

UDC 533.697.2:  
621.454.

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## TM-235

推進エンジン用空気取入口の予備実験 (続報)

近 藤 博・長谷川 聡

1972年10月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の 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
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年10月	田辺 義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年 9月	近藤 洋史, 高橋 宏 桑野 尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年 9月	田丸 卓, 乙幡 安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年 9月	近藤 博, 石賀 保正
TM-186	NAL-25・31 型ロケットの試作と飛し ょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエ ンジンの揺動特性 (I)	1970年11月	檜崎 哲二, 中野 富雄 橋本 亮平, 竹花 真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数に およぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎 俊夫, 河本 巖 戸田 勲
TM-189	燃料蒸発管に関する研究 (III) —管内の燃料・空気二相流への熱伝達—	1970年12月	田丸 卓, 乙幡 安雄 鈴木 邦男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川 隼人, 磯部 俊夫
TM-192	極超音速風洞 M9 ノズル校正試験	1971年 1月	長洲 秀夫, 橋本 登 穂積 弘一, 松崎 貴至
TM-194	航空機の STOL 性に関する一考察	1971年 1月	田辺 義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配 列の効果について	1971年 1月	西村 英明, 白井 弘 井上 重雄, 三村 富嗣雄
TM-196	NAL-16 H 型ロケットの研究試作	1971年 1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年 1月	高橋 宏, 戸田 亘洋 白井 正孝
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年 1月	磯部 俊夫
TM-199	航空機用ヒータの燃焼器の開発実験	1971年 2月	堀内 正司, 本間 幸吉 矢萩 恵一
TM-202	単発 STOL 実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定—	1971年 6月	幸尾 治朗, 小野 孝次 矢沢 健司, 塚野 雄吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年 6月	五代 富文, 岡部 祐二郎 清水 昭紀, 伊藤 克弥 西村 久男
TM-204	サーボ機構の過渡応答改善用デジタル コントローラについて	1971年 7月	小川 鑛一, 島村 正人 (日本大学)
TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数 の推定について	1971年 7月	河崎 俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシ ステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年 8月	松島 弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダ ンパの解析	1971年 9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田 為治, 熊倉 郁夫 竹内 和之
TM-209	試作接着面応力センサの校正試験	1971年11月	大竹 邦彦, 遠藤 修司 野口 義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測 定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西村 博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性 試験	1972年 1月	鳥崎 忠雄, 小林 実

# 推進エンジン用空気取入口の予備実験（続報）\*

近 藤 博\*\*・長谷川 聡\*\*\*

## Tests of an Air Inlet Model for Turbofan Engine (Supplement)

By Hiroshi KONDO and Satoshi HASEGAWA

The small-scale model adopted in NAL TM-185 is modified and tested. The revised configuration with the diffuser annulus unchanged is of rotating-lip type with fixed-leading-edge ring (auxiliary ports being shifted forward in revision), and has a highlight diameter 10% larger than the original one.

The test results are as follows:

- 1) At zero flight speed without cross wind, the total-pressure recovery attains 98% with auxiliary passages closed and 99% with auxiliary ports open, when the mean axial flow velocity equals 120 m/s at the fan face.
- 2) On the model with the auxiliary passages dismissed in a cross wind, a tail wind exerts more influence than head wind. When a one-ring-type ring vane is inserted into the diffuser, the total-pressure distortion is moderated. However, the data has shown that more research is needed.

### 1. はしがき

最近の輸送機では推進エンジンとしてターボファンエンジンを採用するケースが多くなり、わが国でも通産省大型開発研究のテーマの一つとして1972年から取りあげられていることは周知の通りであるが、この形式のエンジンではその発生推力のかなり大きな部分をフロントファンのみによる発生推力に依存するので、空気取入口の内部流動はエンジン全体の推能に大きな影響を与えるものと思われる。筆者の一人は先に離陸時性能低下防止対策としてファン動翼近くに補助空気口を持つ空気取入口の内部流動予備実験結果について報告した<sup>1)</sup>が、本報ではナセル前縁近くに補助空気口を持つ空気取入口<sup>2)</sup>について小型模型による低速内部流動予備実験を行なった結果を報告する。これらの2種類の空気取入口のうち後者は航空機主翼前縁スロットから発想の手掛りを得たもので、空気取入口内部流路スロット部上流の絞り比が比較的小さい設計の場合に前者の改善案として採用されたのが始まりであるといわれる<sup>3)</sup>。このような空気取入口に関する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まだ他には見当たらないが、ナセル Forebody (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)の詳細形状についても本実験の目的にマッチした公表資料が見当らなかったため、前報<sup>1)</sup>でもちいた補助空気口閉鎖の場合の模型形状を原型とし、その内部流路スロット部上流側の絞り部壁面形状の改善およびこれに伴うカウル形状の変更を行なって得られたナセルを基本型として、補助空気口閉扉および開扉(補助空気流路スロット部面積合計値は閉扉時空気取入口流路スロット部面積の18%<sup>1)</sup>)の場合の模型形状を選定した。閉扉型と基本型の形状差は補助空気口(全円周上8ヶ所)相互間を区切るストラットの内壁側先端部が内部流路内に突出していることの有無のみであるので、模型製作時にはこの突出部を着脱することにより閉扉型と基本型を兼用できた。また原型にくらべて基本型では、実際の開扉型では補助空気口用扉を作動させるアクチュエータなどのスペースも必要となることを考慮して、ナセル前縁部を或程度厚くするよう心掛けた。ただしスロット部より下流の内部流路は原型との性能比較に際してスロット部上流側内側流路変更の影響を推定しやすくするため形状寸法の変更をしなかった。

試験内容は前報に準じてまず機速相当風洞吹出流に正対する小型模型の内部流動を測定すること(以下こ

\* 昭和47年8月19日受付

\*\* 原動機部

\*\*\* 慶応義塾大学工学部

れを基本性能試験と呼び後出の横風試験と区別する)にしたが、測定の結果、基本型と閉扉型はいずれも原型にくらべかなり高い全圧回復率を示し開扉型のそれとの差は少ないことが確かめられたから、地上アイドルリング状態を想定した横風試験では基本型のみを試験(ただしリングベーンつきを含む)にとどめた。なおいずれの試験でも地面板の影響は小さいことが確かめられたので地面板なしの場合を主にして試験した。

## 2. 実験装置

実験装置は基本性能試験用と横風試験用の2種類(図1~3)を準備した。ただし風洞主送風機、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>3)</sup>にもちいたのと同じ抽気系統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 $\phi$  (前報と同寸法)である。この  $D$  の値は海外のターボファンエンジンのフロントファン動翼外径と比較すれば

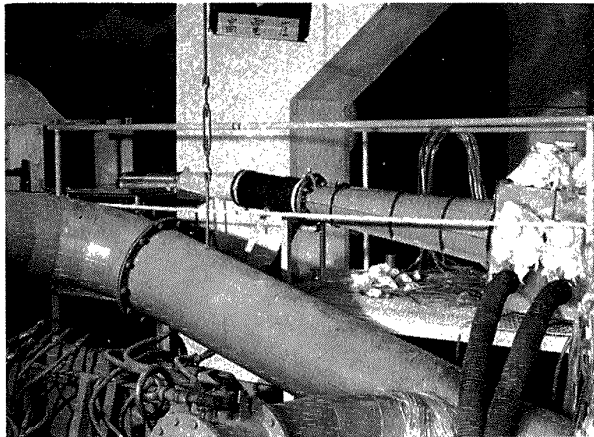


図 1 (a) 基本性能試験装置 (半割模型)

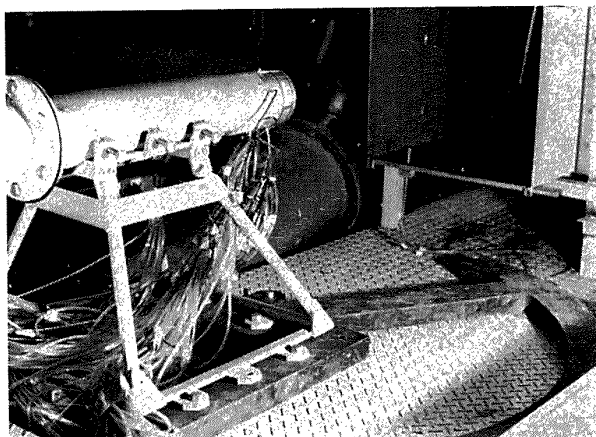


図 1 (b) 横風試験装置 (相対風向可変)

離陸最大推力5トン級のエンジンの場合の約10%になると推定される。

基本性能試験の場合は前報とまったく同一の半自由噴流実験装置とし模型も前報と同じくハーフモデルとして原型試験の場合と試験レイノルズ数の影響を一致させるよう計画した。ただし原型より内部流路平均全圧損失係数 $\zeta$ が小さくなった場合には、ファン入口相当検査面における最高平均軸流々入速度を原型試験の場合より実用最高値に近づけるため模型吸入重量流量

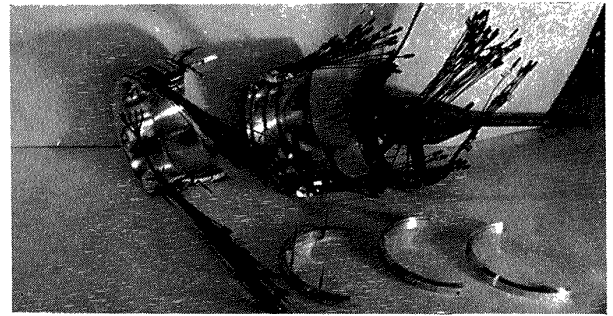


図 2 (a) 基本性能試験用ナセルと埋込リング



図 2 (b) 開扉型模型前縁部

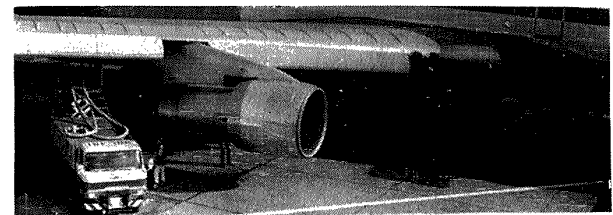


図 2 (c) 前縁補助空気口付実機ナセル (参考図)



図 3 (a) 横風試験用ナセル (基本型)

G を増加させ、風洞吹出流量の約 8% まで吸入させることにした。

横風試験の場合には試験の目的上から模型をハーフ

モデルとすることは避けて完全軸対称形としたので、風洞吹出口面積も増加させた。しかし実験設備の制約があり風洞吹出口の大きさと模型の大きさの比は文献

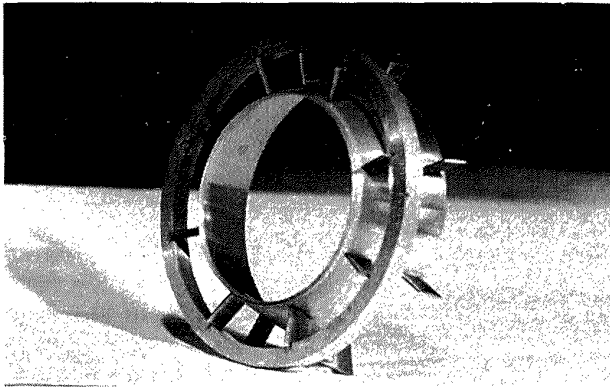


図 3 (b) リングベーン (埋込リングつき)

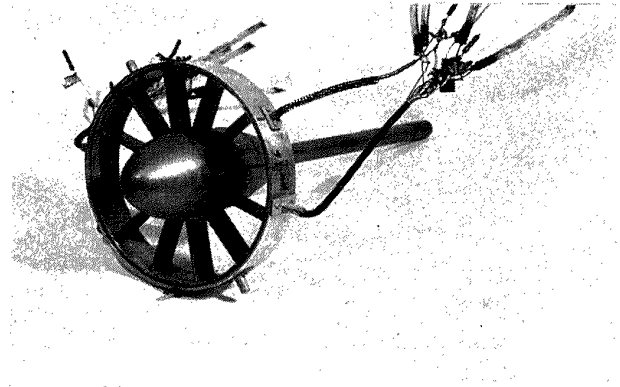
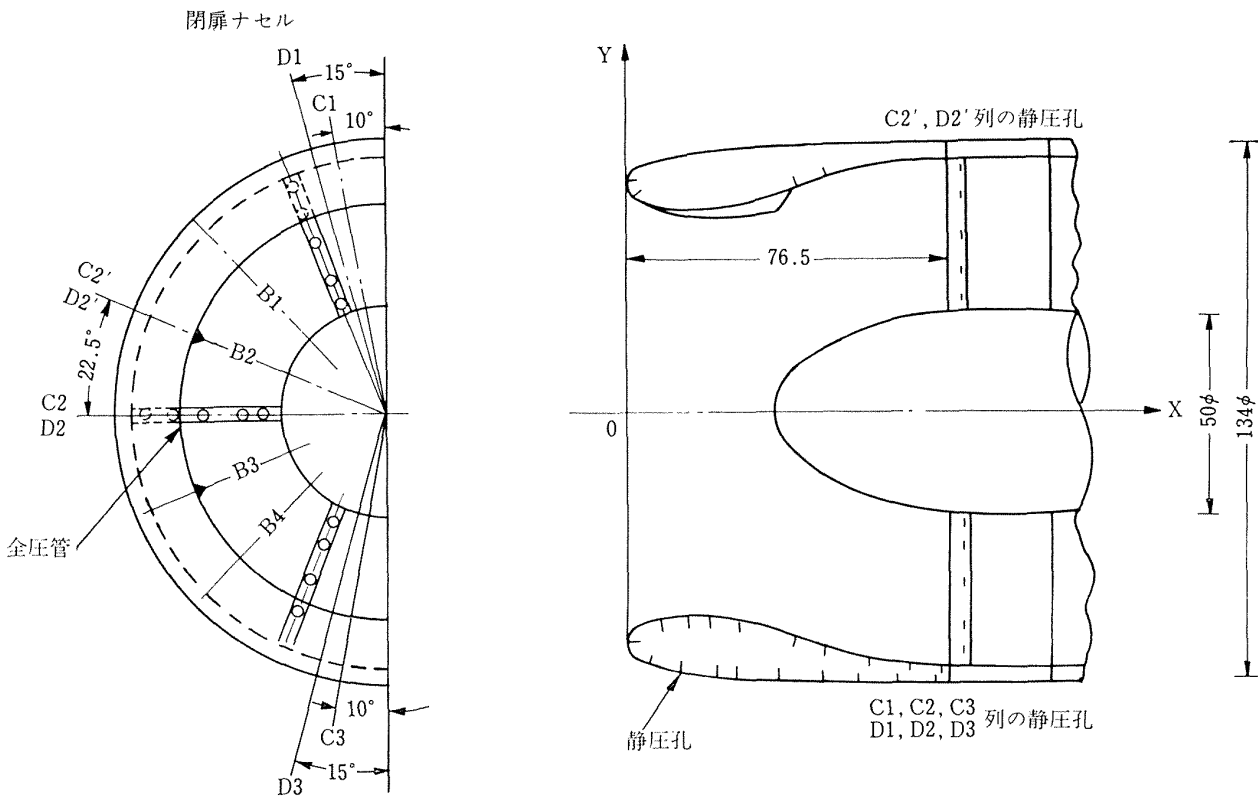


