

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-182

排気系障害板の模型実験

田 辺 義 一

1970 年 10 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤 博, 坂口 一 八山 優, 高森 晋
TM-142	二次元スラットおよびスロッチッドフラップの実験的研究(Ⅲ)	1968年7月	犬丸 矩夫, 高橋 俣
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸川 隼人, 石黒登美子 山本 浩通
TM-146	双発STOL機の飛行試験 —実用運用包囲線および離着陸特性—	1968年8月	幸尾 治朗, 岡 遠一 塚野 雄吉, 鎌田 幸男 小野 孝次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月 正男, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋安次郎, 宮沢 政文 西 武徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェット VTOL 機の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村 博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討 —フラッタ解析法の研究 そのⅠ—	1968年12月	市川 輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月	檜崎 哲二, 中野 富雄
TM-153	FA-200 改機の風洞試験 (Ⅰ) プロペラ付き	1969年2月	広末 健一, 坂井 紀穂 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-154	FA-200 改機の風洞試験 (Ⅱ) 高揚力装置付き	1969年2月	広末 健一, 木村 友昭 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-155	極超音速風洞 M7 ノズル較正試験	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	1966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 堀内 正司, 本間 幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11A-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

排気系障害板の模型実験*

田 辺 義 一**

概 要

航技研フライングテストベッドの試作研究に関連して、エンジン排気流中にその流れを阻害するような障害板を置いて抵抗を発生させ、エンジンの有効推力を制御するという方法の可能性を検討するための模型実験をおこなった。

実験に用いた障害板は一辺が排気ノズル口の直径の約2倍の正方形板を形V字逆に二つ折りとした形状のもので、その頂角とノズル口からの距離を変えて実験をおこない、これらのパラメータと障害板の抵抗の関係を検討した。

1. ま え が き

エンジン排気流中にその流れを阻害するような障害板を置いて抵抗を発生させ、エンジンの有効推力を制御するという方法を用いる場合に検討を要する問題点として次の各項目がある。

第一は、障害板の効果に関するもので障害板の形状と発生抵抗の関係である。発生抵抗を左右する主要パラメータは、障害板によって排気流が偏向する角度である。実験では正方形板を逆V字形に二つ折りした形状の障害板を用い、その頂角をパラメータとして実験をおこない、障害板形状と抵抗の関係を求めた。

第二は、障害板の実用性に関連して障害板がエンジン排気流量その他に影響を及ぼすか否かの問題である。実験では排気口と障害板との距離をパラメータに選り、排気流量に及ぼす障害板の影響を検討した。

2. 記 号

A : ノズル出口面積	[cm ²]
D : ノズル出口直径	[cm]
F : 推力	[kg]
G : 重量流量	[kg/s]
H : ノズル出口中心から障害板先端までの距離	[cm]
M : ノズル出口のマッハ数	
P : 全圧	[kg/cm ²]
T : 全温	[°K]

* 昭和45年8月8日受付

** 新型航空機部

β : 障害板の半頂角 [deg]

η : 推力係数 = $\frac{\text{推力の実験値}}{\text{推力の計算値}}$

φ : 流量係数 = $\frac{\text{流量の実験値}}{\text{流量の計算値}}$

添 字

o : ノズル前

a : 大気

e : 実験値

n : ノズル発生推力成分(障害板のない場合の全推力)

α : ノズル—障害板系の利用推力成分(実効推力)

β : 障害板吸収推力成分(抵抗)

3. 実験装置および実験方法

3.1 模型

障害板は、その装着によって搭載エンジンの基本性能が変化しないこと、実用上エンジンと地面との間隙に収容できること、障害板の着脱により推力線の方向が変らないこと、製作および繊装が容易な単純形状であることが必要である。障害板模型を図1に示す。本模型は、一辺がノズル出口直径の約2.1倍の正方形の鋼板を対称的に折り、矩形板2枚を逆V字形に突合させた形の屈折平板であり、その表面は滑かに仕上げている。ノズル出口面の外周部には、ノズル出口直径の6倍の直径を有する円板を付け、仮想胴体下面とした。

