

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-682

CAD設計によるUSB-STOL機半裁模型のエンジン後流測定
— 排気流偏向特性に対するエンジン間隔の影響 —

藤枝 郭 俊 ・ 藤田 敏 美 ・ 岩崎 昭 人
高橋 伴 ・ 奥山 政 広

1995年4月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

CAD 設計による USB-STOL 機半裁模型のエンジン後流測定* —排気流偏向特性に対するエンジン間隔の影響—

藤 枝 郭 俊*¹ 藤 田 敏 美*¹ 岩 崎 昭 人*¹
高 橋 俊*¹ 奥 山 政 広*¹

Measurements of Engine Exhaust Flow in USB-STOL Semi-span Aircraft Model by CAD * — Influence of Space between Engines on Turning Characteristics of Engine Exhaust Flow —

Hirotooshi FUJIEDA*¹, Toshimi FUJITA*¹, Akihito IWASAKI*¹
Hitoshi TAKAHASHI*¹, Masahiro OKUYAMA*¹

ABSTRACT

The wake measurements were made to investigate the influence of the space between engines on the turning performance of two exhaust flows in an Upper Surface Blowing (USE) type powered lift aircraft.

The test model was a semi-span model equipped with two engines on the wing. The experiments were conducted for three spaces between engines by moving spanwisely the outside engine.

The velocity and the pressure in the wake of main wing were measured using a survey rake composed of eleven 5-hole Pitot tube.

The results showed that, as the space between two engines widened, the turning angle of the exhaust jet flow decreases, especially in the space itself.

This study was conducted to explain the decrease of the exhaust flow turning angle in the space, and discusses the influence of the turning angle on the lift and drag characteristics.

Keywords : Wake measurement, USB aircraft model, Lows-peed wind tunnel test

概 要

片翼に2基のエンジンを搭載した(4発機)USB方式のパワード・リフト機では、2基のエンジン間隔が排気の偏向特性(コアングダ効果)に影響する。この原因とそのときの排気流の特徴を調べることを目的として、エンジン間隔の異なる3つのケースについてその後流測定を実施した。測定は主にエンジン排気流の後流域を5孔ピトー管を用いて行い、測定値から動圧他の圧力分布、運動量などを求め、各試験ケースの結果を比較検討した。その結果次のことが分かった。

エンジン間が狭く二つの排気流どうしの合流が強いときよりも、エンジン間が広くエンジン間に一様流が流れ込み易いほどエンジン間での偏向角の低下が大きくなり、その結果排気流全体としての偏向角が低下している。この報告ではその原因と揚抗力特性への影響についても考察を試みた。

* 平成7年1月30日受付 (received 30 January 1995)
* 1 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

1. まえがき

USB方式のパワード・リフト機では、エンジン排気はそのノズル出口からUSBフラップ面上に沿って効率良く流し（以下、エンジン排気の流れを排気流と称す）、USBフラップ舵角に応じた排気流の偏向角を得られるようにすることが、より大きな揚力増大を得るのに重要である。このためにはUSBフラップの翼面やエンジン・ノズルの形状および最適なエンジン配置の設計が必要である。また、排気流の翼面への付着（コアンダ効果）を良くし、USBフラップの舵角を大きく取った場合でも、その角度に応じた排気流の偏向角が得られるようにエンジン・ノズル出口後方の翼面上にボルテックス・ジェネレータ（以下、V/Gと略称す）やサイドフェンス¹⁾、などのデバイスの装着等も行われる。これらの中、4発機即ち片翼上に2基のエンジンが装備されている機体では、そのエンジン間隔が排気流の偏向特性、引いては空力特性に影響を与えることが、風洞試験の力測定で確認された。³⁾

そこで、2基のエンジン間隔を変えて噴出された場合の排気流の特性とその原因を調べることにした。今回の試験では、エンジン間隔3通りと、V/Gの排気流に与える影響を見るために3通りの中の間隔のエンジン間隔でV/Gを装備した場合の計4通りについて、主に排気流の後流領域の断面を5孔ピトー管を用いて測定した。ここでは、その結果について述べる。

2. 記号および略号

B	: 半翼幅
C _{mac}	: 平均空力翼弦長
l/d	: エンジン間隔（外舷エンジンと内舷エンジンの中心間距離/エンジン・ノズル出口最大幅）
C _L	: 揚力係数 ($L/q_{\infty} \cdot S_w$)
C _D	: 抗力係数 ($D/q_{\infty} \cdot S_w$)
C _j	: エンジン推力係数 ($T/q_{\infty} : S_w$)
L	: 揚力
D	: 抗力
T	: エンジン推力
q _∞	: 一様流の動圧
S _w	: 半翼幅の主翼面積
X	: 風洞主流（一様流）方向座標（図9参照）
Y	: 風洞翼幅方向座標（図9参照）
Z	: 風洞鉛直方向座標（図9参照）
Z _m	: 測定範囲の鉛直方向長さ（図9参照）
Y _m	: 測定範囲の翼幅方向長さ（図9参照）
V	: 流速

V _∞	: 一様流流速
V _n	: Reference面（図9参照）に対する法線方向の流速成分
V _x	: x軸方向の流速成分
V _y	: y軸方向の流速成分
V _z	: z軸方向の流速成分
m _r	: 微小翼幅 dy 当たりの運動量
m _x	: 微小翼幅 dy 当たりの運動量の x 軸方向成分
m _z	: 微小翼幅 dy 当たりの運動量の z 軸方向成分
C' _T	: m _r を翼の断面揚力係数と同じ方法で無次元化した値 ($m_r/q_{\infty} \cdot c \cdot \Delta Y$)
C' _x	: m _x を翼の断面揚力係数と同じ方法で無次元化した値 ($m_x/q_{\infty} \cdot c \cdot \Delta Y$)
C' _z	: m _z を翼の断面揚力係数と同じ方法で無次元化した値 ($m_z/q_{\infty} \cdot c \cdot \Delta Y$)
c	: 局所翼弦
ΔY	: 微小翼幅
M _r	: Reference面での総運動量
M _x	: Reference面での運動量の x 軸方向成分
M _z	: Reference面での運動量の z 軸方向成分
C _T	: M _r を揚力係数と同じ方法で無次元化した値
C _x	: M _x を揚力係数と同じ方法で無次元化した値
C _z	: M _z を揚力係数と同じ方法で無次元化した値

3. 模型および試験

試験模型の主要諸元とその概略を図1に示す。模型は半裁模型で後流測定時の模型形態は常に尾無し形態である。搭載した2基のエンジンはファン・エンジンを模倣したもので、エアー・タービン式ファンジェット・エンジンである。このエンジンはエンジンに供給された高圧空気によりエアー・タービンを回転し、その空気はコア流として後方に排出するが、このときタービンに直結されたインテーク側ファンの回転により、前方から一様流を取り込み圧縮し、ファン流として前者とともにUSBノズル（以下、エンジンのノズルとはこれを指す）内でコア流と合流し、エンジン排気流として後方に排出している（以下、シミュレータ・エンジンと称する）。タービン駆動用高圧空気は、屋外の高圧空気貯気槽から空気配管により風洞壁の外から端板を貫いて模型胴体のチャンバーに送り込まれ、それぞれのエンジン調整バルブを通して各エンジンに供給される。この供給状況などの詳細に

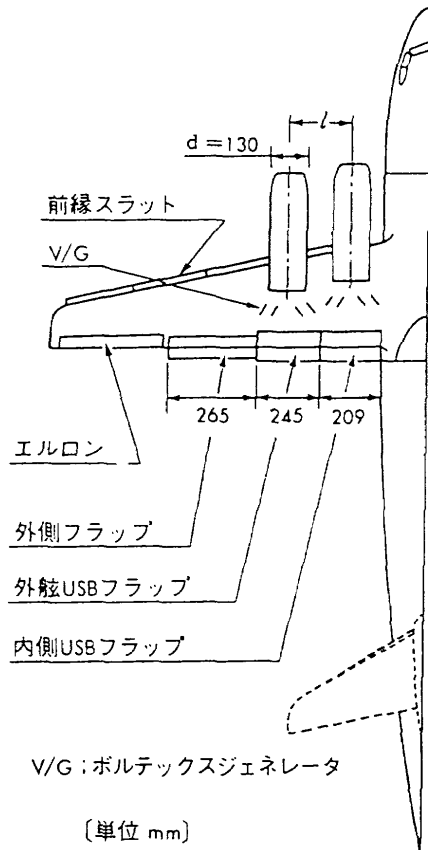


図1 試験模型の主要諸元

主要諸元

項目	諸元
面積 (片翼)	0.2997 m ²
翼幅 (片翼)	1.224 m
アスペクト比	10.0
平均空力翼弦長 (MAC)	0.2637 m
後退角	8.2 deg
テーパー比	0.35
翼厚比	翼根 15 % 平均 12 %
USBフラップ	ダブル
外舷フラップ	2重隙間

エンジン間隔

呼称	$S=l/d$
N	1.31
M	1.54
W	1.77

については文献2を参照されたい。シミュレータ・エンジンの概略とエンジン・ノズルの出口形状を図2に示す。エンジン・ノズル出口の内面形状はエンジン排気流の偏向特性に影響を与える重要な要素の一つでもある。

別途実施された力測定試験³⁾では、USBフラップ角を大きくとった場合でもエンジン排気流がその翼面に沿って流れるように、即ち、排気流の偏向が十分行えるように、エンジン出口後方の翼面上にボルテックス・ジェネレータを装着した状態（以下、V/G ON形態と称す、図1参照）を基本形態としている。このV/G ON形態では、エンジン間隔を変えたときに排気流の偏向角に顕著な差を生じるにはUSBフラップ角の大きい方が良く、試験では60°であった。しかし、本後流測定試験では同じUSBフラップ角にすると後流測定装置上の制約により、必要な測定範囲が十分に取れないためUSBフラップ角を小さくせねばならなかった。そこで、USBフラップ角は30°に固定とし、この角度でエンジン間隔を変えたとき、排気流の偏向角に明確な差が出易いように、V/Gは装着しない場合（以下、V/G OFF形態と称す）を基本形態として試験を行うことにした。

エンジン間隔は、内舷側エンジン位置は固定で外舷側エンジン位置を翼幅方向に移動させることにより変えることができ、本模型では3つの位置を選択できる（図3-b参照）。そこで、試験ではこの3つの場合と、V/Gの排

気流への影響を見るため外舷側エンジン位置が中間位置で、V/G ON形態の合計4つのケースについて実施した。表1に各試験ケースの模型形態を示す。

試験は当研究所の突風風洞⁴⁾（固定壁カートを用い低速風洞として利用、測定断面2×2 m、長さ4 m）で実施した。

試験条件は、一様流風速 $V_{\infty} = 28.0$ m/s（平均空力翼弦長基準のレイノルズ数 $RN = 5 \times 10^5$ で、この時のパワー・リフト機の重要なパラメータであるエンジン推力係数 $C_j = 1.0$ とし、後流測定時の機体迎角 α は全て $\alpha = 0^\circ$ とした。

試験風速の設定に当たっては、シミュレータ・エンジンが所定のエンジン推力を発生するときの模型前方の一様流の風速が上記値となるようにした。

4. 計測位置・範囲と計測方法

後流計測における模型と測定位置、測定範囲の関係を図3-a、-bに示す。測定はUSBフラップ翼後縁から平均空力翼弦長（ C_{mac} ）の約1.5倍ほど後方において、11本の5孔ピトー管を50 mm間隔で櫛形配列にして一つに束ねたもの（図3-a）を25 mm間隔で翼幅方向に21点、上下方向に5点（全測定点：11点×21×5 = 1155点）移動させて計測した。この5孔ピトー管はステッピング・