図 3 (c) 横風試験用支持リング (全圧管つき)



閉扉ナセル			
壁面座標			
・ボス部	$76.5 \geq X \geq 62.4$	$Y = 0.83 \sqrt{900 - (76.5 - X)^2}$	
	$62.4 \geq X \geq 36.5$	$Y = \sqrt{18.81(36.5 - X)^2}$	
・ディフューザ部 (基本型と共用) (スロート: $X=15$ )	$76.5 \geq X \geq 45.75$	$Y = 0.86 \sqrt{5264.8591 - (76.5 - X)^2}$	
	$45.75 \geq X \geq 15.0$	$Y = 113.11 - 0.86 \sqrt{5264.8591 - (X - 15.0)^2}$	
	$15.0 \geq X \geq 0$	NACA 1-40-200 nose inlet 使用	
・カウル部	$76.5 \geq X \geq 20.5$	$Y = 67 \sqrt{1 - \{(X - 76.5)/201\}^2}$	
	$20.5 \geq X \geq 0$	$Y = 57.83 + 16.4 \{1/2 - 1/\pi \cdot \sin^{-1} e^{(-X/17.67)}\}$	
		(窪田滋夫: 「翼列前後縁付近の流れについて」)	
		機械学会論文集, 第 21 巻 105 号, より	

- ・ B1, B2, B3, B4, はクシ形 5 孔ビーター管で 3 枚の前置ストラットを含め、それぞれ等間隔 (中心角 22.5°) に装置されている。
- ・ カウル部静圧孔は C1, C2, C2', C3 の各列、ディフューザ部静圧孔及び、支持リング内壁の静圧孔は D1, D2, D2', D3 の各列にそれぞれ設けてある。

図 4 閉扉ナセル模型断面 (単位 mm)

4の横風試験装置と同等程度にとどまった。図9に横風試験用空気配管系統を示す。

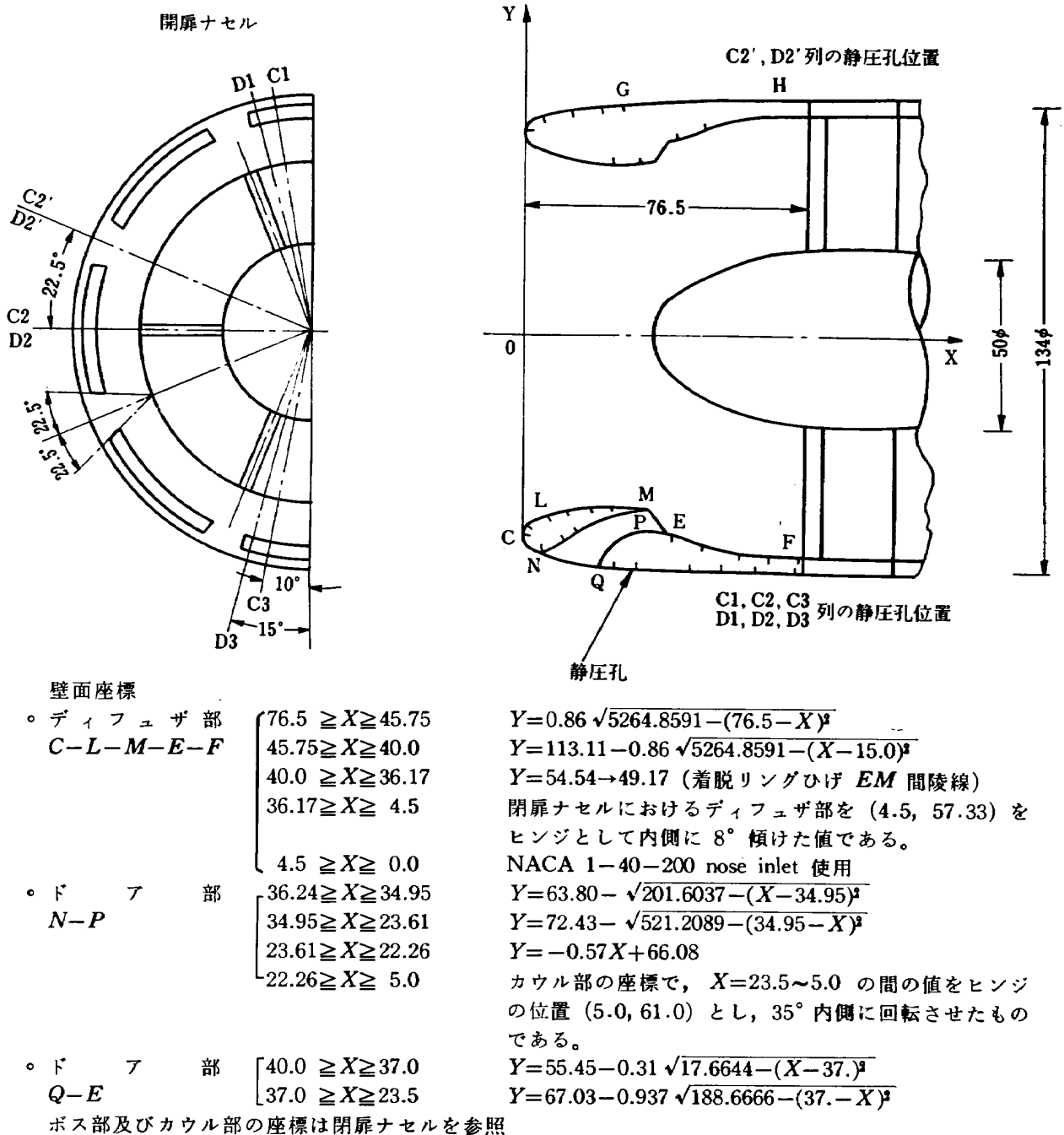
なおいづれの試験においても前報と同じく地面板（表面は模型中心軸と平行）をもちいたが、基本性能試験では前報の試験に使用したものをそのままもちい、横風試験では幅1100×長1400の新製地面板を下向きにして風洞吹出口上面と平行すなわち水平に保持した（前報と同じ表示をすればエンジンと地面との間隔は  $L/D=1.5$  とした）。

2.2 模 型

模型形状の選定に際しては前報と同じくポッド型空気取入口を対象とした。構造も前報と同じく下流側か

らスペーサ、支持リング（前報の実験に使用したものをそのままもちいた）およびナセルを順次はめ込み式に接続したもので、横風試験では試験中に脱落しないように各部分を薄い連結片を介してビス止めしてある。ディフューザ出口の気流測定に際しては横風試験では支持リングをはめなおして60°づつ回転させながら試験を進めた。これは前報の縦型模型試験と同様に支持リング内ストラットに埋込んだ全圧管の円周方向位置を変化させるためである。

前報の実験でもちいなかった新規模型部品としては基本性能試験では閉扉型と基本型を兼用させるための着脱リング（図2(a)に示した埋込リング3ケのう



ちひげつきのもの; ひげなしリングは基本型用のダメーである), 横風試験ではリングペーン (図 3 (b)) がおもなものである。前者のひげは前述のように補助空気口相互間を区切るストラットの先端が閉扉の際にナセル内部流路内に突出したまま残されるのをシミュレートしたもので, 閉扉の際にはストラット先端まで扉の内部流路側表面がせり出して主吸入空気路を絞る<sup>3)</sup>。このときの主吸入空気路のスロート径  $D_{ia} = 0.78D$  とした。またリングペーンは横風を受ける空気取入口における気流不均一分布をどの程度まで整流できるかを予備的に調べるために追加したものであるが, リング形状は低騒音化対策用吸音材支持リングペーンの JT3D エンジンによる試作実験例 (One-ring type<sup>4)</sup>) を参照して選定した。このリングによる模型流路のブロック率は幾何学的には約 8% である。ただし準備の都合からリングペーンの後流を検出するための支持リング内全圧管の増設は試験に間に合わなかったのを見送らざるを得なかった。

模型断面形状は図 4~5, 図 10~11 に示した通りである。原型と基本型との比較結果は図 6 に示した通りで, スロート内径  $D_{ia}$  は両者とも  $0.81D$  である (ス

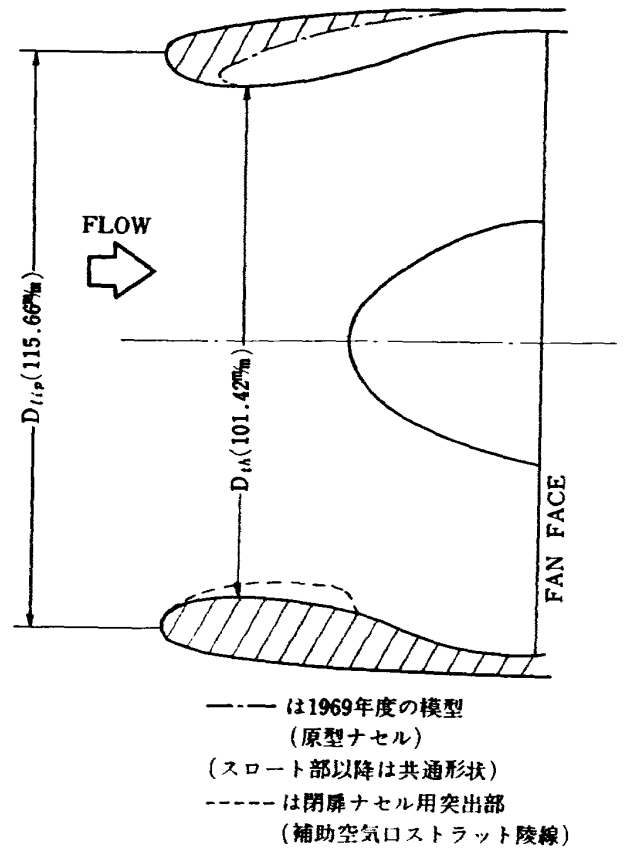


図 6 原型~基本型比較図

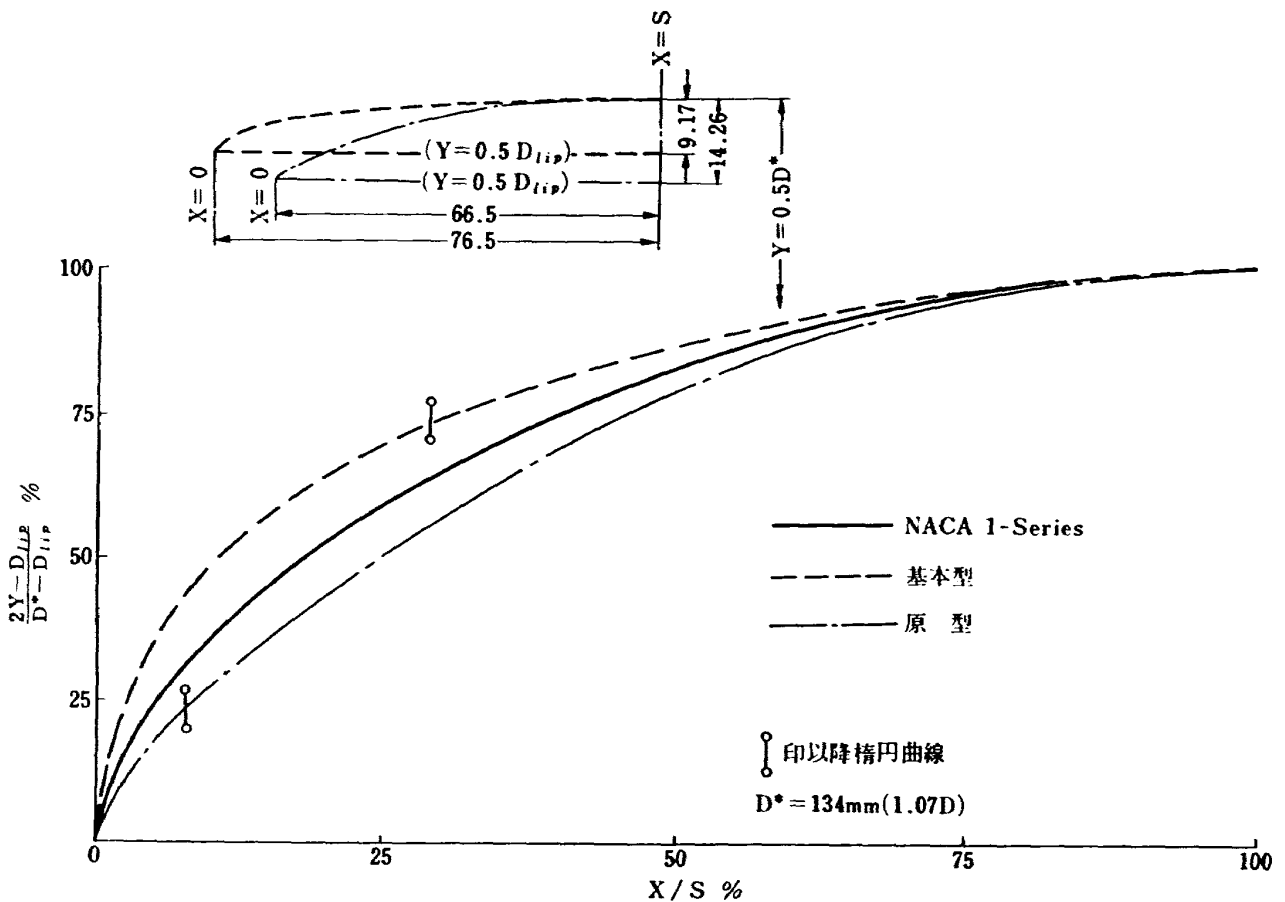


図 7 カウル壁面形状比較 (寸法単位 mm)