3.2 実験装置

模型をつけた実験装置を図2に示す。実験装置の主

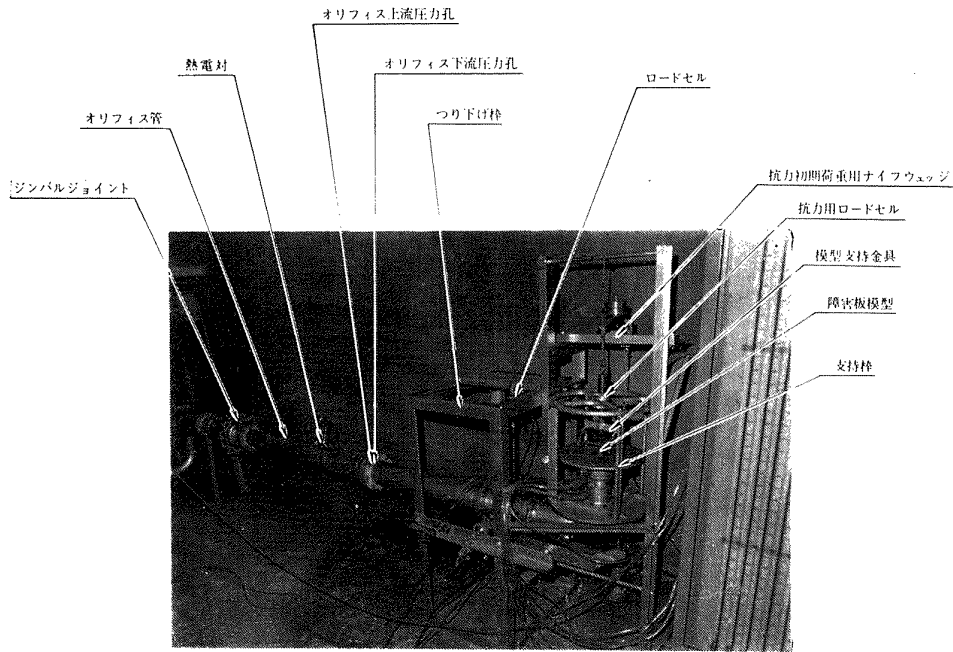


図 2(a) 障害板模型実験状態

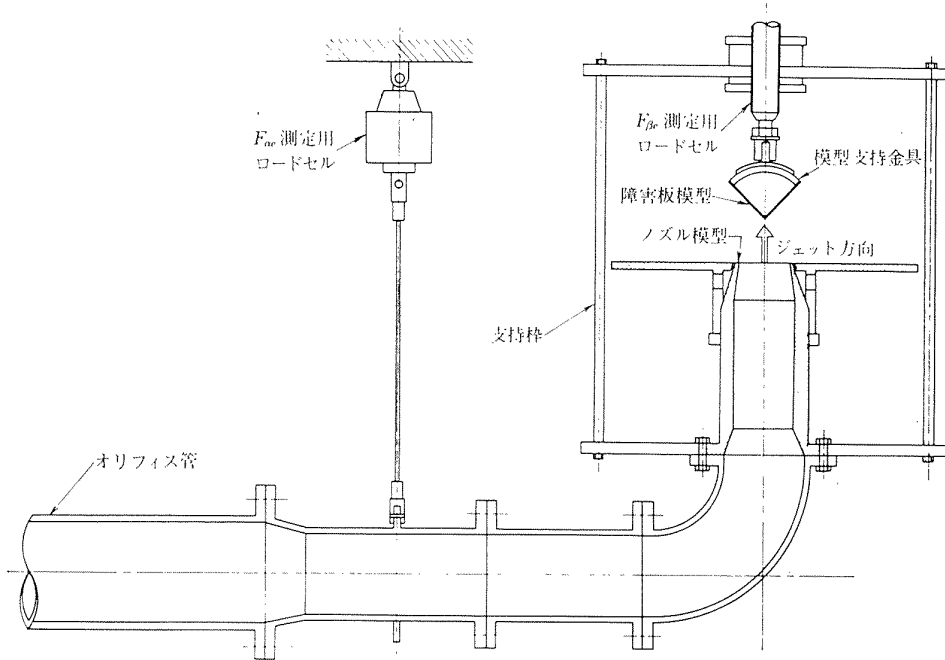


図 2(b) 障害板模型推力測定要領

メータで読取った。

(2) 温度 オリフィス上流とノズル前の全温はクロメル・アルメル熱電対を挿入して計測した。

(3) 流量 オリフィス流量計前後の圧力とオリフィス上流の温度から流量計所定の計算により求めた。

(4) 推力 次の2推力はロードセルで計測し、動歪計で推力 0.2 kg (実測範囲の約 0.3%)相当まで読取り、所定の計算により求めた。

ノズル——障害板系利用推力の実験値 F_{ae} は、図

2に示したように、つり下げ枠から垂直方向に 200 kg 用のロードセルを介して測定した(オリフィス管などの自重の一部, 30 kg 以上が初期荷重としてかかっている)。 F_{ae} の実測最大値は約 40 kg である。障害板で吸収する推力の実験値 $F_{\beta e}$ は、障害板を特製の 100 kg 抵抗力用ロードセルを介してノズル側から支持し、10 kg 以上の初期荷重をかけた状態で実験し測定した。 $F_{\beta e}$ の実測最大値は約 60 kg である。ノズル発生推力の実験値 F_{ne} は、 $F_{ne} = F_{ae} - F_{\beta e}$ で表わす

ことができる。ただし推力の方向は、ジェットと逆の方向を正、ジェット方向を負とする。

4. 実験結果と考察

4.1 流量および流量係数

ジェットノズルの上流に設けたオリフィス流量計により求めた流量 G_e をジェットノズル前全圧、全温、ノズル面積で修正した修正流量 $G_e \sqrt{T_0/P_0 A}$ の形で図4に示す。同図には、 P_0/P_a による計算値修正流量 $G_e \sqrt{T_0/P_0 A}$ (付録参照) も示す。図から、ある β では H/D がある値以下に小さくなると流量が低下し、また β が大きくなると、より大きな H/D から流量が低下しはじめることがわかる。これは定性的には予期されたとおりのことである。

この傾向を詳しく知るために流量係数 $\varphi (=G_e/G)$ をとって、これを図5および図6に示す。図5では、各圧力比における φ は、 H/D の大きいところでは β にかかわらずほぼ一定であるが、 H/D のある値以

下では β が大きいほど大きく低下する。このことは、 H/D の小さいところでは β が大きいほどジェット排気が閉塞されることを示している。例えば図において $P_0/P_a \approx 1.7$, $H/D \geq 0.6$ では $\varphi \approx 0.95$ であるが $H/D \approx 0.4$ では φ は β の増大とともに大きく低下する。また $P_0/P_a \geq 1.7$, $\beta \leq 30^\circ$ の場合には、 $H/D \approx 0.4$ まで近づけても φ は低下しない。 H/D が大きくて φ が β によって変化しない場合と H/D が小さくて φ が β によって変化する場合の P_0/P_a に対する φ の変化の代表例を示したのが図6である。いずれも、 φ は P_0/P_a とともに上昇するが H/D が大きい (≈ 1.1) 場合は β にかかわらず φ が一致し、臨界圧力比 ($P_0/P_a = 1.893$) では $\varphi \approx 0.96$, $P_0/P_a = 1.7$ ($M \approx 0.9$) では $\varphi \approx 0.95$ である。 H/D が小さい (≈ 0.4) 場合は (ジェット排気が閉塞される場合) は β の増大とともに φ が低下しその程度は P_0/P_a が小さいほど大きい。

