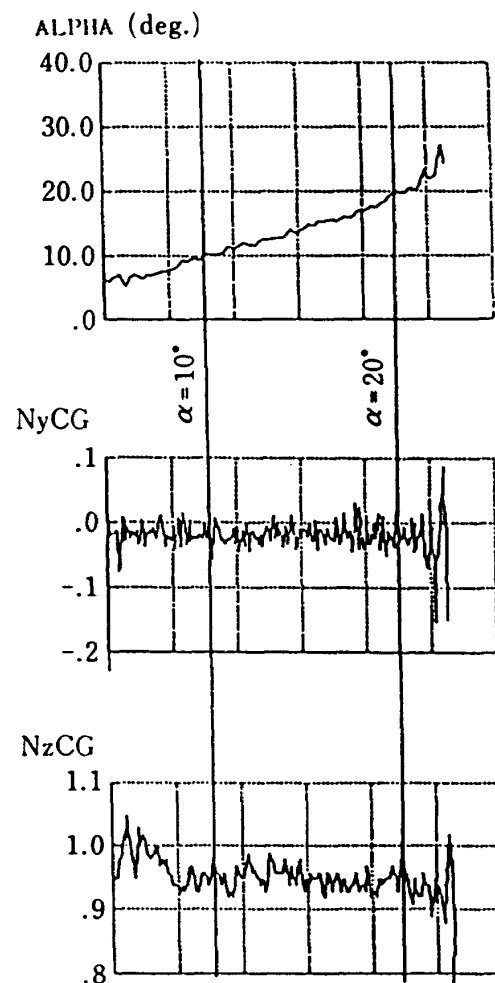
(b) 前縁ドループ・ノーズ

図 29 実機「飛鳥」に装着した状態

図30 STOL T/O, AEO, α スロープ時の振動比較, T/Oパワー



(a) F205, フェンス付, ボルジェネ付, エルロンBLC ON



(b) F141, フェンス無し, ボルジェネ付, エルロンBLC ON

図31 STOL T/O, OEI, α スweep時の振動比較, T/Oパワー

- (1) 同じ α で比較すると, G_Y (左右方向加速度) が減少する。
- (2) 減速率がほぼ同じケース (図30のF205とF129, 図31のF205とF141) で時間軸方向の密度が減っている。

従って, ナセル・フェンスはバフエット・オンセットを遅らせ, 振動の頻度を減少させる効果があり, 当初の目的を達している。

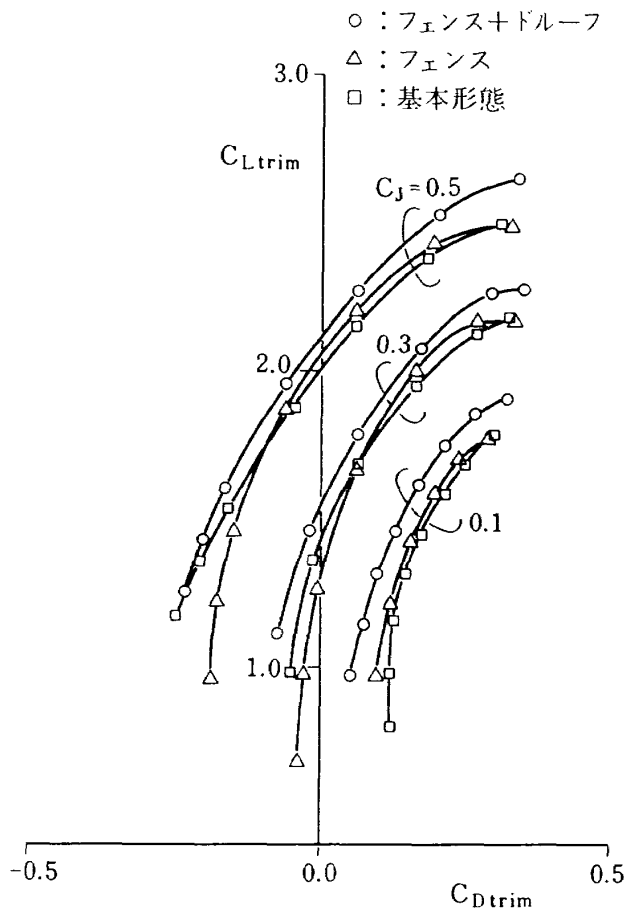
風洞試験から得られたナセル・フェンス及びドループ・ノーズを実機用に設計, 製作し「飛鳥」に装着してこれらの効果を飛行試験で実際に確認した。図32にSTOL T/O, OEI模擬の, 図33にSTOL L/D, AEOでの揚抗特性を示す。また, 表5に C_L 及び C_D についての比較のまとめを示す。