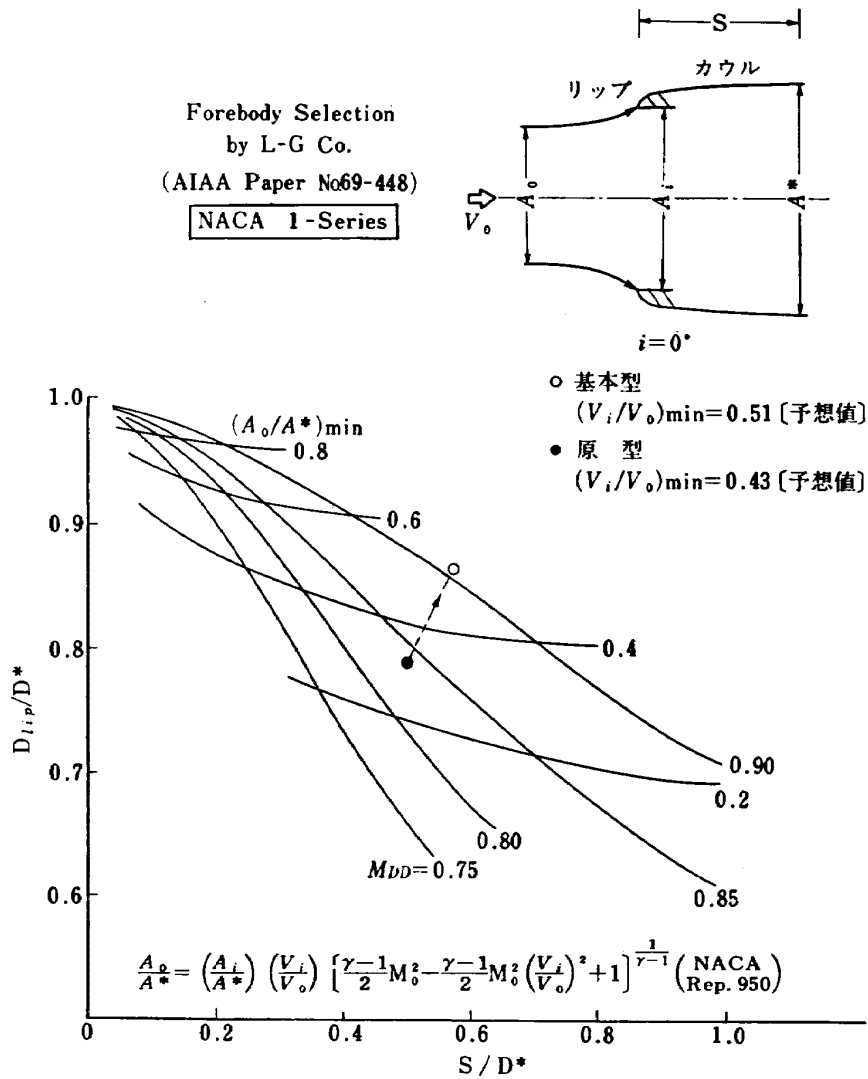


図 8 カウル主要寸法選定図表例

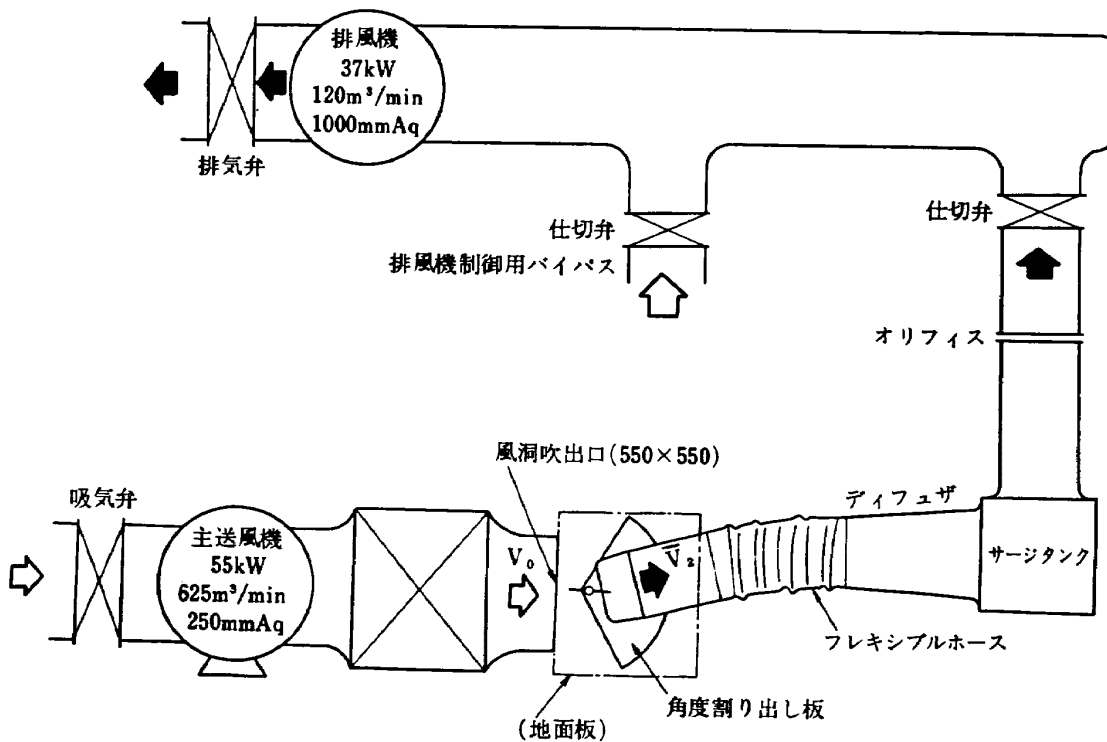


図 9 横風試験用空気配管系統



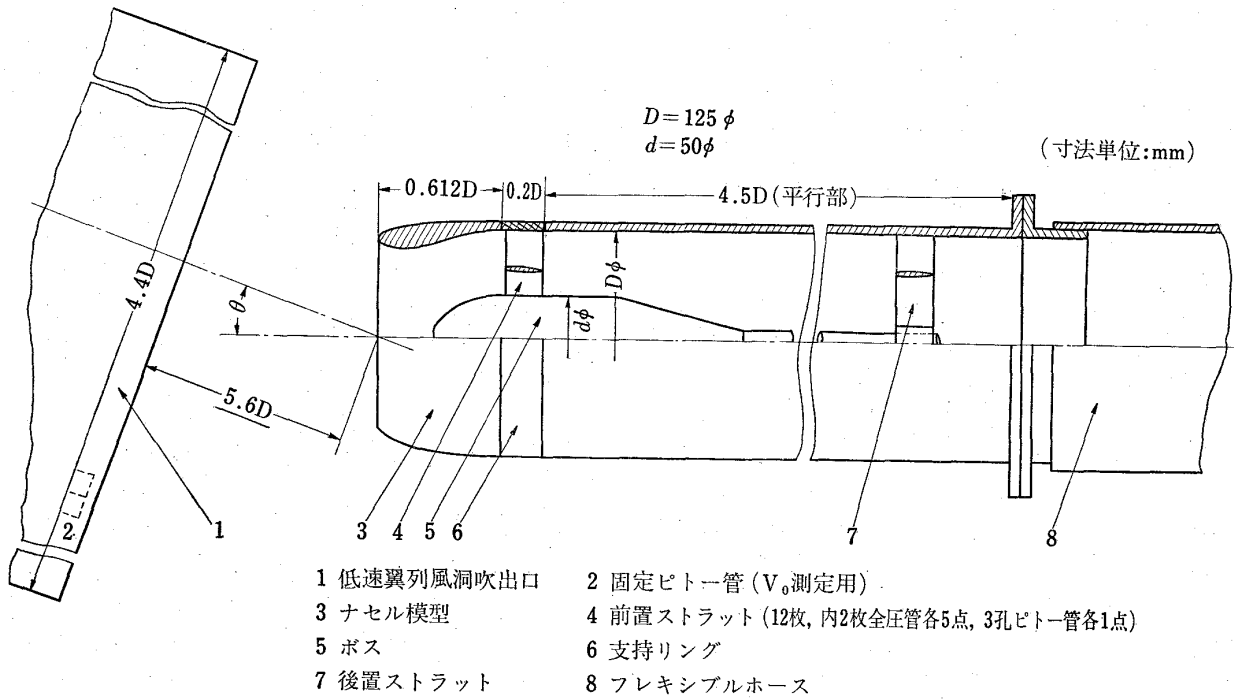
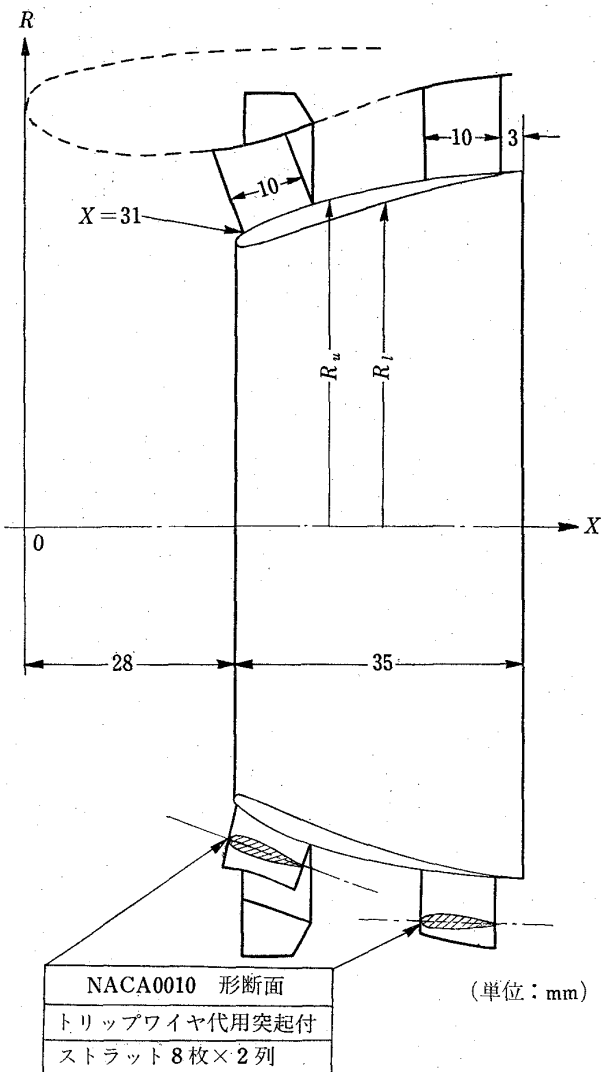


図 10 横風試験用模型組立寸法



○ リング表面座標

X	$R_t$	$R_u$
28.0	36.60	36.60
28.03	36.45	
29.0	36.20	37.60
30.0	36.27	38.20
32.0	36.67	39.17
33.25		39.67
34.0	37.27	↑
34.07	37.3	直線
	↑	↓
52.53	直線	46.53
53.57	44.17	
55.0	44.73	47.20
57.0	45.55	47.63
59.0	46.35	48.00
60.0	46.75	48.15
61.0	47.15	48.27
62.0	47.57	48.40
62.75	47.9	48.45
63.0	48.20	48.20

○ 突起部 (トリップワイヤの代用としてリング内)  
(外表面に 0.2mm の突起を設ける)

X	$R_t$	X	$R_u$
29.30	36.21	28.80	37.43
29.30	36.00	28.80	37.63
29.50	36.00	29.00	37.80
29.50	36.22	29.10	37.67

図 11 リングベーン断面形状

ロート位置も一致) がリップ径  $D_{lip}$  は原型の  $0.85D$  に対し基本型は  $0.93D$  (開扉型と共通) としてリップからスロートまでの絞り比を約 20% 増加してある。リップ径の増加に伴ないカウル壁面曲線の再選定が必要となったが原型用曲線, 基本型用曲線 (いずれもカウル最大外径  $D^*$  は  $134\text{ m/m}$  である) と NACA 1-series 曲線<sup>6)</sup> を比較した結果が図 7 (参考のため上左部に原型用曲線および基本型用曲線を図 4 に準じた XY 座標による表示で示した) であり, 無次元表示ではあまり大きな差は出ていない。したがって, 図 8 のロッキード社の NACA 1-series 曲線カウル用設計図表<sup>7)</sup> にあてはめて考えると原型から基本型への移行は, 抗力発散マツハ数  $M_{DD}$  を向上させる方向への移行となると予想される。なお本実験では原型との比較に便利のようにレーク角はつけていない。

### 3. 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  $P_0$  と支持リング埋込全圧管における指示全圧  $P_2$  との差とし, 前報と同じく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  $\zeta$  は前報と同じく  $\Delta P_2$  を支持リング埋込全圧管先端を含む検査面における  $\bar{q}_2 (P_0 - \Delta P_2)$  とこの検査面内にあるデイフューザ壁面静圧孔の指示値  $P_{s2}$  の平均値との差) で除した値とした。 $\Delta \bar{P}_2$ ,  $\bar{P}_2$ ,  $\zeta$  はそれぞれ面積平均値を示す。ファン入口平均軸流速に相当する吸込流速  $\bar{V}_2$  はオリフィスで測定した吸込重量流量  $G$  と  $P_{s2}$  の平均値から算出し, 機速または横風相当の風洞吹出流速  $V_0$  との組合せは各試験の特長と自由噴流試験としての測定精度のかね合いを考慮し, 模型吸込流量がなるべく過大にならないよう検討した。最終的には  $V_0/\bar{V}_2$  の値は基本性能試験では 0 および  $0.39 \sim 2.8$ , 横風試験では 0 および  $0.08 \sim 0.8$  とした。

#### 3.1 基本性能試験結果について

図 12 はデイフューザの全圧回復率を示す。閉扉型でも原型の補助空気口 (スリット) 全開時より高い回復率  $\bar{P}_2/P_0$  を得られた。閉扉型と開扉型では  $V_0=0$ ,  $\bar{V}_2=120\text{ m/s}$  のときの全圧回復率の差は約 1% で補助空気口を開いたときの方がわずかに全圧損失が少ないが, どちらの場合も  $V_0$  が増加すると全圧回復率が向上し  $V_0/\bar{V}_2=1$  になれば全圧回復率の差が殆どなくなると予想される。これは前報の場合に原型で補助空気口の影響について観察された傾向と似ている。同じ  $V_0/\bar{V}_2$  の値における  $\bar{V}_2$  の大きさの影響についても同

様である。このような全圧回復率の差はデイフューザ内壁面上の境界層の厚さの差にもとづいて生じているものであり, 原型よりもスロート上流の流路絞り比を増加することによって全圧回復率が改善されたと考え