4.2 衝突時の運動量変化 (推力の理論値)

一様円形断面のジェットの中心が逆V字形二つ折り

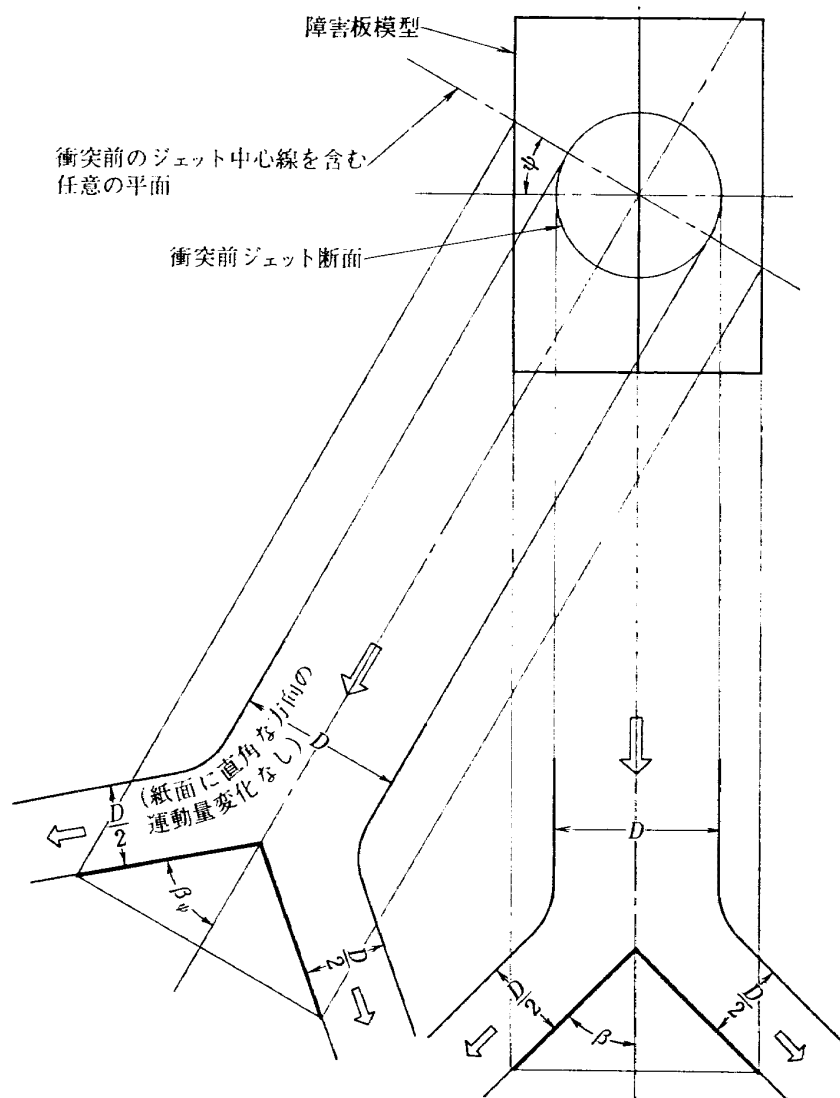


図3 円形ジェットの障害板衝突前後の流れ

障害板の中心に衝突した場合に衝突損失、摩擦損失がなく、衝突前のジェット中心線を含む任意平面内の流線は衝突後もその平面内において方向のみ障害板に沿って β_ϕ だけ変るという理想状態 (図3) を考えれば2次元の運動量理論を適用できる。

この場合、障害板吸収推力 F_β は、衝突前後のジェット方向の運動量変化を考慮することによりつぎのように求められる。ただし推力の方向は、ジェットと逆の方向を正、ジェット方向を負とする。

$$\begin{aligned} F_\beta &= -\frac{2F_n}{\pi} \int_0^\pi (1 - \cos \beta_\phi) d\phi \\ &= -\frac{2F_n}{\pi} \int_0^\pi \left(1 - \frac{\cos \beta \cos \phi}{\sqrt{1 - \cos^2 \beta \sin^2 \phi}}\right) d\phi \\ &= -\frac{2F_n}{\pi} \left[\phi - \sin^{-1}(\cos \beta \sin \phi) \right]_0^\pi \\ &= -\frac{2F_n}{\pi} \beta \end{aligned} \quad (1)$$

したがってノズル—障害板系利用推力 F_a は、

$$F_a = F_n + F_\beta = F_n \left(1 - \frac{2}{\pi} \beta\right) \quad (2)$$

以上2式を本実験のデータ整理に使用する。

4.3 修正3推力 ($F_{ae}/P_aA, F_{\beta e}/P_aA, F_{ne}/P_aA$)

ノズル—障害板系利用推力の実験値 F_{ae} を測定したロードセルと、障害板で吸収する推力の実験値 $F_{\beta e}$ を測定したロードセルは、いずれも良好な直線性を持っている。後者の校正を図7に示す。利用推力 F_{ae} と障害板吸収推力 $F_{\beta e}$ の差は、障害板のない場合のノズル発生推力 F_{ne} を表わす。

$F_{ae}, F_{\beta e}, F_{ne}(=F_{ae}-F_{\beta e})$ を大気圧、ノズル面積で無次元化した修正推力 $F_{ae}/P_aA, F_{\beta e}/P_aA, F_{ne}/P_aA$ の形で図8に示す。同図には計算値 (4.2 項および付録参照) も示す。

これら修正3推力の絶対値は P_0/P_a とともに増大するが、いずれもそれらの計算値より小さい。修正3推力の H/D による散布は、 $\beta=30^\circ, 60^\circ$ では比較的小さいが $\beta=45^\circ, 75^\circ$ では一般に大きい。