これら図表から, 形態あるいは C_L により多少の

ばらつきはあるが, 概ね, C_L は同一の α で比べた場合, 0.1程度増大する。また, C_D は同一の α で比べた場合, 差はないかあるいは増大する場合もあるが, 同一の C_L で比べた場合, 0.03~0.05程度減少する。このことから, ナセル・フェンス及びドループ・ノーズを装着することにより揚抗特性が改善されることが実証された。

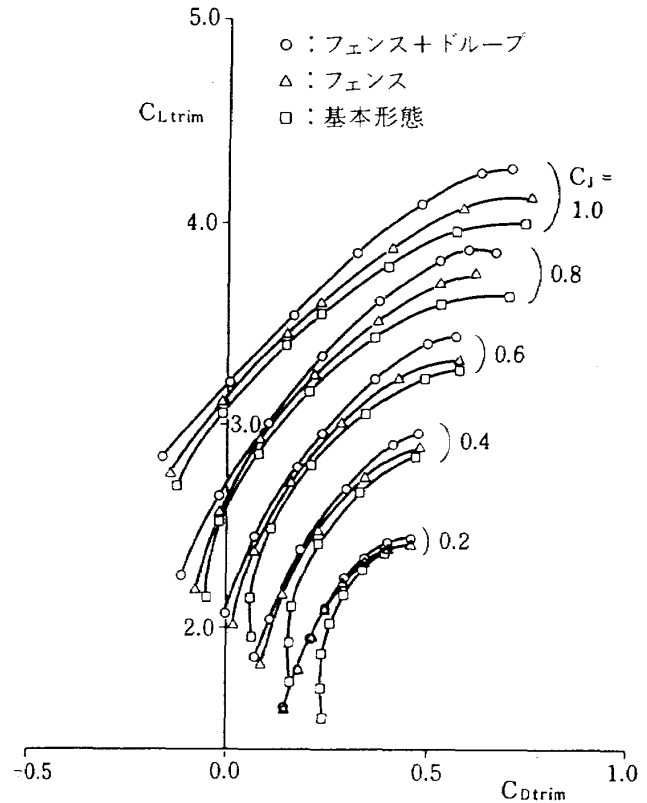
7. む す び

STOL 実験機「飛鳥」の α スweep試験において, 早すぎるバフエットと機体の振動が生じ, 飛行試験を更に遂行する上で何らかの対策を立てる必要が起こった。そこで著者らはこの問題を解決すべく, バフエット対策風試と称する風洞試験を実施した。

図32 $C_L \sim C_D$ (STOL T/O, OEI 模擬)

その結果、ナセル側面に三角形のフェンスを、またナセル間にドループ・ノーズを取り付けることにより解決可能であることを確認し、その結果を実機飛行試験に反映させるべく実機用ナセル・フェンス及びドループ・ノーズの設計を行った。

飛行試験の結果から、ナセル・フェンスとドループ・ノーズを装着すると揚力の増加が得られることが判り、全体的に風試と飛行試験結果の傾向は良く一致しており、揚抗曲線から性能は向上していることが判った。また、機体振動の測定結果から判断すると、ナセル・フェンスはバフエット・オンセットを遅らせ、振動の頻度を減少させる効果があることが判り、より高い迎角までの α スイープ試験が安全に遂行できるようになった。

図33 $C_L \sim C_D$ (STOL L/D, AEO)