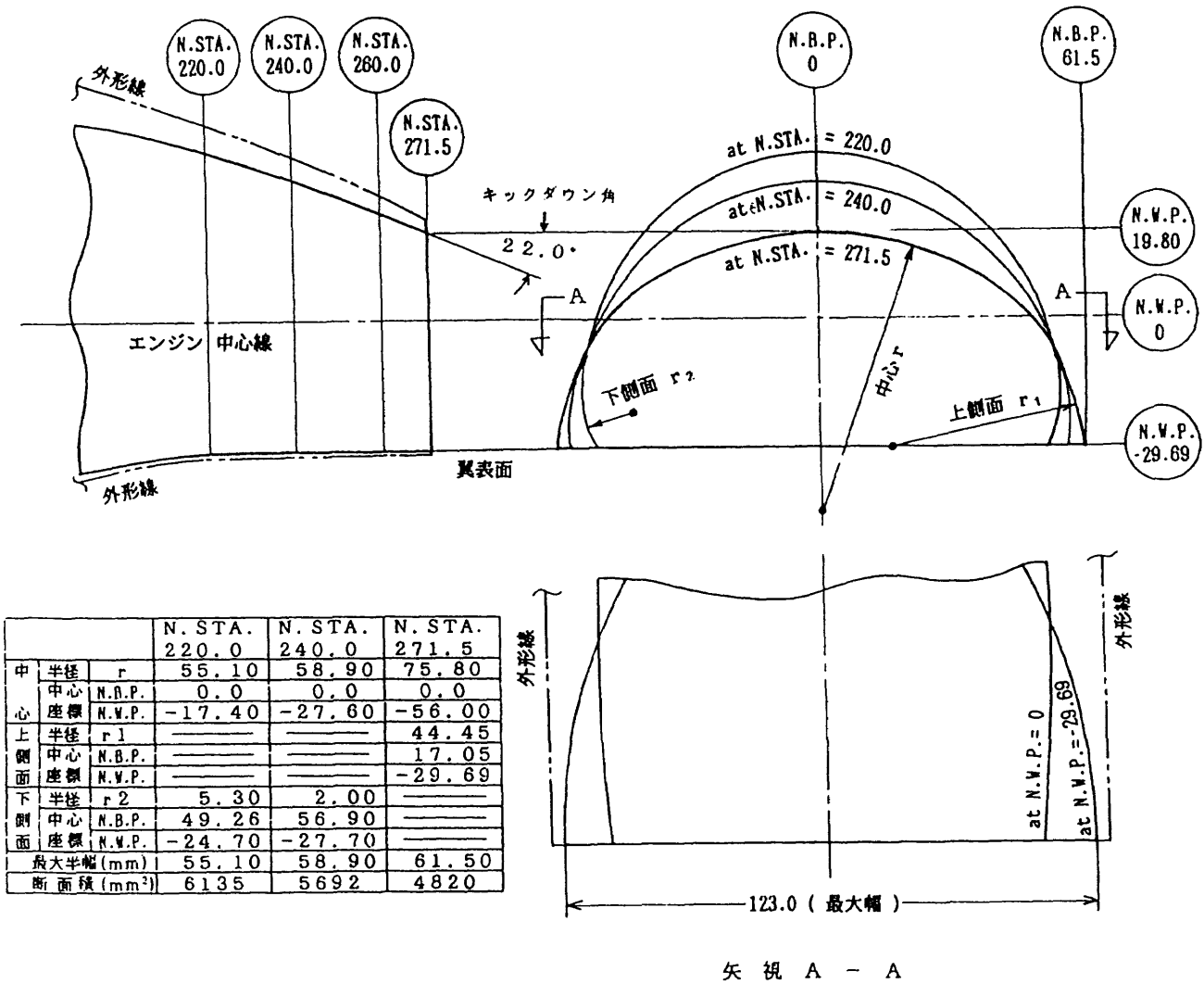


図2 エンジン・ノズル出口形状

表1 試験ケースにおける模型形態

呼称	エンジン間隔 (l/d)	V/G	舵面舵角			
			USBフラップ	外舷フラップ	前縁スラット	エンド
N	1.31	OFF	30°	50°	40°	0°
M	1.54	OFF	30°	50°	40°	0°
		ON	30°	50°	40°	0°
W	1.77	OFF	30°	50°	40°	0°

モータで駆動するトラバース装置に取付け、各測定点に移動させた。また、測定に当たっては測定精度を良くするために、5孔ピトー管を排気流の流れにできるだけ正対するように一様流に対し30°傾けた状態で使用した。この結果、測定範囲は図3-bに示す様に上下方向にCmacの約2.02倍(533mm)、翼幅方向には主翼半翼幅Bの約0.4倍(500mm)となる。

5孔ピトー管の各圧力、他の圧力測定にはスキャニバルブを用いた。これらの出力等をパーソナル・コンピュータ(パソコン)に取り込み、全ての測定範囲の計測が終了後、同パソコンで一次処理を行った。一次処理では、測定さ

れた圧力値から、各測定点の3次元速度ベクトル、各圧力を求めた⁹⁾。最終的な解析を行う二次処理は、一次処理後のパソコンのデータをフロッピー・ディスクを介して大型電子計算機に転送し必要な計算を実施した。

5. 結果と検討

以下の検討では、後流測定を行った領域内に一つの基準となるReference面(図3参照、以下Ref面と略称す)を設定し、測定された値からスプライン補間によりその断面上での値を求め、その結果を基に行っている。また、以下および各図表等では試験を行った3通りのエンジン間隔(l/d)を、それぞれ間隔の狭い方から順次エンジン間隔N, M, W, と略称する(表1参照)。

5.1 フロー・パターン

図4-aはRef面上の各点の速度ベクトルを一様流に垂直なY-Z面に投影し後方から見たものである。

V/G OFF形態でエンジン間隔を変えたとき、エンジン

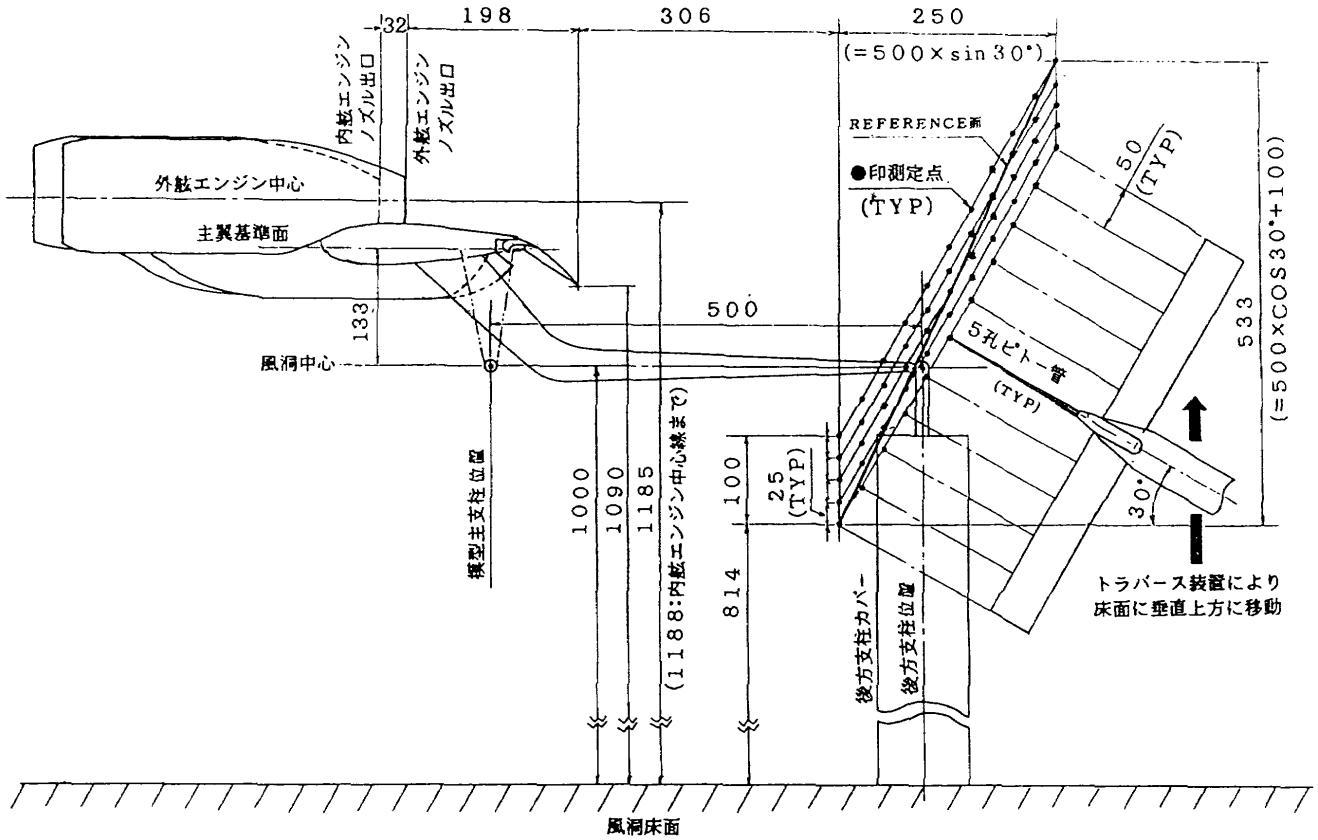


図3-a 後流側定位置

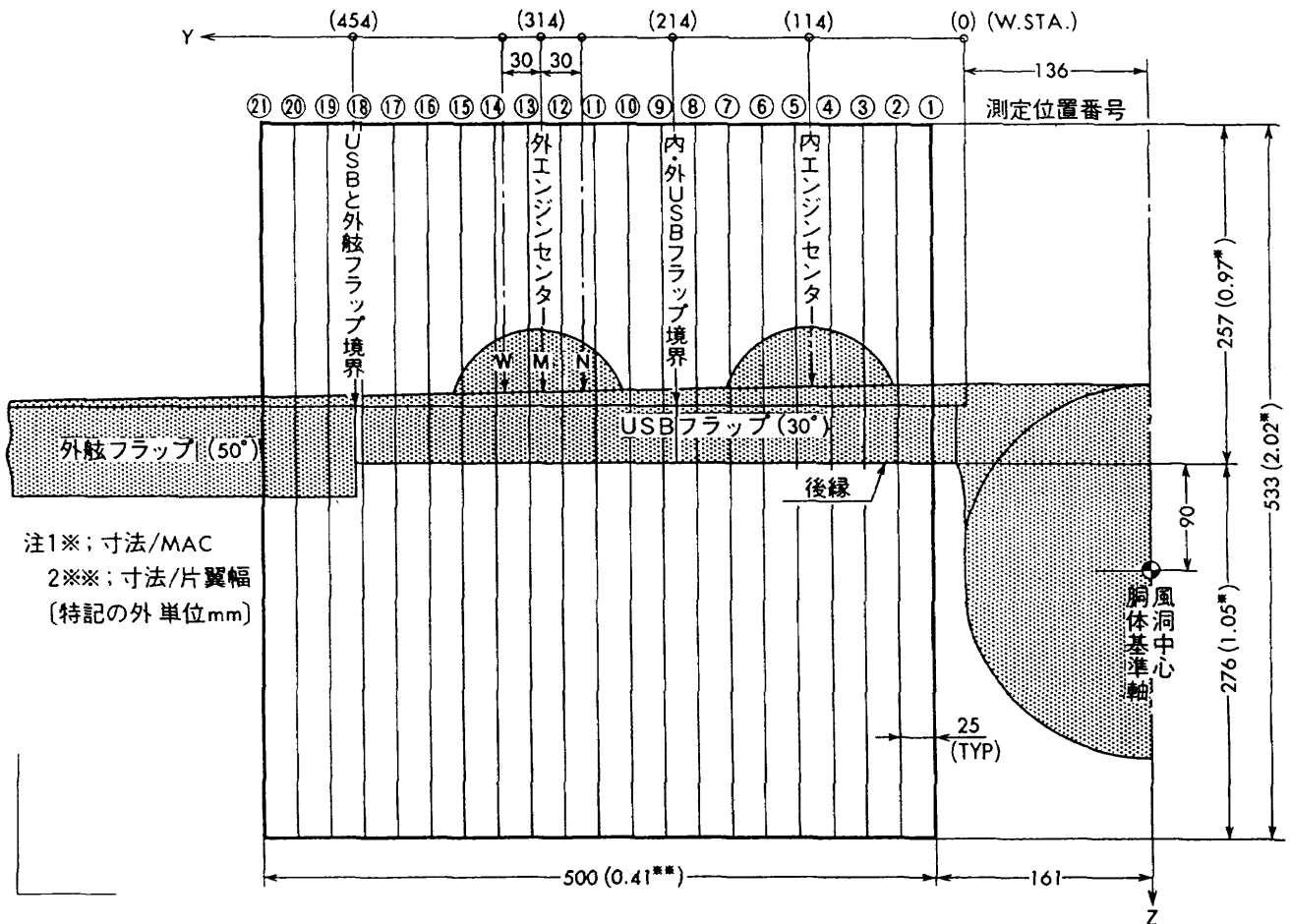


図3-b 後流測定範囲後視図

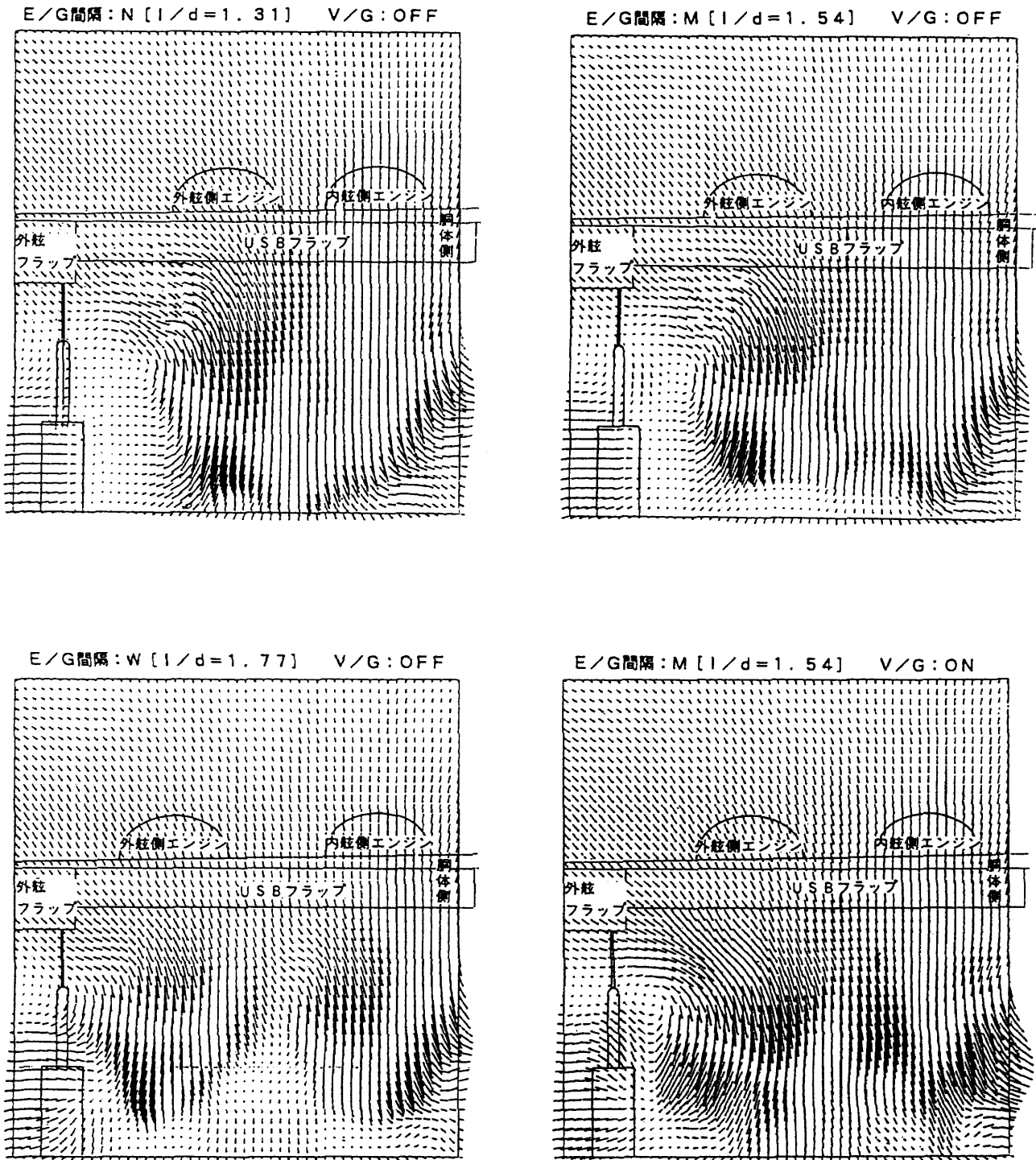


図4-a フローパターン (Y-Z面に投影した流れ)