計算値の $|F_a/P_aA| = |F_\beta/P_aA|$ であるところの $\beta=45^\circ$ では実験値の F_{ae}/P_aA の散布が大きく、したがって F_{ne}/P_aA の散布も大きくなっている。両者とも H/D が小さいところで計算値より大きく低下している。ただし、障害板吸収推力のみは、 $\beta=30^\circ, 60^\circ$ の両者と同様、その散布は小さい。

$\beta=75^\circ$ では利用推力が H/D によって大きく変わり、 $H/D \leq 0.6$ で $F_{ae}/P_aA \approx 0$ となり、 $H/D \approx 0.4$ でそれが負値となる。これはノズル外周部の円板上が

大気圧より負圧になるためと考えられる (このノズル外周部円板上の圧力を図9に示す)。また $F_{\beta e}/P_aA, F_{ne}/P_aA$ も大きく散布し、いずれも H/D が小さくなると大きく低下する。 F_{ne}/P_aA の大幅な低下は、前述の流量の閉塞に対応するものである。

4.4 推力に対する考察

利用推力、障害板吸収推力、ノズル推力それぞれの実験値と計算値の比をとり、各推力係数として、圧力比に対して図示したものが図10, 11である。

図10で η_a は、 P_0/P_a によって大きく変わらないが、 β の増大および H/D の減少によって大幅に低下する。 $\beta=45^\circ, H/D \leq 0.6$ あるいは、 $\beta=60^\circ, H/D \leq 1$ の場合は、 $\eta_a < 0.8$ である。 $\beta=30^\circ$ で、 $H/D \approx 1.1$ の η_a が $H/D < 1$ の場合よりも小さいことは、ジェット排気が障害板模型支持金具により干渉を受けて F_{ae} が小さくなったためと考えられる。 $\beta=75^\circ$ ではさらに η_a が低下し、特に $H/D \approx 0.4$ では負値になる。これは、4.3 項で述べた負圧の影響である。

図11で η_β は、 P_0/P_a の増大とともに上昇し、臨界圧力比以上 ($P_0/P_a \geq 1.893$) ではほぼ一定値となる傾向を示す。また η_β は、おおむね β の増大とともに上昇する。 $\beta=75^\circ$ では、 H/D の減少とともに η_β は大幅に低下するが、他の場合ではその差は大きくない。

図12は、利用推力、障害板吸収推力の実験値を、それぞれノズル推力の計算値で無次元化して示した一例であり、 $P_0/P_a \approx 1.7 (M \approx 0.9)$ の場合であるが、他の圧力比においても傾向は同様である。同図には、理想値として $F_a/F_n, F_\beta/F_n$ の斜線も示した。これらの実験値と理想値の比は、 η_a, η_β にほかならない。すなわち、 $\{(F_{ae}/F_n)/(F_a/F_n)\} = \eta_a, \{(F_{\beta e}/F_n)/(F_\beta/F_n)\} = \eta_\beta$ である。図で $\beta=30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, H/D \approx 1.1, 0.9$ の実験値は、 $(F_a/F_n) = 1 - (2/\pi)\beta$ または $(F_\beta/F_n) = -(2/\pi)\beta$ に平行な直線 $(F_{ae}/F_n) = 0.9 - (2/\pi)\beta, (F_{\beta e}/F_n) = 0.1 - (2/\pi)\beta$ におおむね沿って散布している。したがって、 $\beta=30^\circ \sim 60^\circ, H/D \approx 1$ の場合のそれぞれの推力係数の概略値は、

$$\eta_a = \left(\frac{F_{ae}}{F_n} \middle/ \frac{F_a}{F_n} \right) = 1 - \frac{0.1}{1 - \frac{2}{\pi} \beta},$$

$$\eta_\beta = \left(\frac{F_{\beta e}}{F_n} \middle/ \frac{F_\beta}{F_n} \right) = 1 - \frac{0.1}{\frac{2}{\pi} \beta}$$

により求めることができる。

図 13 は、 η_α と η_β を β と H/D について示した一例であり、 $P_0/P_a \approx 1.7$ ($M \approx 0.9$) の場合であるが、他の圧力比においても傾向は同様である。 $\beta = 45^\circ$ の場合は散布が大きい、 $H/D \approx 1$ では $\eta_\alpha, \eta_\beta \approx 0.8$ である。図中の二点鎖線は、図 12 から得たものであり、 η_α と η_β の散布を同時にみるために一本の線とした。このために図 13 では横座標の β は左右二方向にとったのである。

4.5 障害板の実効半頂角

(1) 式より $(F_\beta/F_n) = -(2/\pi)\beta$ であるから、その実験値を $(F_{\beta e}/F_{ne}) = -(2/\pi)\beta_e$ とすれば、 $(\beta_e/\beta) = \{(F_{\beta e}/F_\beta)/(F_{ne}/F_n)\} = (\eta_\beta/\eta_n)$ 、すなわち $\beta_e = \beta(\eta_\beta/\eta_n)$ と表わすことができる。この β_e を障害板の実効半頂角として、 β に対して図示した一例が図 14 である。図は $P_0/P_a \approx 1.7$ ($M \approx 0.9$) の場合であるが、他の圧力比においても傾向は同様である。 $\beta = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ で $H/D \approx 1.1 \sim 0.4$ の場合は $\beta_e \approx \beta \pm 4^\circ$ であるが、 $\beta = 75^\circ$ では β_e が大きくなり $\beta_e > \beta + 8^\circ$ である。一般に、ジェットが静止平板に角 β をもって衝突し、その平板に沿って流れるためには、(平板の直径) $> 6 \times$ (ジェットの直径) でなければならないが²⁾、図 14 の結果は、 $P_0/P_a \approx 1.7$ ($M \approx 0.9$) のジェットがその直径の 2 倍程度の一辺を有する正方形の平板を逆 V 字形に折った障害板 (ただし $\beta = 30^\circ \sim 60^\circ$) に対して $\beta_e \approx \beta \pm 4^\circ$ の程度で、ほぼ障害板の表面に沿って流れることを意味するものである。