参考文献

- 1) 中谷輝臣, 高橋侔, 内川五十六, 他 8 名; STOL 全機風試用空気継手の機能試験, 第26回飛行機シンポジウム前刷り, 1988
- 2) 伊庭剛二, 高橋侔, 中谷輝臣, 他 3 名; 高压空気で作動する模擬エンジン用空気軸受け継手の開発, 昭和63年度精密工学会秋季大会学術講演会前刷り, 1988
- 3) STOL プロジェクト推進本部; 低騒音STOL 実験機の基本設計, NAL TM-452, 1981
- 4) STOL プロジェクト推進本部空力技術開発チーム; ファンジェットSTOL 実験機模型の地面効果試験, NAL TR-828, 1984
- 5) 高橋侔, 中谷輝臣, 井上隆; STOL 全機模型風洞試験 (配管干渉除去装置効果), 第27回飛行機シンポジウム前刷り, 1989

表 1 対策効果一覧表

対策名	対 策 内 容	C_j	水平尾翼翼端 (イ) 振動加速度 G への効果		縦 3 分力への効果
			G の立ち上がる α	立ち上がり後の G の大きさ等	
対策 1	ナセル内側小フェンス	0.0, 0.5	$C_j=0.0$ で無対策 (6°) に比べ 2° 遅れる。 $C_j=0.5$ で無対策 (12°) に比べ 3° 遅れる。	無対策に比べ減少する。	<ul style="list-style-type: none"> • 無対策に比べ $C_{L_{max}}$ が大きくなる。 • " C_D はほとんど変化なし。 • " C_m は頭上げ側にシフトするが α_2 は変化なし。
対策 2	ナセル内側小フェンス + ドループ・ノーズ	0.0, 0.5	対策 1 と変わらない。	$C_j=0.0, 0.5$ とともに、対策 1 よりもさらに減少する。	<ul style="list-style-type: none"> • 無対策に比べ、$C_{L_{max}}$, α_{max} とともに増大する。対策 1 より効果大。 • 無対策に比べ、$C_j=0.0, 0.5$ とともに、C_D は減少する。 • 対策 1 と C_m の値は変わらないが α_2 が 2° のびる。
対策 3	ナセル内側小フェンス + ドループ・ノーズ + 背面後方フェンス	0.0, 0.5	"	$C_j=0.0$ では G のピークが対策 2 よりも減少する。 $C_j=0.5$ では全体に対策 2 よりも減少する。	<ul style="list-style-type: none"> • C_L は対策 2 とほぼ同じだが、α_{max} 後、急減する傾向がある。 • C_D, C_m は対策 2 と変わらない。
対策 4	ナセル内側小フェンス + ドループ・ノーズ + 背面前方フェンス	0.0, 0.5	"	$C_j=0.0, 0.5$ とともに、立ち上がり直後の G の変化が対策 3 よりもゆるやかである。	<ul style="list-style-type: none"> • C_L, C_D, C_m とともに対策 3 と変わらない。
対策 5	ナセル内側小フェンス + ドループ・ノーズ + 背面大フェンス	0.0, 0.5	"	対策 4 と変わらない。	"
対策 6	ナセル内側小フェンス + ドループ・ノーズ + 背面ボルジェネ + 外ナセル外側小フェンス	0.0	"	(但し、 $C_j=0.0$ のみ試験実施)	"
対策 7	ナセル内側小フェンス 5 mm 下げ + ドループ・ノーズ + 背面ボルジェネ + 外ナセル外側小フェンス	0.0	"	(但し、 $C_j=0.0$ のみ試験実施)	"
対策 8	内ナセル内側大フェンス + ドループ・ノーズ + 背面ボルジェネ + 外ナセル内側小フェンス	0.0	"	(但し、 $C_j=0.0$ のみ試験実施)	"
対策 9	内ナセル内側大フェンス + ドループ・ノーズ + 外ナセル内側小フェンス	0.0, 0.5	"	$C_j=0.0$ では対策 4 と変わらない。 $C_j=0.5$ では、立ち上がり直後の G の変化は対策 3, 対策 4 の中間である。	"

