

UDC 533.697.2:  
621.454

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-185

推進エンジン用空気取入口の予備実験

近 藤 博・石 賀 保 正

1970 年 9 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 既 刊 資 料

TM-155	極超音速風洞 M7 ノズル校正試験	1969年 2 月	橋 本 登, 吉 沢 昭 穂 積 弘 一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年 3 月	戸 川 隼 人, 丸 山 治 雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年 3 月	中 正 夫, 山 本 芳 樹 大 石 晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年 5 月	西 村 博 史, 藤 枝 郭 俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年 7 月	長 洲 秀 夫, 吉 沢 昭 松 崎 貴 至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究 (II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年 8 月	鈴 木 邦 男, 田 丸 卓 乙 幡 安 雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定 (I)	1969年 9 月	藤 森 義 典, 山 崎 浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞試験	1969年 9 月	別 府 護 郎, 鈴 木 友 昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別 府 護 郎, 岡 遠 一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古 田 敏 康, 野 口 義 男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大 塚 貞 吉, 斎 藤 隆 大 堀 内 正 司, 本 間 幸 吉 宮 坂 彰
TM-167	YS-11 A-300型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年 1 月	竹 内 和 之, 川 島 矩 郎 熊 倉 郁 夫, 松 岡 陽 一
TM-168	タンピングメータの試作	1970年 2 月	柳 沢 三 憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (I)	1970年 2 月	相 波 哲 朗
TM-170	J R-エンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年 2 月	鈴 木 邦 男, 石 井 浅 五 郎 山 中 国 雅
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備による航空計器の氷結 (着氷) 試験	1970年 3 月	鈴 木 邦 男, 相 波 哲 朗 本 間 幸 吉, 服 部 宣 夫
TM-172	自動追尾型風向風速測定器	1970年 3 月	川 幡 長 勝, 中 谷 輝 臣
TM-173	F A-200 改機の動安定微係数	1970年 3 月	遠 藤 浩, 林 良 生 海 老 沼 幸 成, 中 谷 輝 臣
TM-174	遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動	1970年 4 月	小 橋 安 次 郎, 河 野 長 正 西 武 徳, 宮 沢 政 文
TM-175	NAL-16・31D型ロケットの研究試作	1970年 5 月	五 代 富 文, 近 藤 洋 史 中 井 暎 一, 田 畑 浄 治
TM-176	非対称自由流線の一計算法	1970年 5 月	高 橋 伸
TM-177	小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究—	1970年 5 月	五 代 富 文, 伊 藤 克 弥 西 村 久 男, 湯 沢 克 宜 柴 藤 羊 二
TM-178	大型低速風洞動安定微係数測定装置	1970年 5 月	広 岡 貫 一, 遠 藤 浩 戸 田 亘 洋, 岡 部 祐 二 郎
TM-179	風洞天秤の試作	1970年 5 月	金 成 正 好, 北 出 大 三
TM-180	ジェットエンジン燃焼出口ガス流の乱れの測定 (II) —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年 5 月	相 波 哲 朗
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年 6 月	幸 尾 治 朗

# 推進エンジン用空気取入口の予備実験\*

近 藤 博\*\*・石 賀 保 正\*\*\*

## Tests of an Air Inlet Model for Turbofan Engine

By Hiroshi KONDO and Yasumasa ISHIGA

Some results of low-speed performance tests with a small-scale model for turbofan engine are presented and discussed.

The results are as follows:

- 1) At zero flight speed, the total pressure recovery with a given opening area of the auxiliary inlet ports decreased as the mean axial flow velocity  $V_2$  at the fan face increased.
- 2) In the test range of flight speed  $V_0$ , the total pressure recovery with a given opening area of the auxiliary inlet ports increased up to 99% and more as the value of  $V_0/V_2$  increased.
- 3) At any tested combination of  $V_0$  with  $V_2$ , the total pressure recovery increased as the number of the closed auxiliary inlet ports decreased.
- 4) The observed upstream flow behavior, inlet distortion, and surface static pressure distribution as the function of the value of  $V_0/V_2$  are presented and discussed taking the effects of ground clearance and attack angle also into consideration.

### 1. は し が き

近年わが国においても推進用ターボファンエンジン開発の必要性が強調されており、当所においても関連研究が行なわれつつあるが、エンジンぎ装に関する諸問題も推進装置全体の計画に大きな影響を与えるためなおざりにできない。問題点の一つとして空気取入口（以下単にナセルと称し、その外面をカウル、内面をディフューザと呼ぶ）の離陸時における空力性能があげられる。ナセルの形状は一般に巡航時を重視して選定されるべきであるが、巡航最適形状では離陸時の推進装置出力は低下しやすい。たとえば機速0ではナセル形状はベルマウスが理想的であり、ナセル入口を絞った巡航用形状では吸入気流はディフューザ壁面からはくりしやすくなる。

ナセル形状を固定したままこの矛盾を緩和するため最近海外ではナセルに補助空気口を設けることが実用され始めている。図1は本実験計画期に東京国際空港

で見られた外国旅客機のターボファンエンジンナセル例であるが、この場合にも補助空気口を装備していることがわかる。しかし補助空気口の効果について具体的なナセル内部流動試験結果の公表されたものは見当らない。

以上のような現状であるので、われわれはフロントファンの研究の一部として機速0近傍における補助空気口の影響を調べることを主眼として、小型模型によりフロントファン用空気取入口にもちいられるディフューザの実験を行なった。

### 2. 実 験 装 置

実験装置は機速0の場合と機速が若干ある場合の2種類（図2）を準備した。ただし外気吸入用排風機および前置オリフィス、サージタンクならびにサージタンク入口ディフューザはすべて共通である。

#### 2.1 空気配管系統

本実験はリフトジェットエンジン用空気取入口の予備実験<sup>1)</sup>にもちいたのと同じ配管を利用して行なった。したがってナセル最大内径  $D$  は 125 mm $\phi$  である。この  $D$  の値は海外のターボファンエンジンのフ

\* 昭和45年7月20日受付

\*\* 原動機部

\*\*\* 慶応義塾大学工学部

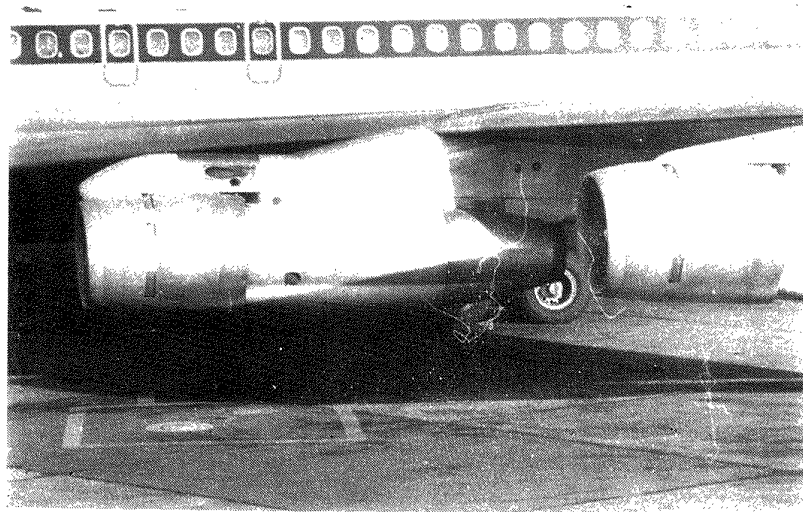


図 1 ボーイング 707 型旅客機用ターボファンエンジン

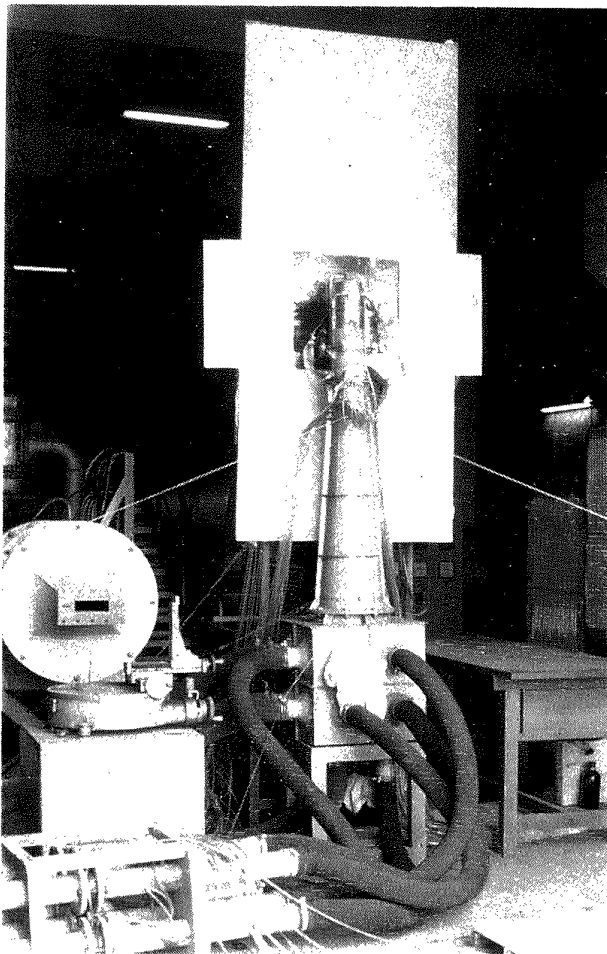


図 2 (a) 縦型模型実験装置  
(背景白色矩形板は地面板)

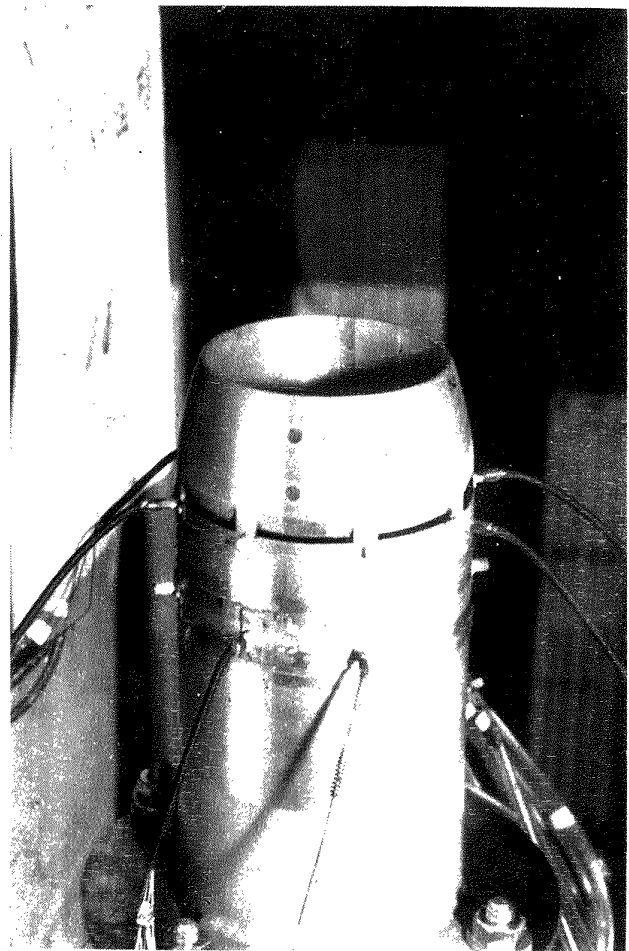


図 2 (b) 縦型模型外観

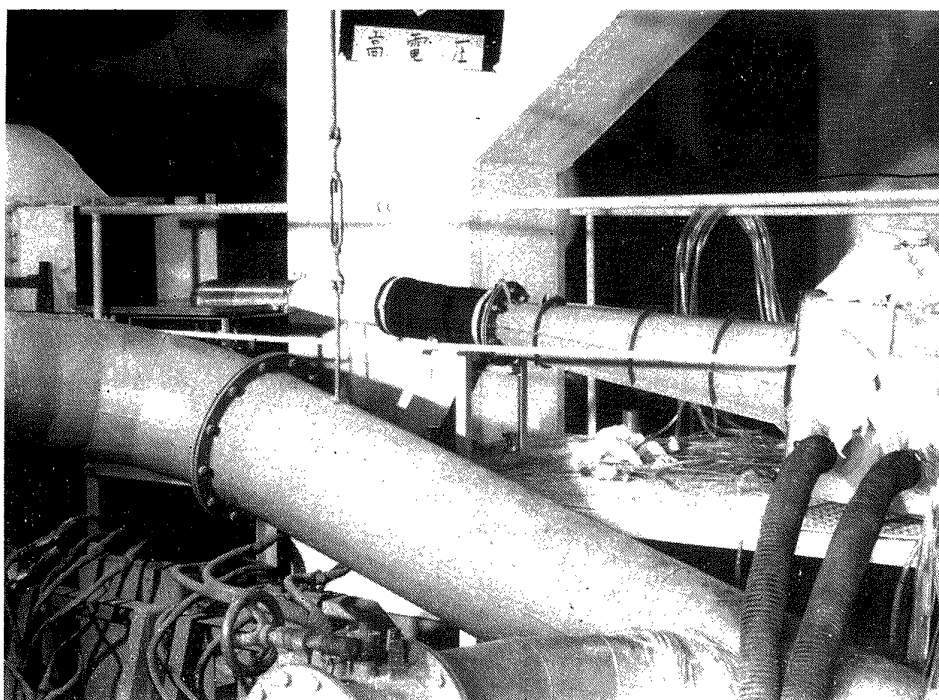


図 2 (c) 横置模型実験装置 (地面板なし)