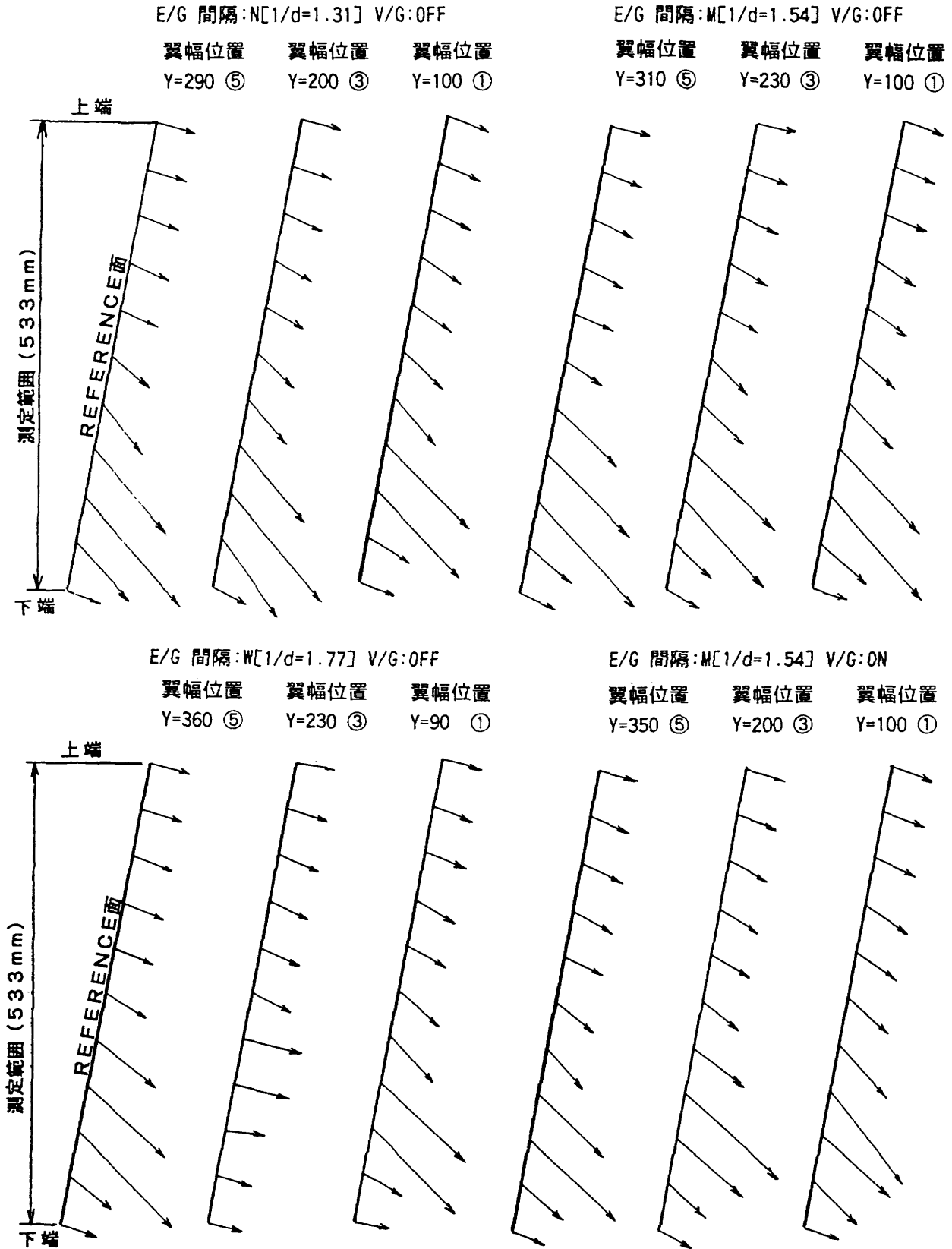
間隔をNからM, Wと広くすると, 排気流の下方への偏向が悪くなり, 特にエンジン間隔の最も広い(W)の場合のエンジン間において下向き速度成分が非常に少なくなっている。

V/G ON形態の場合, 同じ間隔MのV/Gの無い場合と比べ, より外舷側の流れまで下方に偏向されている。

また, エンジン間隔やV/Gの有無にかかわらず, 排気流の上方や側方の流れがエンジン排気流に誘引されることが解る。特にUSBフラップと外舷フラップの境界付近では, 外舷フラップ側の流れがエンジン排気流に強く誘

引され, 排気流と共に下方に偏向される様子が確認でき, その境界付近で強い右回りの後縁渦(後方から見て)の存在も窺える。内舷側では外舷側の様な強い誘引が見られないが, これは排気流右側の胴体や半載模型試験用の端板, 特に胴体の存在が大きいことによる。偏向された流れは胴体側面に沿って流れ, 胴体によるコアンダ効果の影響が強く表れている。また, 全ての試験ケースにおいて, 天秤支柱とその風防付近でそれらによる影響が表れている。

図4-bはRef面上での速度ベクトルを一様流に垂直な



注1 翼幅位置 Y の数値は W.STA (図 3-b 参照) を示し、①、②、③ は図 1 0-c の同じ試験ケースの番号位置に対応する。
 注2 測定範囲、REFERENCE面は後流測定位置 (図 3-a) を参照。

図 4-b フローパターン (X-Z 面に投影した流れ)

X-Z面に投影し側方から見たものである。

この図からは、排気流層、それに誘引される一様流層、翼下面側の流れとそれらの下方への偏向の様子などを観察することができる。特に翼下面側の流れは、一様流の速度（ほぼ測定範囲最上端の速度ベクトルの大きさ）より小さく、流れの下方への偏向が小さく、その上方の流れを下から押し上げる様な流れとなっている。

いずれの場合も、下方への偏向は最大速度部分が大きく、また測定範囲最下端とその上の速度ベクトル間の流れは概ね翼下面側の流れであることが推察できる。

エンジン間隔 W の場合、最大速度ベクトルの大きさが、

他の場合の最大速度ベクトルより小さく、特にエンジン間に担当する翼幅位置 (3) の速度ベクトルが全般的に極めて小さく、下方への偏向角も小さいことが判る。

V/G ON 形態は最大速度ベクトルの大きさが、他の場合に比べ小さい。

5.2 圧力分布

ここでは、各試験ケースにおける後流測定域での総圧、動圧および静圧の各圧力分布について比較検討する。

(1) 総圧分布

図5は各試験ケースの総圧分布、即ち等総圧線図を示

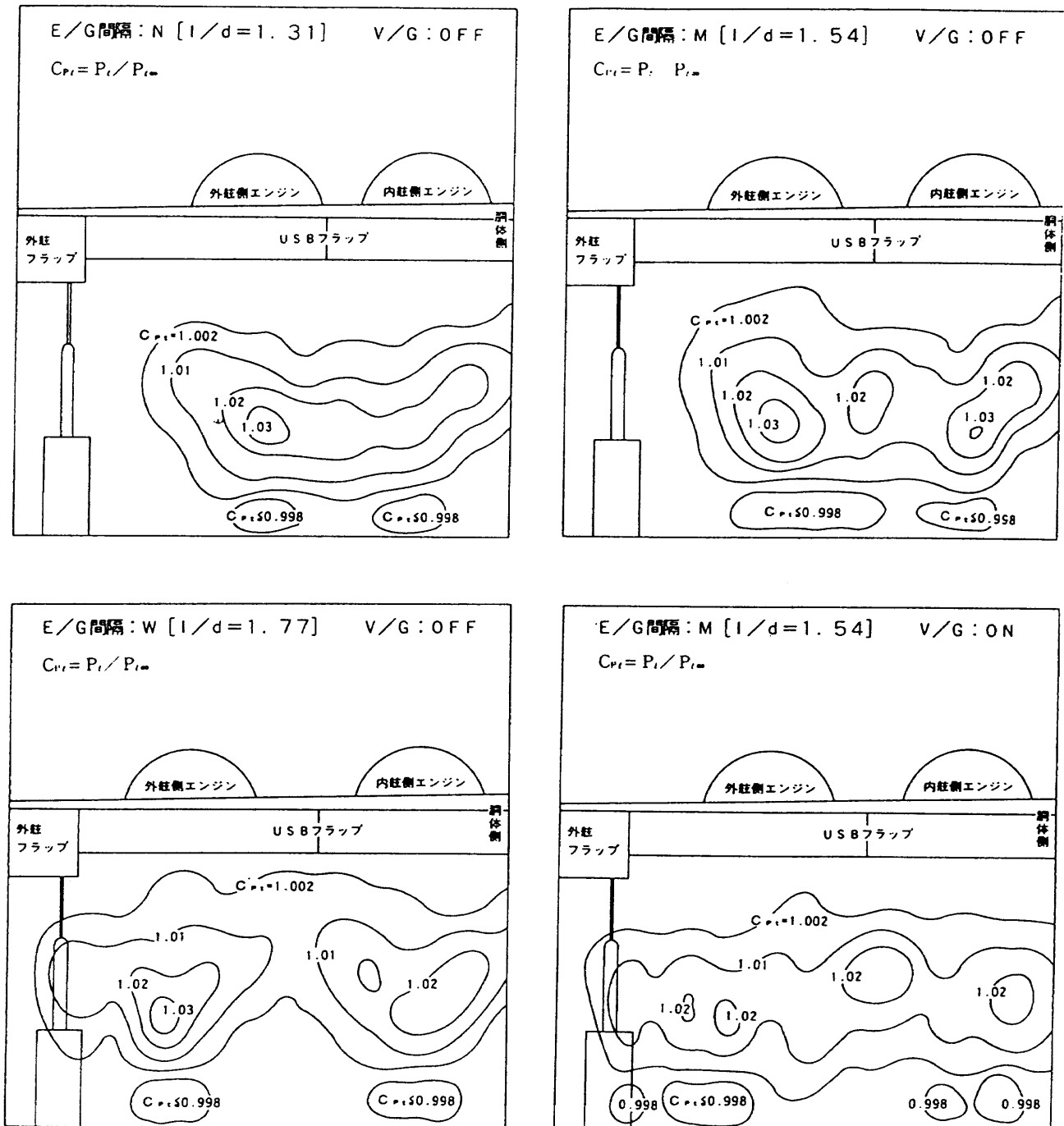


図5 総圧分布

したものである。測定総圧 P_T は一様流総圧 $P_{T\infty}$ を用い、総圧係数 C_{p_T} として下式で表す。

$$C_{p_T} = (P_T - P_{T\infty}) / P_{T\infty}$$

一様流の総圧より大きい領域 ($C_{p_T} > 1.00$) はエンジン排気が及ぶ領域とみることができる。

V/G OFF 形態の場合、エンジン間隔により排気流の翼幅方向への広がり方に明確な違いが表れている。即ち、エンジン間隔が最も狭い N の場合とそれより少し広い M の場合は、2 基のエンジンの各排気流の総圧値 (総圧係数 C_{p_T}) のかなり高い部分までが一つに連なり翼幅方向に広がっている。これに比べエンジン間隔が最も広い W の場合では、総圧が一様流よりやや大きい等総圧線 $C_{p_T} = 1.002$ の下側がエンジン間において上方に押し上げられ、 $C_{p_T} > 1.02$ の領域は完全に二つに分かれている。

また、間隔 N と M の場合を比較すると、間隔の狭い N の場合の方がエンジン排気流の上下方向の広がりが小さく、その領域全体の位置もやや下方に位置する。

V/G ON 形態の場合、同じ間隔 M の V/G OFF 形態に比べ総圧の最大値は低くなっているが、エンジン排気の翼幅方向への広がりが比較的一様で、より幅広く広がっている。

又、全ての場合において、排気流の中心部分の総圧値の高い領域の鉛直下方に総圧が一様流より小さい、翼下面側の流れの領域が存在する。

(2) 動圧分布

図 6 は動圧分布を示す。測定動圧 P_d は一様流動圧 $P_{d\infty}$ により、動圧係数 C_{p_d} として、下式で表す。

$$C_{p_d} = P_d / P_{d\infty}$$

これらの各試験ケースの動圧分布と総圧分布を比較してみると、エンジン排気が模型取付金具付近まで広がっている試験ケース、即ち V/G OFF 形態でエンジン間隔の一番広い W の場合と V/G ON 形態で間隔 M の場合、これらの場合の取付金具付近を除けば、動圧値の大きさ (C_{p_d}) は総圧値の大きさにほぼ比例し、両者の分布状態は全体的に両者良く一致している。これは排気流領域内での静圧の変化が動圧に比べ小さく (後述)、動圧の変化分がほぼ総圧の変化に相当しているためである。