表 2(a) ナセル・フェンス+ドループ・ノーズ効果 (STOL T/O), α スイープ

形態 係数	STOL 離陸形態 AEO 尾なし	STOL 離陸形態 AEO 全機	STOL 離陸形態 OEI 尾なし	STOL 離陸形態 OEI 全機
C_L	$C_J = 0:10^\circ < \alpha$ で、フェンス+ドループの C_L が $\Delta C_L = 0.1$ 程度大。 $C_J = 0.5:16^\circ < \alpha$ で、フェンス+ドループの C_L が $\Delta C_L = 0.08$ 程度大。 $C_J = 1.0, 1.85: C_L$ 最大の α 以後、フェンス+ドループの C_L が $\Delta C_L = 0.08$ 程度大。	$C_J = 0:8^\circ < \alpha$ でフェンス+ドループの C_L が $\Delta C_L = 0.1$ 程度大。 $C_J = 0.5:16^\circ < \alpha$ でフェンス+ドループの C_L が $\Delta C_L = 0.08$ 程度大。 $C_J = 1.0, 1.85: C_L$ 最大の α から 4° 程度の間で、フェンス+ドループの C_L が $\Delta C_L = 0.1$ 程度大。	差なし。	$C_J = 0.5:10^\circ < \alpha$ で、フェンス+ドループの C_L が $\Delta C_L = 0.08$ 程度大。 $C_J = 1.0: \text{フェンス+ドループの } C_L \text{ が大。}$ $6^\circ < \alpha < 22^\circ$ で $\Delta C_L = 0.04$ 程度、 $24^\circ < \alpha$ で 0.08 程度大。 $C_J = 1.85: C_L$ 最大の α 以後で、フェンス+ドループの C_L が $\Delta C_L = 0.08$ 程度大。
C_D	全体にフェンス+ドループの C_D が小。 $C_J = 0: \Delta C_D = -0.02$ 程度。 $C_J = 0.5, 1.0, 1.85: \Delta C_D = -0.04$ 程度。	$C_J = 0: \text{差なし。}$ $C_J = 0.5, 1.0, 1.85: \text{フェンス+ドループの } C_D \text{ が小。 } \Delta C_D = -0.02 \text{ 程度。}$	全体に、フェンス+ドループの C_D が小。 $\Delta C_D = -0.03$ 程度。	全体にフェンス+ドループの C_D が小。 $C_J = 0.5: \Delta C_D = -0.02$ $C_J = 1.0: \Delta C_D = -0.03$ $C_J = 1.85: \Delta C_D = -0.04$
C_m	$C_J = 1.85$ 以外ではフェンス+ドループの C_m が頭上げ側。 $C_J = 0.0: \Delta C_m = 0.02$ 程度。 $C_J = 0.5, 1.0: \Delta C_m = 0.04$ 程度。	全体に、フェンス+ドループの C_m が頭上げ側。 $\Delta C_m = 0.04 \sim 0.08$ 程度。	$C_J = 1.0$ 以外は差なし。 $C_J = 1.0: \text{フェンス+ドループの } C_m \text{ が頭下げ側。 } \Delta C_m = -0.04 \sim -0.08 \text{ 程度。}$	全体に、フェンス+ドループが頭上げ側。 $\alpha = 0^\circ$ で比較すると。 $C_J = 0.5: \Delta C_m = 0.04$ $C_J = 1.0: \Delta C_m = 0.1$ $C_J = 1.85: \Delta C_m = 0.14$
C_Y	差なし。	差なし。	差なし。	差なし。
C_l	差なし。	差なし。	差なし。	差なし。
C_n	差なし。	差なし。	差なし。	差なし。

表 2 (b) ナセル・フェンス+ドループ・ノーズ効果 (STOL T/O), β スイープ

形態 係数	STOL 離陸形態 AEO 足なし	STOL 離陸形態 AEO 全機	STOL 離陸形態 OEI 足なし	STOL 離陸形態 OEI 全機
C_L	差なし。	差なし。	差なし。	差なし。
C_D	差なし。	差なし。	差なし。	差なし。
C_m	差なし。	差なし。	差なし。	全体にフェンス+ドループの C_m が 頭上げ側。 $C_l = 0.5, 1.0 : \Delta C_m = 0.06$ $C_l = 1.85 : \Delta C_m = 0.12$
C_Y	差なし。	差なし。	差なし。	差なし。
C_l	差なし。	差なし。	差なし。	$0^\circ < \beta$ でフェンス+ドループの $ C_l $ が大。 $ \Delta C_l = 0.008$ 程度。
C_n	差なし。	差なし。	差なし。	差なし。