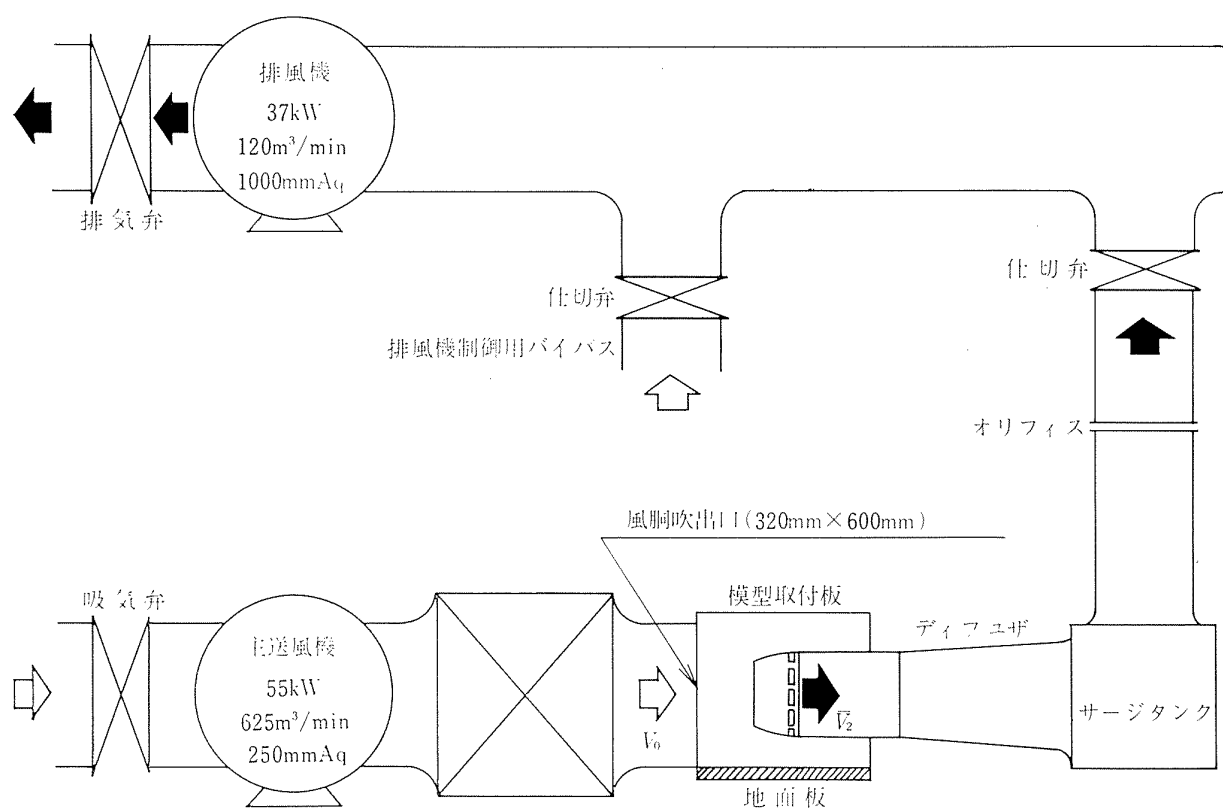


図 3 空気系統

ロントファン動翼外径と比較すれば離陸最大推力5トン級のエンジンの場合の約10%になろうと推定される。

機速0の場合は静止大気を直接吸入するので模型は縦型として吸入端を実験用建屋の床面から遠ざけ、排風機近傍に置いた。機速が若干ある場合にはナセルは横置半割型（半自由噴流試験用模型）にして低速翼列風洞<sup>1)</sup>補助吹出口に置き、十分広い水平平板上に取付けた。図3は空気系統図であり、横置模型の場合を示す。模型付置地面板については後述の通りであるが、これは縦型の場合は幅900×長2100、横置の場合は幅400×長720で垂直に置かれる。

## 2.2 模型

模型形状の選定に際してはポッド型空気取入口を対象とした。本実験計画段階では実用のフロントファン用空気取入口ナセル形状詳細に関する定量的データを入手できなかったから、やむを得ず主として1950年代に発表されたNACAのナセルに関する研究報告<sup>2)~8)</sup>にあらわれた壁面曲線を部分的に（カウル前縁付近ではNACA 1-series カウリングの $x$ 座標のみを $\sqrt{3}$ 倍に拡大した曲線を、またナセル前縁からスロ

ート部までの内壁面ではNACA 1-50-200型 nose inlet 曲線の $y$ 座標のみを1.024倍に拡大した曲線を利用し、だ円曲線とつなぐことによって壁面曲線をつくることにした。

模型断面を図4~6に示す。本実験ではカウル最大径134mm $\phi$ 、ナセル前縁直径約105mm $\phi$ 、スロート部内径約101mm $\phi$ の模型のみを製作し、材質は工作上から主としてアルミニウム合金をもちいた。図6に縦型模型断面座標を示したが横置半割型（図5）でもナセル断面形状に変化はない。以下縦型模型の場合を例に取って述べる。

模型は下流側よりスペーサ、支持リングおよびナセルを順次積上げたものでこれら3部分は接続端面をいわゆる印籠型のはめこみにすることにより相互に心出しされている。ボスは最大外径50mm $\phi$ （ボス比0.4）で、フロントファン動翼段入口相当位置にある12枚（横置半割型では製作上の都合から3枚）の前側ストラット（断面はNACA 0010型対称翼）により支持リングに固定され、棒状となったボス後部においては下流配管に固定されている後側ストラットで支持された軸受（図4参照）に滑合して横ブレを防止されて

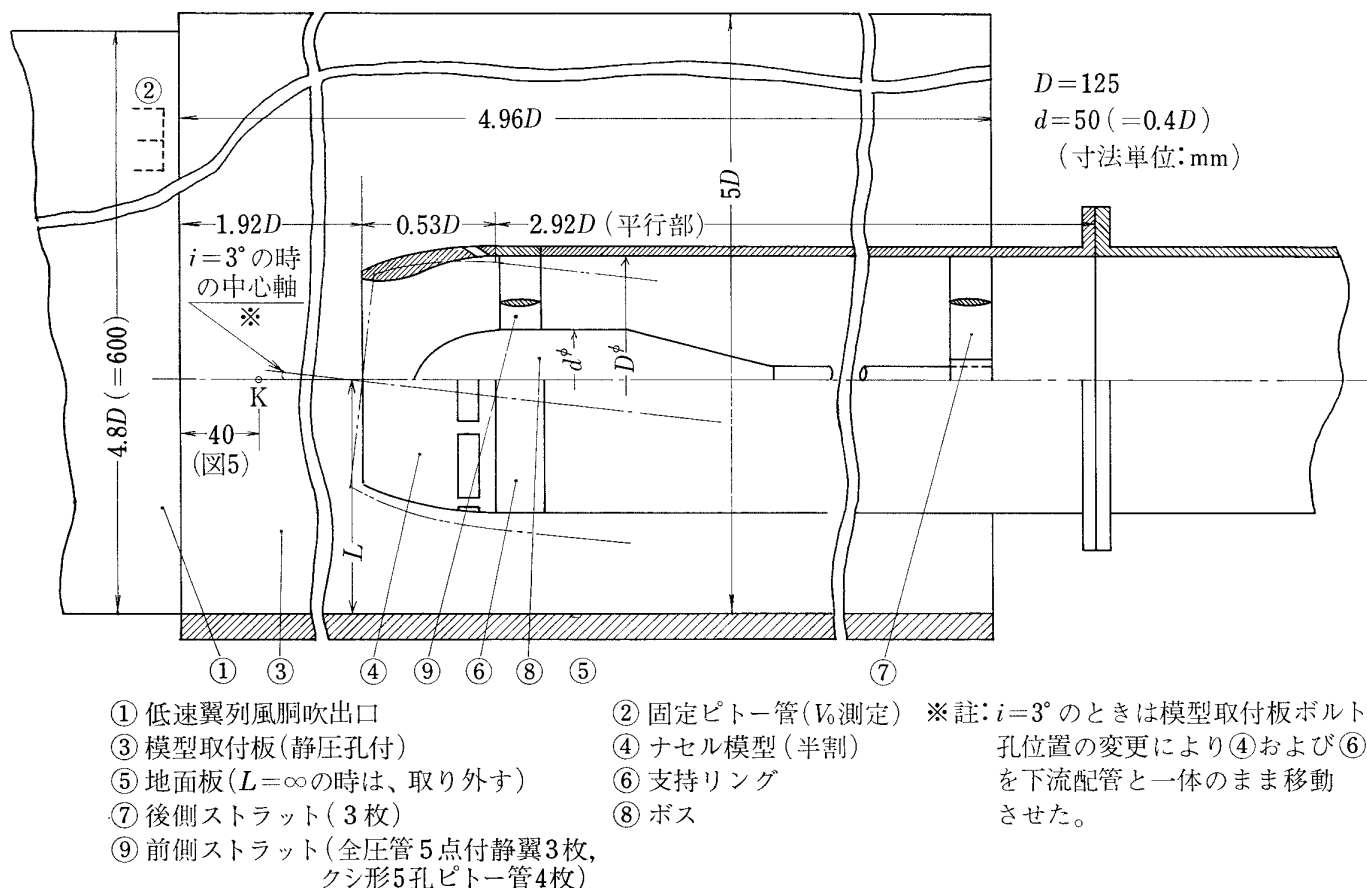


図4 横置模型配置

いる。支持リングは4個（高さ 8, 18, 18, 50 mm）のスペーサのいずれかの間にはめかえることによってボスと一体のまま軸方向に移動できる。また2枚の前側ストラットにはそれぞれスパン中央に頂角  $90^\circ$  のアローヘッド型5孔ピトー管1個とこれを中心としてスパン方向上下両側2か所ずつに全圧管を埋込み、ピトー管の先端は支持リング内壁面最上流側静圧孔と同じ水平面内にあるようにしたから、支持リングをボスとともに回転させたときディフューザ流出気流の風速測定および全圧分布測定を行なうことができる（横置半割型では回転できないので3枚の全部のストラットのほかにも多くの全圧管を設けた）。

ディフューザは図6において挿入スペーサ高さ  $S=0$ （ボスがディフューザ壁面にもっとも近接する）の状態（横置半割型では常にこの状態）において等値コーン頂角  $12^\circ$  となり、一次元等エントロピー流れの計算ではディフューザ流出気流マッハ数 0.50 のときスロート部でマッハ 0.72 となる。

補助空気口（以下スリットと称する）はフロントファン動翼段入口相当位置に近接したナセル円周上に等間隔に8個設け、その流路スロート面積の総和はナセル

主空気流入流路スロート面積の 18% とした<sup>9)</sup>。

### 3. 実験方法および範囲

実験は機速  $V_0$ 、迎角  $i$ （図4）、ファン動翼段流入平均軸流風速  $\bar{V}_2$ 、スリット開度（以下単に開度という。開度は開口スリット数を変えて変化させる。たとえば開度 5/8 のときは地面板側の3個のスリットに外側から薄い硬紙を粘着テープで固定して閉鎖した）、地面板とナセルの距離（図4の  $L$ ）、およびボス位置（図6の寸法  $S$ ）を可変パラメータとして行なった。 $\bar{V}_0 > 0$  のときは自由噴流試験としての測定精度を考慮して  $V_0$  と  $\bar{V}_2$  の組合せを選択したが、 $V_0$  が最高 55 m/s（時速約 200 km/h）に抑えられたことから  $\bar{V}_2$  が最高値（ディフューザ全圧損失の値により 110 m/s ~ 120 m/s）のときの  $\bar{V}_0$  は 55 m/s および 0 の2種類のみとした。ただし  $\bar{V}_2$  はオリフィス流量計で求めたナセル吸入重量流量  $G$  と支持リング内壁最上流側静圧孔静圧  $P_{s2}$  の平均値とから算出した値で、 $V_0 = 55$  m/s;  $\bar{V}_2 = 120$  m/s のときは風胴吹出流量の約 5% がナセル内に吸入された。

実験に先立って支持リング内ピトー管および全圧管

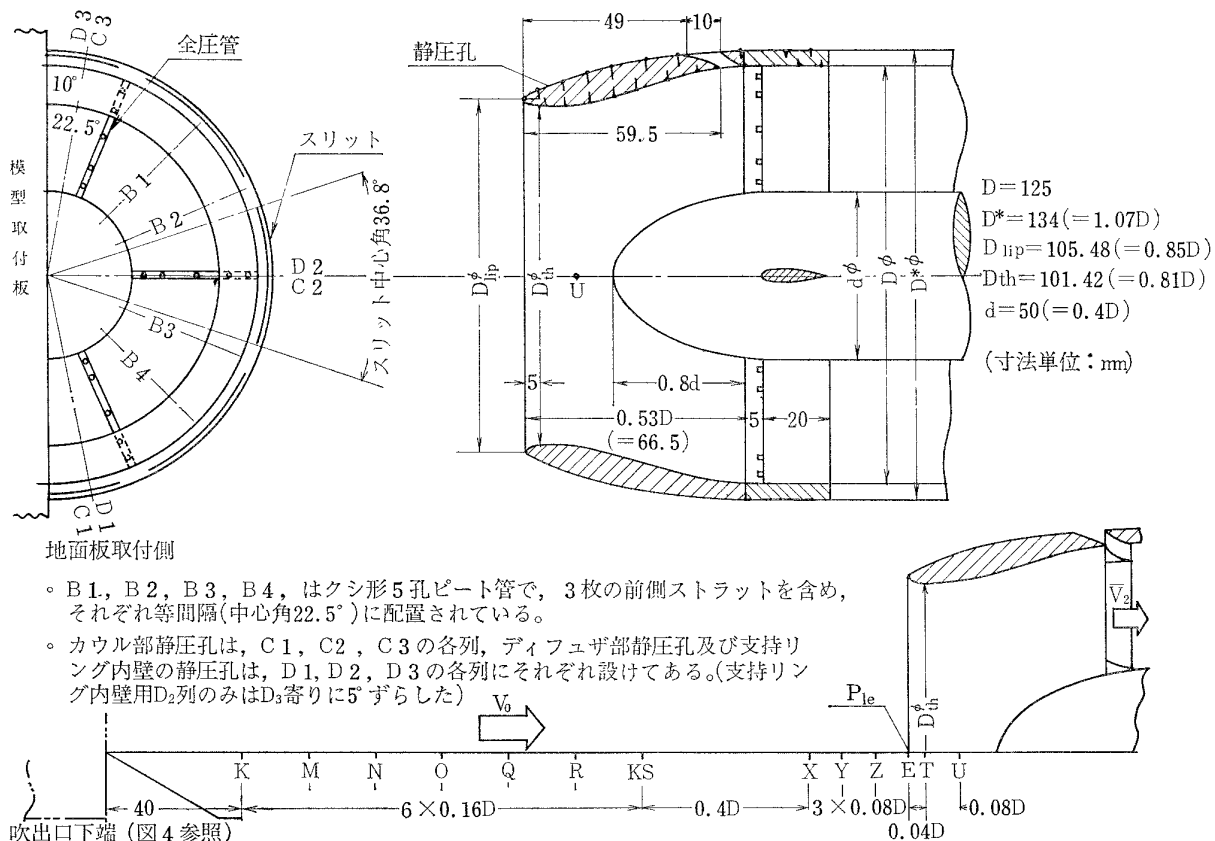
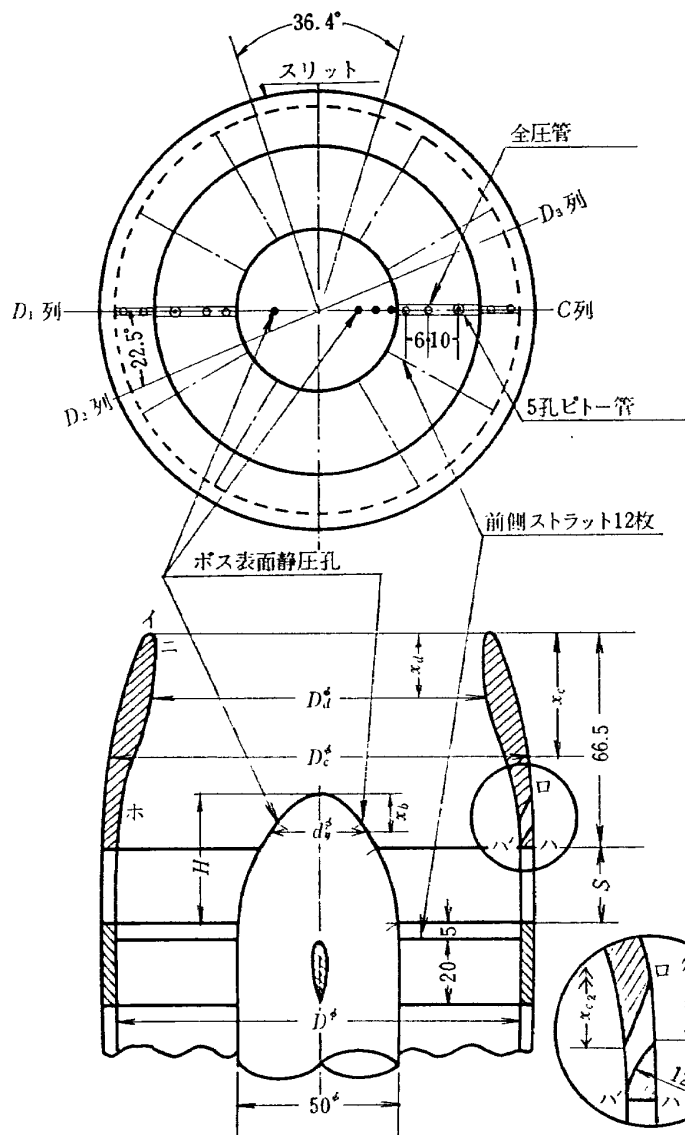