測定した排気流領域形状を図 4-b と共に考察すると、その形状は一様流のある中にエンジン・ノズルから翼面上に噴出されたエンジン排気が、USB フラップ後縁まで同軸壁面噴流 (本試験の場合、排気流速度 $V > \text{一様流速度 } V_{\infty}$) として流れる間に成長した結果の特徴を主に表わしているものと考えることが出来る。即ち、エンジン・ノズルからの排気流の成長過程では、一様流との境界で速度の不連続により剪断層が発生し、これが壁面 (翼面)

側で発達する境界層に侵入し、それらの層の成長と共に排気流速度も減衰していく。いま、各試験ケースの測定範囲内での空気密度をほぼ等しいとすれば、この動圧分布は速度の 2 乗に比例した速度分布としてもみることができる。

[排気流の広がり]

排気流の成長の様子を、先ずその領域全体の上下、左右方向への広がり (即ち排気流の厚さと翼幅方向の広がり) について、動圧分布の等高線の間隔や等高線の広がり具合から各試験ケースの特徴を比較する。

V/G OFF 形態についてみると、内舷側排気流ではいずれのエンジン間隔の場合も、胴体側で右上がりの縦長 (後方から見て) の動圧分布状態を示している。その等動圧線の状態にフロー・パターンとを併せて考えると、内舷側排気流の一部が翼面と胴体側面の二つの壁面の影響を受けて流れていることが推察できる。二つの排気流が相互に影響し合うエンジン間の動圧分布は、エンジン間隔の影響を受け、エンジン間隔によりそれぞれ異なる特徴を示す。排気流領域の形状は、エンジン間隔の最も広い W の場合と間隔 M、N の場合とで大きく異なっている。前者、即ち間隔 W の場合、エンジン間に相当する翼幅位置において、等動圧線で示されるその領域の下部が上方に押し上げられ、2 基のエンジン排気流が各排気流毎の領域に分割されかかっている。これに対して後者は全体として一つの領域のようになっている。前者の場合、動圧の高い、二つに分割された排気流領域の形状をみると、いずれもほぼ左右対称形で似ている。この一つの形状についてみると、壁面上での境界層の発達 (最大動圧位置から下方) より、一様流との境界側で発達する剪断層側の成長が速い様である。しかし、排気流領域の下方 (翼面付近) の両側面では、等動圧線の間隔が狭く、排気流の左右方向への広がりが抑えられている。この壁 (翼) 面付近の様子は、有限幅の厚さの薄い噴流が曲面上に沿って流れる場合の縮流現象 (噴流幅が両側から狭まる) と似ている。後者のエンジン間隔 N と M の場合を比較すると、両エンジン間と外舷側での排気流の厚さが、間隔 M の場合の方がやや厚く、この部分の排気流の成長が速いことを示している。また後者においても、縮流傾向がエンジン間側でない翼面付近で見られる。

V/G ON 形態では、等動圧線の形状から排気流は翼幅方向にほぼ一様に広がり、V/G OFF 形態における壁面付近の縮流傾向も見られない。同じエンジン間隔 M の V/G OFF 形態に比べて、その排気流の広がり幅が大きく、排気流の厚さも薄い。V/G の排気流の成長に対する効果を簡単に述べることは難しいが、【V/G は排気流を翼幅方向に大きく広げることにより、排気流の縮流を少なくし】排気流の厚さ方向の成長を抑える働きが有るように思わ

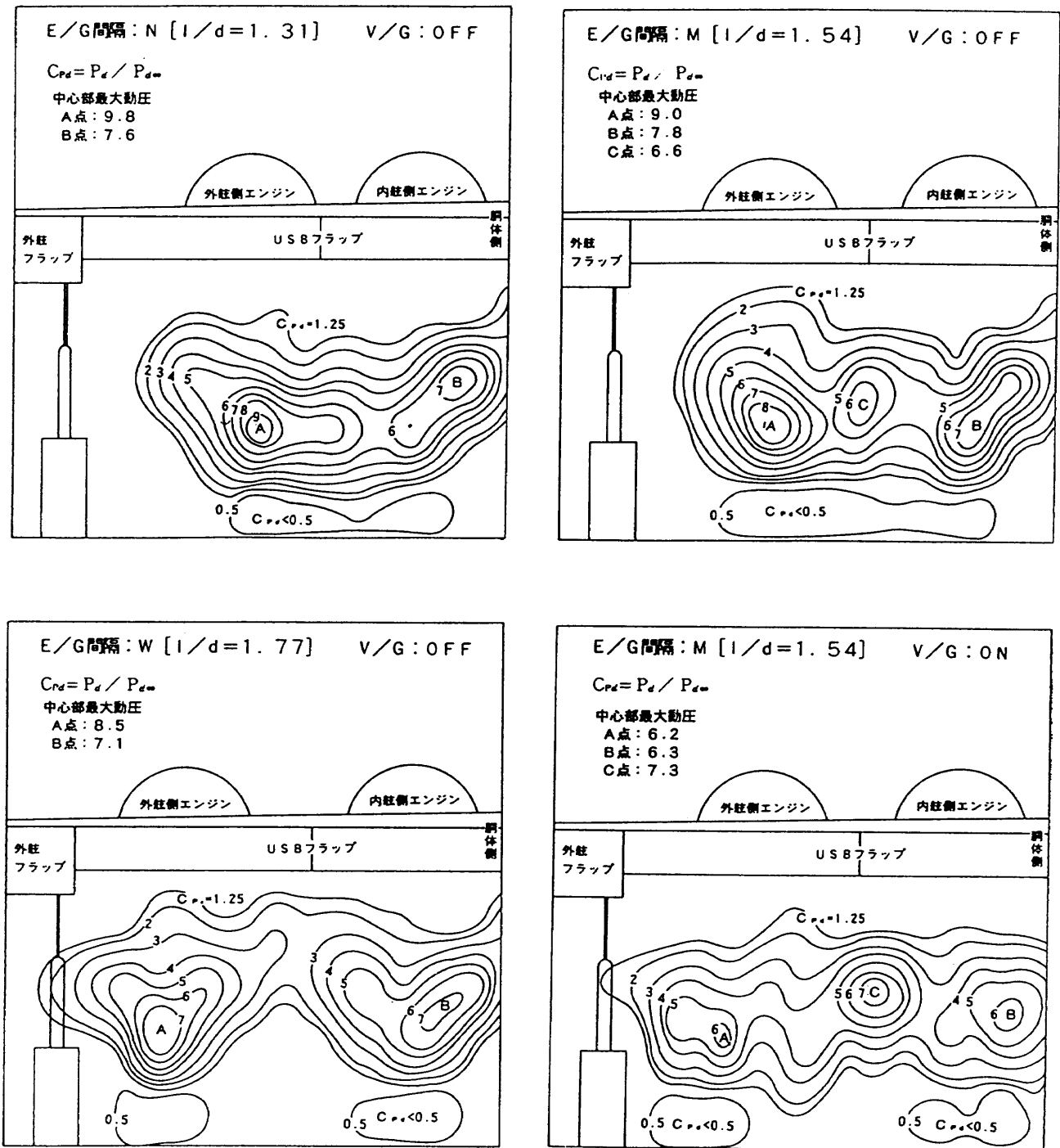


図6 動圧分布

れる。更に、各試験ケースとも動圧の最も高い排気流領域の上方ではほぼ全体的に一樣流の動圧値を示しているが、その下方に動圧が一樣流より低い領域が存在する。これは翼下面側の流れで、総圧の一樣流より低い領域に一致している。

[最大速度の減衰]

次に、排気流の成長をみる特性の一つとして、中心最大速度の変化がある。一般に壁側には境界層が発達し、そこに侵入してくる剪断層と交わる時ポテンシャル・コアが無くなり、それ以後の流れではその成長とともに次第に中心最大速度が減衰していくと言われている⁶⁾。そこ

で、排気流中心部の最大動圧、即ち中心最大速度について各試験ケースの比較を行う。

V/G OFF形態の外舷側排気流では、排気流の中心部と考えられる一つの部分をほぼ特定できるが、内舷側排気流ではその中心部を特定し難い。従って、排気流中心部の最大値の比較については、中心部が比較的明確な外舷側について行うことにする。エンジン間隔の最も狭いNの場合の最大動圧値(約 $C_{Pd} = 9.8$)に比べ、Mの場合は約8.2%、Wの場合は約13.3%低下している。この値を速度比に換算すると、それぞれ約4.2%と6.9%となる。この値には各試験ケースによる推力設定、その他による

誤差も含まれるが、定性的にはエンジン間隔が広いほど最大速度の減衰が大きく、成長が速い傾向を示している。

内舷側排気流の中心部は明確ではない。しかし、いずれの場合もその最大動圧（速度）は外舷側排気流に比較し全般的に小さく、エンジン間隔による明確な差も見られない。この前者の主な理由は、内舷側エンジン・ノズル出口が外舷側より約 32 mm 前方（機首）に位置し（図 3-a 参照）、排気流が翼面上を流れる距離が長くなるため、速度減衰が大きくなるものと考えられる。後者の理由としては、エンジン間隔による影響がエンジン間側の片側からのみしか受けないためと考えられる。

V/GON 形態では、動圧のピーク部分が幾つかに分割され、そのピーク値（動圧）は他のいずれの場合よりも小さい。これは排気流と V/G との干渉によるものが主因と考えられる。

[排気流の偏向]

次に各試験ケースにおける外舷側排気流の最大動圧位置とそのエンジン中心位置との関係から排気流の偏向について検討する。

まず、最大動圧点の Z 軸上の位置を、排気流の偏向角として計算した結果を表 2 に示す。外舷側に比べ内舷側

表 2 最大動圧位置を排気流偏向角とした場合の角度

試験ケース エンジン間隔	角度 θ_j , deg	
	内舷側	外舷側
N : V/G OFF	23.2°	25.4°
M : V/G OFF	23.2°	24.8°
W : V/G OFF	22.5°	25.2°
M : V/G ON	22.8°	24.8°

注 1 : 最大動圧による値は、測定面での最大動圧位置をその前方の USBフラップ後縁位置を原点として測定したときの水平距離 X と垂直距離 Z から下式により求めた値

$$\theta_j = \tan^{-1} (z / x) \text{ を表す}$$

注 1 : 内舷側は運動量の Z 軸方向成分の翼幅方向分布上のピーク位置（図 10-c の ①）の最大動圧位置での値

が全般的に 2° 前後小さい。また、エンジン間隔 N の場合が最も偏向角が大きいが、他のエンジン間隔の場合との角度の差は小さい。この結果については、5.3.2 項の運動量による評価のところで一樣流の無い場合でのエンジン推力特性試験（以下、無風時試験と称す）結果と比較して、再度詳しく述べる。

図 7 はエンジン間隔の異なる場合のそれぞれの外舷側排気流の最大動圧値を示す Y 軸（翼幅方向）上の位置を、それぞれのエンジン中心位置と比較して示したものである。間隔の一番広い W の場合の最大動圧点は、エンジン中心位置に対し翼端側に、間隔 N, M ではやや内舷側に寄っている。このことは、排気流がエンジン間隔によって異なる翼幅方向に偏向することを示している。

(3) 静圧分布

測定値静圧 P_s の等圧線図を図 8 に示す。測定静圧 P_s は一樣流静圧 $P_{s\infty}$ を用い、静圧係数 C_{p_s} として下式で表す。

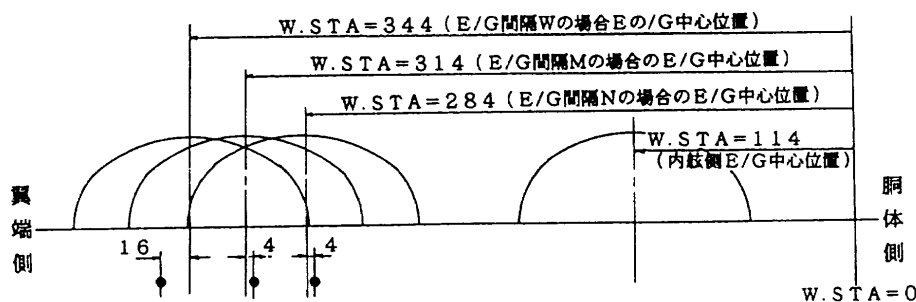
$$C_{p_s} = (P_s - P_{s\infty}) / P_{d\infty}$$

この P_s の変化は最大でも一樣流動圧 $P_{d\infty}$ の 1/2 よりやや大きい程度で動圧 P_d の変化に比べ小さい。天秤支柱や胴体付近では静圧分布と動圧分布が正確に対応していないなどの点もあるが、この結果から次のことがわかる。

全ての試験ケースにおいて、 C_{p_s} が負 ($C_{p_s} < 0$) の領域、即ち静圧 P_s が一樣流の静圧 $P_{s\infty}$ より低い領域は、その左端（後流渦部分を含め）部分を除き動圧が一樣流より高い領域にほぼ対応し、その領域内の P_s の最も低い箇所は動圧の最も高い排気流の中心位置にほぼ一致している。故に、静圧が一樣流の値に回復せず、 C_{p_s} が負側により大きい領域は、流速もより大きいことがわかる。

また、 P_s が $P_{s\infty}$ よりも高い箇所 ($C_{p_s} > 0$) が、測定範囲の下部（排気流の下側）に表れ、排気流の上側に表れていない。即ち排気流層の下側が上側より高くなり、排気流層の上下で静圧差が生じる。これはパワー・リフト機が超循環により揚力増大を生じていることを示すものと思われる⁸⁾。