表 3 (a) ナセル・フェンス+ドループ・ノーズ効果 (STOL L/D), α スイープ

形態 係数	STOL 着陸形態 AEO 尾なし	STOL 着陸形態 AEO 全機	STOL 着陸形態 OEI 尾なし	STOL 着陸形態 OEI 全機
C_L	全体に $8^\circ < \alpha$ でフェンス+ドループの C_L 大。 $\Delta C_L = 0.05 \sim 0.1$ 程度。 $C_J = 0$ では, C_L 最大になる α が, フェンス+ドループの方が 4° 小さい。 $C_J = 0.5, 1.0$ では, C_L 最大になる α は, フェンス+ドループが 4° 大きい。	全体に, C_L 最大付近で, フェンス+ドループの C_L が, $\Delta C_L = 0.1 \sim 0.2$ 程度大。 $C_J = 0$ では, C_L 最大値はフェンス+ドループが大だが, C_L 最大になる α は 4° 小さい。	$\alpha < 8^\circ$ では, フェンス+ドループの C_L 小。 $\Delta C_L = -0.05$ 程度。 $C_J = 1.0, 1.85$ では, $10^\circ < \alpha < (C_L \text{ 最大の } \alpha)$ で C_L 小。 $\Delta C_L = -0.05$ 程度。 C_L 最大の α 以後はフェンス+ドループの C_L 大。 $\Delta C_L = 0.1 \sim 0.15$ 程度。	$0^\circ < \alpha$ で, フェンス+ドループの C_L が大。 $\Delta C_L = 0.1 \sim 0.15$ 程度。
C_D	$C_J = 0, 0.5$ で, フェンス+ドループの C_D 小。 $\Delta C_D = -0.02$ 程度。 他の C_J では効果なし。	全体に, フェンス+ドループの C_D 小。 $\Delta C_D = -0.02$ 程度。	$0^\circ < \alpha$ で, フェンス+ドループの C_D 減。 $\Delta C_D = -0.02$ 程度。	$C_J = 0.5, 1.0$ では, $4^\circ < \alpha < 12^\circ$ で, フェンス+ドループの C_D が小。 $\Delta C_D = -0.02$ 程度。
C_m	$C_J = 0.5$ 以外 α_2 変化なし。($C_J = 0.5$ ではフェンス+ドループの α_2 が 4° 大きい。) フェンス+ドループの方が頭下げ側。 $\Delta C_m = -0.06$ 程度。	α_2 は等しいが, フェンス+ドループの方が $2^\circ \sim 4^\circ$ 大。 全体とフェンス+ドループの C_m が頭下げ側。 $\Delta C_m = -0.04 \sim -0.06$ 程度。	全体にフェンス+ドループの C_m の方が頭下げ側。 $C_J = 0.5$: $\Delta C_m = -0.04$ 程度。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_m = -0.12$ 程度。 $C_J = 1.85$: $\Delta C_m = -0.16$ 程度。	全体に, フェンス+ドループの C_m の方が頭下げ側。 $C_J = 0.5$: $\Delta C_m = -0.06$ 程度。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_m = -0.08$ 程度。 $C_J = 1.85$: $\Delta C_m = -0.20$ 程度。
C_Y	差なし。	差なし。	$C_J = 1.85$ のみフェンス+ドループの C_Y の方が+側。 $\Delta C_Y = 0.02$ 程度。	全体に, フェンス+ドループの C_Y の方が+側。 $C_J = 0.5$: 差なし。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_Y = 0.02$ 程度。 $C_J = 1.85$: $\Delta C_Y = 0.03$ 程度。
C_l	差なし。	差なし。	全体に, フェンス+ドループの C_l の方が-側。 $C_J = 0.5$: $\Delta C_l = -0.002$ 程度。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_l = -0.006$ 程度。 $C_J = 1.85$: $\Delta C_l = -0.010$ 程度。	全体に, フェンス+ドループの C_l の方が-側。 $C_J = 0.5$: $\Delta C_l = -0.003$ 程度。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_l = -0.006$ 程度。 $C_J = 1.85$: $\Delta C_l = -0.008$ 程度。
C_n	差なし。	差なし。	$C_J = 0.5, 1.0$ では, フェンス+ドループの C_n の方が+側。 $\Delta C_n = 0.004$ 程度。 $C_J = 1.85$ では, フェンス+ドループの C_n の方が-側。 $\Delta C_n = -0.002$ 程度。	全体に, フェンス+ドループの C_n の方が-側。 $C_J = 0.5$: 差なし。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_n = -0.004$ 程度。 $C_J = 1.85$: $\Delta C_n = -0.008$ 程度。