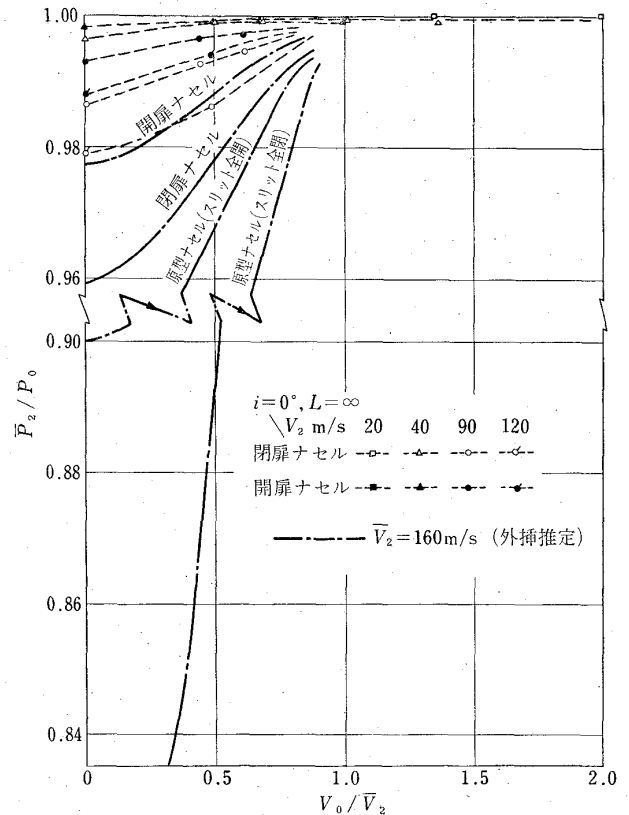


図 12 基本性能試験全圧回復率 (地面板なし)

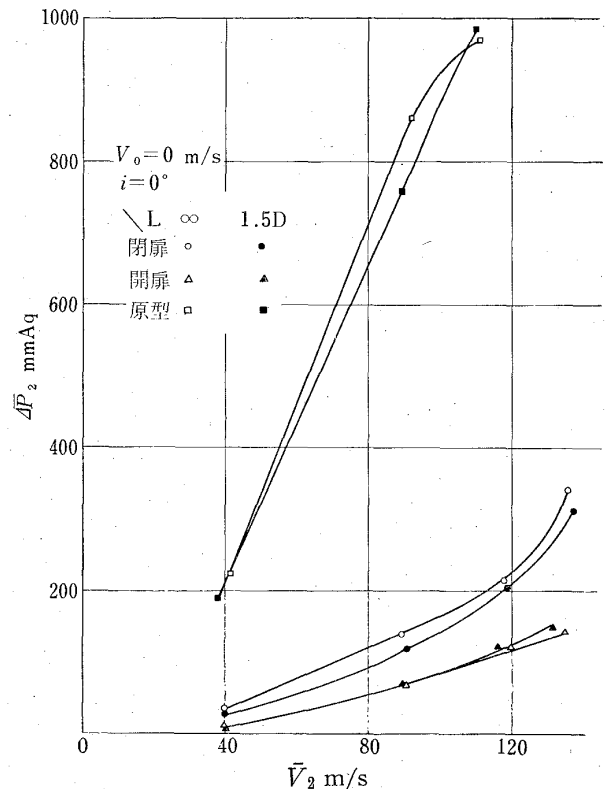


図 13 基本性能試験全圧損失 (その 1)

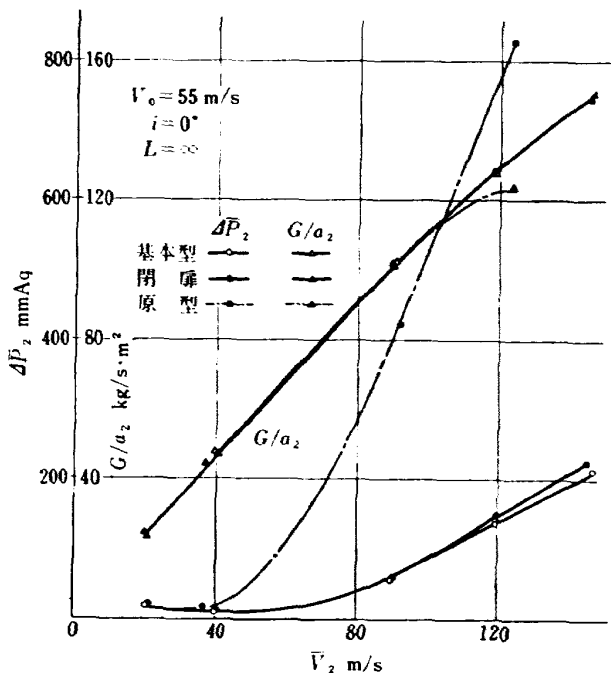


図 14 基本性能試験全圧損失 (その 2)

られる。図 17 に支持リングの同一円周上位置にある全圧管の指示値  $P_2$  の分布を比較した例を示した。

図 13~14 は同じ全圧損失データにより  $V_0$  一定の場合の全圧損失  $\Delta P_2$  におよぼす  $\bar{V}_2$  の影響を示したものである。 $\bar{V}_2$  が大きくなる程原型との差が大きくなり改善効果が著しくあらわれること、地面板なし ( $L=\infty$ ) と地面板ありの差は小さいこと、基本型と閉扉型との差は小さいことなどの一例を見ることができる。なお図 14 に付記した流量  $G$  の値は図 27 との比較に便利のように図 18 における  $G$  の値とともに実測値の 2 倍を採用してある。

図 15 は前報と同じく試験レイノルズ数の影響を見

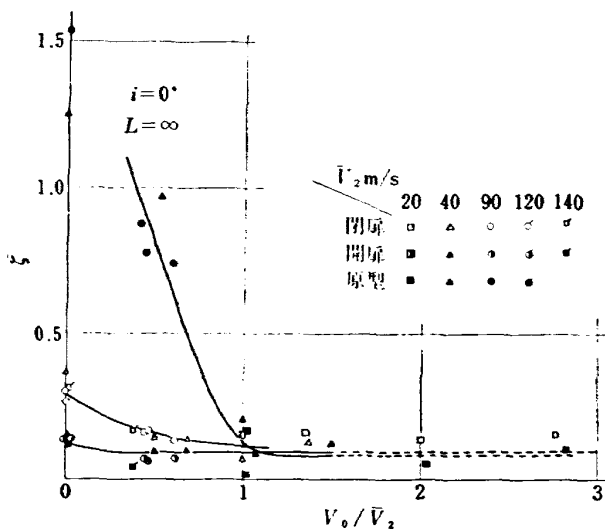


図 15 基本性能試験平均全圧損失係数

るため速度比  $V_0/\bar{V}_2$  と平均全圧損失係数  $\zeta$  の関係をプロットとしたものであるがデータのまとまりは割合よく、本実験範囲内でのレイノルズ数 (ナセル最大内径  $D$  を代表寸法とする) の影響は小さいと考えてよいであろう。原型からの改善は図 12 でも予想されたように  $V_0/\bar{V}_2 < 1$  の領域でいちじるしい。なお本図では  $V_0/\bar{V}_2 > 1.5$  で平均曲線を破線に切替えて書いてあるが、これは前報と同様にナセル内部流動のパターンに変化を生じ  $\zeta$  の算出に補正を必要としたためである (前報 4.2 項の図 13 に関する記述を参照されたい)。

図 16 は図 17 と関連させてデフューザ出口における  $\zeta$  分布測定結果を示したものである。全圧損失はどの模型でもデフューザ内流路の外径側に集中しており  $\zeta$  分布曲線は軸対称に近い。付記した  $\zeta$  の値が原型と他の型でかなり差があるが、これは図 17 に示すように外径側における  $P_2$  の値の差にもとづく。基本型と閉扉ナセルをくらべてみると、ひげつきリング (図 2 (a) 参照) を着脱したときの差は付記流量値と  $\zeta$  分布曲線でみる限りあまり明瞭でない (ひげは稜線の壁面上最大高さ約 4 mm で頂角 45° の二等辺断面を持つが、その後流の影響を局所的にとらえることはまづすぐ下流の全圧管でもできていない)。開扉型では図 16 の小図 (半円) の左上隅に、前報でも指摘したような補助空気口特有の  $\zeta$  等高線 ( $\zeta=0.3$ ) のひずみはわずかではあるが認められる。横風試験時でも同様であるが、 $\zeta$  等高線が地面板なし ( $L=\infty$ ) の場合にも風洞吹出気流に対し必ずしも完全に左右 (図 25 では上下) 対称形とならないのは据付精度も含めた模型形状精度の影響と考えられ、これは前出のリフトジェットエンジン空気取入口の予備実験でも時々見られた。しかしあまり完全対称形を追求すると費用や実験期間がぼう大なものになるので予備試験であることも考慮して、 $\zeta$  や  $\Delta P_2$  をもちいたデータ整理に際してデータの整合性がそこなわれない限りそのまま測定結果を採用している場合があることをお断わりしておく。

図 18 はオリフイスで測定した吸入重量流量と  $\bar{V}_2$  との関係をプロットした結果である。 $\bar{V}_2$  の大きい範囲で原型より  $G$  がふえているが開扉型と閉扉型との間では差がないから補助空気口が開けば主空気口からの流入量は減少していると思われる。同じ  $\bar{V}_2$  の値に対して原型より  $G$  がふえた場合にはファン入口静圧は原型より上昇した筈で、これはデフューザ効果が強化されたことを意味する。原型では  $\bar{V}_2 \approx 120$  m/s 付近で  $V_0$  の影響が見られたが、本実験では  $V_0$  の影響

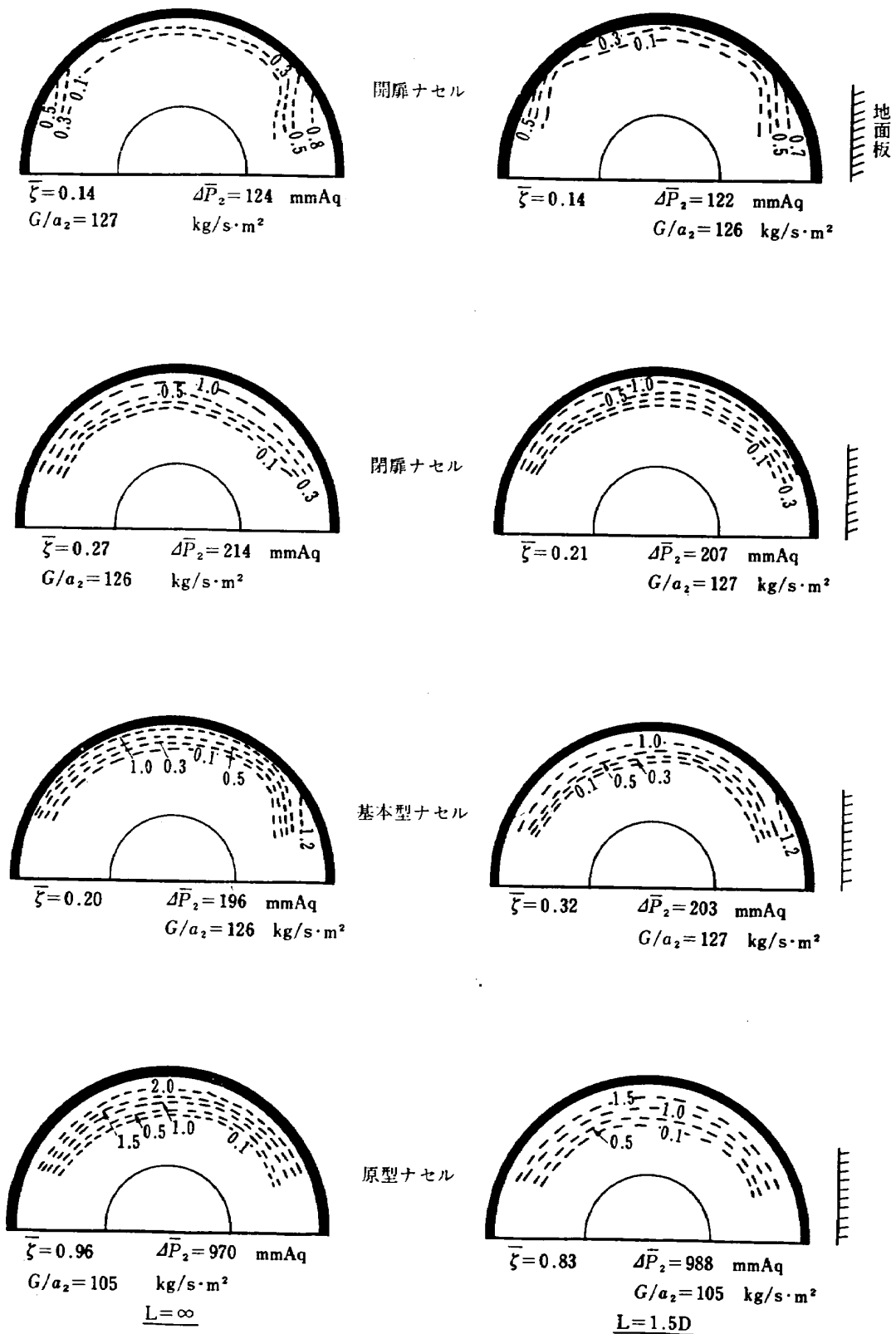


図 16 基本性能試験  $\zeta$  分布 ( $V_0=0 \text{ m/s}$ ,  $\bar{V}_2=120 \text{ m/s}$ ,  $i=0^\circ$ )