5. あとがき

エンジン排気流中にその流れを障害するような障害板を置いて抵抗を発生させ、エンジン有効推力を制御するという方法の可能性を検討するために、ジェット流中に障害板を置いた模型実験をおこなった。結果を要約すれば、つぎのとおりである。

(1) ノズル出口直径の約 2 倍を一辺とする正方形板を逆 V 字形に二つ折りした障害板によりジェット排気が閉塞されないためには、障害板取付距離 H はノズル出口直径 D 程度あれば十分である。ただし障害板の半頂角 β が 30° の場合には、 $H/D = 1/2$ まで近づけることができる。

(2) 利用推力係数 η_α 、障害板吸収推力係数 η_β は、 β の増大とともにそれぞれ減少または増大し、 $\beta = 60^\circ \sim 30^\circ$ の範囲では $\eta_\alpha, \eta_\beta = 0.9 \sim 0.6$ である。また一般に H/D の減少とともに推力係数は低下する。

(3) (1) 式の整理法にもとづく実効半頂角 β_e は、 $\beta = 60^\circ \sim 30^\circ$ の範囲で $\beta_e \approx \beta \pm 4^\circ$ の程度で一致する。

本実験については、新型航空機部第一研究室の滝沢直人室長に種々御教示いただき、渋谷昭義技官に御協力いただいた。また、原動機部の空気源関係の方々にも御協力いただいた。

付 録

計算値修正流量の計算式は、文献 3) により TR-123¹⁾ の (1), (2) 式を用い、 R (気体常数) $= 29.27$ kg m/kg² K, g (重力の加速度) $= 9.8$ m/s², K (空気の比熱比) $= 1.4$ とした。

$\frac{P_0}{P_a} < 1.893$ (亜音速) においては、

$$\begin{aligned} & \frac{G\sqrt{T_0}}{P_0 A} \\ &= \sqrt{\frac{2g}{R} \left(\frac{K}{K-1} \right) \left(\frac{P_0}{P_a} \right)^{-2/K} \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_a} \right)^{(1-K)/K} \right]} \\ &= \sqrt{2.344 \left(\frac{P_0}{P_a} \right)^{-1/0.7} \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_a} \right)^{-1/3.5} \right]} \end{aligned}$$

$\frac{P_0}{P_a} \geq 1.893$ (音速) においては、

$$\frac{G\sqrt{T_0}}{P_0 A} = \sqrt{\frac{Kg}{R} \left(\frac{2}{K+1} \right)^{(K+1)/(K-1)}} = 0.396$$

計算値修正推力の計算式は、同上 TR-123 の (3), (4) 式を用いた。

$\frac{P_0}{P_a} < 1.893$ (亜音速) においては、

$$\begin{aligned} \frac{F_n}{P_a A} &= \frac{2K}{K-1} \left\{ \left(\frac{P_0}{P_a} \right)^{(K-1)/K} - 1 \right\} \\ &= 7 \left\{ \left(\frac{P_0}{P_a} \right)^{1/3.5} - 1 \right\} \end{aligned}$$

$\frac{P_0}{P_a} \geq 1.893$ (音速) においては、

$$\begin{aligned} \frac{F_n}{P_a A} &= \frac{P_0}{P_a} \left\{ \left(\frac{2}{K+1} \right)^{K/(K-1)} (K+1) \right\} - 1 \\ &= 1.268 \frac{P_0}{P_a} - 1 \end{aligned}$$

文 献

- 1) 滝沢直人ほか; 姿勢制御用空気ジェットノズルの研究, 航技研報告, TR-123 (昭和 41/12)
- 2) 日本機械学会編; 機械工学便覧 (改訂第 5 版), (昭和 41/3) p. 8-31
- 3) M.J. Zucrow; Aircraft and Missile Propulsion, Vol. 2, John Wiley, (1958)