測定範囲左側の天秤支柱付近の $C_{p_s} < 0$ の領域、この領



●印は外舷側排気流の最大動圧位置、数字（単位mm）は各エンジン中心位置と最大動圧位置間の距離を示す。

図 7 外舷エンジン排気流の中心動圧の翼幅方向位置

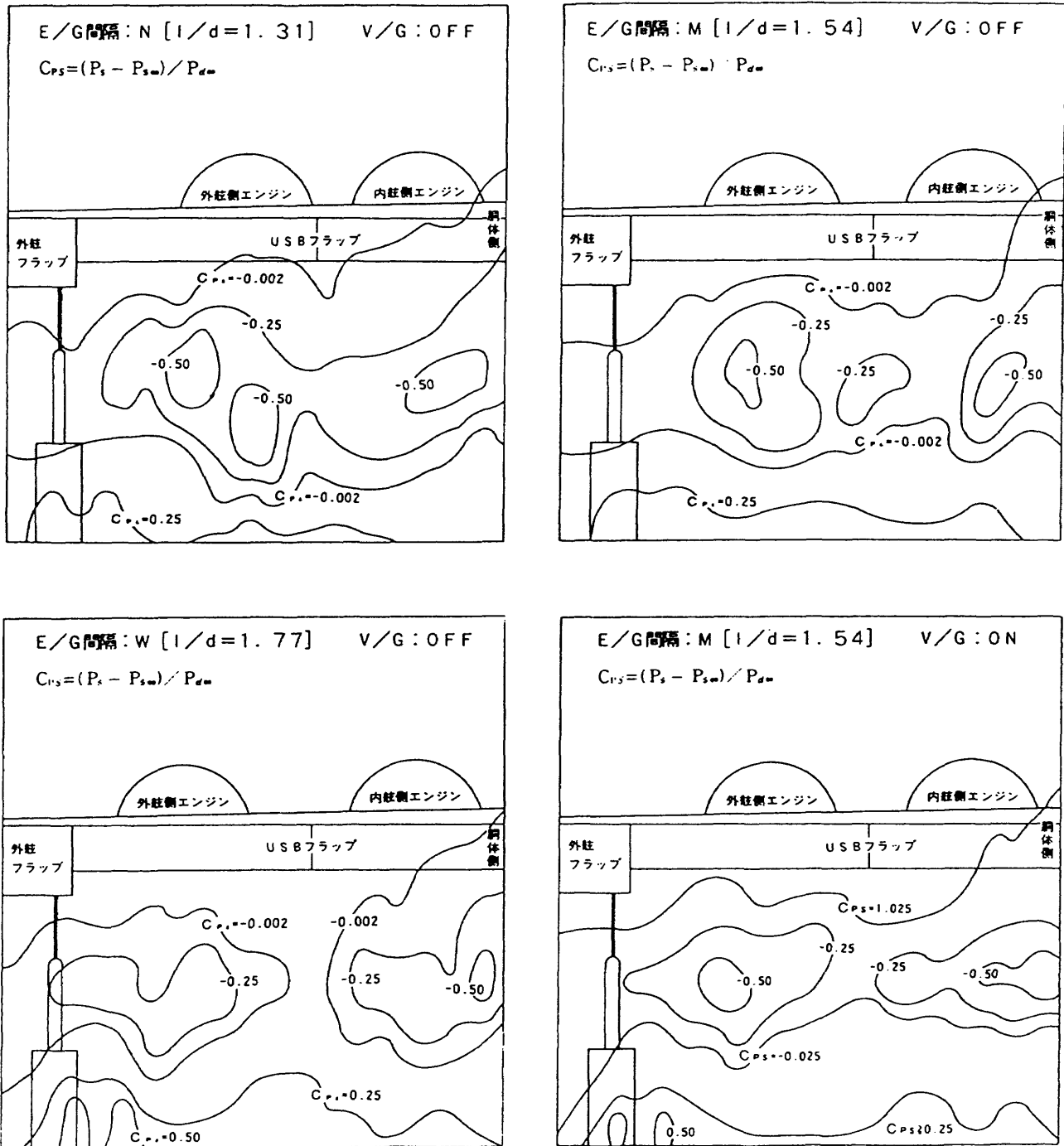


図8 静圧分布

域に対応する動圧値 (図7参照) は、他の $Cp_s < 0$ の排気流領域と異なりその値が小さい。この動圧の小さい領域で $Cp_s < 0$ 部分となる理由は、フロー・パターンの項で述べた右回り (後方から見て) の強い翼後縁渦の影響によるものと考えている。この様な測定例は筆者らが行った他の試験結果でも観測された⁷⁾。

V/G OFF 形態の静圧分布をエンジン間隔の相違により比較してみると、次の様な特徴が見られる。

エンジン間隔 N と M の場合、 $Cp_s < 0$ ($P_s < P_{s_\infty}$) の領域がフラップ後縁線の下方において胴体側から外舷フラ

ップ側まで切れ目なく広がっている。これに対しエンジン間隔の最も広い W の場合、両エンジン間に相当する翼幅位置において上下の P_{s_∞} 領域が繋がっている、即ちエンジン間の静圧が既に一様流の静圧に回復している。これは、エンジン間での排気流と一様流との混合がエンジン間隔の狭い N や M の場合より速やかに行われ、排気流の壁面噴流としての成長が速いことを示す一つの結果と考えることができる。V/G ON 形態の場合、 $Cp_s < 0$ ($P_s < P_{s_\infty}$) の領域が同じエンジン間隔 M の V/G OFF の場合と比較し、より翼幅方向に広がり、その静圧値の大

きさにおいても遜色無い。この結果から推察すると、 V/G は V/G と排気流の直接的な干渉により動圧値を低下させるが、排気流と一様流との混合による速度の減衰を抑える効果があるものとみられる。

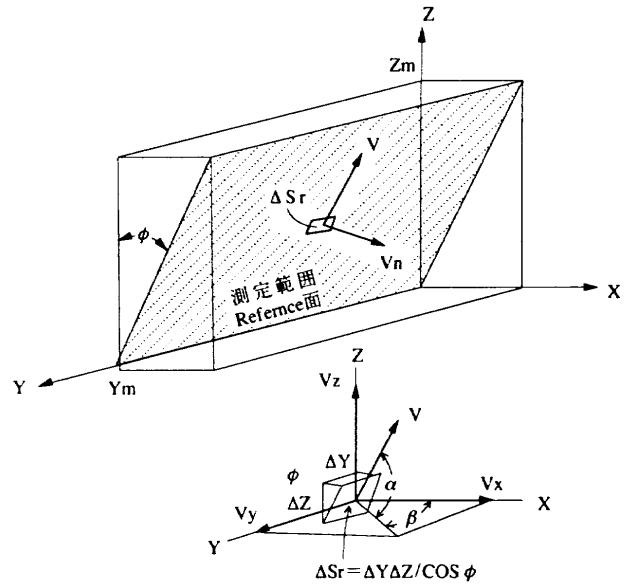
5.3 運動量による評価

ここでは、測定された動圧と気流の角度から運動量を求め、それを基に排気流の偏向特性と揚抗力特性への影響について比較検討する。

5.3.1 運動量の求め方

運動量は5孔ピトー管による測定から求められた各測定点における動圧とその流れのピッチ角、ヨー角から算定する。以下にReference面 S_r を単位時間に通過する総運動量 M_T 、X軸（一様流）とZ軸方向の成分 M_x 、 M_z 、その他の算出式を示す。

図9に示すReference面 S_r 内の微小面素 ΔS_r において、



(注) 速度ベクトルVは ΔS_r 面上の速度と方向

図9 直交座標上における速度ベクトルと測定面との関係

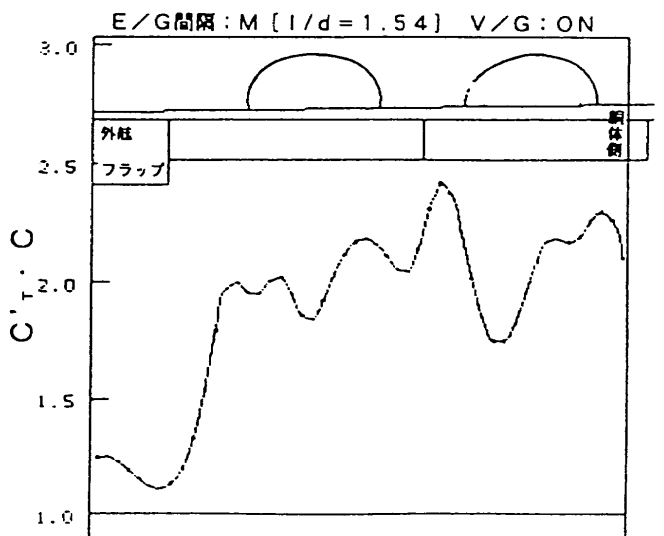
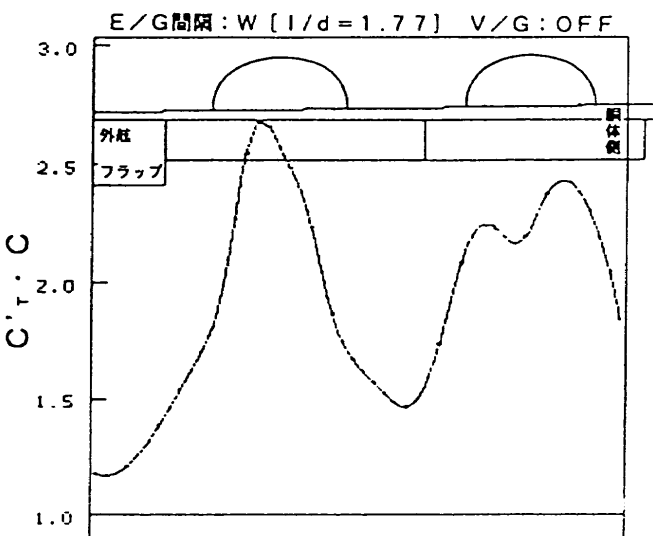
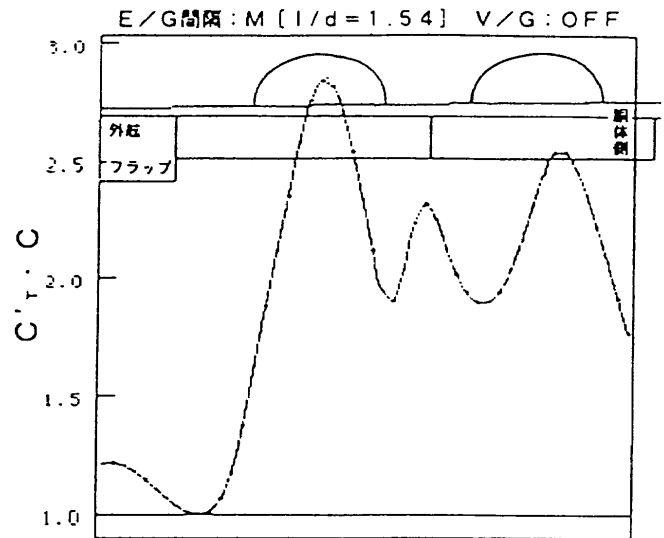
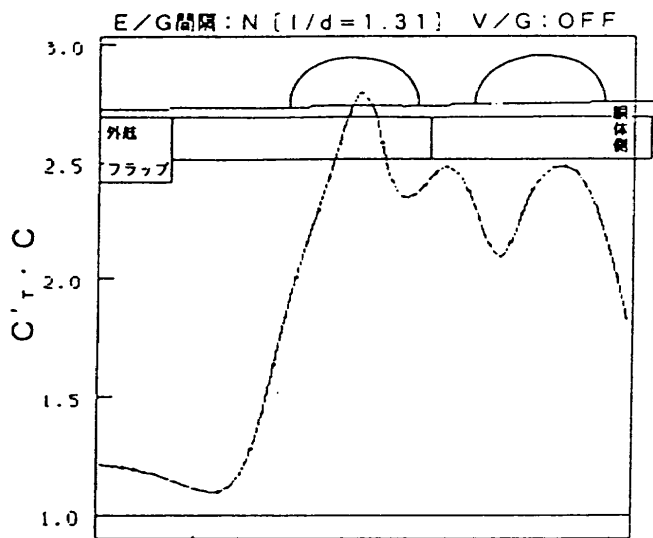


図10 - a 測定面での運動量の翼幅方向分布

V : 微小面素 ΔS_r 面上における速度ベクトル
 α : $x-y$ 面と V とのなす角
 β : $x-z$ 面と V とのなす角
 ϕ : Reference 面と $y-z$ 面とのなす角

とすると、微小面素 ΔS_r における流速 V の法線方向成分 V_n , X 軸と Z 軸方向の成分 V_x, V_z および ΔS_r を単位時間に通過する流量 ΔQ_n は、それぞれ次式の関係によって表される。

$$\begin{aligned} V_n &= V (\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) \\ V_x &= V \cos \alpha \cdot \cos \beta \\ V_z &= V \sin \alpha \\ \Delta Q_n &= \rho V_n \Delta S_r \end{aligned} \quad (1)$$

ただし、 ρ : 測定点の気体密度

上式(1), (2)より微小面素 ΔS_r における運動量 ΔM_r とその X 軸と Z 軸方向成分 $\Delta M_x, \Delta M_z$ を求めると、

$$\left. \begin{aligned} \Delta M_r &= \rho V^2 \{ (\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) / \cos \phi \} \Delta S_r \\ \Delta M_x &= \rho V^2 \{ (\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) \cos \alpha \cdot \cos \beta / \cos \phi \} \Delta S_r \\ \Delta M_z &= \rho V^2 \{ (\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) \sin \alpha / \cos \phi \} \Delta S_r \end{aligned} \right\} (3)$$