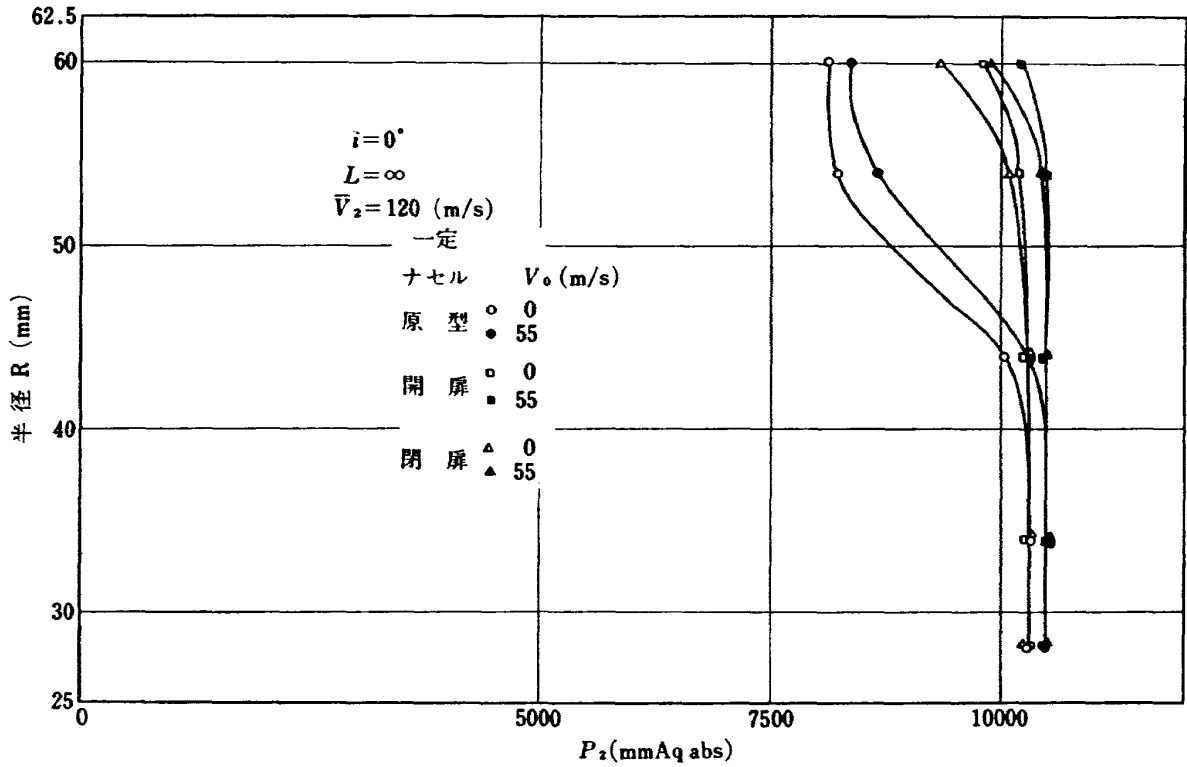


図 17 基本性能試験流出全圧分布

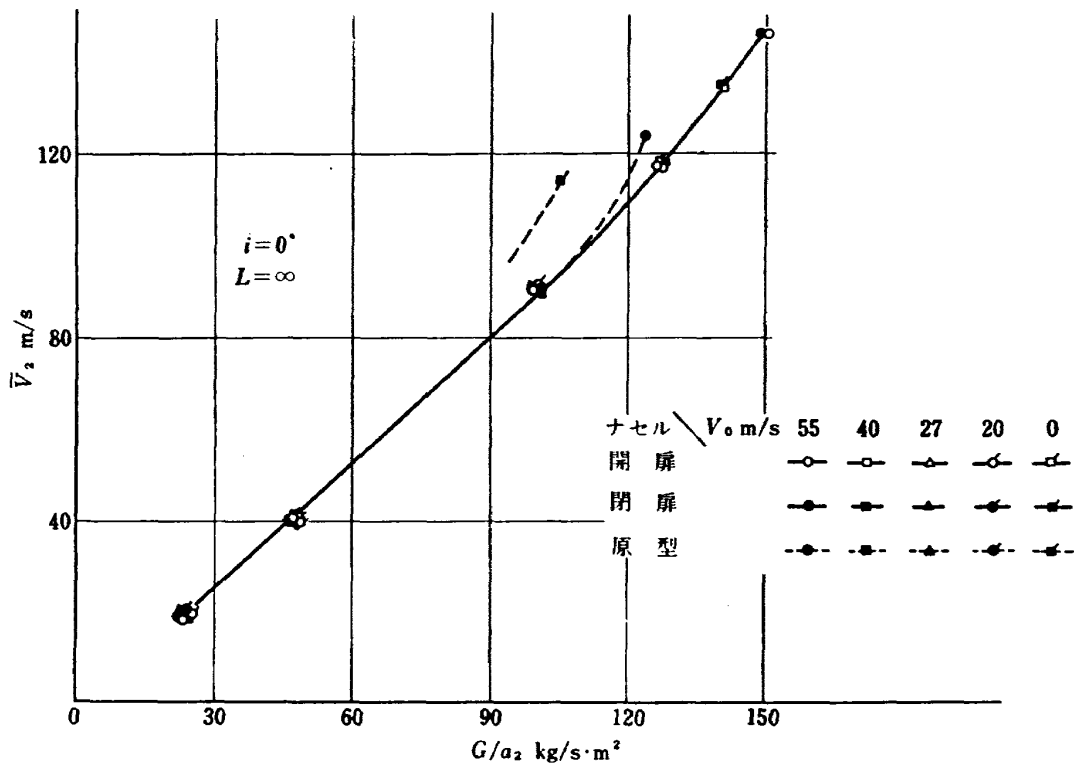


図 18 基本性能試験吸込流量

は認められなかった。

図 19~20 にディフューザおよびカウル壁面圧力分布測定結果を示した。模型が小型であるため静圧孔の位置は限られており、 $V_0=55$  m/s (動圧は約 200 mmHg) のときのリップ近傍における岐点位置を正確につかみきれていない。しかし図 19 と 20 をつきあわせてみると、模型表面における主吸込流と溢流の分岐点は  $\bar{V}_2=20$  および 40 m/s (いずれも  $V_0/\bar{V}_2 > 1$ ) の場合はディフューザ側にあり  $\bar{V}_2=120$  m/s の場合は閉扉のときカウル側、開扉のときリップ前縁付近にあると見当は付く。開扉のときの補助空気口付近のカウル面上岐点位置は  $V_0/\bar{V}_2 > 1$  のときは静圧分布曲線を見た

だけではなかなか見当がつかない ( $\bar{V}_2=20$  m/s では逆流の疑いもあるので記入を省略した)。

図 19 でディフューザ出口静圧を見ると図 18 で予想したように原型よりも  $\bar{V}_2=120$  m/s での出口静圧は増加している。 $V_0/\bar{V}_2 > 1$  のとき出口静圧が大気圧以上になることは前報と同様である。次に図 20 の閉扉型のカウル静圧分布から前報にならって  $V_0/\bar{V}_2=1.38$  (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 ( $V_0=55$  m/s,  $\bar{V}_2=40$  m/s における最大負圧は本実験では -100 mmHg 程度である) に注目し、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臨界マッハ数  $M_{cr}$  を推

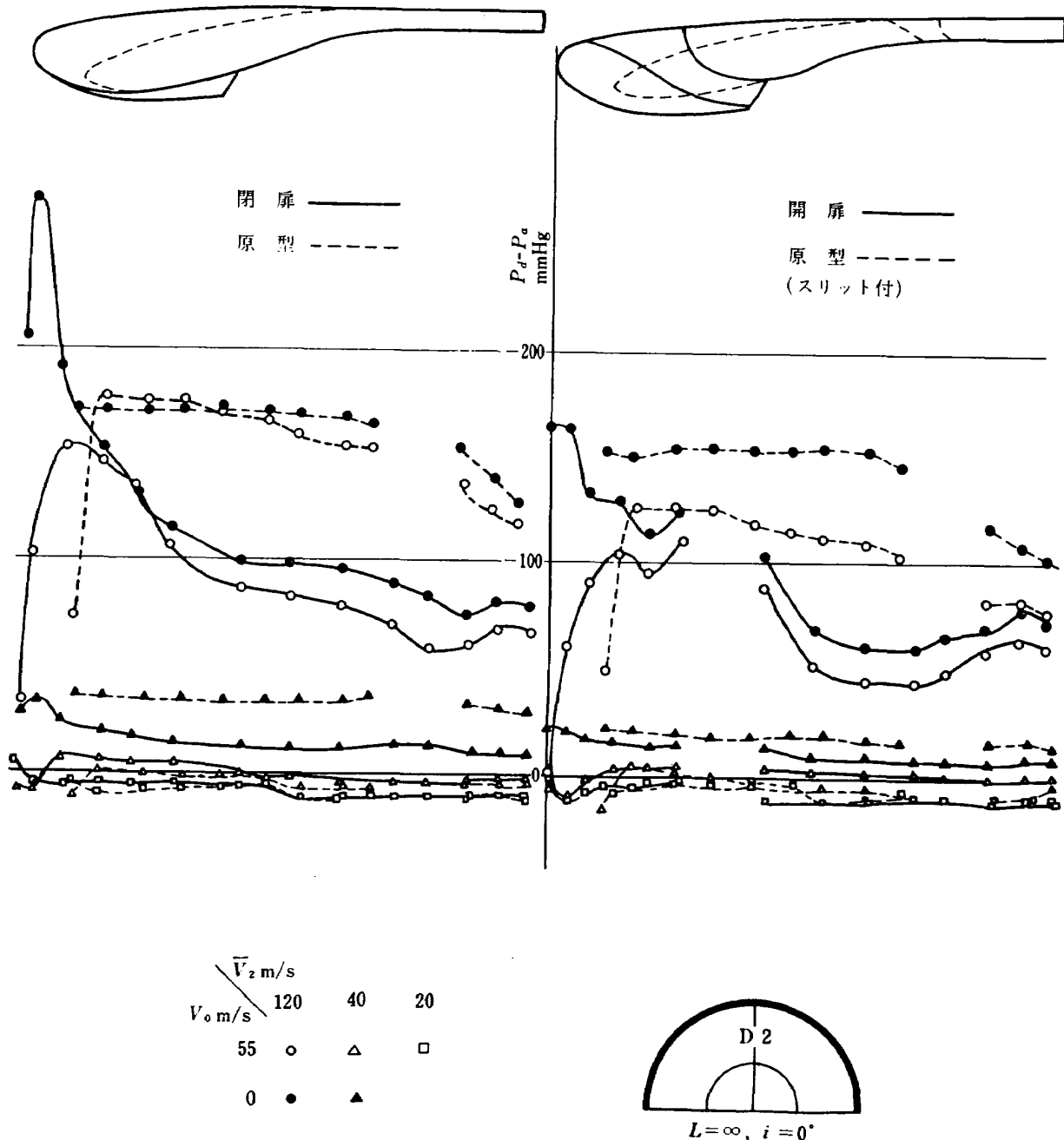


図 19 基本性能試験模型壁面圧力分布 (内面側)

定してみると  $M_{cr}=0.68$  で原型ナセルにおける  $M_{cr}=0.81$  よりかえって低い値になる。これは Peaky 翼<sup>6)</sup>の翼面圧力分布を連想させるような極端な静圧分布によって計算しているためであるが、この静圧分布と圧力係数分布がよく類似している米国ボーイング社の公表結果 (文献 9 Fig. 8) では  $M_{cr}=0.65$  程度と推定されるにもかかわらず飛行マッハ数 0.9 におけるカウル表面の圧力係数分布測定値としており、かつ付記事

項としてカウル抗力に及ぼす影響力はリップ前縁における弱い衝撃波よりも Boattail におけるはくりの方が大きいと述べていること、またロッキード社でも  $M_{cr}$  と  $M_{DD}$  の間にはかなり差があり前縁付近で "Sharply peaked pressure distributions" を生ずる翼型とのアナロジーを考えるべきであるとしていること<sup>7)</sup> から、閉扉型カウルの  $M_{DD}$  は 0.68 より高いものと考えてよい。Peaky 翼の考え方をそのまま適用して局所最大マ

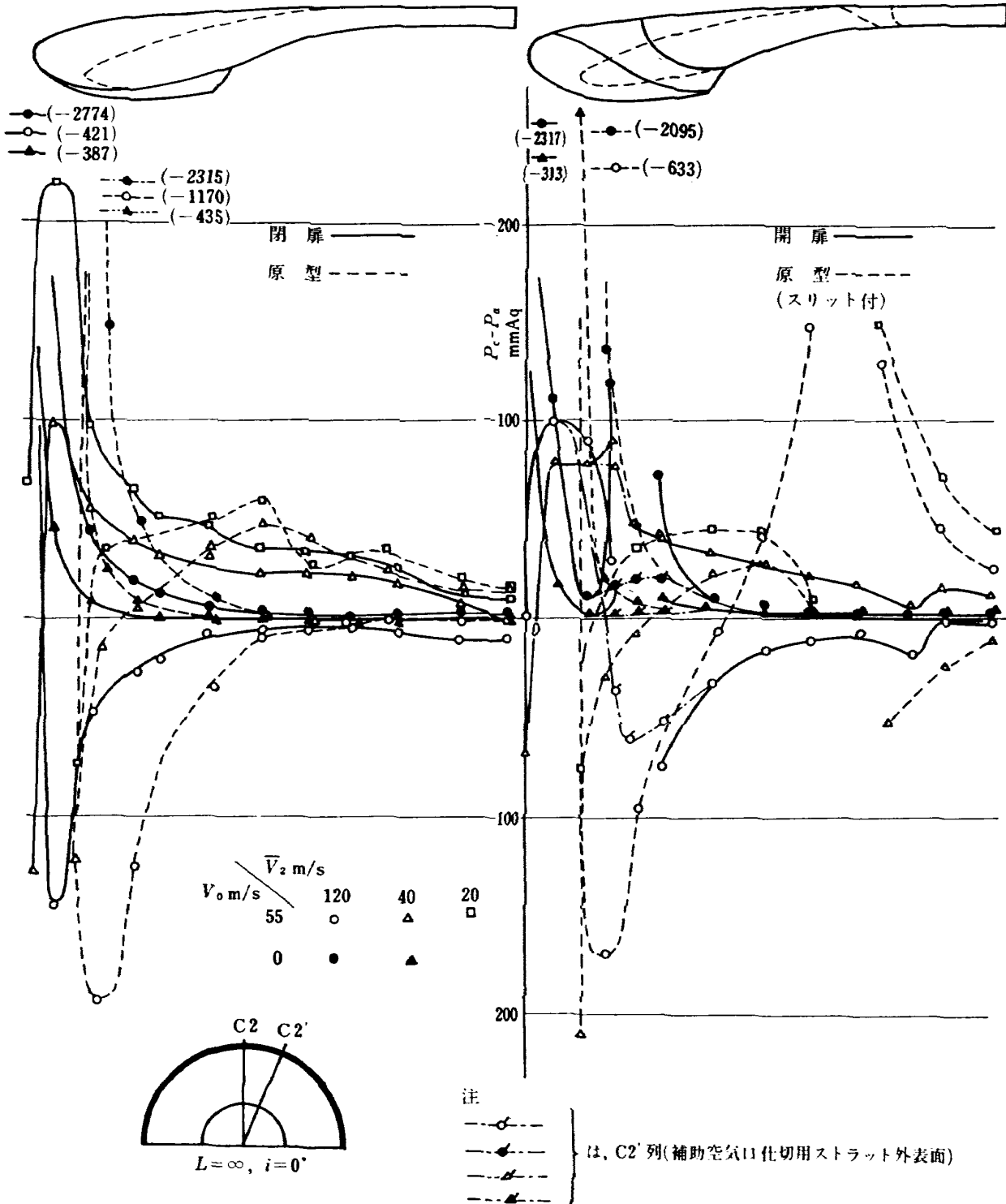


図 20 基本性能試験模型壁面圧力分布 (外面側)