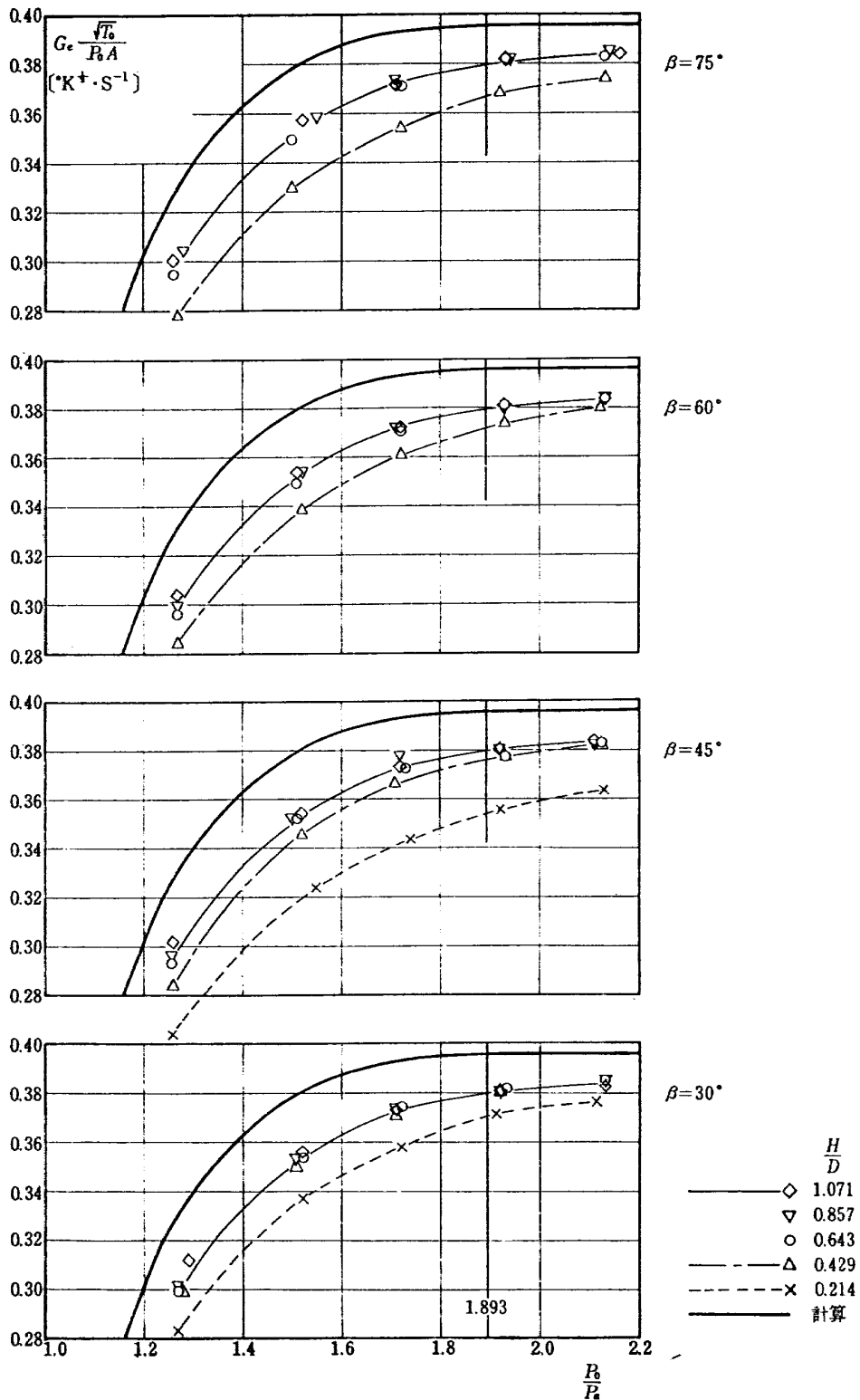


図 4 修正流量—圧力比

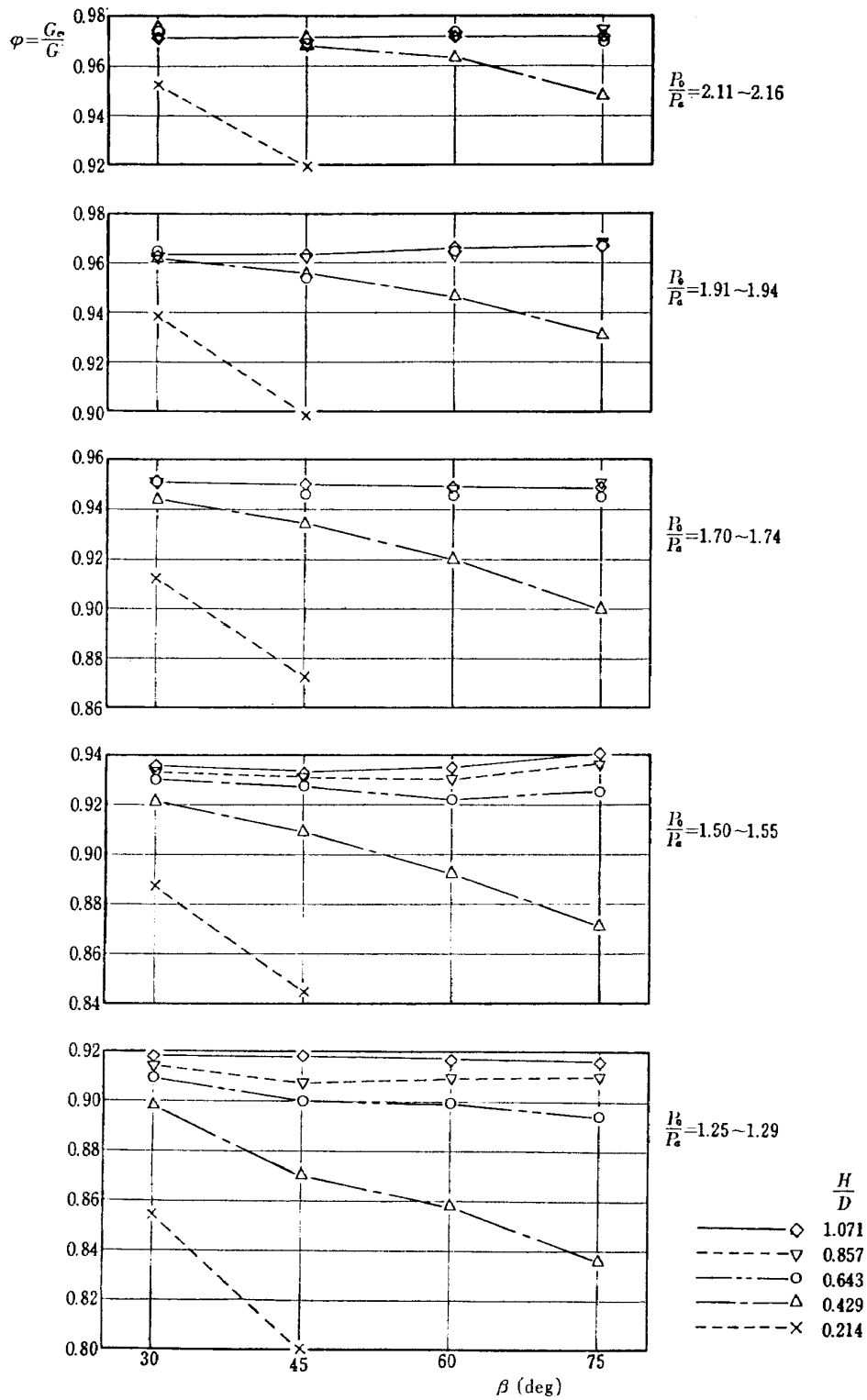


図 5 流量係数—障害板の半頂角