表 3 (b) ナセル・フェンス + ドループ・ノーズ効果 (STOL L/D), β スワイプ

形態 係数	STOL 着陸形態 AEO 足なし	STOL 着陸形態 AEO 全機	STOL 着陸形態 OEI 足なし	STOL 着陸形態 OEI 全機
C_L	差なし。	差がないか、フェンス + ドループの C_L 小。 $C_J = 0$: 差なし。 $C_J = 0.5$: $\Delta C_L = -0.03$ 程度。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_L = -0.05$ 程度。 $C_J = 1.85$: $\Delta C_L = -0.1$ 程度。	差なし。	差なし。
C_D	差なし。	$C_J = 1.0, 1.85$ でフェンス + ドループの C_D 大。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_D = 0.01$ 程度。 $C_J = 1.85$: $\Delta C_D = 0.02$ 程度。	$C_J = 0.5, 1.0$ では、フェンス + ドループの C_D 小。 $\Delta C_D = -0.02$ 程度。 $C_J = 1.85$ は差なし。	差なし。
C_m	$C_J = 0.5, 1.0, 1.85$ で、フェンス + ドループの C_m が頭下げ側。 $\Delta C_m = -0.08$ 程度。	$C_J = 0.5, 1.0$ ではフェンス + ドループの C_m が頭下げ側。 $\Delta C_m = -0.06$ 程度。 $C_J = 1.85$ では、フェンス + ドループの C_m が頭上げ側。 $\Delta C_m = 0.06$ 程度。	$C_J = 0.5$ ではフェンス + ドループの C_m が頭上げ側。 $\Delta C_m = 0.04$ 程度。 $C_J = 1.0$ では、フェンス + ドループの C_m が頭下げ側。 $\Delta C_m = -0.06$ 程度。 $C_J = 1.85$ では、フェンス + ドループの C_m が頭下げ側。 $\Delta C_m = -0.10$ 程度。	全体に、フェンス + ドループの C_m の方が頭下げ側。 $\Delta C_m = -0.06$ 程度。
C_Y	$C_J = 1.0$ のみ、 $20^\circ < \beta $ で、フェンス + ドループの $ C_Y $ 大。 $\Delta C_Y = 0.03$ 程度。	差なし。	差なし。	差なし。
C_l	$0^\circ < \beta$ で、フェンス + ドループの $ C_l $ が大。 $\Delta C_l = -0.02 \sim -0.04$	$0^\circ < \beta$ で、フェンス + ドループの $ C_l $ が大。 $\Delta C_l = -0.004 \sim -0.006$	全体に、フェンス + ドループの C_l の方が側。 $\Delta C_l = -0.002 \sim -0.004$ 程度。	差なし。
C_n	差なし。	差なし。	差なし。	全体に、フェンス + ドループの C_n の方が側。 $C_J = 0.5$: 差なし。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_n = -0.002$ $C_J = 1.85$: $\Delta C_n = -0.004$