マッハ数 1.581 までは衝撃波なしの局所超音速流域を実現できる<sup>9)</sup>としてこれに対応する飛行マッハ数を計算すると約 0.85 となる。

3.2 横風試験結果について

図 21 はデیفューザの全圧回復率を示す。この場合の  $V_0$  は図 12 と異なって横風相当風洞吹出流速であるから風向  $\theta$  が大きい程また  $V_0$  が大きい程おなじ  $\bar{V}_2$  の値に対する回復率  $\bar{P}_2/P_0$  の値は低下する。た

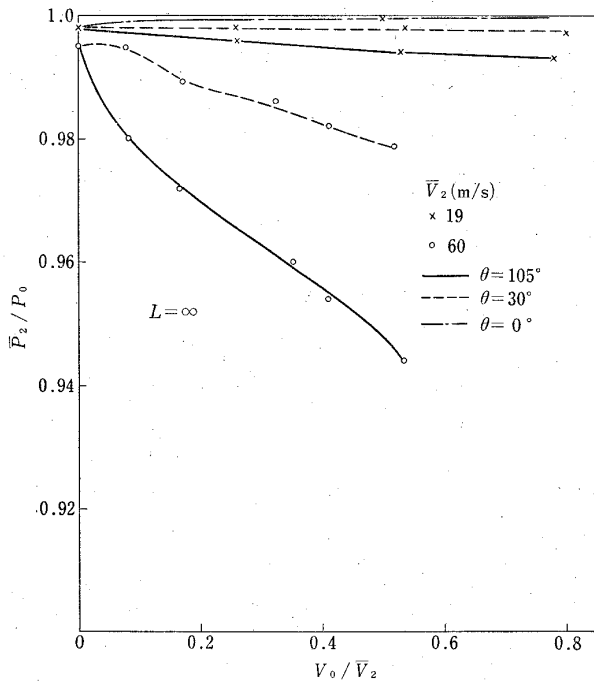


図 21 横風試験全圧回復率 (Ring Vane なし)

だし  $\theta$  の値が或程度以上になると、 $\theta$  の影響力は飽和するようであり<sup>10)</sup>、図 22 で示されるような全圧損失特性が測定された。これは  $V_0=10\text{ m/s}$  (一定) の場合の

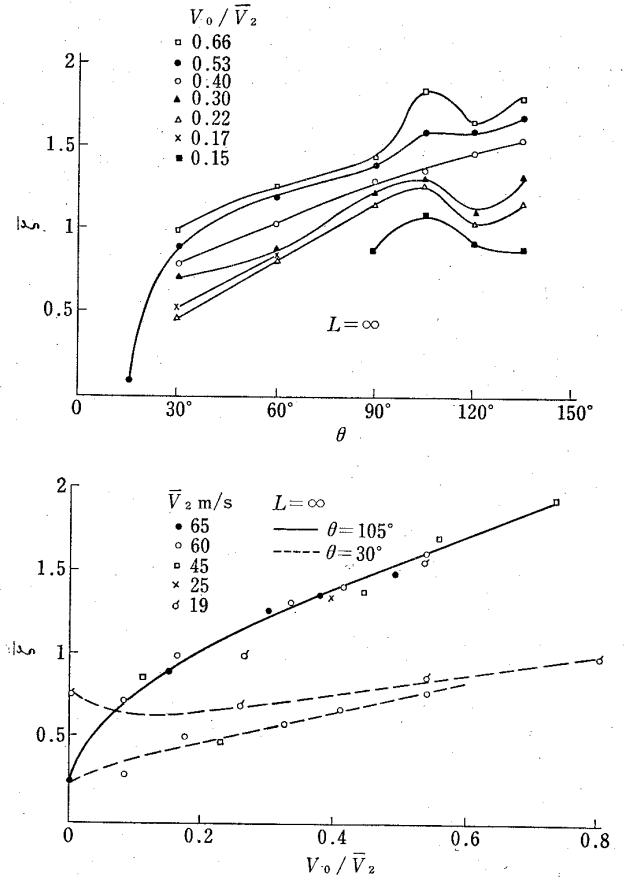


図 23 横風試験平均全圧損失係数 (Ring Vane なし)

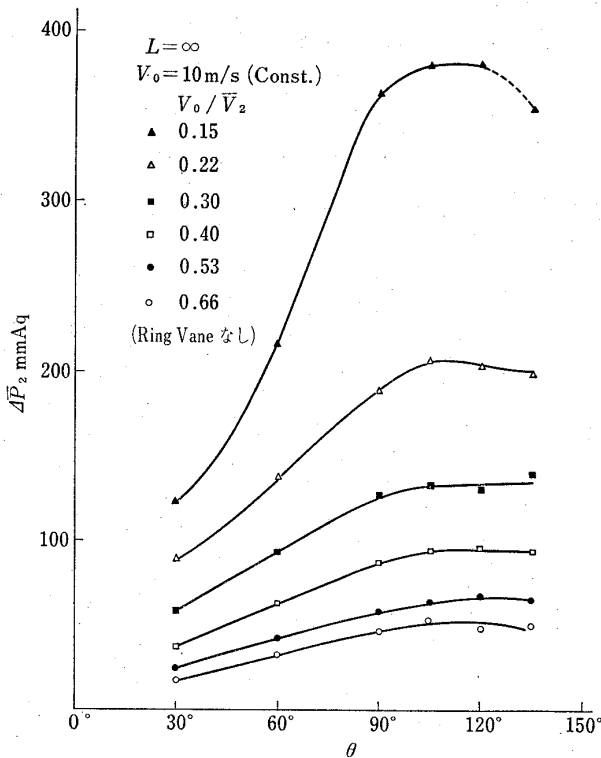


図 22 横風試験全圧損失 (その 1)

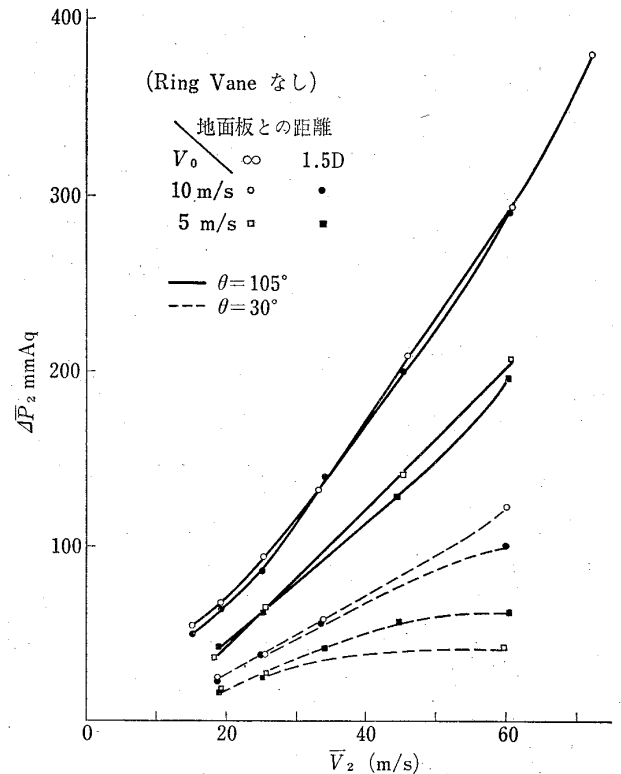


図 24 横風試験全圧損失 (その 2)

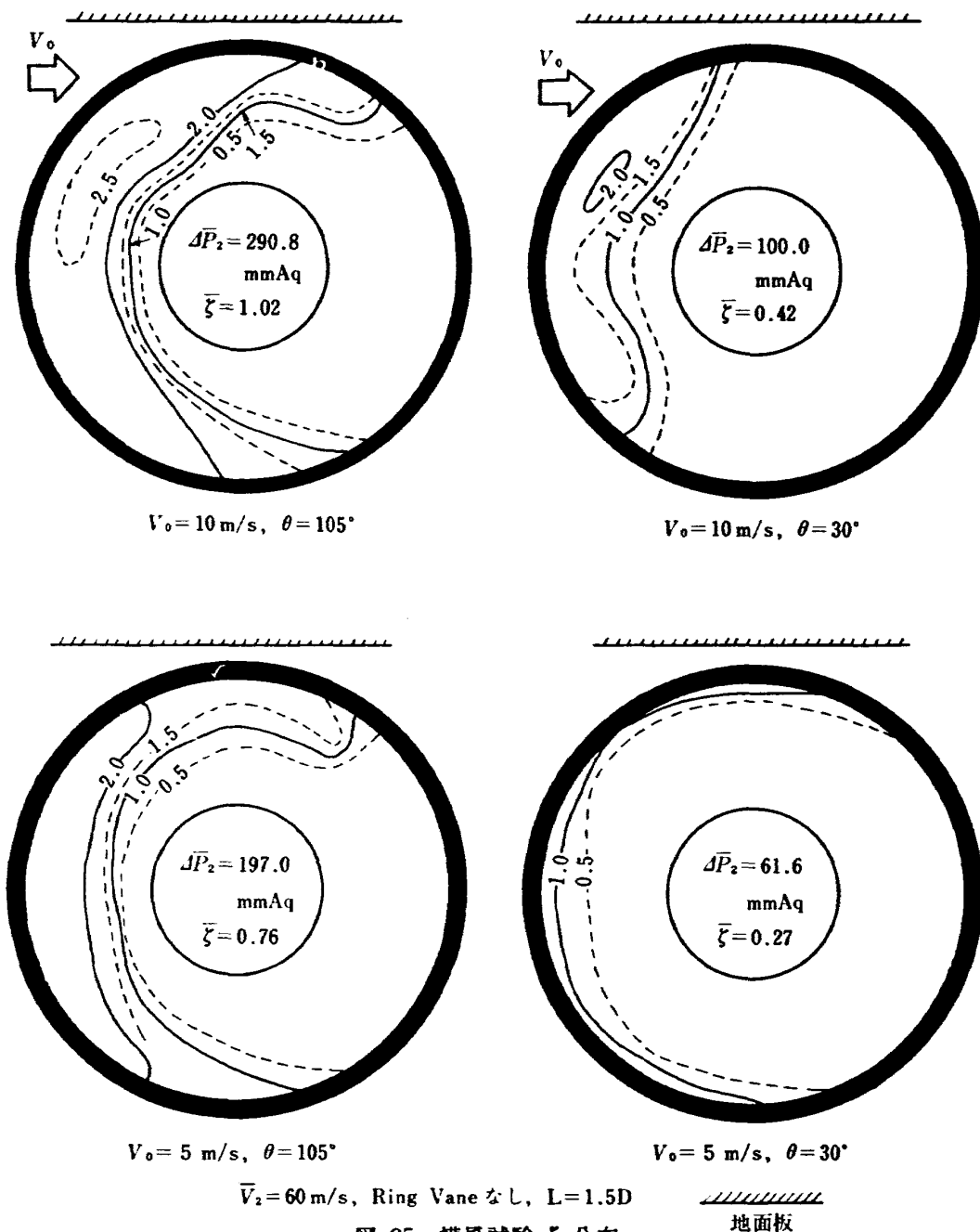


$\bar{V}_2$  の影響を見るためにプロットしたものであるが、 $V_0$  を 5~33 m/s の範囲内で変化させ種々の  $\bar{V}_2$  と組合せて試験すると図 23 の上半の小図のような結果になり、 $\theta$  の影響について同じような結論に達する。以下迎風の例として  $\theta=30^\circ$  (図 22 において  $V_0/\bar{V}_2$  一定のとき  $\Delta\bar{P}_2$  最小)、追風の例として  $\theta=105^\circ$  (図 22 において  $V_0/\bar{V}_2$  一定のとき  $\Delta\bar{P}_2$  ほぼ最大) の 2 ケースに注目して検討を進める。

図 23 の下半の小図は図 15 と同じく試験レイノルズ数の影響を見るため速度比  $V_0/\bar{V}_2$  と平均全圧損失係数  $\bar{\zeta}$  の関係をプロットしたものであるが、各  $\theta$  ごとに種々の  $\bar{V}_2$  の値に対するデータのまとまりは割合よく (ただし  $\theta=30^\circ$ ,  $V_0=0$ ,  $\bar{V}_2=19$  m/s の測定点は例

外)、本実験範囲内でのレイノルズ数 (ナセル最大内径を代表寸法とする) の影響は小さいと考えてよいであろう。

図 24 は同じ全圧損失データにより  $V_0$  一定の場合の全圧損失  $\Delta\bar{P}_2$  におよぼす  $\bar{V}_2$  の影響を示したものである。 $\bar{V}_2$  が大きくなる程  $V_0$  の差の影響が大きくなり、また  $\theta$  の差の影響も大きくなる。地面板なし ( $L=\infty$ ) と地面板あり ( $L=1.5D$ ) の差はこの実験範囲内では大きなものではないが、 $\theta=30^\circ$  の場合については一応注目すべきである。このとき地面板ありの場合にはなしの場合にくらべて  $V_0$  のちがいによる  $\Delta\bar{P}_2$  の差が小さくなる傾向が見られる。具体的には  $V_0=5$  m/s に対しては悪影響を与えているが  $V_0=10$  m/s