図5 横置模型ナセル



$D=125$ ;  $H$  (支持リング上端よりボス先端迄の距離) $=40$  (一定)

$S$  は挿入スペーサ高さ (可変) を示す。

△印は、静圧孔位置を示す。 ▲印は、ボスの軸対称2点に静圧孔のある、その位置を示す。

カウル部静圧孔は  $C$  列、ディフューザ部静圧孔は  $D_1$  列,  $D_2$  列,  $D_3$  列に、それぞれある。

※印の位置が、ディフューザスロート部を示す。

ナセル模型円周方向に、その中心角が  $36.4^\circ$  のスリットが8個、等間隔に開いている。

ナセル  
カウル部座標  
(イーローハ)

ナセル  
ディフューザ部座標  
(イーニーホ)

$x_c$	$D_c\phi$	$x_d$	$D_d\phi$
0.0 △	105.48	0.0 △	105.48
前縁半径 0.90 半径中心 $D_c\phi=105.48$		前縁半径 0.90 半径中心 $D_c\phi=105.48$	
0.46	107.38	0.74	103.30
0.92	108.14	1.80	102.32
1.73	109.10	2.83	101.76
2.88	110.20	3.93	101.50
4.03	111.16	※5.0 △	101.42
5.0 △	111.88	10.0	101.72
6.5	113.02	13.0 △	102.18
11.5 △	116.62	15.0	102.62
16.5	119.82	20.5 △	104.30
21.5	122.64	25.0	106.26
26.5 △	125.10	28.0 △	107.86
31.5	127.24	30.0	109.08
36.5 △	129.08	35.75 △	113.22
41.5	130.60	41.5	117.34
46.5 △	131.84	43.5 △	118.56
51.5	132.78	51.5 △	122.30
56.5	133.46	56.5 △	123.80
61.5	133.86	61.5	124.70
66.5	134.	66.5	125.

ボス座標

$x_b$	$d_v\phi$
0.0 △	0.
1.0	8.68
2.0	12.28
3.0	15.02
4.0	17.36
5.0	19.40
7.0	22.94
9.0 ▲	26.04
11.0	28.76
14.0	32.44
18.0 △	36.80
22.0	40.50
30.0 △	46.90
35.0	49.10
40.0 △	50.

補助空気口  
座標  
 $x_c$  (イーローハ) = 49  
 $x_{c1}$  = 59  
 $x_{c2}$  = 59.5

図 6 縦型ナセル断面 (寸法単位: mm)



の取付誤差の検定および目視による流線観察を行なった。前者についてはリフトジェットエンジン用空気取入口の予備実験の際と全く同一の考え方でベルマウス付整流管<sup>1)</sup>を支持リング上流側に取付けて行なったので詳細は省略する。この結果得られた取付誤差角は $2^\circ$ 以内であった。ただし横型模型については準備の都合上から行っていないが、模型製作設備および製作担当者は縦型の場合と同一なので縦型模型(二つ割りにして製作した)にくらべて特に大きな誤差は存在しないと考えている。後者については得られた記録例を図7に示した。図7(a)は縦型、図7(b)および(c)は横型の場合( $i=0^\circ$ , 開度 0/8)の例である。図7(a)では④部分は一種の死水域となっているようで流線は明確にとらえられなかったが、実機では地上異物吸込の原因となる渦流(たつまき)がこの部分で生ずる恐れがある。また図7(b)と(c)を比較すると $V_0 > \bar{V}_2$ の場合は流線はナセル上流で拡散し、 $V_0 < \bar{V}_2$ では縮流を起していることが認められる(図18参照)。後述の全圧損失測定結果からみると $V_0 > \bar{V}_2$ ではディフューザ全圧損失はきわめて小さく、 $V_0 < \bar{V}_2$ では $V_0/\bar{V}_2$ が小さいほど全圧損失は増加している。図7(b)と(c)を描かせるため模型取付板上に滴下した速乾塗料としては市販マジックインク補充液をテレピン油で薄めたものをもちいた。

本実験における試験レイノルズ数は、支持リング内径を代表長とすれば縦型模型試験で $\bar{V}_2=115\text{m/s}$ (開度 0)のとき約 $7 \times 10^5$ となる。

試験レイノルズ数は $10^6$ に及ばない小さな値になったが、測定全圧損失値を無次元化した $\bar{\zeta}$ (後述)の値の変化を調べて見ると地面板なしの場合に

- i) 縦型模型試験( $V_0=0$ )では各開度を通じて $\bar{V}_2=110\text{m/s}$ と $40\text{m/s}$ での $\bar{\zeta}$ の値の比はいずれも0.8程度にとどまったこと。
- ii) 横型模型試験( $V_0>0$ )では後述の通りに図13において $\bar{\zeta}$ の値は $V_0/\bar{V}_2$ と開度の関数として各開度別に割合よく一本の相関曲線に乗ること。

などから、設計改善効果を見出すための予備実験としては一応その目的は達成されている。

#### 4. 実験結果とその検討

本実験では全圧損失 $\Delta P_2$ は吸入前の全圧 $P_0$ (縦型模型試験では大気圧 $P_a$ に等しい)と前側ストラット埋込全圧管における指示全圧 $P_2$ との差とし、吸入気流の偏角による全圧の補正は流路全面にわたって行なうことはできないのでとり入れていない。全圧損失係数 $\bar{\zeta}$ は $\Delta P_2$ を前側ストラットにおける $\bar{q}_2$ ( $P_0 - \Delta P_2$ と前出 $P_{02}$ の平均値との差)で除した値とした。 $\Delta P_2$ ,  $P_2$ ,  $\bar{\zeta}$ はそれぞれ面積平均値を示す。

吸入重量流量 $G$ は以下の図中では無次元化して $G/G_d$ として表示してあるが、この $G_d$ は縦型模型試験の主目標点、すなわち $L=\infty$ (地面板なし)、開度 0, ボス位置 $S=0$ ,  $\bar{V}_2=115\text{m/s}$ における実験値外挿推定流量(図8参照)で $G_d=1.05\text{kg/s}$ であり、こ

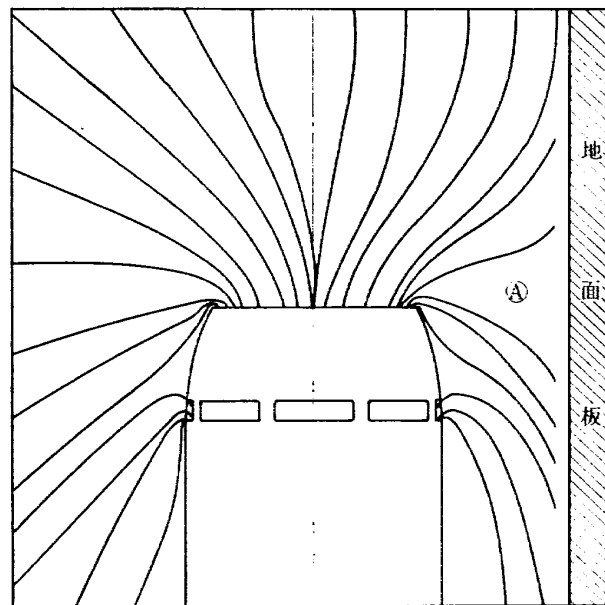


図7(a) ナセル外側流例  
[ $V_0=0$ ,  $\bar{V}_2=40\text{m/s}$ ,  $L/D=1.1$ , 開度 8/8]

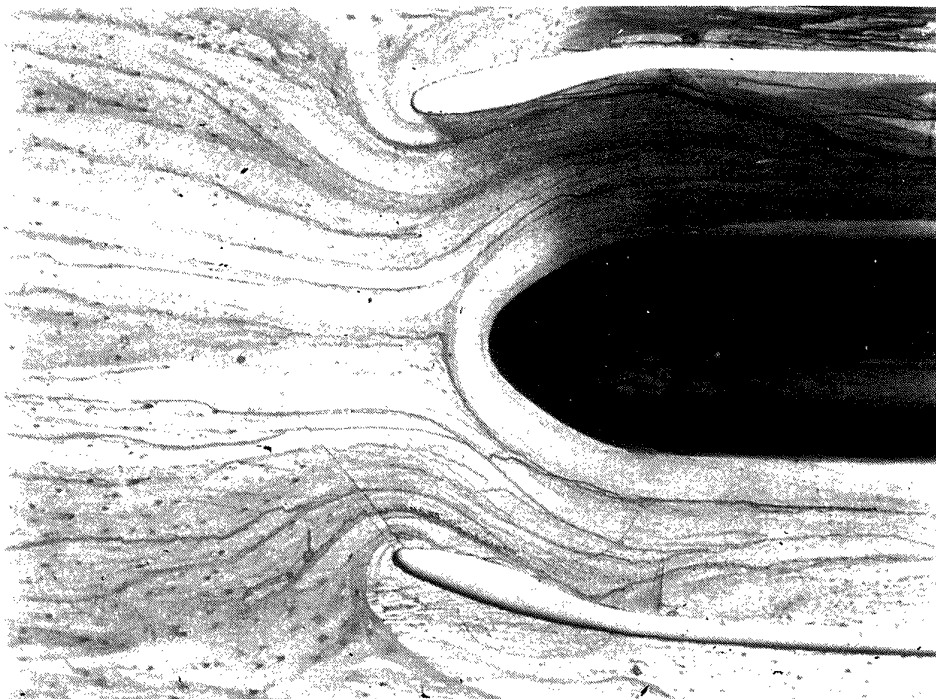


図 7 (b) 速乾塗料流線例 (その 1)  
[ $V_0=10$  m/s,  $\bar{V}_2=20$  m/s,  $L=\infty$ ]

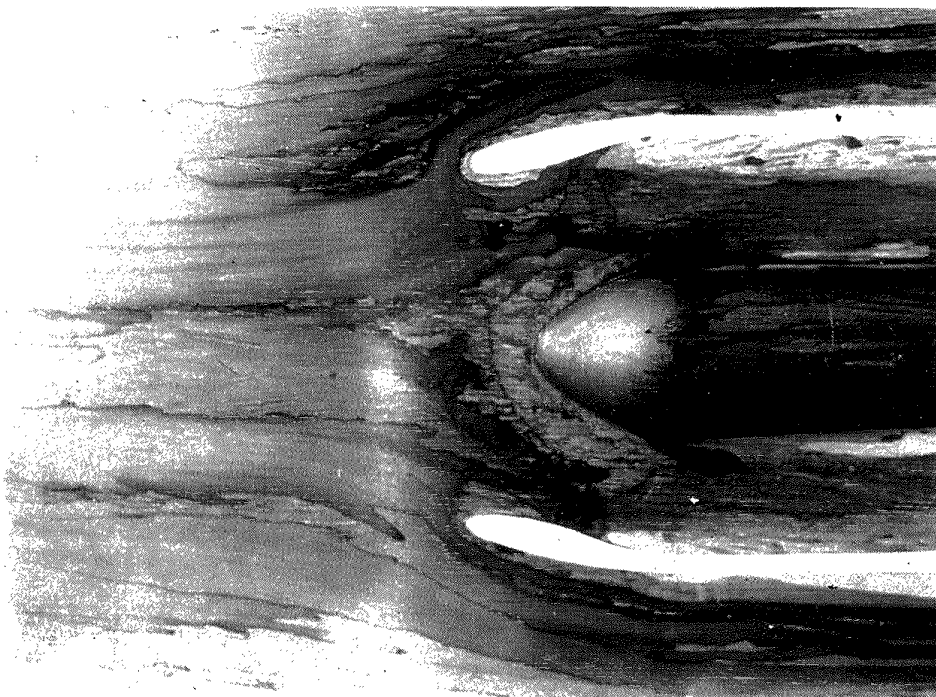


図 7 (c) 速乾塗料流線例 (その 2)  
[ $V_0=40$  m/s,  $\bar{V}_2=20$  m/s,  $L=\infty$ ]