となる。更に(3)式において、

$$\begin{aligned} \rho V^2 &= 2P_d \quad (P_d : \text{測定動圧}), \\ \Delta S_r &= \Delta Y \Delta Z / \cos \phi \end{aligned}$$

とおけば、下式で表すことが出来る。

$$\left. \begin{aligned} \Delta M_r &= 2P_d \{ (\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) / \cos \phi \} \Delta Y \Delta Z \\ \Delta M_x &= 2P_d \{ (\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) \cos \alpha \cdot \cos \beta / \cos \phi \} \Delta Y \Delta Z \\ \Delta M_z &= 2P_d \{ (\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) \sin \alpha / \cos \phi \} \Delta Y \Delta Z \end{aligned} \right\} (4)$$

これらの運動量の翼幅方向の分布状況をみるため、微小翼幅 ΔY 当たりの総運動量 m_r とその X 軸, Z 軸方向成分 m_x, m_z を断面揚力係数と同様の方式で係数化し下式で表す。

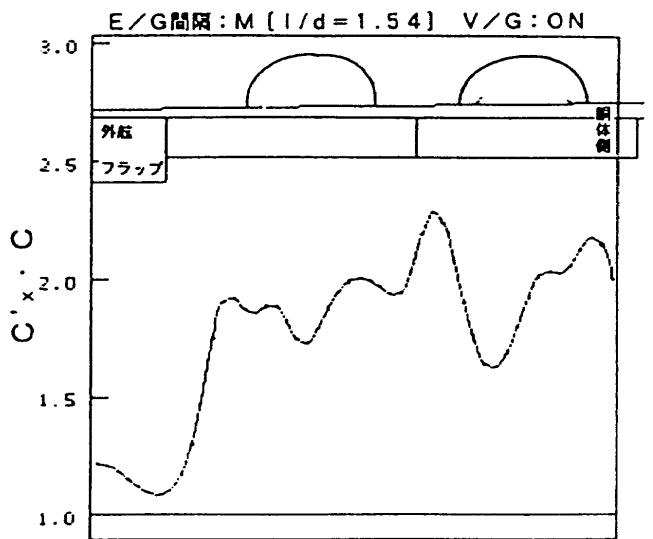
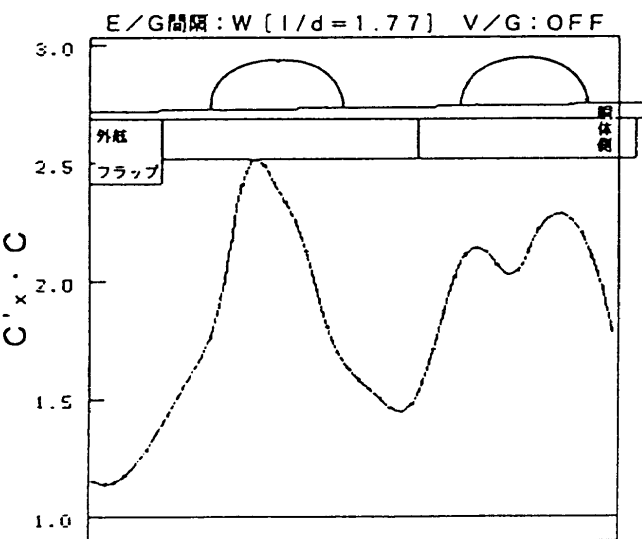
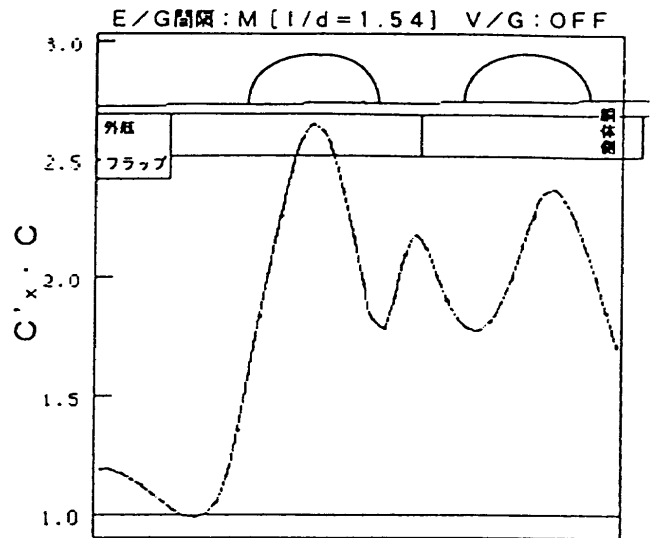
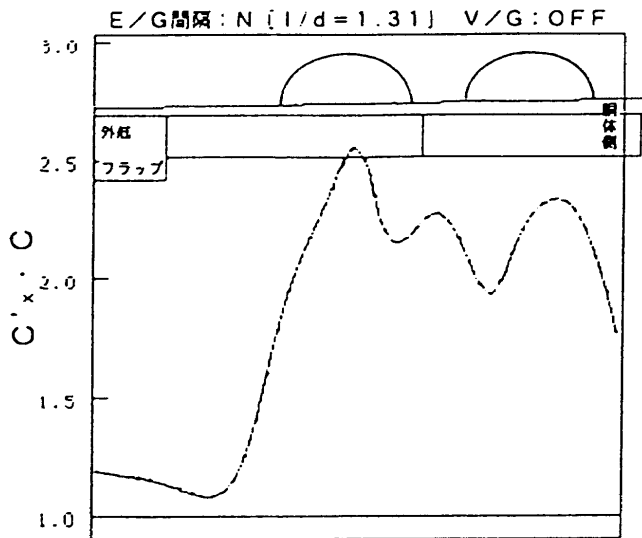


図 10 - b 運動量の X 軸方向成分の翼幅方向分布

$$\left. \begin{aligned} m_T &= [2/\rho \cdot Pd \{(\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) / \cos \alpha\} dz] \\ m_x &= [2/\rho \cdot Pd \{(\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) \cos \alpha \cdot \cos \beta / \cos \phi\} dz] \\ m_z &= [2/\rho \cdot Pd \{(\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) / \sin \alpha / \cos \phi\} dz] \end{aligned} \right\} (5)$$

$$\left. \begin{aligned} C_T &= M_T / q_\infty S_W \\ C_x &= M_x / q_\infty S_W \\ C_z &= M_z / q_\infty S_W \end{aligned} \right\} (8)$$

$$\left. \begin{aligned} C'_T \cdot c &= m_T / q_\infty \\ C'_x \cdot c &= m_x / q_\infty \\ C'_z \cdot c &= m_z / q_\infty \end{aligned} \right\} (6)$$

また、測定面全体での総運動量 M_T とその X 軸、Z 軸方向成分 M_x 、 M_z については各値を機体の揚力係数と同様に、下式で係数化し表す。

$$\left. \begin{aligned} M_T &= 2/\rho \cdot V^m / Z^m Pd \{(\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) / \cos \alpha\} \Delta Z \Delta Y \\ M_x &= 2/\rho \cdot V^m / Z^m Pd \{(\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) \cos \alpha \cdot \cos \beta / \cos \phi\} \Delta Z \Delta Y \\ M_z &= 2/\rho \cdot V^m / Z^m Pd \{(\cos \alpha \cdot \cos \beta \cdot \cos \phi - \sin \alpha \cdot \sin \phi) / \sin \alpha / \cos \phi\} \Delta Z \Delta Y \end{aligned} \right\} (7)$$

5.3.2 翼幅方向の運動量分布と排気流偏向角

S_r 面において測定された微小翼幅当たりの運動量 m_T とその m_x 、Z 軸方向成分 m_z 、X 軸方向成分を基にしたそれぞれの翼幅方向分布を図 10 - a, b, c に示す。各運動量は断面揚力係数などと同様の方法 ((6)式参照) で表した値である。

(1) 排気流の偏向特性

[下方への偏向]

図 10 - b, c は S_r 面において測定された運動量 M_T の X 軸 (水平) 方向成分と Z 軸 (垂直) 方向成分の翼幅方向の分布を示す。この運動量分布を基に主な翼幅位置 (図 10 - c 中に示す) における排気流の偏向角 $\theta_{j(y)}$ と測定範

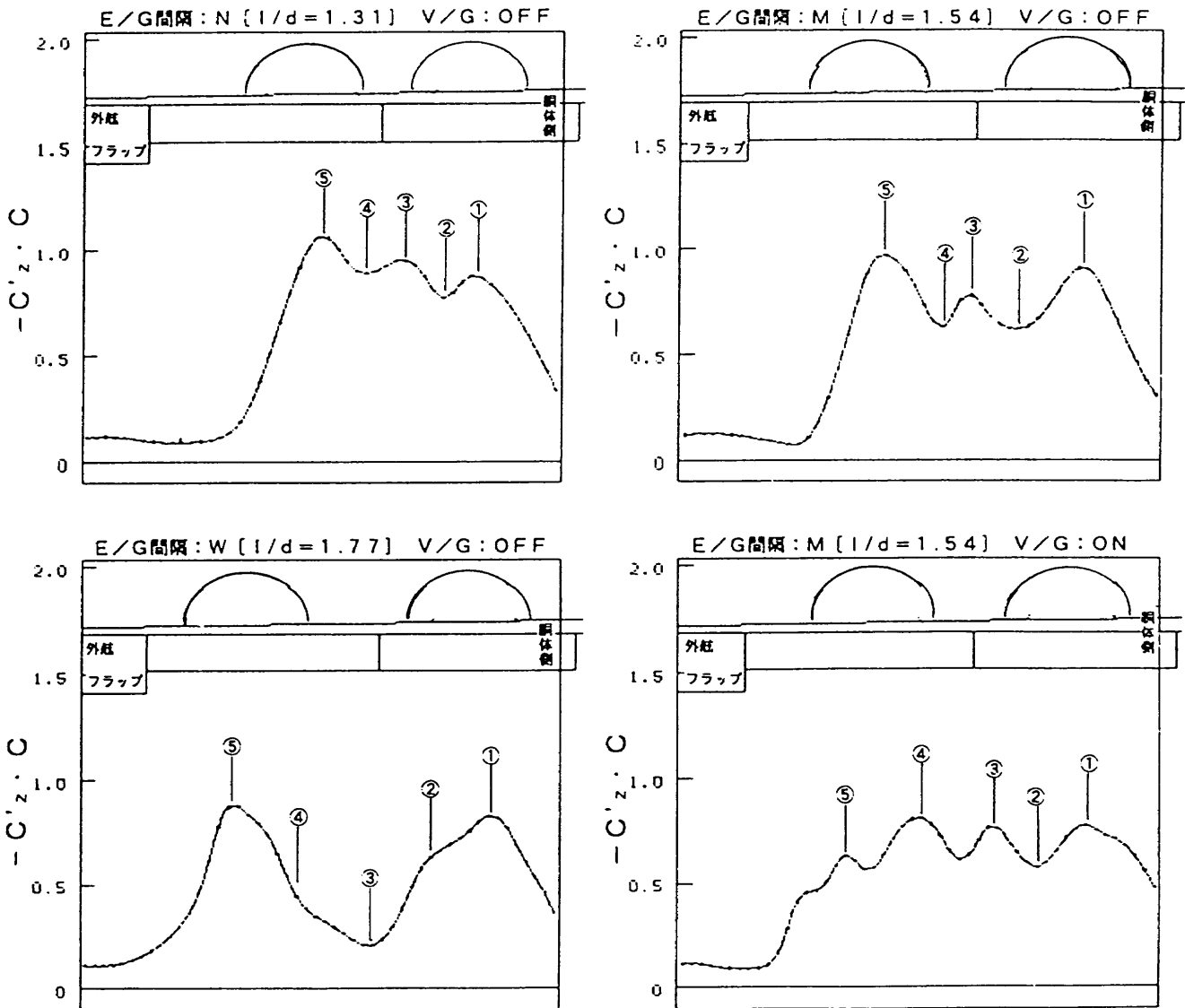


図 10 - c 運動量の Z 軸方向成分の翼幅方向分布

表3 運動量による主な翼幅位置と測定範囲全体での排気流偏向角

主な翼幅位置 (y)	試験 ケース				
	N (V/G OFF)	M (V/G OFF)	W (V/G OFF)	M (V/G ON)	
$\theta_{j(y)}$	1	19.8	22.8	19.7	21.1
	2	21.8	19.1	16.4	19.4
	3	22.6	19.6	8.3	18.4
	4	22.8	19.4	13.8	21.9
	5	22.6	20.3	19.3	18.5
全範囲 θ_j	16.7	15.9	14.8	16.4	

注1. 主な翼幅位置(y)の番号は図10a中の○内番号位置に対応し、その位置での偏向角 $\theta_{j(y)}$ は、その位置でのC'zとC'xから $\theta_{j(y)} = \tan^{-1}(C'z/C'x)$ により求めた値を示す。
 注2. 測定範囲全体での排気流偏向角 $\theta_j = \tan^{-1}(Cz/Cx)$ を示す。

囲全体での排気流の平均偏向角 θ_j を表3に示す。それぞれの偏向角は以下の方法で求めた値である。

$$\theta_{j(y)} = \tan^{-1}(C'_z/C'_x)$$

$$\theta_j = \tan^{-1}(C_z/C_x)$$

先ず以上の結果を基に、各試験ケースにおける翼幅方向の偏向角について検討する。

V/G OFF形態では、エンジン間隔の最も狭いNの場合が約20°~23°と全般的に最も良く、エンジン間隔Mの場合は1箇所を除きそれより全体的に2°~3°悪い。間隔の最も広いWの場合、エンジン後方の運動量のピーク値を示す翼幅位置での偏向角は間隔Mの場合と大差ないが、その他の位置での偏向角が悪い。特に両エンジン間の偏向角が非常に小さく、他の場合の約1/2以下の偏向角となっている。