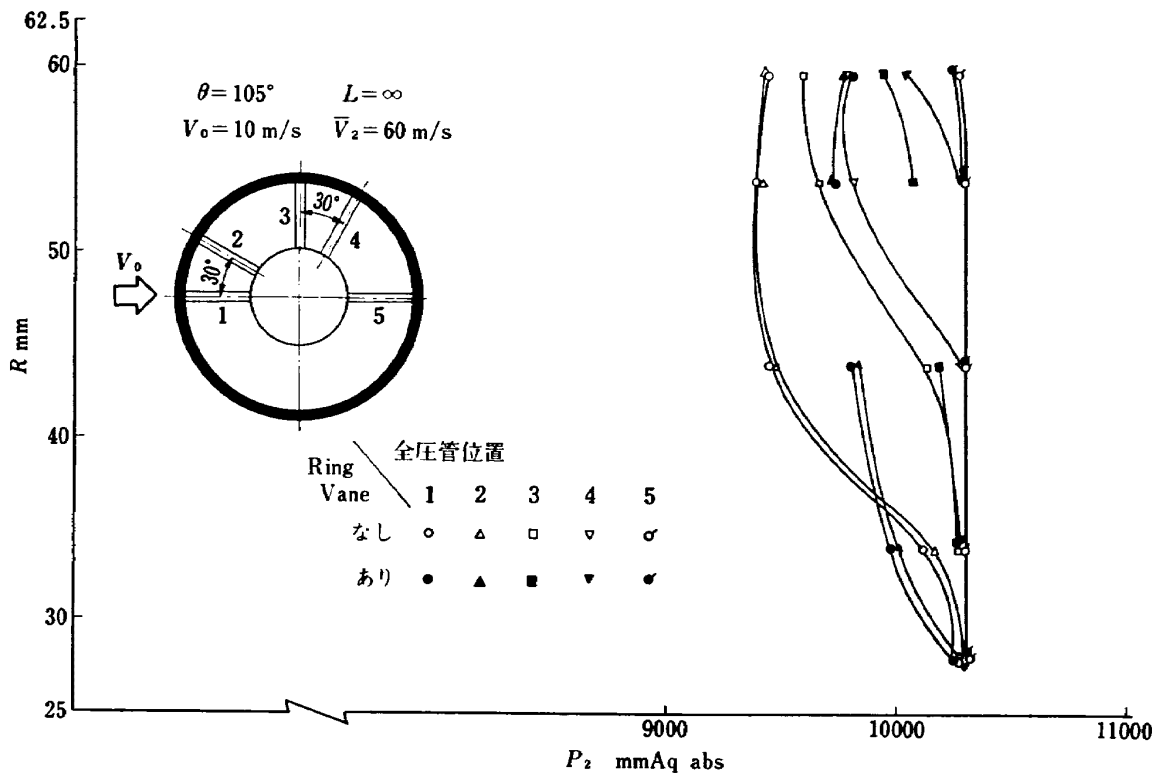


図 26 横風試験流出全圧分布

に対しては  $\Delta \bar{P}_2$  を少しだが減少させる。この原因についてはまだよくわからないが、同じ  $\bar{V}_2$  の値に対して  $V_0$  が小さいときの方が地面の影響が問題になるという傾向は、Glenny の提示したうず作用（前報の図 7 (a) の A ゾーンに生ずるたつまき）発生上限限界風速比曲線<sup>4)</sup> を想起させる。この理論曲線にあてはめると迎風で  $L/D=1.5$  のときの上限の  $V_0/\bar{V}_2$  値は 0.1 程度であり、追風のときには 0.1 をやや下廻るはずである。したがって  $\bar{V}_2=60 \text{ m/s}$  (一定) とすると  $V_0$  の臨界値は 5~6 m/s 程度であろう。本実験では  $V_0$  の測定には風車型風程式風速計を全圧管と併用し<sup>11)</sup> 小さな  $V_0$  の値を正確に保つよう考慮し、風向糸も準備していたが、うずは  $V_0=0$ ;  $\bar{V}_2=60 \text{ m/s}$  のときたまたま実験室外から吹込んだ断続微風により 2 回発生しただけで人工的に連続して発生させることはどの  $V_0$  に対してもできていない。したがって図 24 のデータ採取の際にうず作用は関与していないが、模型リップ直下の地面上の岐点付近の流れにその原因を求めることが妥当であろうと考えている。図 25 に  $\bar{V}_2=60 \text{ m/s}$  のときのデューザ出口<sup>12)</sup> 分布測定結果を示した。全般に流路風上側外径に全圧損失が集中する。

図 26 はリングベーンの整流作用を調べてみた結果である。全圧管位置により全圧損失は当然異なるが、同一円周上位置で半径方向の  $P_2$  分布をくらべてみるとリングベーン装着時の方が  $P_2$  分布は均一分布に近

づいている。ただし  $R=50 \text{ m/m}$  付近（図 11 によればリング後縁の半径は  $R_l=R_u=48.2 \text{ m/m}$  である）にあらわれる筈のリング後流が前述の通り全圧管増設が間に合わなかったため検出できず、全圧平均損失値  $\bar{P}_2$  の比較はできていない。そこで代案として実験用排風

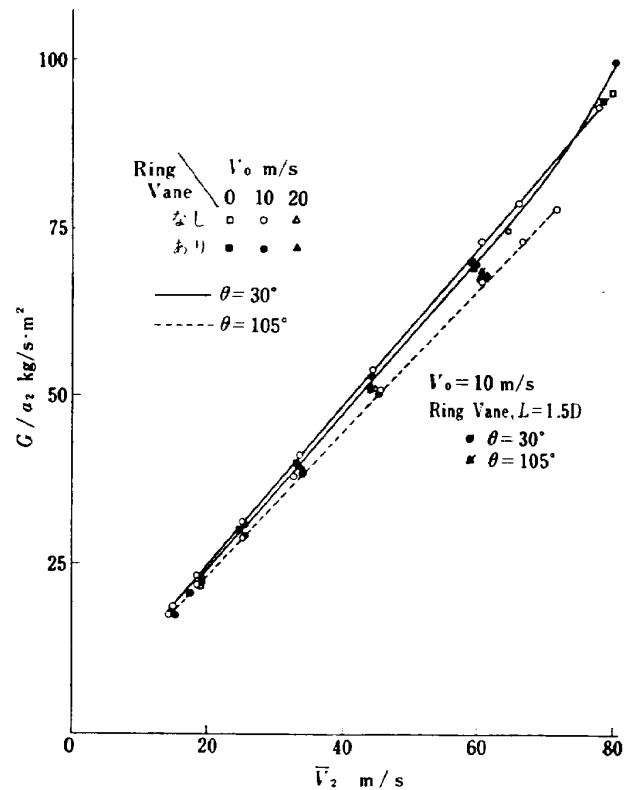


図 27 横風試験吸込流量 (地面板なし)

機を仕切弁全開; バイパス弁全閉の状態 で運転して模型吸込重量流量を比較し一つのチェックとしてみた (通常は  $\bar{V}_2$  を一定値に保つようバイパス弁開度を可変にするが, この場合は抽気系統管形状を揃えた)。この結果,  $V_0=0$  ではリングベーンをつけた方が流量が2%程少なかった。ただし  $\theta=30^\circ$ ,  $V_0=10$  m/s では逆にリングベーンをつけた方が3%程多くなった。測量測定精度を考えると有意義な差といえるかどうか

は微妙な問題になるが, 横風を受けて全圧損失が増大するのを抑える役をリングベーンが果たしたとも考えられるので将来設備能力があれば更に本格的な試験を試みしてみる価値はあると考える。図 27 は同じ  $\bar{V}_2$  の値に対する吸込重量流量を比較しているが, この範囲では各  $\theta$  ごとにリングベーンの有無による差はあまり出てこないといえる。

図 28~30 にはナセル内外面圧力分布を測定した結

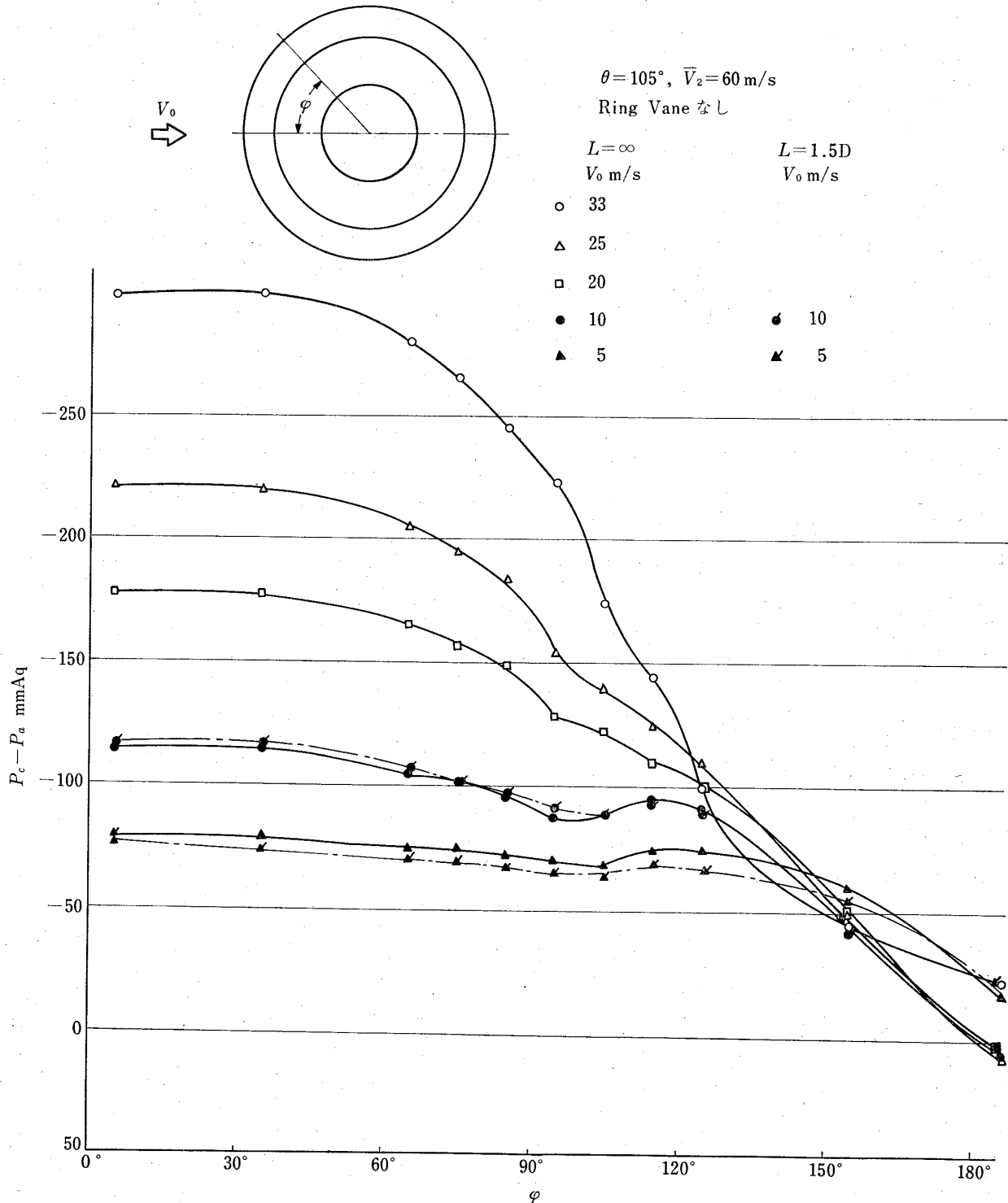


図 28 横風試験模型壁面圧力分布 (外面前縁円周)

果を示した。まづ図 28 では  $X=5\text{ m/m}$  (図 4 参照) の位置にあるカウル面上静圧孔列 (地面板側) の測定値を示したが, カウル壁面に沿う吸込流があることを考えると, 負圧が大きい上流側ほど吸込流速は大きいと考えられ, 同図中  $\varphi=180^\circ$  付近で大気圧以上の静

圧値が示されている点では岐点が近傍に生じていると考えられる。本図は  $\theta=105^\circ$  に対する結果であるので, 図 30 のデフューザ壁面圧力分布と照合してみると,  $\varphi=0^\circ$  および  $90^\circ$  付近に対応する D3 列および D1 列ではデフューザ効果が殆どなくはくりして

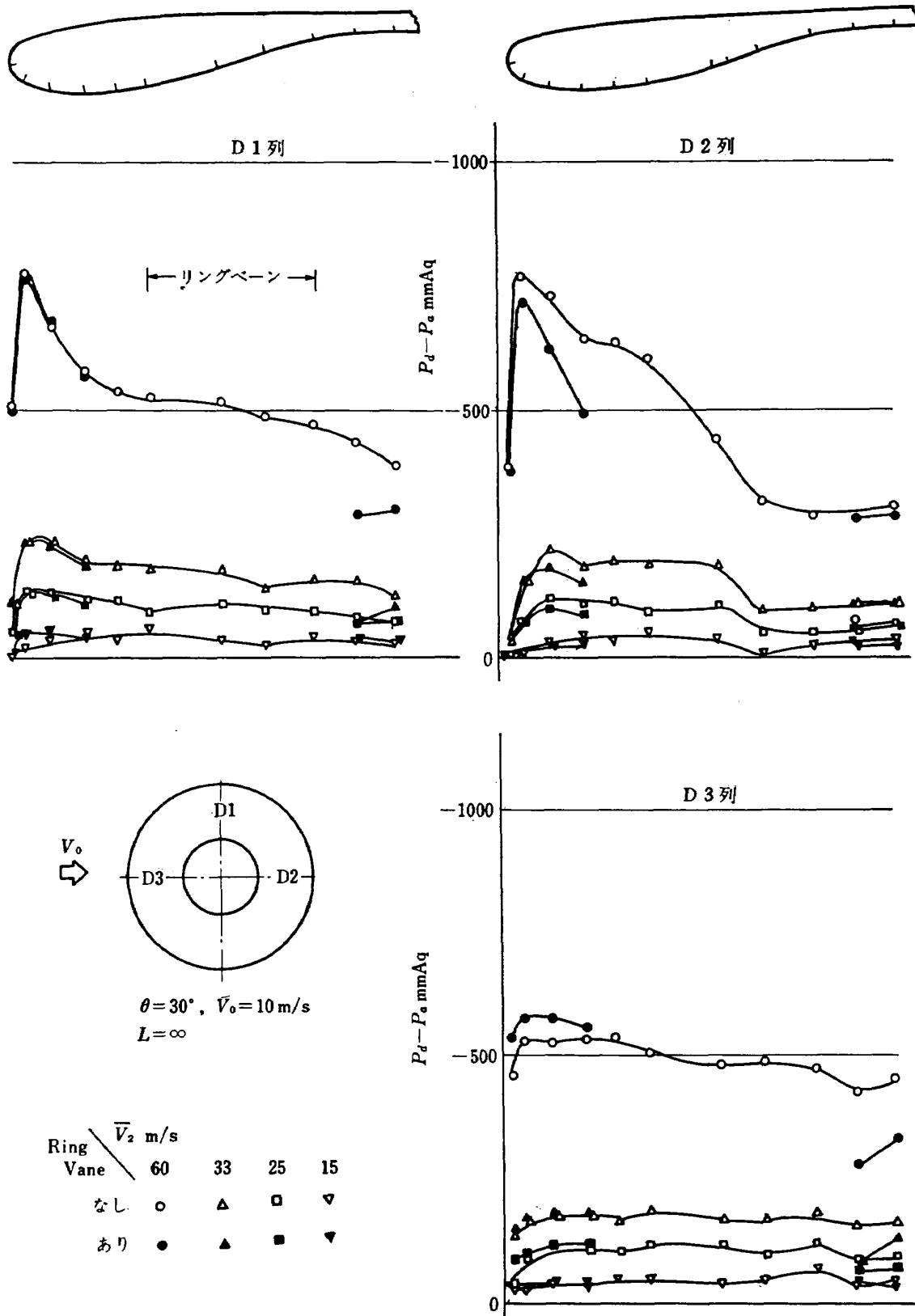


図 29 横風試験模型壁面圧力分布 (内面側その 1)