のときのナセルスロート単位面積当り流量は約  $130 \text{ kg/sec/m}^2$  となっている。

なお横型模型では軸対称のホワールは存在しないので前側ストラット直前における風向の測定は一切行わず、また地面板（縦型模型では図 6 の  $D_1$  列および  $C$  列静圧孔を含む平面に直角に置かれ、横型模型では図 5 の模型取付板に直角に置かれる）の静圧孔は省略した。

#### 4.1 機速 0（縦型模型）の場合

図 8 に開度を変えた場合の  $V_2$  と  $\Delta P_2$  および  $G$  との関係を示す。地面板位置  $L$  が変わってもほとんど影響なく地面近接効果は小さい。開度の増加に対し  $\Delta P_2$  は  $V_2$  が大きい場合ほど大きく減少し、全開時の  $\Delta P_2$  は全閉時のときの約 0.6 倍になっている。 $V_2=110 \text{ m/s}$  において  $G$  は全閉時の約 1.1 倍になっているが、 $V_2>90 \text{ m/s}$  では  $G$  はもともと飽和気味でベルマウス付整流管<sup>1)</sup> 取付時（ピトー管検定時に測定した支持リング通過流量は  $V_2$  の変化に対し直線的に増加した）にくらべれば全閉時に約 80% だったものが全開時には 90% になったに過ぎない。

図 9 には前側ストラット（フロントファン動翼段相当位置）直前における全圧損失の分布を  $\zeta$  の各値ごとの等高線状分布で示した。地面板は紙面の都合からナセルとの距離を実際の比例寸法より短くして示してある。ディフューザ出口ではかなりの剪断流が存在しており、流路外径に近づくほど  $\zeta$  が大きくなって内壁面に近い部分の  $\zeta$  の 15 倍以上の値が示されている。スリット開度が増すとスリット流入気流による運動エネルギーの補給により改善されるが、スリット間に隔壁があるためおよび地面の干渉のため分布をあらわす“等高線”は同心円からはずれたひずみを持つので、ファンの翼振動対策上からは一応留意を要する。 $S/D$  の値のみが異なるケース（全閉）も示しておいたが  $S/D$  が大きくなり支持リング上流の円筒壁面が長くなると  $\Delta P_2$  が僅かに減少している。 $\Delta P_2$  の増減と  $\zeta$  の増減が必ずしも相伴わないのは  $\bar{q}_2$  の変化の影響である。

図 10 には前側ストラットスパン中央に埋込んだ 5 孔ピトー管による円周方向偏角  $\alpha$  の測定例を示す。この 5 孔ピトー管では半径方向偏角も測定してみたが前述の剪断流の存在により信頼できる結果が得られなかったので省略した。しかし円周方向については前述の  $\zeta$  分布を見ても極端な風速の変化は考えられないので測定例をあげてみた。開度 0 では地面板側半円周内で  $-47.5^\circ \leq \theta \leq 47.5^\circ$  の範囲に地面の存在の影

響と見られる多少の変動が見られるほかは割合一定値に近い偏角 ( $\alpha>0$  は右ねじ方向のホワールを示す) が得られたが、全開時には測定値は  $\pm 10^\circ$  の間に変化して  $\zeta$  分布の同心円状からのひずみの影響があらわれている。

図 11 には壁面静圧分布を示した。ディフューザによる静圧上昇もスロート上流（イーニ間）の静圧降下（図 19 参照）も見られず、吸入流のはくりを示している。ナセル前縁における負圧はほぼ同じ  $V_2$  のときでもスリット全閉より全開時の方が回復してきており、スリット開度が大きくなればナセル前面からの吸入流速は減少しているものと思われる。地面板との距離  $L$  の変化の影響はほとんど認められない。なお地面板表面の静圧を測定した結果は大気圧からの変化が測定誤差範囲内であったので省略した。

#### 4.2 機速が若干ある（横型模型）場合

図 12 に  $G$ （図 8 と比較の便のため実測値の 2 倍の値を取っている）と  $V_2$  の相関を示した。 $V_0$  および開度にはほとんど無関係によく一本の曲線に乗るが、 $V_2=120 \text{ m/s}$  では開度の影響がやや強くあらわれている。この図は支持リング内壁最上流側静圧孔指示値  $P_{s2}$  が  $V_2$  が定められるとほとんど一定してしまうことを意味する。なお図中の  $\times$  印は図 8 のデータを引用して打点したものである。 $V_2$  が一定で  $V_0$  が 0 から増加してゆくときの  $G$  の変化例については図 15 を参照されたい。

図 13 では  $\bar{\zeta}$  と  $V_0/V_2$  の相関をプロットしてみた。 $V_0=0$  では  $V_2=37 \text{ m/s}$  での  $\bar{\zeta}$  は縦型模型試験の場合 ( $V_2=41 \text{ m/s}$  で  $\bar{\zeta} \div 1.3$ ) とかなりよい一致を示すが、 $V_2=90 \text{ m/s}$  では縦型試験の場合の約 1.4 倍の  $\bar{\zeta}$  の値が得られた。これは前出  $P_{s2}$  の平均値で約 2% の差があつて  $P_{s2}$  よりオーダーが 1 桁小さかった  $\bar{q}_2$  の値にかなり影響していること、および  $P_2$  が約 0.2% 低めになったことによる。 $V_0>0$  では測定値は開度ごとに割合よく一本の曲線に乗り、 $V_0 \geq V_2$  では開度による差があまり出ない傾向が見られる。

$V_0/V_2>1.5$  では平均曲線を破線に切換えて書いてあるが、その理由は図 17 (b) に示す通りナセル内部流動のパターンに変化が生じているためである。

$V_0/V_2 \geq 1$  での  $\bar{\zeta}$  の値は  $V_0/V_2<1$  における値にくらべてはるかに小さく、かつ  $V_0/V_2$  の変化に対してほとんど飽和している。

図 14 は同じ全圧損失  $\Delta P_2$  の測定結果から全圧回復率の  $V_0/V_2$  に対する変化を見たものである。図 13 から予想される通り一定の  $V_2$  では開度が大きいほ

どまた  $V_0$  が大きくなるほど全圧回復率は向上し、 $\bar{V}_2=37\text{ m/s}$  の結果では  $V_0 \geq \bar{V}_2$  の範囲で開度の影響はほとんど消滅して全圧回復率はいずれも 99% を越えている。 $\bar{V}_2=90\text{ m/s}$  でも  $V_0/\bar{V}_2$  の値が 0 から 1 に近づくにつれて各開度における全圧回復率は  $\bar{V}_2=37\text{ m/s}$  のときの値に近づいている。図 7 で見られたようなナセル上流における流線（ナセル前縁への流入方向）の変化の影響が強くあらわれていると考えれば、 $V_0 \geq \bar{V}_2$  では圧縮性の悪影響が出ない限り  $\bar{V}_2$  が  $90\text{ m/s}$  よりさらに大きくなっても全圧回復率は開度に関係なく常に 100% 近くになると期待される。

図 15 では  $\bar{V}_2$  が一定のときの  $\Delta P_2$  と  $V_0$  との相関を見た。ラム圧  $P_{R0}$  および  $G$  (図 12 と同じ) の値を参考のため併記した。 $V_0$  が増加して  $G$  の値は飽和してしまっても  $\Delta P_2$  はなお低下し、ラム圧  $P_{R0}$  の増加分を上まわる減少ぶりを示す。

図 16 は  $V_0=55\text{ m/s}$  のときの  $\Delta P_2$  と  $\bar{V}_2$  の相関を示している。 $G$  (図 12 に同じ) および取付板表面静圧  $P_{te}$  (図 18 参照) の値を参考のため併記した。 $\Delta P_2$  の  $\bar{V}_2$  に対する変化はいわゆる管内流動摩擦損失を連想させるものがあり、図 8 に対する流れとは相当異なったナセル内部流動を予想させるに十分である。

$V_0/\bar{V}_2 > 1$  ( $\bar{V}_2 < 40\text{ m/s}$ ) では  $P_{te} > P_a$  となってラム効果があらわれている。

$G/G_a$  曲線は図 8 における実測流曲線とベルマウス付整流管取付時  $G/G_a$  曲線との中間に位している。

図 17 では図 9 と同一手法でディフューザ流出気流の全圧損失分布を示した。 $i=0^\circ$  と  $3^\circ$  では  $\Delta P_2$  の差はそれほど大きなものではない。 $V_0/\bar{V}_2$  が小さいときにはスリット開度が増すと流路外壁側にスリット開口部特有の等高線のひずみがあらわれる【図 17 (a)】。

図 17 (b) では  $\bar{V}_2=20\text{ m/s}$  ( $L=\infty$ ) の  $\zeta$  分布をまとめた。図 13 で  $V_0/\bar{V}_2 > 1.5$  の範囲ではデータはすべて  $\bar{V}_2=20\text{ m/s}$ , 開度 0 (その他の開度ではスリットから逆流出している恐れがあるのでプロットしていない) のときに得られているが、本図の  $V_0=55\text{ m/s}$  および  $40\text{ m/s}$  の場合がこれに相当する。この場合の  $\zeta$  分布の特徴は“等高線”が取付板に平行になっている部分を持つことで、図 16 の  $P_{te}$  の値 ( $V_0=55\text{ m/s}$  の場合) を見てもナセル入口ですでに取付板表面静圧が大気圧より上昇している所から、ある程度発達した取付板上の境界層がもともと境界層の発達しやすいボスと取付板の接合部およびディフューザ部と取付板の接合部に流れ込み、ナセル内部で取付板上全面にわたり

$\zeta$  の比較的大きい流域を形成したものと思われる。 $\Delta P_2$  の値としては流路測定範囲全面にわたる面積平均値よりも軸対称流範囲のみの面積平均値の方が信頼性がより高いと考えて後者を採用した。

図 17 (b) は半割模型実験における軸対称ディフューザ内部流実現のために取付板上境界層の制御が必要となる  $V_0/\bar{V}_2$  の臨界値がどこにあるかを示す一例とも見られるが、観点を変えれば胴体側面型亜音速空気取入口の問題点を再現したものとも解釈できよう。

図 18 には取付板表面静圧分布を示した。静圧孔はすべて模型中心軸上にある (図 5 参照)。 $V_0/\bar{V}_2$  の変化に伴ってナセル上流で静圧分布が変化するが、ナセル前縁と同じ垂直面内にある  $E$  点より  $0.8D$  上流の  $R$  点から上流側にはほとんど影響が及ばない。 $V_0/\bar{V}_2 > 1.08$  では取付板上静圧勾配は正、 $V_0/\bar{V}_2 < 1.08$  では概して負となっている。 $E$  点の静圧  $P_{te}$  と開度の関係に注目すれば  $\bar{V}_2=37\text{ m/s}$  (実線) の場合以外は同じ  $\bar{V}_2$  でも開度が小さいほど  $P_{te}$  の負圧の程度が大きい。開度が大きくなるほどナセル正面からの流入量が減少しスリットからの流入量が増加していることを示すものと思われる。

図 19 はディフューザ壁面静圧分布測定例である。 $V_0=0$  の場合【図 11 (b)】にくらべてディフューザはより有効に作動しており静圧上昇が認められるが、全般に  $\bar{V}_2$  が大きいほど負圧の程度はやはり大きい。ナセルスロートは壁面上の「 $\equiv$ 」点に相当する。 $D_2$  列の静圧が他の 2 列の静圧と一致しないのは取付板の干渉によるものと思われる。 $i=0^\circ$  と  $3^\circ$  で静圧値をくくるとどの列でも支持リング静圧の変化は小さい。

図 20 にはナセル内外表面の静圧分布を同時に記入した。ただし  $\bar{V}_2=37\text{ m/s}$  (一定) とした。

まずカウル部静圧分布に注目すると、開度に関係なく  $V_0/\bar{V}_2 > 1$  ではナセル前縁における静圧勾配は負であるが  $V_0/\bar{V}_2 < 1$  では正である。これは図 7 の流線観察結果を裏付ける。次に図 20 (a) で  $C_2$  列の静圧分布を見ると  $i=0^\circ$ ,  $V_0/\bar{V}_2=1.49$  (巡航状態に一番近い試験速度比) で最大負圧点における圧力係数は  $-0.23$  となり、プラントル・グラワートの相似法則からカウルまわりの流れが遷音速領域にはいる限界マッハ数は  $0.81$  程度と推定される。

同じく  $i=0^\circ$ ,  $V_0/\bar{V}_2=1.49$  で開度 0/8 【図 20 (a)】と開度 8/8 【図 20 (b)】をくくるとスリット近傍でカウル部静圧分布が大きく変化している。スリット直前上流のカウル静圧はスリット開によって図 20 (b)

のスリット直後下流のディフューザ部静圧に近づきスリット直後下流ではカウル静圧が低下するため、ゆるやかに変化するカウル部静圧分布曲線はスリット近傍でも見られなくなる。

本図を見ると  $V_0$  の変化により生ずる静圧の変化は前縁付近を除いてはディフューザ部よりカウル部の方が少ない。 $V_0=55\text{ m/s}$  ( $>\bar{V}_2$ ) のときは全般的にカウル部は負圧面でディフューザ部は正圧面となるが、 $V_0=20\text{ m/s}$  ( $<\bar{V}_2$ ) のときは全般的にカウル部はほぼ大気圧であるのに対しディフューザ部は負圧面である。フロントファン動翼段入口静圧に相当する最上流部の  $p_s$  の値はこの間に大気圧の 101% 程度の値から 99~98% 程度の値に移る。

なお図 20 (b) の場合は  $V_0=55\text{ m/s}$  において図 17 のような分布曲線を描いてみると流路外壁側にスリット開口部特有の等高線のひずみが見られたので、スリットから逆流出している恐れはない。