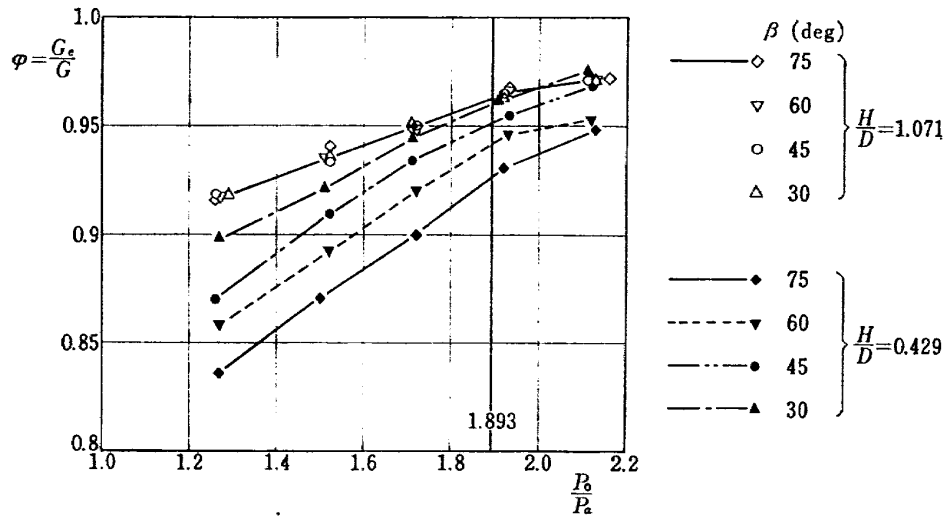


図 6 流量係数—圧力比

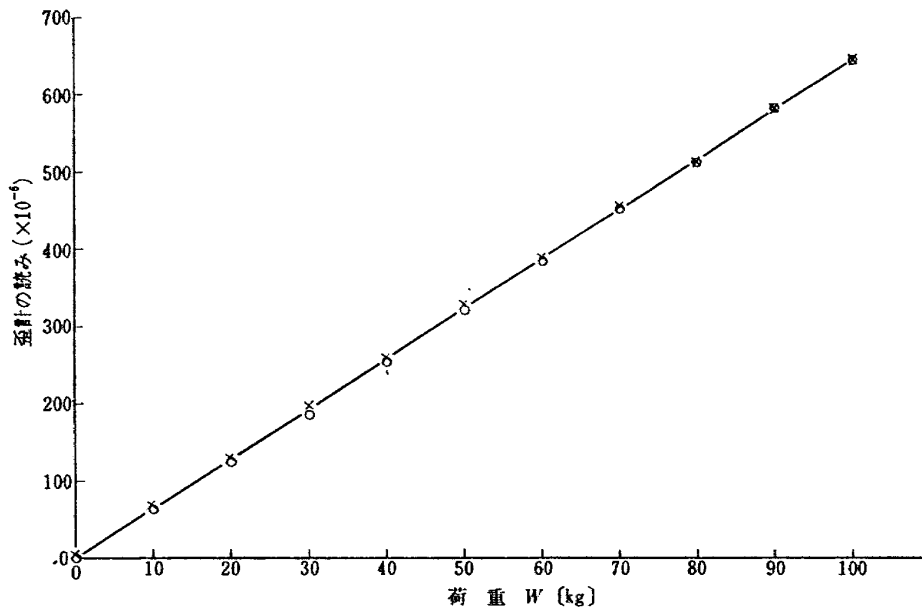


図 7 抗力用ロードセルの較正