いと推定できる。これに対して  $\varphi=180^\circ$  近傍の D2 列では  $\bar{V}_2=60 \text{ m/s}$  で 500 mmAq 程度の静圧上昇が見られる。リングベーンをつけると D3 列および D1 列でも或程度まで静圧上昇が生ずるようになり、流れの均一化に寄与することがわかる。図 29 の  $\theta=30^\circ$

の場合には  $\bar{V}_2=60 \text{ m/s}$  のときにディフューザ効果が見られない静圧孔列は D3 列のみとなり、リングベーンがなくてもディフューザはかなりよくその静圧上昇効果を発揮しているといえよう。ディフューザ出口の分布 (リングベーンなし) については図 25 と大差

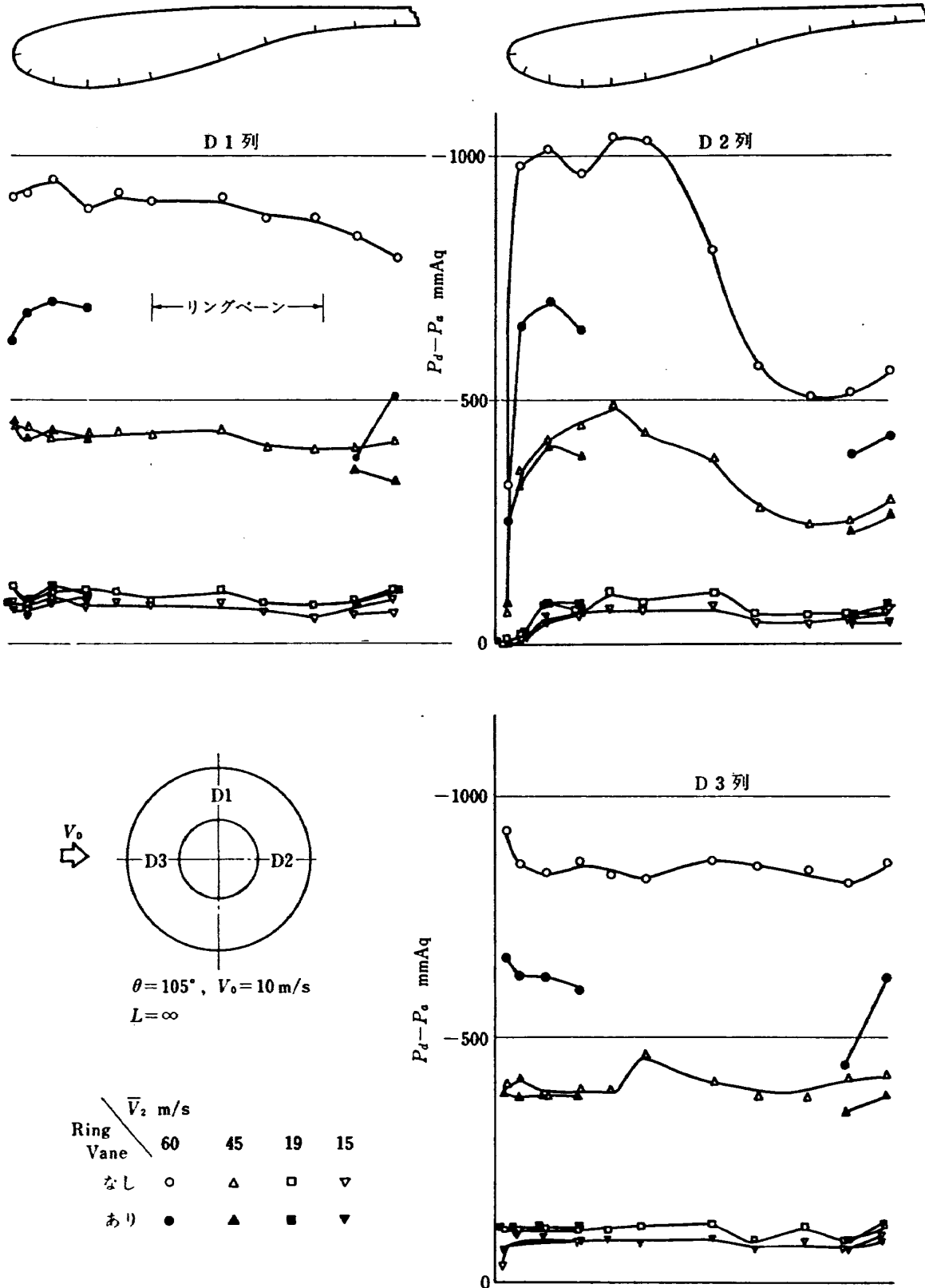


図 30 横風試験模型壁面圧力分布 (内面側その 2)

ないので省略する。

#### 4. ま と め

ナセル前縁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. 基本性能試験

1.1 補助空気口を開くと吸入気流平均全圧損失は減少した。ただし基本型そのものがすでに前報の場合にくらべて全圧損失特性においてかなり改善されているので、補助空気口全閉時とくらべて平均全圧損失の差は小さい。ファン動翼段入口平均軸流速度  $\bar{V}_2=120$  m/s で機速 0 のときの全圧回復率は補助空気口閉扉時約 98%，全開時約 99% であった。全圧損失は流路外径側に集中している。

1.2 補助空気口開度および  $\bar{V}_2$  が一定ならば吸入気流平均全圧損失は機速  $V_0$  が大きい程小さくなった。 $V_0 \geq \bar{V}_2$  では補助空気口の開閉に関係なく平均全圧損失は極めて小さい。

1.3 機速 200 km/h 乃至 70 km/h のときの吸込重量流量は  $\bar{V}_2 \leq 140$  m/s の全実験範囲内で  $\bar{V}_2$  の値によりほとんど一定し、補助空気口の開閉および  $V_0$  の大きさに関係しなかった。 $\bar{V}_2 \geq 120$  m/s では前報の場合より同じ  $\bar{V}_2$  に対する吸込流量が増加している。 $V_0/\bar{V}_2 > 1$  の実験時に模型表面における主吸込流と溢流の分岐点がナセル内面側に生じ、このため模型外面リップ付近に Peaky な負圧点が見られた。

##### 2. 横風試験

2.1 本試験は  $V_0/\bar{V}_2 < 1$  の範囲で基本型のみについて行なったが、追風の方が迎風の場合より同一横風風速  $V_0$  に対する全圧損失は大きい。風向角  $\theta$  (正対風向を  $0^\circ$  とする) が大きい程、また横風風速が大きい程、同じ  $\bar{V}_2$  の値に対する全圧回復率は低下する。 $\bar{V}_2=60$  m/s のとき横風がなければ 99% の全圧回復率が得られる筈のものが  $\theta=105^\circ$  で 10 m/s の横風が吹くと、全圧回復率は 95% 弱となる。このとき全圧損失は流路風上側外径に集中している。ただし平均全圧損失は  $\theta=105^\circ$  でほぼ最大となり、 $\theta$  の値をこれ以上にしても増加しない。

2.2 流路内にリングペーンを挿入するとペーン後流部を除き、流路半径方向の全圧損失分布が均一化に近づく傾向が見られた。円周方向についても或程度迄流れの均一化に寄与する傾向が見られたが、リングペーンの整流効果については今後更に検討する必要がある。

本報告は前報の補足であって、前報の場合と同一の最大外径および最大流路内径を持つ理想化した小型模型の予備実報報告に留まるが、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ふやすことができた。

以上で本報告を終わるに際し、終始適切など助言を頂いた慶応義塾大学工学部 安藤常世教授、また当所の松木部長、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 佐々木信夫、池田映人、庄司憲生、小山正人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。

#### 参 考 文 献

- 1) 近藤 博・石賀保正; 推進エンジン用空気取入口の予備実験, 航技研資料 TM-185 (昭 45)
- 2) W. S. Viall; The Engine Inlet on the 747, ASME Paper 69-GT-41 (1969)
- 3) 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 40)
- 4) D. E. Glenney; Ingestion of Debris into Intakes by Vortex Action, ARC CP No. 1114 (1970)
- 5) A. H. Marsh & others; Ground-Runup Tests of Acoustically Treated Inlets and Fan Ducts, NASA SP-189 Paper No. 10 (1968)
- 6) M. R. Nichols & A. L. Keith; Investigation of a systematic Group of NACA 1-series Cowlings with and without Spinners, NACA Rep. 950 (1948)
- 7) J. P. Hancock & B. L. Hinson; Inlet Development for the L-500, AIAA Paper No. 69-448 (1969)
- 8) 佐藤淳造; Peaky 翼型について, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 18, No. 201 (1970)
- 9) W. S. Viall; Aerodynamic Consideration for Engine Inlet Design for Subsonic High-Bypass Fan Engines, SAE Paper No. 660733 (1966)
- 10) R. A. Tyler & G. C. Williamson; Measured Circular Intake Performance in Inclined Flow for a Series of Seme-Circular Lip Profiles, NRC Aero. Report (Canada) LR-424 (1965)
- 11) 近藤 博・大城章一郎; リフトエンジンの自然吸込について, 航技研資料 TM-130 (1968)
- 12) G. T. Drakeley & R. B. McCormick; Treated Inlets, NASA SP-189 Paper No. 14 (1968)
- 13) H. A. Jackson & H. O. Pohlmann; JT9D Engine Operating Experience, SAE Paper No. 700288 (1970)

14) J. E. Calogeras & others; Experimental Investigation of the Effect of Screen-Induced Total-

Pressure Distorsion on Turbojet Stall Margin, NASA TM X-2239 (1971)

記 号

$A$ ;	流管の断面積	( $m^2$ )
$a_1$ ;	前側ストラット前縁での内部流路断面積 ( $0.21\pi D^2$ )	約 $0.01 m^2$
$D$ ;	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)	$125 mm\phi$
$D_{Up}$ ;	ナセル入口先端部直径	基本型: $115.66 mm\phi$
$D_{in}$ ;	ナセル内側スロート部直径	基本型: $104.42 mm\phi$
$D^*$ ;	ナセル最大外径	$134 mm\phi$
$R$ ;	ナセル内側流路半径	( $mm$ )
$d$ ;	ボス直径	$50 mm\phi$
$G$ ;	吸込流量 (重量) (半割型模型では実測値の2倍)	( $kg/s$ )
$L$ ;	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.)
$\Delta P_1$ ;	全圧損失 ( $=P_0 - P_1$ )	( " )
$\Delta \bar{P}_1$ ;	平均全圧損失 ( $=\Sigma(\Delta P_1 \cdot \Delta a_1)/a_1$ )	( " )
$\bar{P}_1$ ;	前側ストラット前縁における平均全圧 ( $=P_0 - \Delta \bar{P}_1$ )	( " ) (abs.)
$P_a$ ;	大気圧	( " ) ( " )
$P_d$ ;	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	( " ) ( " )
$\bar{P}_s$ ;	支持リング内側の局所壁面静圧 $P_s$ の同一検査面内平均値	( " ) ( " )
$q$ ;	全圧と静圧の差	( " )
$\bar{q}$ ;	$q$ の面積平均値	( " )
$S$ ;	ナセル先端から $D^*$ 部までの軸方向長さ	基本型: $76.5 mm$
$V$ ;	流速	( $m/s$ )
$M$ ;	マッハ数	
$\zeta$ ;	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 (機速のあるとき)	(度)
$\theta$ ;	構風風向 (正対風を $\theta=0^\circ$ とする) (機速のないとき)	( " )

添字 0; 吸入前の状態 (自由流状態)

$i$ ; ナセル先端における値

2; 前側ストラット前縁における状態

$a$ ; 大気状態

\*; ナセル最大外径における値

注) 平均軸流吸込風速  $\bar{V}_1$ ,  $\bar{q}_1$ , 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,  $\gamma_1 (kg/m^3)$  は  $\bar{p}_{s1}$  から算出した前側ストラット前縁における空気比重量。

$$\bar{V}_1 = \frac{1}{a_1} \cdot \frac{G}{\gamma_1}$$

$$\zeta = \frac{\Delta P_1}{\bar{q}_1}$$

$$\bar{q}_1 = \frac{\Sigma P_1 \cdot \Delta a_1}{a_1} - \bar{p}_{s1}$$

$$\bar{\zeta} = \frac{\Sigma \zeta \cdot \Delta a_1}{a_1}$$

TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求 軽減法	1972年2月	大石晃, 山中龍夫 冠昭夫
TM-217	フライングテストベッド自動安定装置性 能試験(I)―製作時性能試験―	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河弘, 増原恢
TM-218	フライングテストベッド自動安定装置性 能試験(II)―実験前性能試験―	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河弘, 増原恢
TM-219	フライングテストベッド脚性能試験	1972年5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッドテレメータ性能 試験	1972年5月	小野幸一, 十河弘 池上博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年5月	谷喬, 高島一明 関根英夫, 中村正剛
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年5月	河崎俊夫, 齋藤秀夫 塙武敏, 藤田保夫 林洋一, 戸田恒雄 日下和夫, 築地甫 中井暎一, 森田実一 菊地孝男, 高橋慎一 東久保正年, 越出慎一
TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年5月	藤枝郭俊, 十河弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差に よって生ずる飛しよう径路誤差の一考 察	1972年5月	大月正男, 新宮博 鈴木孝雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性試 験	1972年7月	渋谷昭義, 丸山茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年7月	藤枝郭俊, 牧野健 川崎純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予 備実験	1972年7月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川行雄, 関勝美
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気 制御の研究(I)	1972年7月	齋藤隆, 鈴木邦男
TM-231	フライングテストベッド全機振動試験	1972年8月	渋谷昭義, 岡田典秋 丸山茂, 川崎純男
TM-232	フライングテストベッド電気系統試験	1972年9月	甲斐忠夫, 十河弘
TM-233	フライングテストベッド空気タービン試 験	1972年11月	宮本義人, 中村公昭 川崎純男, 東海林秀幸
TM-234	スピン燃焼試験設備による燃焼実験	1972年10月	石井進一, 岡部祐二郎 山田晃, 新岡嵩 三谷徹

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235号

昭和47年10月発行

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

印刷所 有限会社啓文堂松本印刷  
 東京都文京区水道2-7-5