## 5. ま と め

動翼段入口近くに補助空気取入口を設けたフロントファン空気取入口の小型模型を試作して低速予備実験を行ない、内部流動をしらべて以下の結果を得た。

1. 補助空気口を開くと吸入気流平均全圧損失は減少した。ファン動翼段入口平均軸流速度  $\bar{V}_2=110\text{ m/s}$  で機速 0 のとき平均全圧損失は補助空気口全開により全閉時の約 60% に減少し、吸入空気重量は約 10% 増加した。このとき全圧損失は流路外径側に集中し、ファン動翼段入口での平径方向流速分布は剪断流となった。
2. 補助空気口の開度および  $\bar{V}_2$  が一定ならば、吸入気流平均全圧損失は機速  $V_0$  が大きいほど小さくなった。 $V_0\geq\bar{V}_2$  では開度に関係なく平均全圧損失はきわめて小さく、全圧回復率 99% 以上を得た。
3. 機速 200 km/h 乃至 70 km/h のときの吸込重量流量は  $\bar{V}_2<120\text{ m/s}$  の実験範囲で  $\bar{V}_2$  の値によりほとんど一定し補助空気口の開度に関係しなかった。このとき模型中心軸線上では前縁より約  $0.8D$  上流まで模型への流入気流の静圧が変動し、 $V_0/\bar{V}_2=1.08$  を境界としてそれ以上の  $V_0/\bar{V}_2$  では静圧上昇、それ以下の  $V_0/\bar{V}_2$  では静圧降下が認められた。模型前縁における外表面静圧勾配は  $V_0/\bar{V}_2=1.49$  では負、同じく  $0.54$  では正となった。
4. 模型内表面静圧は  $\bar{V}_2$  が大きくなるほど全般的

に負圧の程度が増した。ただし  $\bar{V}_2=37\text{ m/s}$  において  $\bar{V}_2$  一定のまま  $V_0$  を変化させたときファン動翼段入口静圧は  $V_0=55\text{ m/s}$  ( $V_0/\bar{V}_2=1.49$ ) のとき大気圧以上の正圧、 $V_0=20\text{ m/s}$  ( $V_0/\bar{V}_2=0.54$ ) のとき負圧となった。

5. 模型を地面板に対し  $3^\circ$  頭上げになるようにして同様の実験を繰返したが、 $V_0\geq 20\text{ m/s}$  の試験範囲内では表面静圧も吸入気流平均全圧損失も大きな差は示さなかった。

本実験は理想化した小型模型による限定された試験範囲内での予備実験に留まったが、従来ほとんど公表されていなかったフロントファン空気取入口の内部流動についてある程度の資料が得られ、補助空気口の影響のみならず内部流動全般についての実験的手がかりを掴むことができた。機速 0 における全圧回復率の向上や地上異物吸込防止に対する考慮、また主翼による飛行中の吹上げに対する考慮など模型形状選定について検討すべき余地はまだかなり残されているが別の機会にゆずりたい。本報告の一部でも将来の開発試験に役立つことがあれば幸である。

以上で本実験の報告を終わるに際し、終始適切なご助言を頂いた慶応義塾大学工学部安藤常世助教授、同学増田惣平氏、また当所の松本部長、鳥崎室長に深く感謝致します。なお本実験の実施に際しては慶応義塾大学工学部学生 福原三四朗、常世田哲郎、長谷川 聡、山口 計の諸君ならびに当所原動機部空気源担当各位をはじめとする同部内研究員諸氏の一方ならぬご協力を頂いた。末尾ながらここに記して心から謝意を表します。

## 文 献

- 1) 近藤 博・増田惣平; ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I), 航技研資料 TM-59 (昭和 40)
- 2) J.V. Becker; Wind-Tunnel Investigation of Air Inlets and Outlet Openings on a Streamline Body, NACA Report 1038 (1940)
- 3) M.R. Nichols & A.L. Keith; Investigation of a Systematic Group of NACA 1-series Cowlings with and without Shimmers, NACA Report 950 (1948)
- 4) R.W. Baswinkle; A Method for Calculating Flow Field of Cowlings with known Surface Pressure Distribution, NACA RM L 8 I 17 (1948)
- 5) E.A. Fradenburgh & De Marquis D. Wyatt;

- Theoretical Performance Characteristics of Sharp-Lip Inlets at Subsonic Speeds, NACA Report 1193 (1953)
- 6) R.E. Pendley & others; An Experimental Study of Five Annular Air Inlet Configurations at Subsonic & Transonic Speeds, NACA RM L 53 F 18 a (1953)
- 7) C.R. Bryan & F.F. Fleming; Some Internal-Flow Characteristics of Several Axisymmetrical NACA 1-series Nose Air Inlets at Zero Flight Speed, NACA RM L 54 E 19 a (1954)
- 8) R. Sckerrer & W.E. Anderson; Preliminary Investigation of a Family of Diffusers designed for Near Sonic Inlet Velocities, NACA TN 3668 (1956)
- 9) W.S. Viall; Aerodynamic Consideration for Engine Inlet Design for Subsonic High-Bypass Fan Engine, SAE Paper 660733 (1966)
- 10) G.H. Pederson & J.C. Smith; Candidate Turbofan Engines for Subsonic Aircraft of the 1970's, SAE Paper 660322 (1966)
- 11) G.T. Frazier; Aerodynamic Considerations for Engine Exhaust Design for Subsonic High-Bypass Fan Engines, SAE Paper 660734 (1966)
- 12) J.D. Thomson; Thrust Reverser Effectiveness on High-Bypass-Ratio Fan Powerplant Installation, SAE Paper 660736 (1966)
- 13) 窪田滋夫; 翼列前後縁付近の流れについて, 日本機械学会論文集, 第 21 巻 105 号 (No. 3), p. 335 (昭和 30)
- 14) 山名正夫, 中口 博; 飛行機設計論, 養賢堂 (1968)
- 15) D.E. Glenn; Ingestion of Debris into Intakes by Vortex Action, ARC No. 1114 (1970)

## 記 号

$a_2$ ; 前側ストラット前縁での流路断面積 ( $0.21 \pi D^2$ )	約 $0.01 \text{ m}^2$
$D$ ; 前側ストラット前縁におけるリング内径 (ナセル最大内径)	$125 \text{ mm} \phi$
$D_{lip}$ ; ナセル入口先端部直径	$105.48 \text{ mm} \phi$
$D_{th}$ ; ナセル内側スロート部直径	$101.42 \text{ mm} \phi$
$d$ ; ボス直径	$50 \text{ mm} \phi$
$G$ ; 吸込流量 (重量) (半割型模型では実測値の 2 倍)	(kg/s)
$G_d$ ; 実験点 ( $V_0=0$ , $V_2=115 \text{ m/s}$ , 開度 0) における吸込流量	$1.05 \text{ kg/s}$
$g$ ; 重力加速度	$9.8 \text{ m/s}^2$
$L$ ; ナセル模型中心軸から地面板までの距離	(mm)
$P_0$ ; ナセル流入気流の吸入前全圧	(mmHg または mmAq) (abs.)
$\Delta P_2$ ; 全圧損失 ( $=P_0-P_2$ )	( " )
$\Delta \bar{P}_2$ ; 平均全圧損失 ( $=\Sigma(\Delta P_2 \cdot \Delta a_2)/a_2$ )	( " )
$P_R$ ; ラム圧 ( $=P_0-P_a$ )	( " )
$\bar{P}_2$ ; 前側ストラット前縁における平均全圧 ( $=P_0-\Delta \bar{P}_2$ )	( " ) (abs.)
$P_l$ ; 模型取付板上での局所壁面静圧	( " ) ( " )
$P_{le}$ ; 模型取付板上 $E$ 点 (ナセル入口先端と同一垂直面内) の壁面静圧	( " ) ( " )
$P_d$ ; ナセルディフューザ部の局所壁面静圧	( " ) ( " )
$P_c$ ; ナセルカウル部の局所壁面静圧	( " ) ( " )
$P_s$ ; 支持リング内側の局所壁面静圧	( " ) ( " )
$q$ ; 全圧と静圧の差	( " )
$\bar{q}$ ; $q$ の面積平均値	( " )
$S$ ; 縦型模型用スペーサ高さ	(mm)
$V$ ; 流速	(m/s)
$\zeta$ ; 全圧損失係数 (注. 参照)	
$\bar{\zeta}$ ; 平均全圧損失係数 (注. 参照)	
$i$ ; 迎角	(度)

添字 0; 吸入前の状態 (自由流状態)

2; 前側ストラット前縁における状態

$a$ ; 大気状態

(流入気流偏角については図 10 参照)

注) 平均軸流吸込風速  $\bar{V}_2$ ,  $\bar{q}_2$ , 全圧損失係数  $\zeta$ , および平均全圧損失係数  $\bar{\zeta}$  は次式による。ただし,  $\gamma_2(\text{kg/m}^3)$  は  $p_{s2}$  から算出した前側ストラット前縁における空気比重量。

$$\bar{V}_2 = \frac{1}{a_2} \cdot \frac{G}{\gamma_2}$$

$$\zeta = \frac{\Delta P_2}{\bar{q}_2}$$

$$\bar{q}_2 = \frac{\Sigma P_2 \cdot \Delta a_2}{a_2} - p_{s2}$$

$$\bar{\zeta} = \frac{\Sigma \zeta \cdot \Delta a_2}{a_2}$$

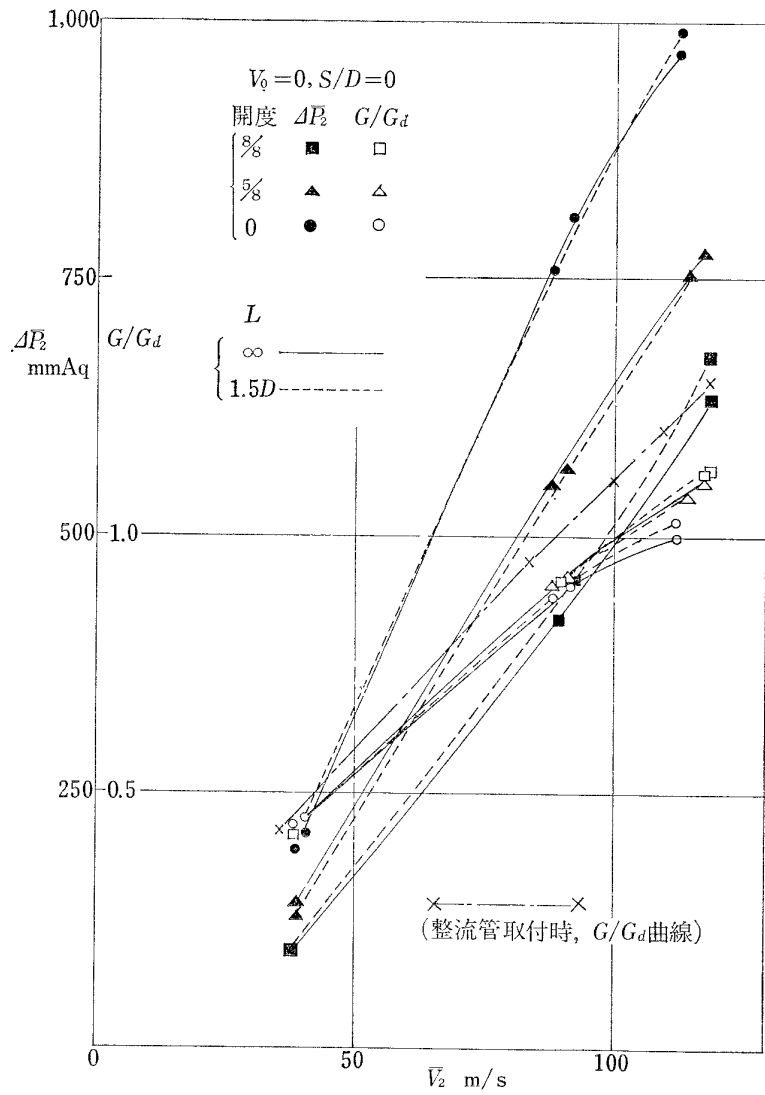


図 8  $\Delta P_2, G/G_d \sim \bar{V}_2$  ( $V_0=0$ )