しかし、測定範囲全体での平均偏向角でみると、最も偏向角が良い間隔Nの場合は16.7度、エンジン間の偏向角が最も悪い間隔Wの場合は14.8度であり、両者の偏向角の差は約2度程度である。

V/G ON形態の場合、排気流の偏向角は翼幅方向に比較的一様で、測定範囲全体での偏向角もエンジン間隔NやMと比べ遜色無い値を示している。

この後流測定結果、即ち一様流がある($V_\infty = 28 \text{ m/s}$)中での排気流偏向角を無風時試験での結果と比較してみる。図11はエンジン間隔MでUSBフラップ角を変えたときの無風時試験でのV/G ON形態とV/G OFF形態の偏向角である。無風時試験とは一様流のない中で($V_\infty = 0 \text{ m/s}$)、USBフラップ角を所定の角度に設定し、模型に搭載された2基のエンジン排気を噴出し、エンジン回転数を一様流がある場合と同じエンジン回転数に設定(エンジン推力が同じ)した時に風洞天秤で測定された揚力Lと抗力Dから次式により求めた偏向角である。

$$\theta_j = \tan^{-1}(L/D)$$

V/G OFF形態の偏向角はV/G ON形態より小さく、両

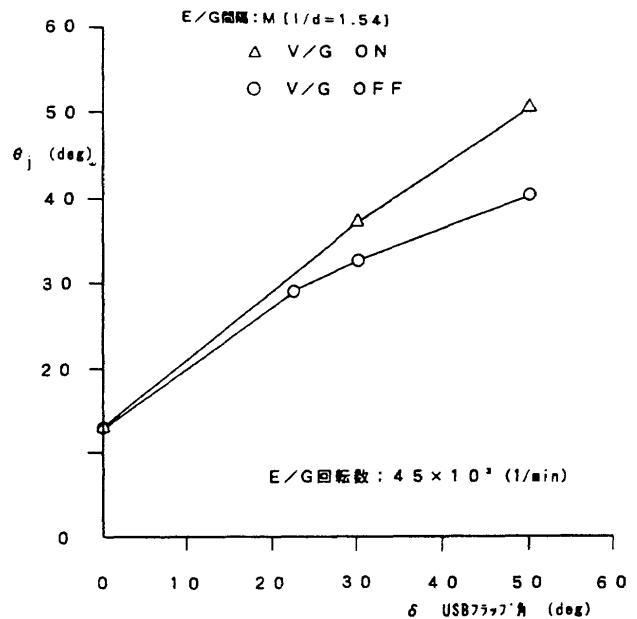


図11 無風時 ($V_\infty = 0$) における排気流偏向特性

形態の偏向角の差は、USBフラップ角が大きくなるとともに大きくなり、V/Gが排気流偏向角を良くする上で効果のあることを示している。図12はUSBフラップ角30°の場合における後流測定と無風時試験の結果を示したものである。無風時試験の結果では、エンジン間隔MのV/G ON形態は約38°、V/G OFF形態は約33.5°とV/Gが無いと約4.5度偏向角が小さくなる。また、無風時試験におけるV/G ON形態でエンジン間隔を変えたとき、間隔NとMでは偏向角に殆ど差はないが、間隔Wではそれらより約3度ほど小さく、V/Gを付けてもなお偏向角が低下する傾向が見られる。

後流測定の結果はエンジン排気流のみを基に算定した結果ではないが、いずれの場合も排気流全体での平均偏向角は無風試験の場合の約1/2程度である。また、後流測定での最大動圧位置を偏向角に換算した値でも25°前後であり、無風時試験の結果より約10°~13°小さい。しかし、USBフラップ角30°での後流測定における排気流の

V / G
 OFF ON
 ○ ● 静止推力測定 ($V_{\infty}=0$ m/s)
 △ ▲ 運動量 } 後流測定
 △ ▲ 最大動圧位置 } ($V_{\infty}=28$ m/s)

注1 静止推力測定試験の値は、一様流の無い中でエンジン排気のみを噴出し、風洞天秤で測定された揚力 C_L と抗力 C_D から求めた $\theta_j = \tan^{-1}(C_L/C_D)$ を表す。
 注2 運動量による値は $\theta_j = \tan^{-1}(C_z/C_x)$ を表す。
 注3 最大動圧位置は外舷側排気流の値 (角度の求め方は表2の注2参照)

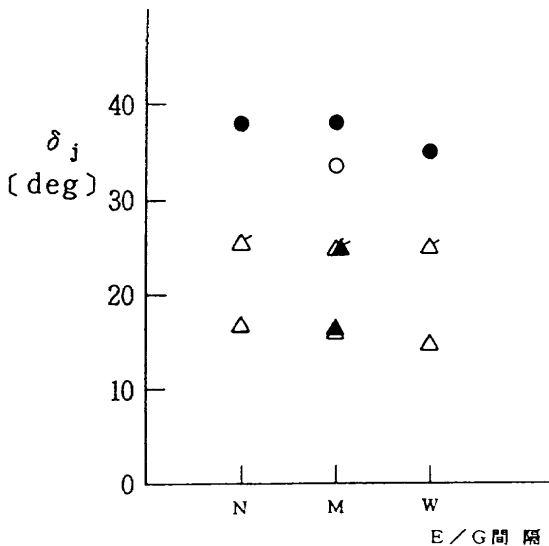


図12 USBフラップ角30°における排気流偏向特性

偏向角は、V/G ON, V/G OFF 形態で差は無く、またエンジン間隔を変えてもそれら各試験ケース相互の差は最大で約2度であり、無風時試験の結果から推定されるほど偏向角に差は生じていない。

後流測定と無風時試験、即ち一様流の有る場合と無い場合における偏向角の差は、前者の測定位置がUSBフラップ後縁から平均空力翼弦長の約1.5倍ほど後方であるために、後縁から測定位置までの間に偏向角が減少した結果とも考えられる。よって、今回の一測定断面の結果のみでは一様流の有る場合の方が一様流の無い場合より偏向角が小さくなると断定はできない。

〔翼幅方向への偏向〕

図10-aに示すSr面において測定された微小翼幅当たりの総運動量の翼幅方向分布を基に翼幅方向への偏向について見てみる。

V/G OFF 形態の場合、各エンジン後方でそれぞれ運動量のピーク値を有し、外舷側のピーク値は外舷側エンジンを翼端側に移動すると、それに応じて翼端方向に移る。エンジン間隔NとMでは、エンジン間にも大きな運動量のピーク値が見られるが、間隔の最も広いWではエンジン間でピーク値が見られない。このエンジン間のピークは両エンジン排気流が重なり合って流れることによるもので、エンジン間隔を広げると合流する割合が次第に減

少し、間隔をWの場合まで広げると排気流の重なりが非常に小さくなることを示すものと言える。故にエンジン後方の運動量のピークを示す翼幅位置が排気流の翼幅方向の中心位置と考えられる。そこで、この排気流中心位置とエンジン中心位置の関係をみると、エンジン間隔によるエンジン排気の流れの翼幅方向への偏りの違いが分かる。内舷側エンジンの排気流はいずれも胴体側に偏っている。外舷側エンジンの排気流では、エンジン間隔の一番広いWの場合は翼端側にやや偏り、他の場合はほぼエンジン中心位置に在り、翼幅方向への偏りが小さい。

上述の位置関係は、下方に偏向された排気流成分の翼幅方向分布、即ち図10-cの微小翼幅当たりの運動量 ($C'_z \cdot c$) 分布においても同様の結果を示す。この結果、内舷側排気流は胴体側面に沿って流れる傾向が強く、即ち胴体側面によるコアングダ効果による影響が大きく、外舷側はエンジン間隔の異なることによるエンジン間の流れの相違による影響が強いことが推察できる。

V/G ON 形態では、運動量のピーク値がV/G OFF 形態の場合よりも小さくなり、いくつものピーク値が表れる。これは、運動量分布がV/Gによってより翼幅方向に広がり、全体的に翼幅方向にはほぼ均等な分布状態となる傾向を示すものといえる。

(2) 模型に佐用する力

図10-aに示すSr面において測定された運動量の翼幅方向分布 $C'_T \cdot c$ をみると、4つの試験ケースともエンジン排気流の及ぶ翼幅方向の範囲は概ね後流測定範囲内にあることが判る。上下方向の測定範囲外については動圧や静圧分布などから各試験ケースとも排気流の影響は小さく、翼幅方向の分布に対するその影響も小さい。従って、bk後流面での運動量分布は、そのX軸、Z軸方向成分の分布 $C'_x \cdot c$ (図10-b), $C'_z \cdot c$ (図10-c) を含め、エンジン間隔の相違やV/Gの有無による特徴を表していると考えてよい。しかし、この試験ではエンジン間隔が異なる場合の模型前方からの流入運動量の測定が行われていないことや一測定断面の結果であることなどのため厳密な評価は出来ない。そこで、模型前方からの流入運動量は各試験ケースで殆ど差は無いと仮定し、各試験ケースの相対的な比較、即ち各試験ケース相互の差の比較により、エンジン間隔の相違やV/Gの揚抗力特性への影響について大まかな検討を試みる。また、後流測定結果から定量的にどの程度有意な値が得られるのかをみるために、本試験と同様の模型形態での力測定試験結果との比較を行う。後流測定の測定範囲全体での総運動量 C_T , そのZ軸及びX軸方向成分 C_z, C_x の値を表4に示す。エンジン間隔の相違やV/Gの有無による影響をみるために、エンジン間隔MでV/G OFF 形態と各試験ケースとの差を同表()内に示す。パワー・リフト機の空力特性は、

表4 運動量測定結果

	試験ケース			
	N (V/G OFF)	M (V/G OFF)	W (V/G OFF)	M (V/G ON)
総運動量	3.268	3.201	3.203	3.136
C_T	(0.067)	(0.0)	0.002	(-0.065)
揚力成分	0.923	0.866	0.813	0.873
C_z	(0.057)	(0.0)	(-0.053)	(0.007)
抗力成分	-3.078	-3.035	-3.076	-2.963
C_x	(-0.043)	(0.0)	(-0.041)	(0.072)

- 注1. C_T 、 C_z 及び C_x は測定断面で捕捉された総運動量、そのy軸方向成分及びx軸方向成分を揚力係数と同様の方法で無次元化した値を表す。 C_T は測定された値を正とし、 C_z 、 C_x は模型に働く力がそれぞれ上向き、後向きを正としている。
 2. ()内の値はエンジン間隔M (V/G ON)を基準とした場合の値 [(各試験ケース) - (M (V/G OFF))] を表す。

エンジン推力を含む値となり抵抗成分は一般に負の値となるので同表においては負で表した。揚力成分は機体を上向きの力を生じさせる方向を正として示した。更に比較検討のため各ケースとも全てがV/G ON形態で行われた力測定試験による揚抗力値¹⁰⁾を表5に、()内にはその形態でのエンジン間隔Mの場合と他の試験ケースとの差を示した。

[総運動量： C_T]

各試験ケースでの模型前方からの流入運動量とエンジン排気により与えられる運動量が同じならば、模型後方での総運動量 C_T が大きいほど模型に佐用する力も大きくなると考えられる。故に模型に働く揚力と抗力は、この総運動量 C_T と偏向角特性により決まることになる。そこで、先ず後流測定試験における総運動量 C_T について検討する。

パワード・リフト機では、排気流の偏向角が大きくなると揚力が増大するが、その増大量はエンジン排気の推力の偏向による直接的な揚力成分以上、あるいは加えられるエンジン排気の有する推力分以上にもなることが知られている。しかし、V/G OFF形態でエンジン間隔を変えたときの C_T と偏向角の関係を表4と表3を基に比較してみると、 C_T は必ずしも偏向角に応じて増大していない。即ち、偏向角はエンジン間隔W, M, Nの順で大きくなっているが、 C_T は間隔WとNの場合がほぼ同じで、間隔Mの場合が最も大きい。

この結果の原因には、推力設定誤差、その他測定精度などの問題もあるが、エンジン間隔の異なることによる翼幅方向の排気流の広がりとその偏向の分布に起因することも考えられ、今回の試験結果からは、偏向角に比例して総運動量 C_T が大きくなると断定できなかった。

V/G ON形態とV/G OFF形態を比較すると、偏向角はV/G ON形態が大きい、 C_T はV/G ON形態が小さい。この主因はV/Gによる排気流の運動量損失にあると考え

表5 力測定試験による揚抗力測定結果¹⁰⁾

試験ケース	N (V/G ON)	M (V/G ON)	W (V/G ON)
揚力係数	2.10	2.20	2.05
C_L	(-0.10)	(0.0)	(-0.15)
抗力係数	-0.38	-0.40	-0.45
C_D	(0.02)	(0.0)	(-0.05)

- 注1. この値は風洞天秤による模型全体に働く力を表す。
 注2. ()内の値は、エンジン間隔M (V/G ON)を基準とした場合の値 [(各試験ケース) - (M (V/G ON))] を表す。

られる。無風時試験におけるエンジン推力測定試験の結果では、V/Gにより失われる運動量は5%以上、即ちエンジン推力係数 $C_T = 1.00$ の5%である0.05強と推定される¹⁰⁾。

又、一様流が有る場合の力測定試験¹⁰⁾より、エンジン推力係数 $C_T = 1.00$ を与えたときの揚力と抗力の増大量は、それぞれ約1.0強、-0.5強(推進力)増大し、総運動量の増大量は約1.2程度、即ち与えられたエンジン排気の運動量の約20%と推算される。この結果を基にV/Gによる C_T の減少を推定すると約0.06となり、測定結果におけるV/Gによる C_T の減少分0.065とほぼ一致している。

[揚抗力成分： C_z , C_x]