表 4(a) ナセル・フェンス効果 (STOL L/D), α スweep

形態 係数	STOL 着陸形態 AEO 全機	STOL 着陸形態 OEI 全機
C_L	$8^\circ < \alpha$ でフェンスの C_L 大。 $\Delta C_L = 0.05 \sim 0.1$ 程度。 $C_J = 0, 0.5, 1.0$ で, C_L の最大値はフェンス付が大だが C_L 最大の α は小。 (4° 程度)	$C_J = 1.85$ のみ, フェンスの C_L が小。 $\Delta C_L = -0.1$ 程度。
C_D	$C_J = 0$ のみ, $2^\circ < \alpha < 14^\circ$ でフェンスの C_D 小。 $\Delta C_D = -0.02$ 程度。	$C_J = 1.85$ のみ, フェンスの C_D が大。 $\Delta C_D = 0.01$ 程度。
C_m	$C_J = 0.5$: α_2 は, フェンスが $6^\circ (26^\circ \rightarrow 32^\circ)$ 大。 $C_J = 1.0$: α_2 は, フェンスが $6^\circ (24^\circ \rightarrow 30^\circ)$ 大。	全体にフェンスの C_m が頭下げ側。 $C_J = 0.5, 1.0$: $\Delta C_m = -0.06$ 程度。 $C_J = 1.85$: $\Delta C_m = -0.08$ 程度。
C_Y	差なし。	差なし。
C_l	差なし。	全体にフェンスの C_l が -側。 $\Delta C_l = -0.004$ 程度。
C_n	差なし。	差なし。

表 4(b) ナセル・フェンス効果 (STOL L/D), β スイープ

形態 係数	STOL 着陸形態 AEO 全機	STOL 着陸形態 OEI 全機
C_L	差なし。	$C_L = 1.0, 1.85$ でフェンスの C_L 大。 $\Delta C_L = 0.08$ 程度。
C_D	差なし。	差なし。
C_m	$15^\circ < \beta $ でフェンスの C_m の方が頭下げ側。 $20^\circ < \beta $ で, $\Delta C_m = -0.006$ 程度。	$C_J = 0.5, 1.0$ では, フェンスの C_m が頭下げ側。 $\Delta C_m = -0.08$ 程度。 $C_J = 1.85$ は差なし。
C_Y	差なし。	差なし。
C_l	$0^\circ < \beta$ で, フェンスの C_l の方が一側。 $\Delta C_l = -0.004 \sim -0.008$ 程度。	$C_J = 0.5, 1.0$ で, フェンスの C_l が小。 $C_J = 0.5$: $\Delta C_l = -0.002$ 程度。 $C_J = 1.0$: $\Delta C_l = -0.004$ 程度。
C_n	差なし。	差なし。

表 5 ナセル・フェンス及びドループ・ノーズ効果まとめ

フェンス+ドループ効果 (基本形態 (フェンス, ドループなし) に対して)			
形態	係数	C_L	C_D
STOL T/O (20°/30°) OEI模擬		同一の α で C_L を比較すると $\Delta C_L=0.1 \sim 0.15$ 程度増大している。	同一の α で C_D を比較すると 差がないか, $\Delta C_D=0.02$ 程度増大している部分がある。 同一の C_L で C_D を比較すると $\Delta C_D=0.03 \sim 0.05$ 程度減少している。
STOL L/D (40°/65°) AEO		同一の α で C_L を比較すると $\Delta C_L=0.1 \sim 0.2$ 程度増大している。	同一の α で C_D を比較すると, C_L にもよるが, 大体 $\alpha < 6^\circ$ 及び $\alpha > 18^\circ$ では C_D 減少 $6^\circ < \alpha < 18^\circ$ では C_D 増大の傾向である。 同一の C_L で C_D を比較すると, 差が小さい部分でも $\Delta C_D=0.03 \sim 0.05$ 減少している。
フェンス+ドループ効果 (フェンス付きに対して)			
形態	係数	C_L	C_D
STOL T/O (20°/30°) OEI模擬		同一の α で C_L を比較すると $\Delta C_L=0.1 \sim 0.15$ 程度増大している。	同一の α で C_D を比較すると 差がないか, $\Delta C_D=0.03$ 程度増大している部分がある。 同一の C_L で C_D を比較すると $\Delta C_D=0.03 \sim 0.05$ 程度減少している。
STOL L/D (40°/65°) AEO		同一の α で C_L を比較すると $\Delta C_L=0.1 \sim 0.15$ 程度増大している。	同一の α で C_D を比較すると, ばらつきはあるが, ほとんど差はない。 同一の C_L で C_D を比較すると, 差が小さい部分でも $\Delta C_D=0.01 \sim 0.03$ 減少している。

航空宇宙技術研究所報告1129号

平成3年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊞182

印刷所 株式会社 三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18