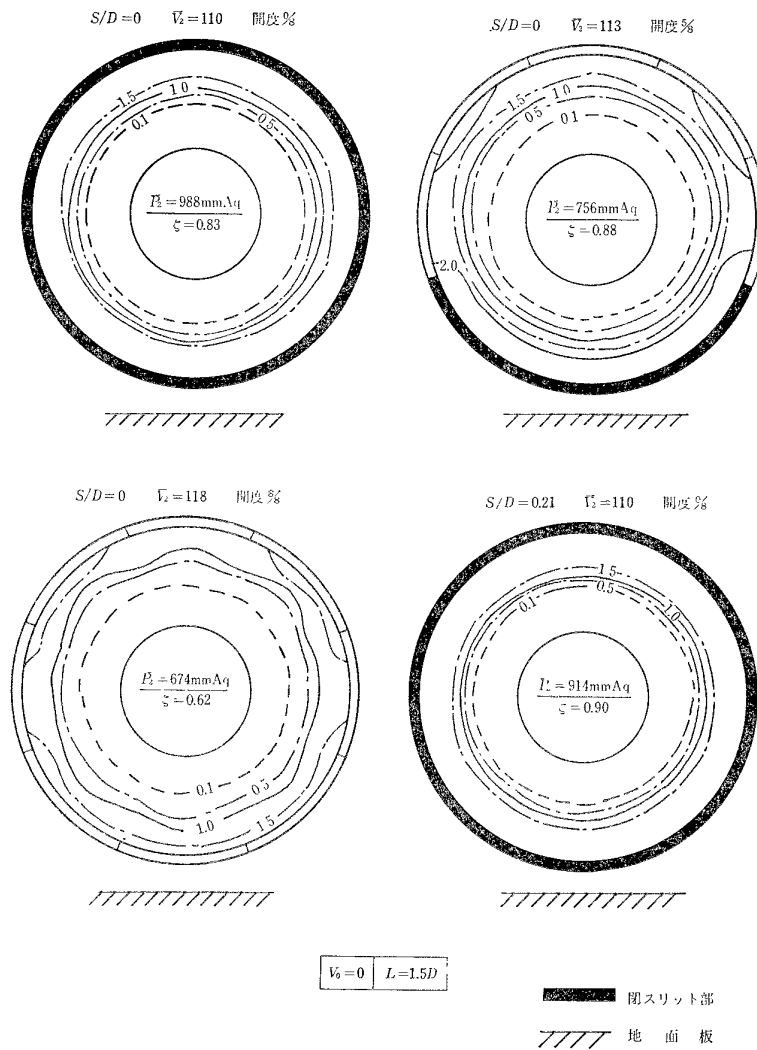
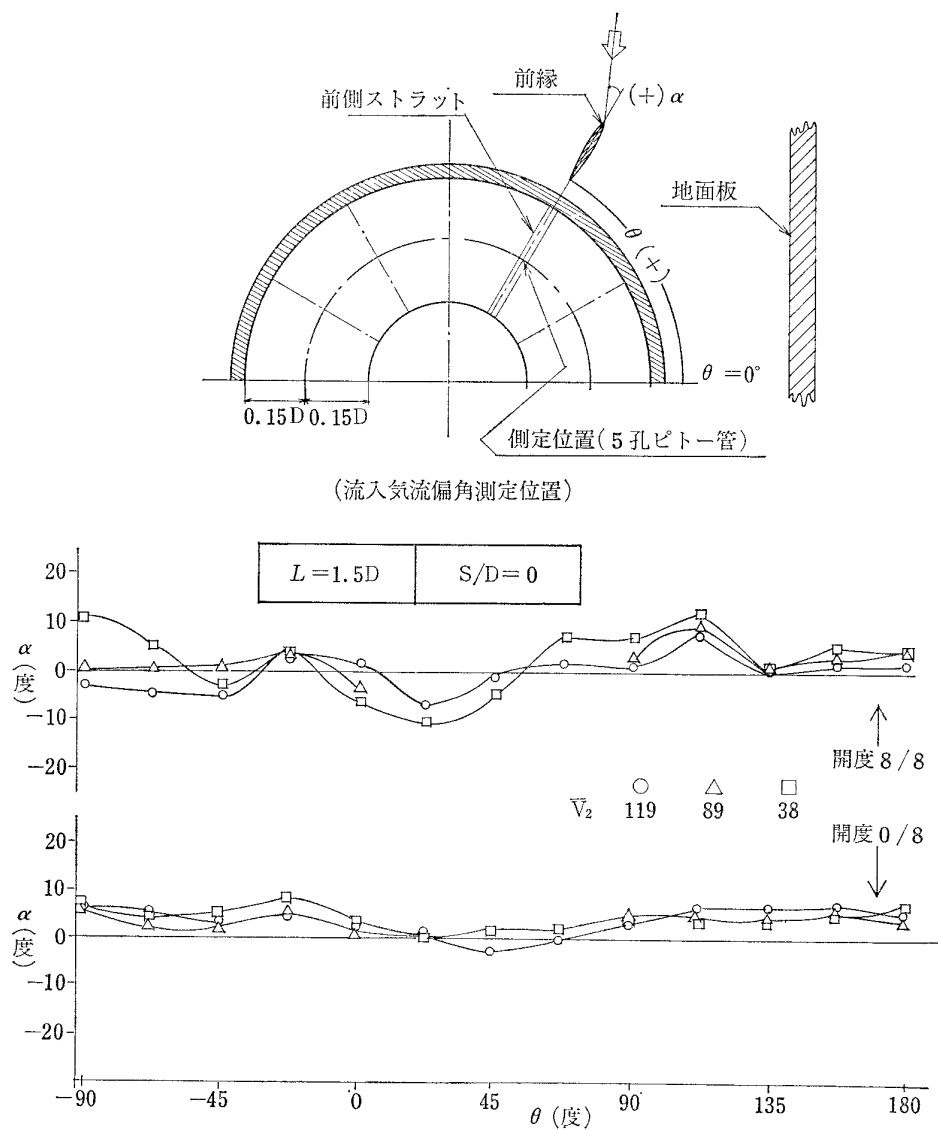


図 9  $\zeta$  分布 (その 1)

図 10 流入気流偏角測定例 ( $V_0=0$ )

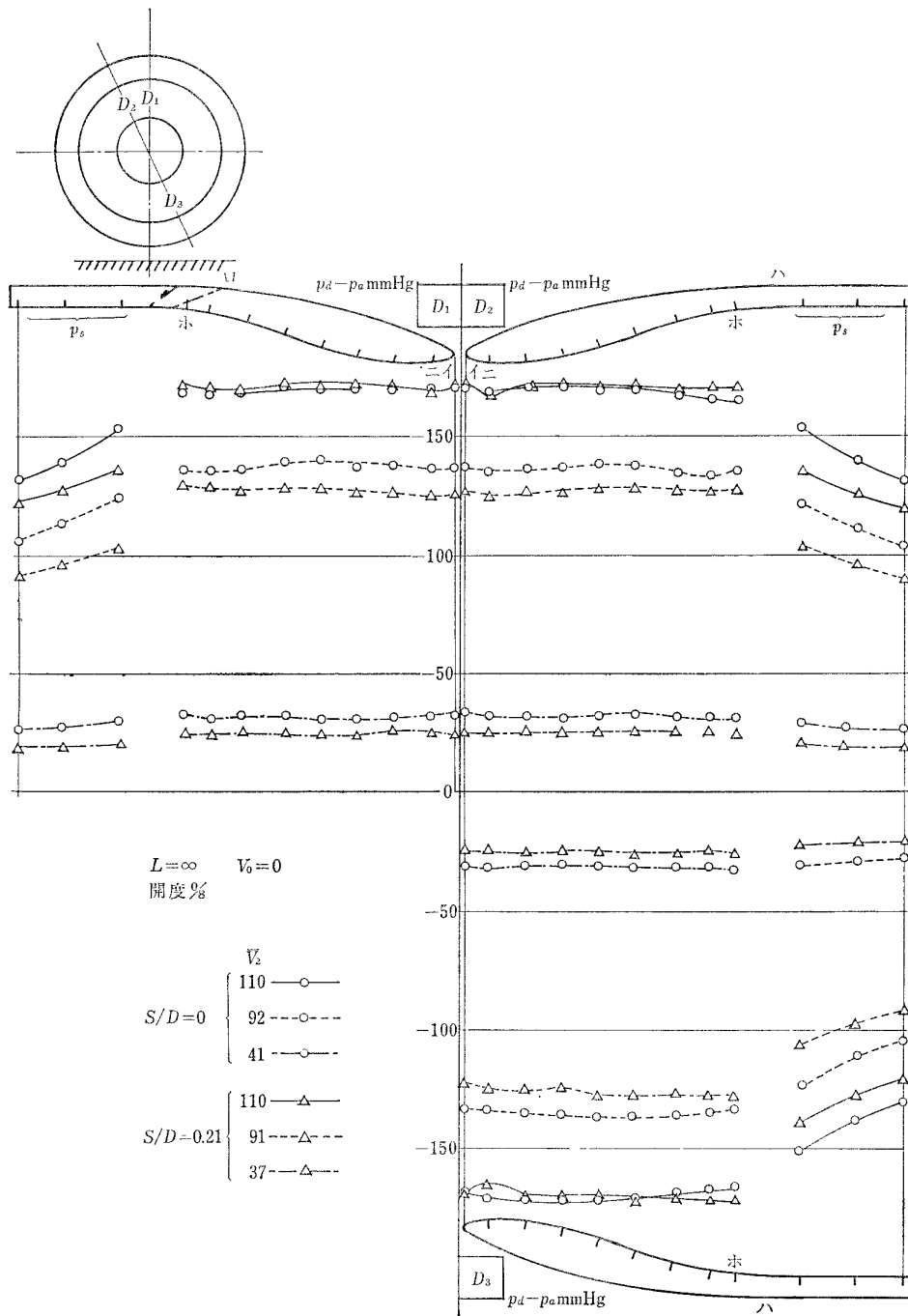


図 11 (a) 静圧分布測定例 (その 1)

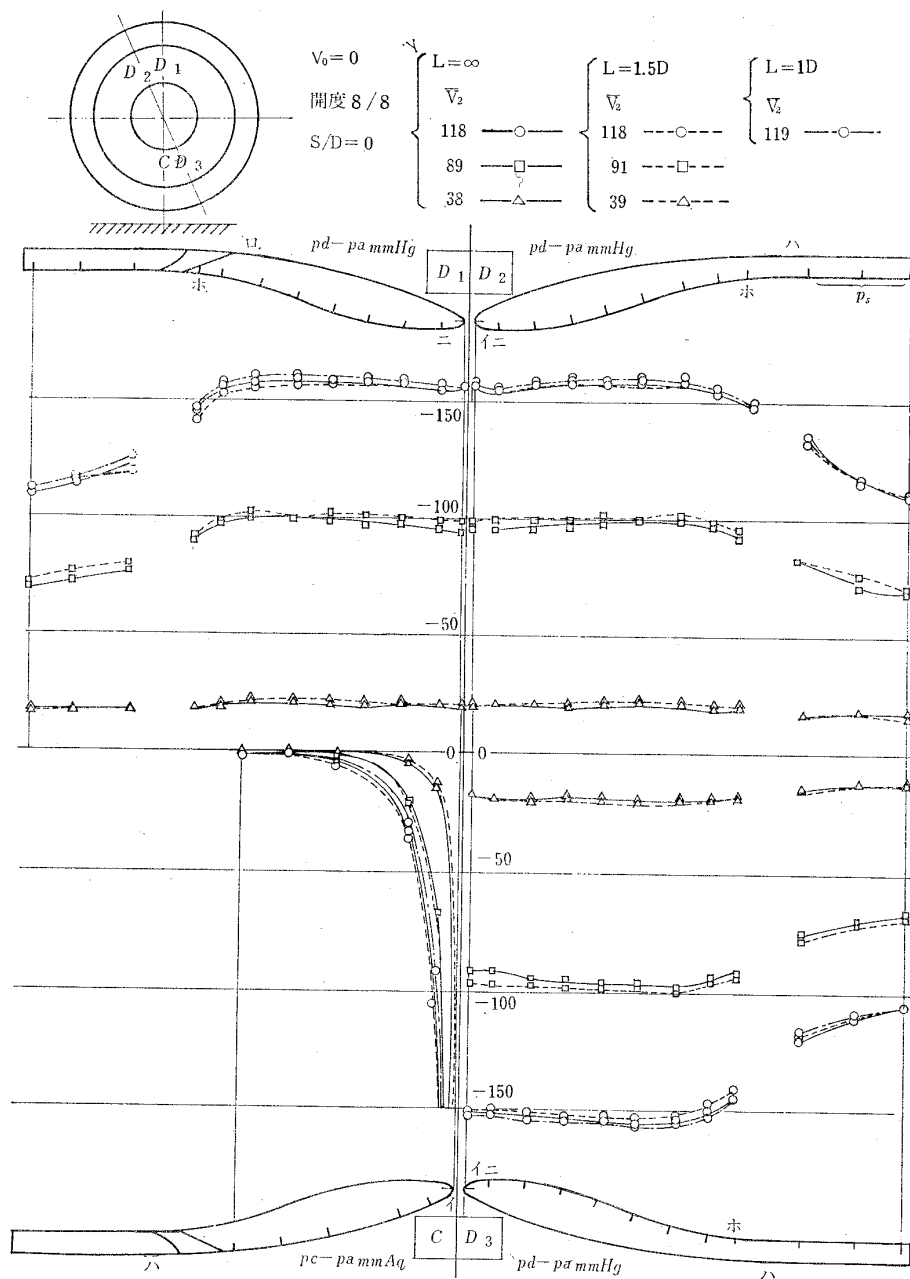


図 11 (b) 静圧分布測定例 (その 2)

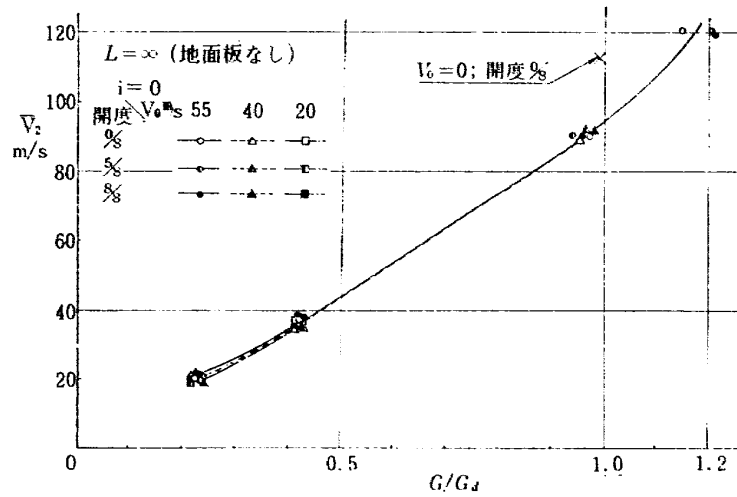


図 12  $V_2 \sim G/G_d$  ( $V_0 > 0$ )