測定されたZ軸方向成分 C_z は揚力成分であり、模型前方からの流入運動量が全て水平方向成分とすれば、図10-Cは翼幅方向の大まかな揚力分布を表していると考えてよい。また、測定された運動量のX軸方向成分 C_x の値から模型前方から流入する運動量の同方向成分を差し引いた値は機体に働く抗力成分である。ここで、模型前方からの流入運動量は各ケースともほぼ同一とみなせば、測定範囲全体での揚抗力成分の各試験ケース相互の差は、エンジン間隔の相違やV/Gの影響による結果とみることが出来る。このときの測定範囲全体での静圧による揚抗力成分については、各試験ケース相互の差が非常に小さくなるので無視する。

V/G OFF 形態でエンジン間隔を変えた場合の影響について比較する。間隔が最も広い W の場合は、エンジン間隔 M の場合より揚力、抗力成分とも減少している。この後流測定は V/G OFF 形態での排気流部分主体の結果であるが、V/G ON 形態での模型全体に佐用する力を天秤で測定した力測定試験結果合致している。両者の結果は共に主として排気流領域での相違が表れているものとする、エンジン間隔 W では V/G の有無にかかわらず排気流偏向角の低下することを示している。即ち、偏向角が小さくなると、揚力成分が減少し、水平方向成分の推進力が増加するため抗力が減少する。

エンジン間隔 N と M の場合を比較すると、後流測定と力測定の結果が反対である。即ち、前者の場合、間隔 M に比べ間隔 N では揚力が増大し抵抗が減少しているが、後者の場合、間隔 M に比べ間隔 M では逆に揚力が減少し抵抗が増大している。この結果は V/G の有無による相違や運動量の測定値の問題もあるので簡単に評価することは難しい。しかし、エンジン間隔 N の場合、V/G の有無による排気流の偏向角に差が無いことから推察すると、V/G ON 形態の力測定では V/G による排気流の運動量損失のみの影響が助長された結果と考える。

次に、エンジン間隔 M で V/G OFF 形態と V/G ON 形態を比較すると、揚力は殆ど変化せず抗力が増大している。ここで、抗力増大とは推進力が減少、即ち運動量の水平方向成分が減少することを意味する。この結果は V/G による総運動量の損失 (C_T 減少) と偏向角の増大によるものである。また無風時試験においても、V/G による運動量損失と偏向角増大効果が確認できる。即ち、V/G の場合、運動量損失と偏向角増大の両者の影響が、揚力に対しては互いに相殺する方向に、抗力に対しては抗力増大方向に作用することを示している。

以上、後流測定と力測定の結果は定量的には一致していないが、定性的には一致していると言える。パワー・リフト機の揚力増大などを厳密に評価するには、測定精度向上とともにその空力的メカニズムの解明などの詳細な試験検討が必要であろう。定量的に一致しなかった原因は、両試験での模型形態が全く同一でないこと、V/G による運動量損失の影響や排気流偏向角の相違による総運動量増減効果などがオーダ的に近似していることなどが考えられる。

5.4 エンジン間隔が排気流偏向特性に及ぼす理由

得られた各圧力分布と運動量の翼幅方向の分布特性などから、エンジン間隔が排気流の偏向特性に影響を及ぼす理由について定性的に考察する。

エンジン排気が翼面上を流れるときの排気流の成長過程では、その広がりとともに中心最大速度が減少する。

この排気流の広がりにおいては、速度ベクトルの方向とともにその圧力（静圧）場の状況が重要な要因と考える。また、中心最大速度の減衰は、排気流と一樣流の境界での速度の不連続により剪断層が発生し、この剪断層が発達して次第に排気流中心部にまで及び最大速度を減衰させると言われている。また、排気流の速度が減衰すると、静圧も一樣流の値へ回復していくため、中心最大速度の減衰が速いことは、排気流の成長が速く、静圧も一樣流の値に速く回復することを表すものとする。

そこで、先ず一つの排気流が一樣流のある中で曲率を有する翼面上を流れる場合の状況について考えてみる。排気流が翼面上を流れている場合、その排気流には翼面に垂直上向きの遠心力が働く。また、翼面を流れる排気流は周囲の一樣流を誘引しつつ加速していくが、このとき排気流の境界層内の静圧 (P_i) は低くなり、一樣流との境界面での圧力 (P_o) との間には圧力差が出来る。このとき一般的に圧力は $P_i < P_o$ となる。このことは静圧分布からも確認できる。遠心力と圧力差 ($P_i - P_o$) による力の方向は図 13 (上) に示す通りとなる。圧力差による力は、本来排気流の広がりをその上面や側面から翼面に抑える方向に作用する筈である。それ故排気流層の上面側では圧力差による力と遠心力が相反する方向に作用する。一方、排気流層側面では、遠心力は働かず、圧力差による力のみが作用することとなる。故に側面での圧力差による力は、排気流の翼幅方向への広がりを両側面から抑える方向に作用し、翼面上方への広がりを速め、排気流層全体を厚くし、結果として排気流層全体の偏向を低下させると考える。従って、この側面からの力が大きいほど排気流の偏向を悪くする。排気流側面の翼面近くで縮流現象の傾向が見られるのは、この部分での圧力差が最も大きいためと考える。

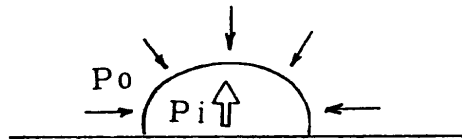
次に二つの排気流が平行して翼面上を流れる場合について考えてみる。エンジン間側でない側面の圧力差による力は一つの排気流が流れる場合と同様に作用すると考えることができる。しかし、エンジン間側ではエンジン間が広く各排気流が重ならず独立して流れる場合（図 13 中）と、エンジン間が狭く、エンジン間で二つの排気流が重なって流れる場合（図 13 下）では、圧力差 ($P_i - P_o$) は異なることが予想される。前者の場合、エンジン間側もエンジン間側でない側面もほぼ同様と考えられる。しかし後者の場合、エンジン間の静圧は排気流層内の静圧に近い値となると推察されるので、エンジン間側での圧力差は殆ど無くなると予想される。エンジン間側では、排気流の翼幅方向への広がりを抑制する力は生ぜず、各エンジン排気流はそれぞれエンジン間側でない片方の側面からのみ排気流の翼幅方向への広がりを抑制されることとなる。前者と後者の場合を排気流の偏向にとって良

⇒ 圧力差 ($P_i - P_o$) による力 (但し $P_i < P_o$) の方向

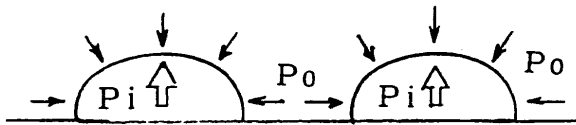
P_i : 排気流層内の圧力

P_o : 排気流層外の圧力

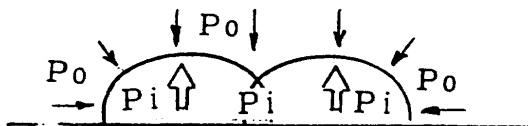
⇒ 排気流の遠心力の方向



一つの排気流の場合



エンジン間隔が広く二つの排気流が重なって流れないとき



エンジン間隔が狭く二つの排気流が重なって流れる場合

二つの排気流の場合

図 13 翼面上での排気流層内と外の圧力勾配による力と排気流の遠心力の関係

い条件から判断すると、当然後の方が前者より望ましいと考えられる。

以上のことを基に、本試験の各エンジン間隔の場合の後流測定結果をみると、エンジン間隔の排気流偏向特性に対する影響を理解することができる。今回の試験における各エンジン間隔の場合、それらが前者か後者か、即ち二つの排気流が独立して流れているか、あるいは合流して流れているかの判断は、静圧分布におけるエンジン間の値が鍵となる。外舷側排気流の翼端側では、強い後

縁渦の影響が、内舷側排気流の胴体側では胴体の影響が強く表れ、後流側位置での静圧分布が翼面上の壁面噴流としての流れの正確な状態を残していないと推察されるからである。

エンジン間隔 W の場合のエンジン間の静圧は、既に一樣流の静圧に回復している。このことは、エンジン間での排気流と一樣流の混合が速やかに行われ、エンジン間側の静圧も比較的速やかに一樣流の近くなったことを示唆している。即ち、二つのエンジン排気流のそれぞれが、両側面から広がり抑制される場合に近い状況で成長し、その結果、動圧分布上の排気流領域の形状がほぼ左右対称に近い形となる。測定された動圧分布 (図 6 参照) の様子はそれを良く表しているものと考えられる。

エンジン間隔 N と M の場合、測定された静圧分布から推察すると、エンジン間では両排気流が合流し一つの排気流に近い状態で翼面を流れ、排気流と一樣流の混合がエンジン間隔 W の場合に活発に行われる無かったと見ることができる。このような場合、エンジン間の静圧の一樣流への回復は遅く、エンジン間側から各排気流の翼幅方向への広がりを抑制する圧力差による力は小さい。エンジン間隔の最も狭い N の場合、静圧分布や動圧分布から推定すると、二つの排気流が激しく合流し、エンジン間での排気流層が薄く、翼幅方向に幅広一つの排気流の流れに近い状態を示している。間隔 M の場合、エンジン間の静圧のより低い領域が間隔 N の場合より小さい。即ち、排気流の成長がやや速く、エンジン間の排気流層が厚くなり、偏向角も間隔 N より低下する。

V/G は排気流の速度ベクトルをエンジン中心に対し左右両方向に大きく外向きにすることにより、翼幅方向への広がりを抑制する排気流側面からの圧力差による力に対抗させ、排気流層が早く厚くなるのを阻止し、偏向角の低下を防いでいるものと推察される。

尚、この圧力差による力と排気流の遠心力は、USB フラップ角によっても当然異なることが予想されるので、排気流偏向角に対するエンジン間隔の影響もフラップ角により異なることが推察される。

6. まとめ

片翼面上に 2 基のエンジンを並べて配置した場合のエンジン排気流偏向特性に対するエンジン間隔の影響を調べるために、3 通りのエンジン間隔 (N , M , W の場合) における主にエンジン排気流領域の後流側定を実施した。更に、 V/G の効果を見るために、間隔 M で V/G を付けた場合についても行った。その結果次のことが分かった。

(1) エンジン間が狭く、二つの排気流が合流して流れる場合より、エンジン間が広く、エンジン間に一樣流が

流れ易い場合ほどエンジン排気との混合がより速やかに
行われ、排気流の成長が速くなり、排気流の偏向角が低
下する。

(2) エンジン間が広い場合の排気流偏向角の翼幅方向
における特徴は、各エンジン中心から両エンジン間側で
の偏向角が小さいことである。その結果、全体としての
排気流偏向角が低下する。

(3) (1), (2)の原因は、排気流領域側面での排気流層内
(P_i) と層外 (P_o) との静圧差 ($P_o - P_i$)、この静圧差が
正 ($P_i < P_o$) の時に生じる力であることが推察できた。
即ち、排気流側面からのこの静圧差による力は排気流の
側方への広がりを抑制し、排気流層全体をより速く厚く
し、排気流層を上方に押し上げる。従って、この力の排
気流側面から加えられる領域が広く、その力が大きいほ
ど偏向角が低下する。即ち、エンジン間隔の最も狭い N
の場合、両排気流が合流して流れるためエンジン間側か
らはこの圧力差による力が殆ど生じない。しかし、間隔
が一番広い W の場合、エンジン間側からもこの力が働き、
各排気流それぞれが両側面から排気流の広がりを抑制す
る力を受けることになる。その結果、エンジン間の狭い
場合より広い場合の方が、排気流偏向角が悪化する。

(4) V/G は排気流を翼幅方向に広げ排気流層を薄くし、
かつ、その速度ベクトル方向をエンジン中心に対し外向
きにすることにより排気流側面からの力に対抗させ、排
気流層が速く厚くなるのを抑えることにより、偏向角の
低下を防ぐ。

(5) 本試験の後流測定は、模型形態の相違などによる
空力的な影響を定性的に理解し、かつその影響の程度な
どを定量的に比較検討する上でも非常に有効であること
が確認された。

参考文献

- 1) M. MAITA, H. FUJIEDA et. al. : Aerodynamic Characteristics of the External USB Powered Lift System Using Side Fence for Enhancement of Coanda Flow Attachment, NAL-TR 686T, 1981.
- 2) 奥山政広, 他: CAD 設計による USB-STOL 機半裁模型の風洞試験 (第 1 報), 航空宇宙技術研究所資料, NAL TM-566, 1987 年 3 月,
- 3) 高橋 侑, 他: CAD 設計による USB-STOL 機半裁模型の風洞試験 (第 2 報), 航空宇宙技術研究所資料文献委員会提出中
- 4) 広末健一, 他: 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験, 航空宇宙技術研究所報告, NALTR-335, 1973 年 9 月
- 5) 高橋 侑, 深沢政広: 三次元壁面噴流の実験的研究, 航空宇宙技術研究所資料, NAL TM-356, 1978 年 12 月
- 6) 野村安正訳: N. ラジャラトナム原著 噴流 (1981 年), pp. 245-267, 森北出版
- 7) 藤枝郭俊, 他: パワード・リフト機模型の後流測定, 可視化情報関西講演会講演論文集, 1993, pp. 35-38
- 8) 中口 博, 本間弘樹: 流体力学 (上), pp. 130-136, 地人書館
- 9) 西村秀明: 5 孔アロー型, 円錐型ピトー管による流れの特性計算法, 航空宇宙技術研究所報告, NAL-668, 1981 年 4 月
- 10) 藤枝郭俊, 他: USB 方式の機体に於けるエンジン間隔の空力特性への影響, 第 20 回流体力学講演会講演集, 1988, pp. 242-245

航空宇宙技術研究所資料682号

平成7年4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 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