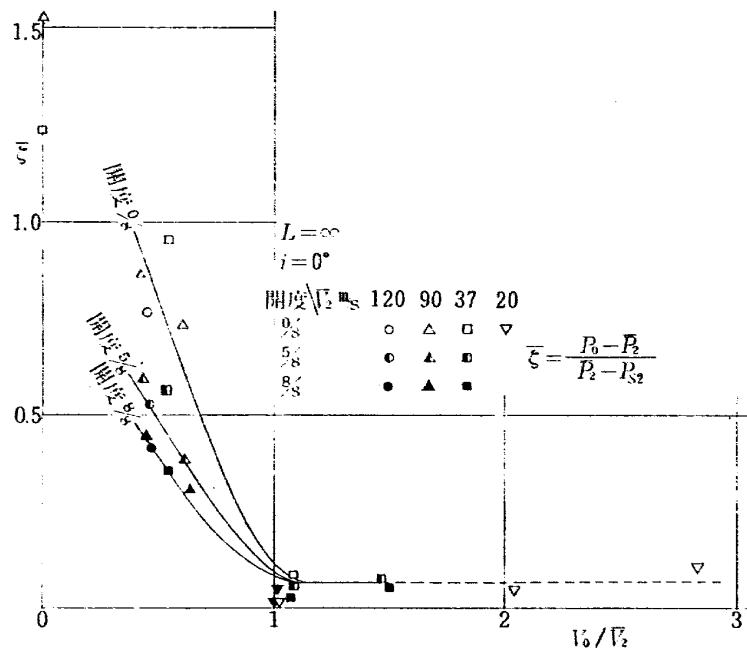
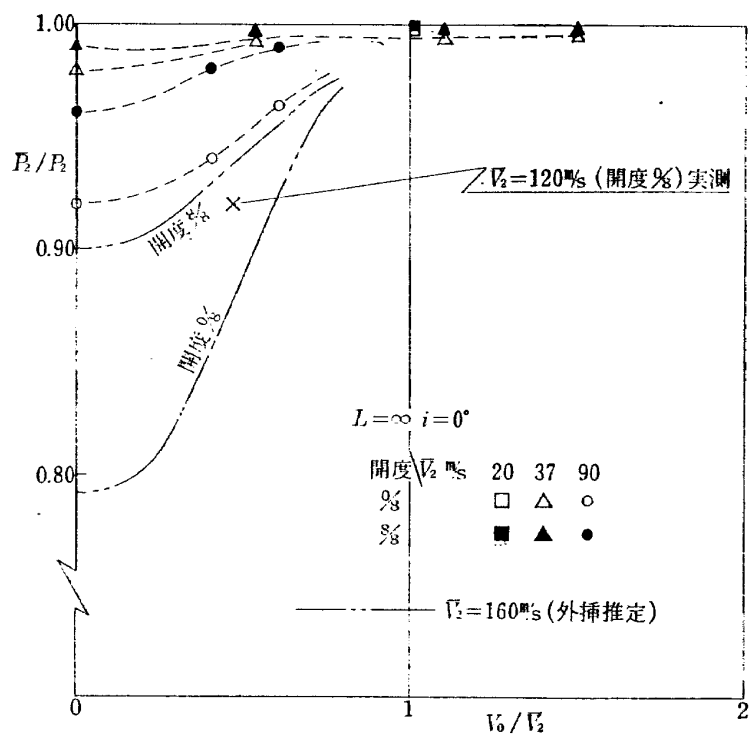
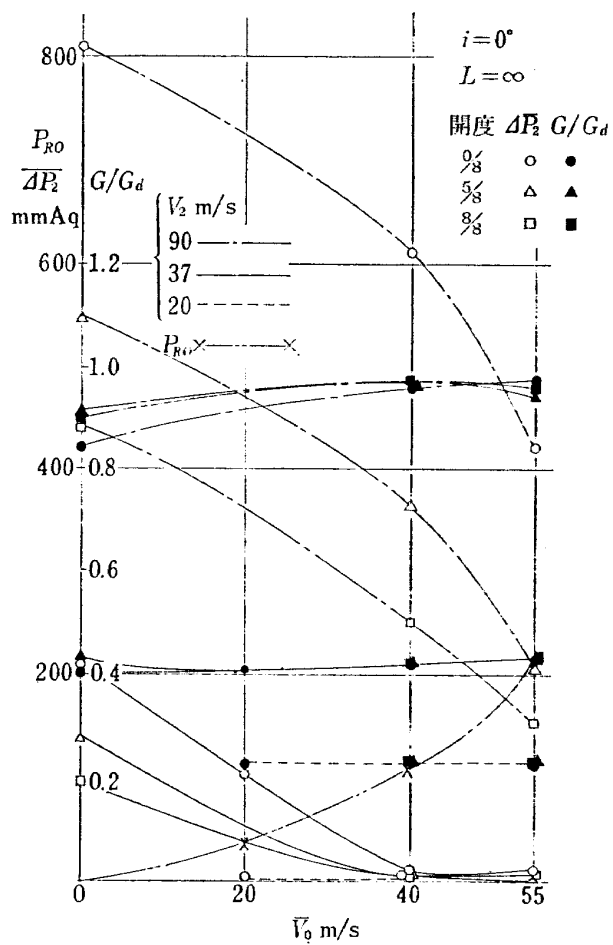


図 13  $\xi \sim V_0/V_2$

図 14  $P_2/P_0 \sim V_0/V_2$ 図 15  $\Delta P_2, G/Gd \sim V_0$

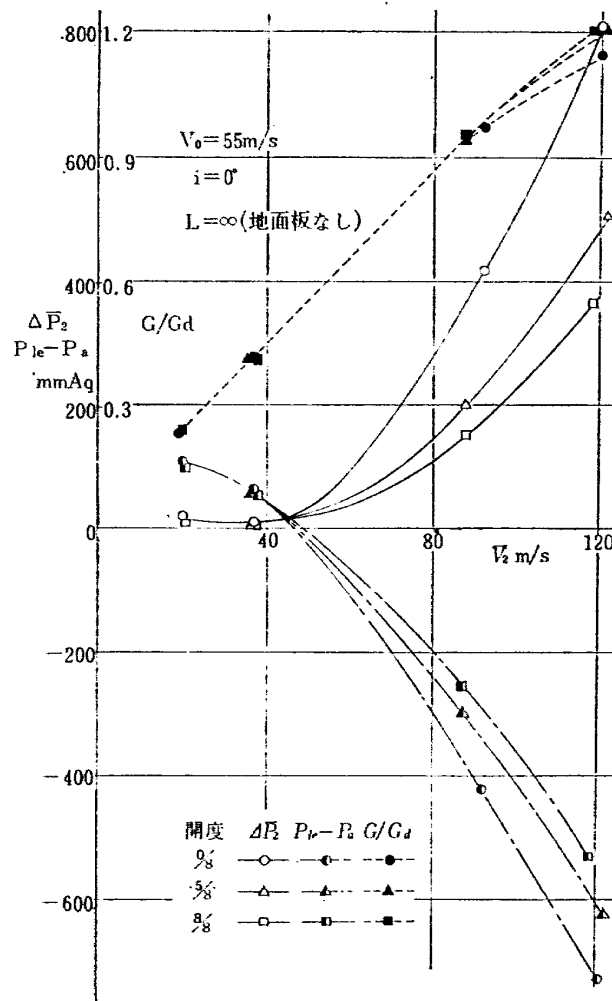
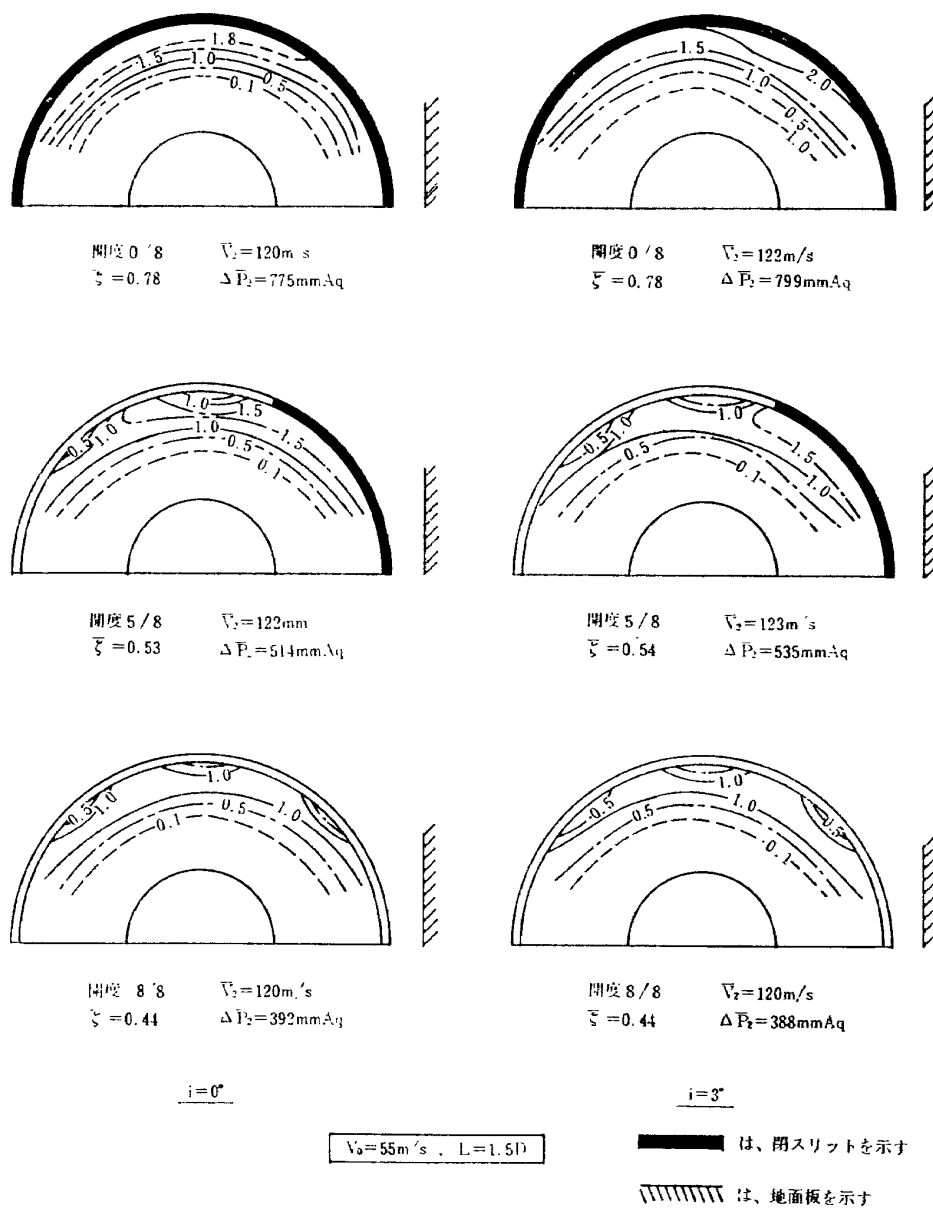


図 16  $\Delta P_2$ ,  $G/G_d \sim V_2$  ( $V_0 = 55 \text{ m/s}$ )

図 17 (a)  $\zeta$  分布 (その 2)



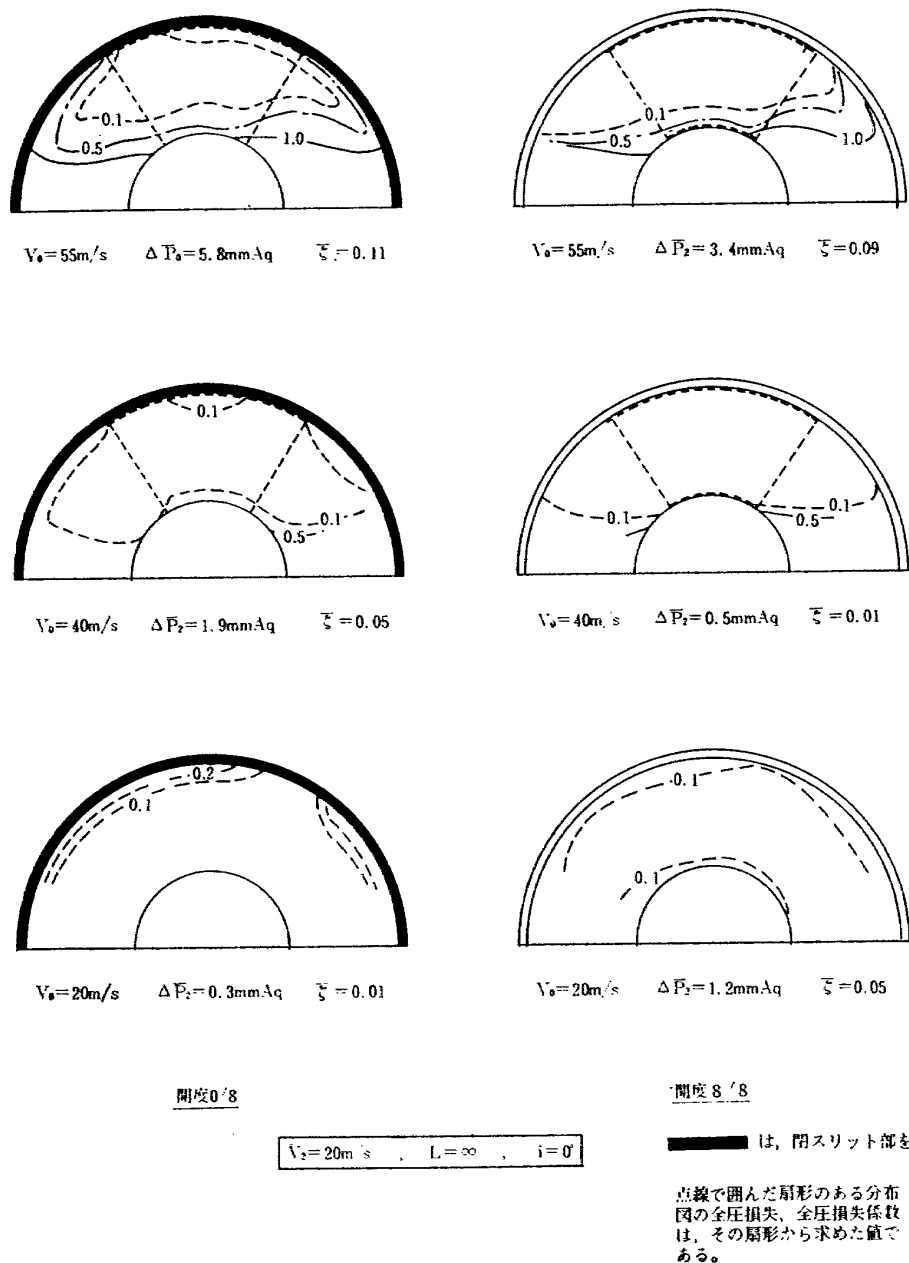


図 17 (b)  $\zeta$  分布 (その 3)

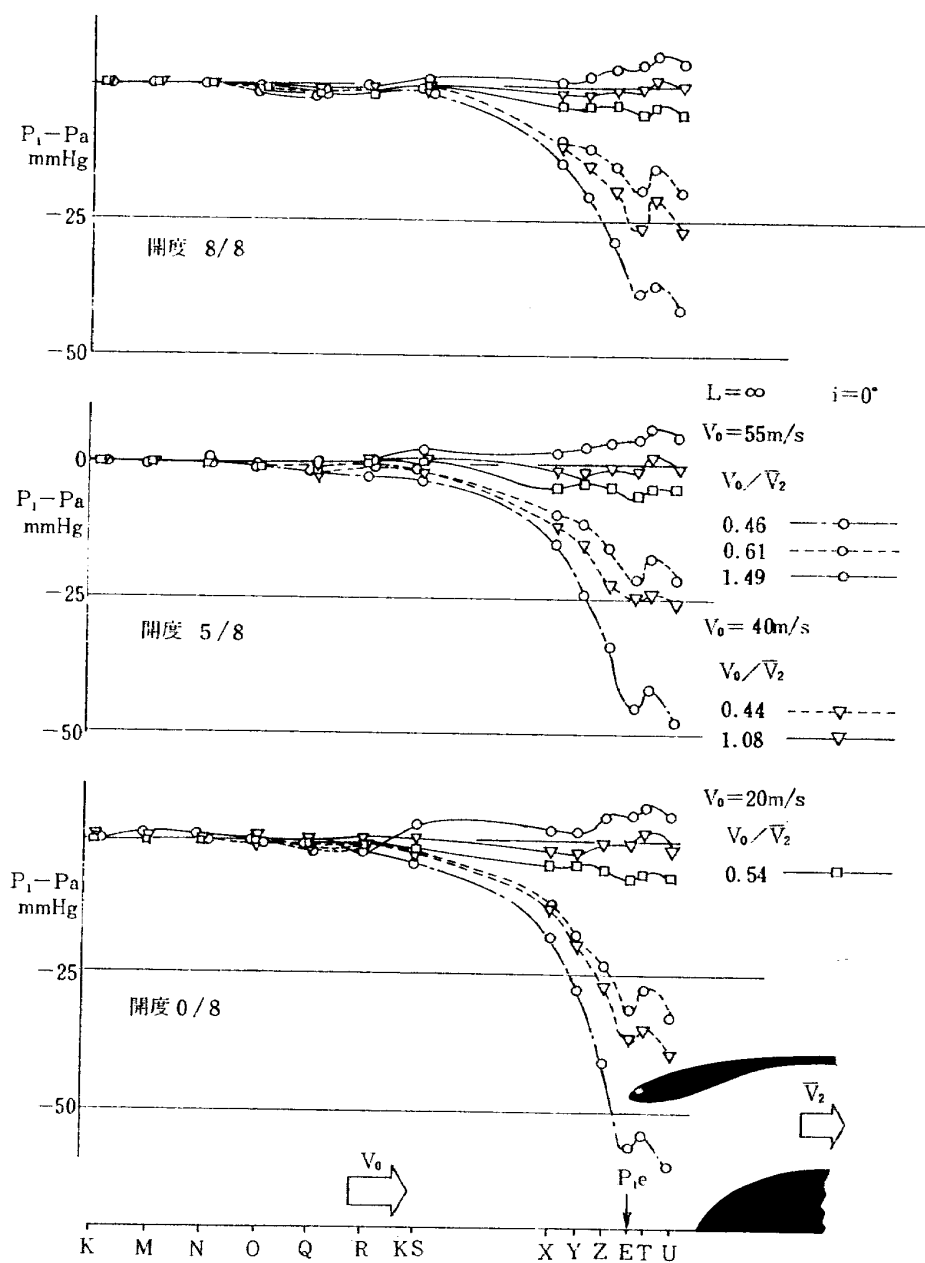


図 18 模型取付板静圧分布

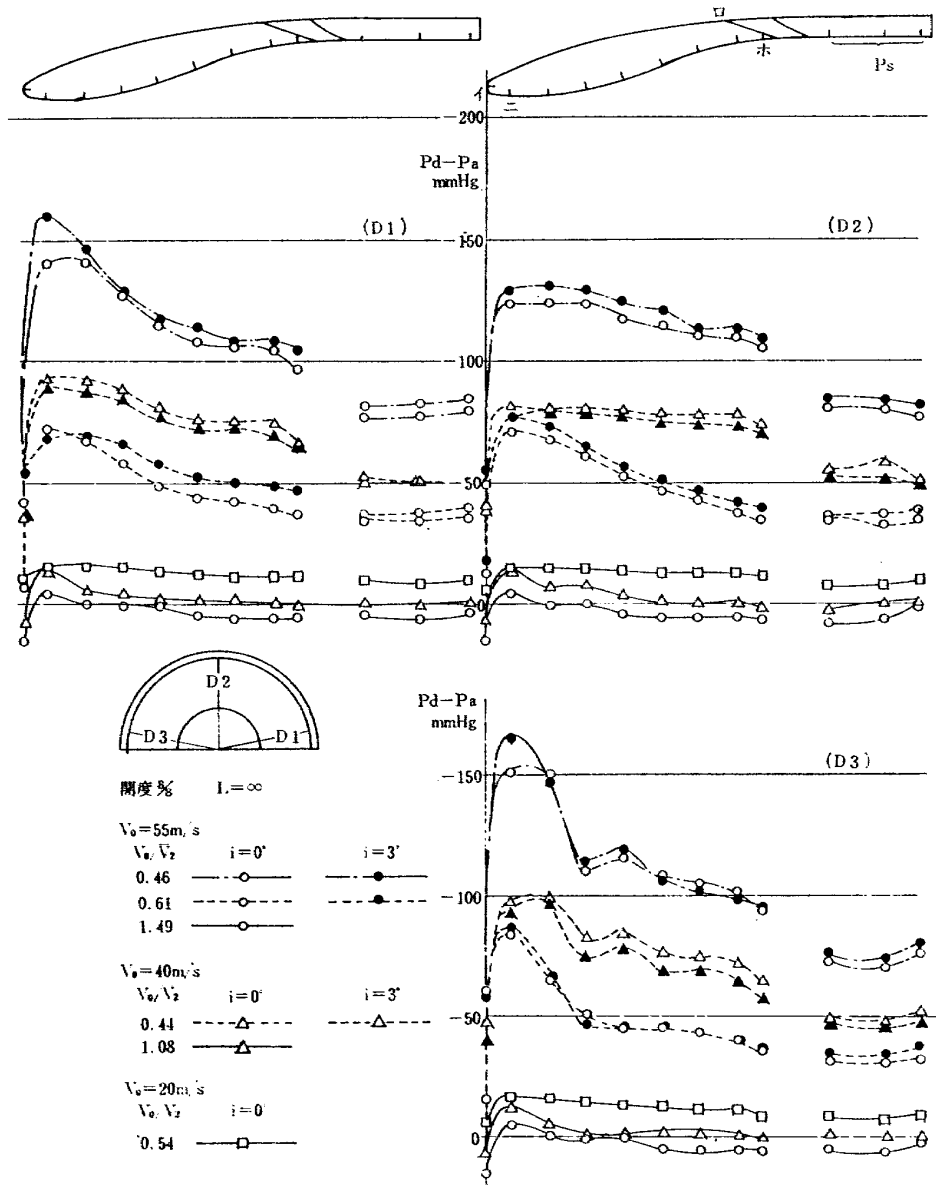


図 19 ナセル静圧分布測定例 (その 3)

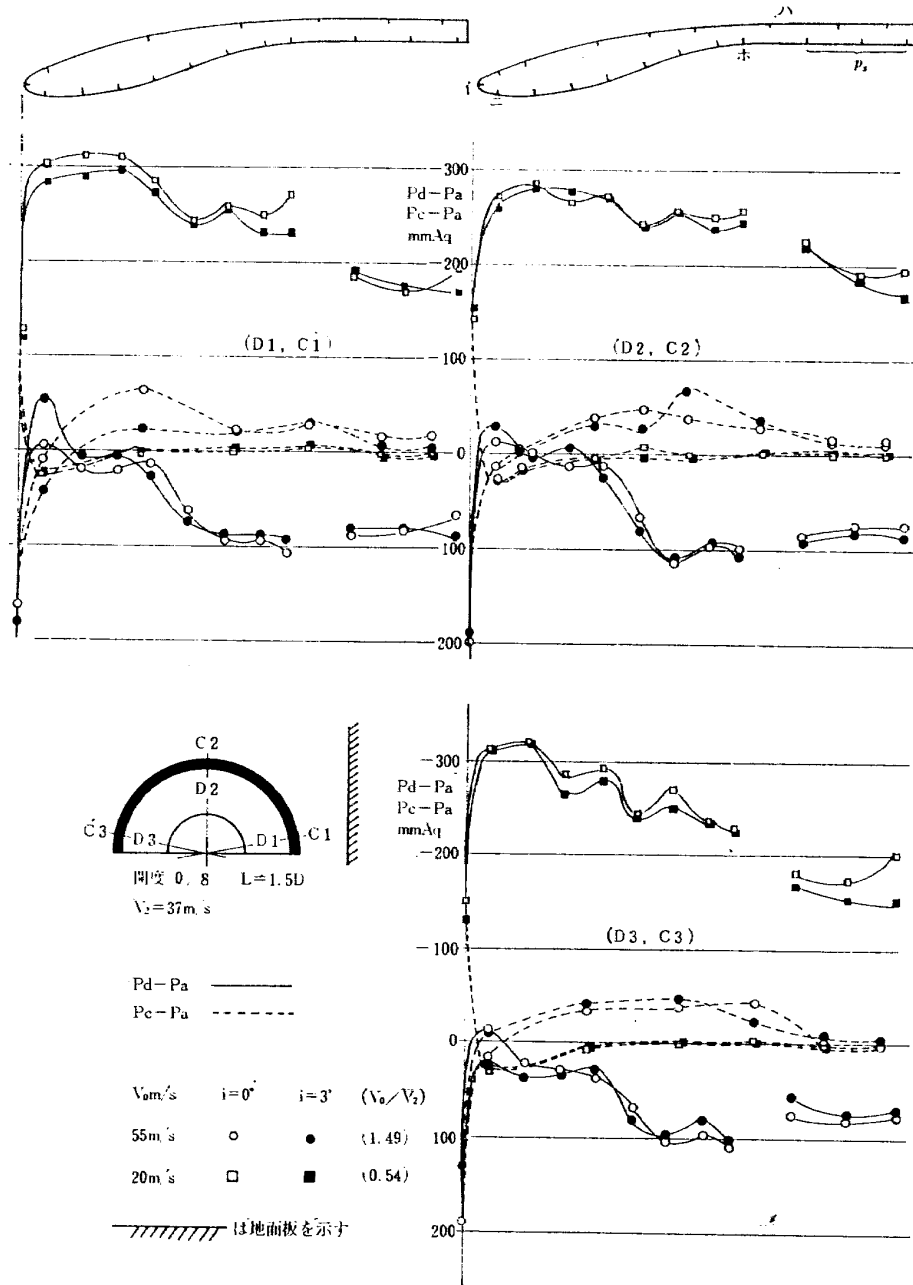


図 20 (a) 静圧分布測定例 (その 4)

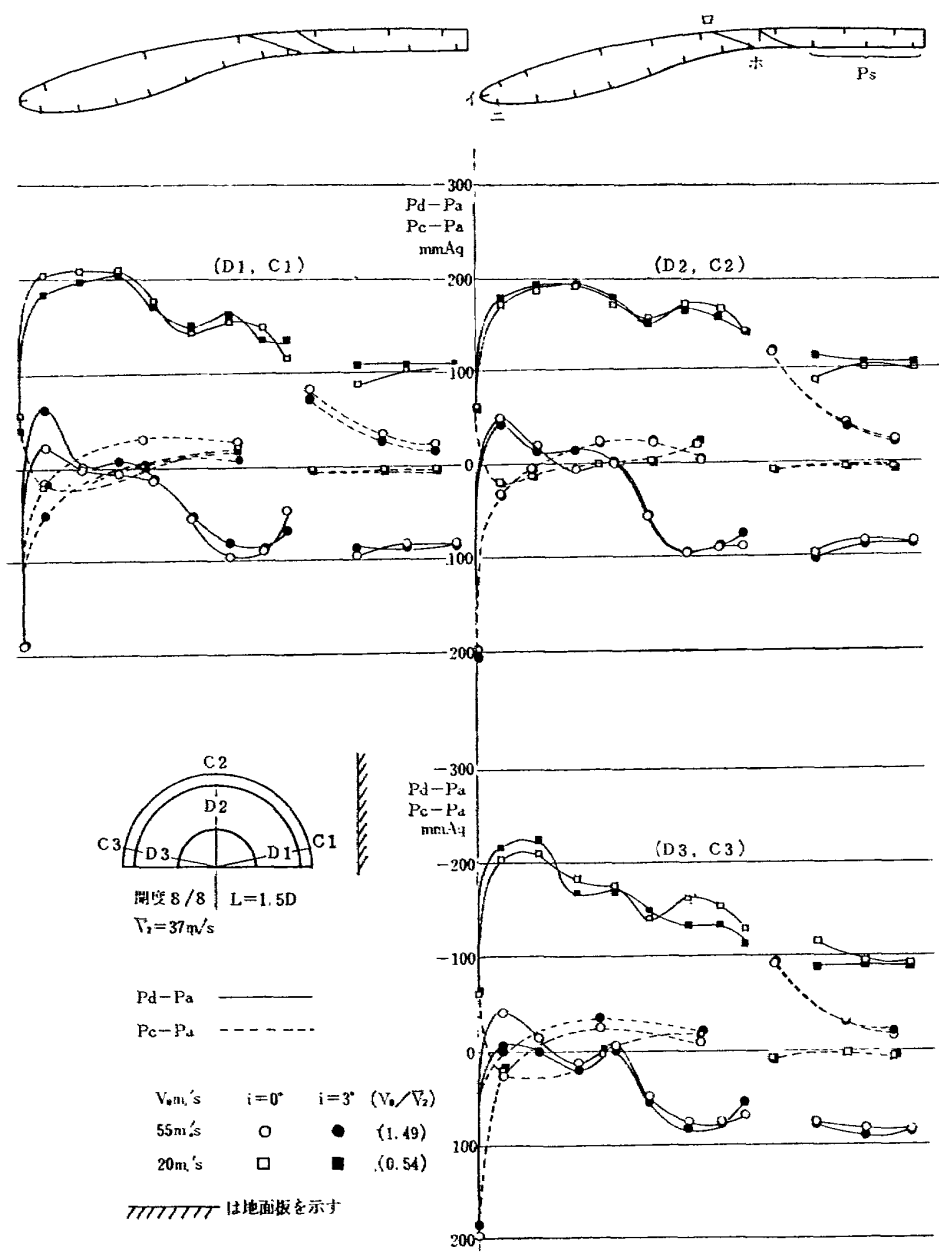


図 20 (b) 静圧分布測定例 (その 5)

TM-182 排気系障害板の模型実験  
TM-183 ロケット模型の大型低速風洞試験  
TM-184 金属線へ衝突する液滴の現象

1970年9月 田 辺 義 一  
1970年9月 近 藤 洋 史, 高 橋 宏  
桑 野 尚 明  
1970年9月 田 丸 卓, 乙 幡 安 雄

注：欠番は配布先を限定したもの

---

## 航空宇宙技術研究所資料185号

昭和45年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(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

---