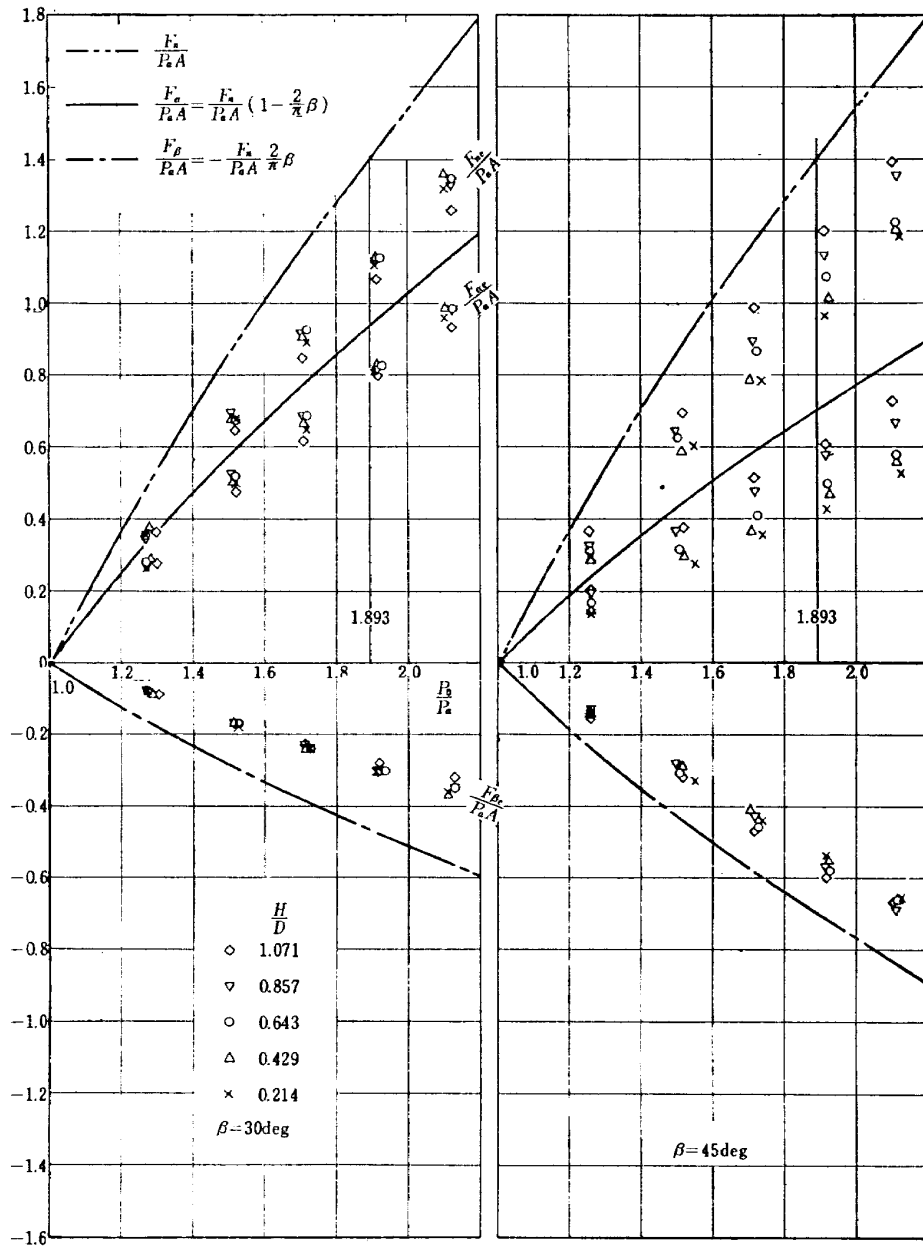


図 8(a) 修正 3 推力一压力比

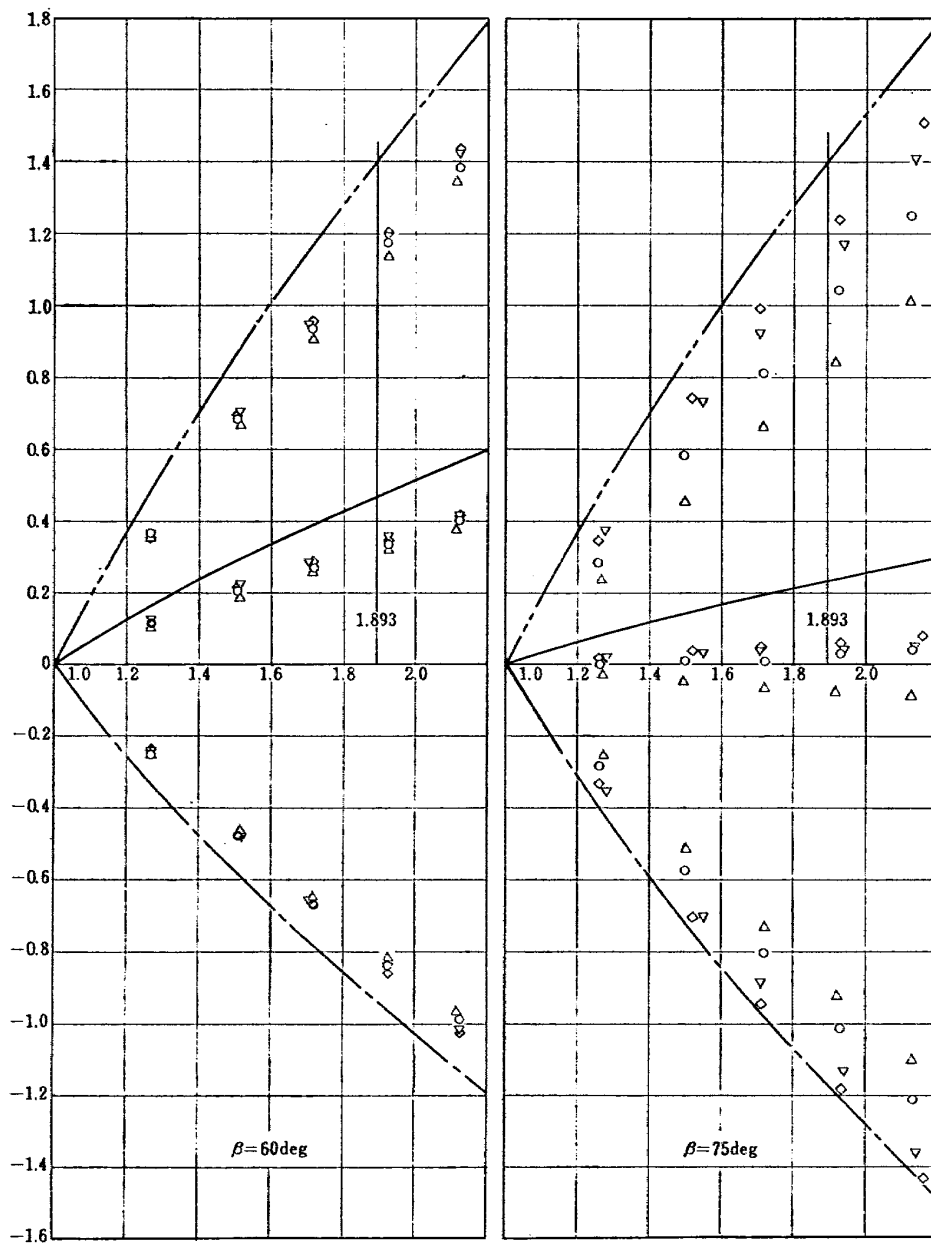


図 8(b) 修正 3 推力-圧力比

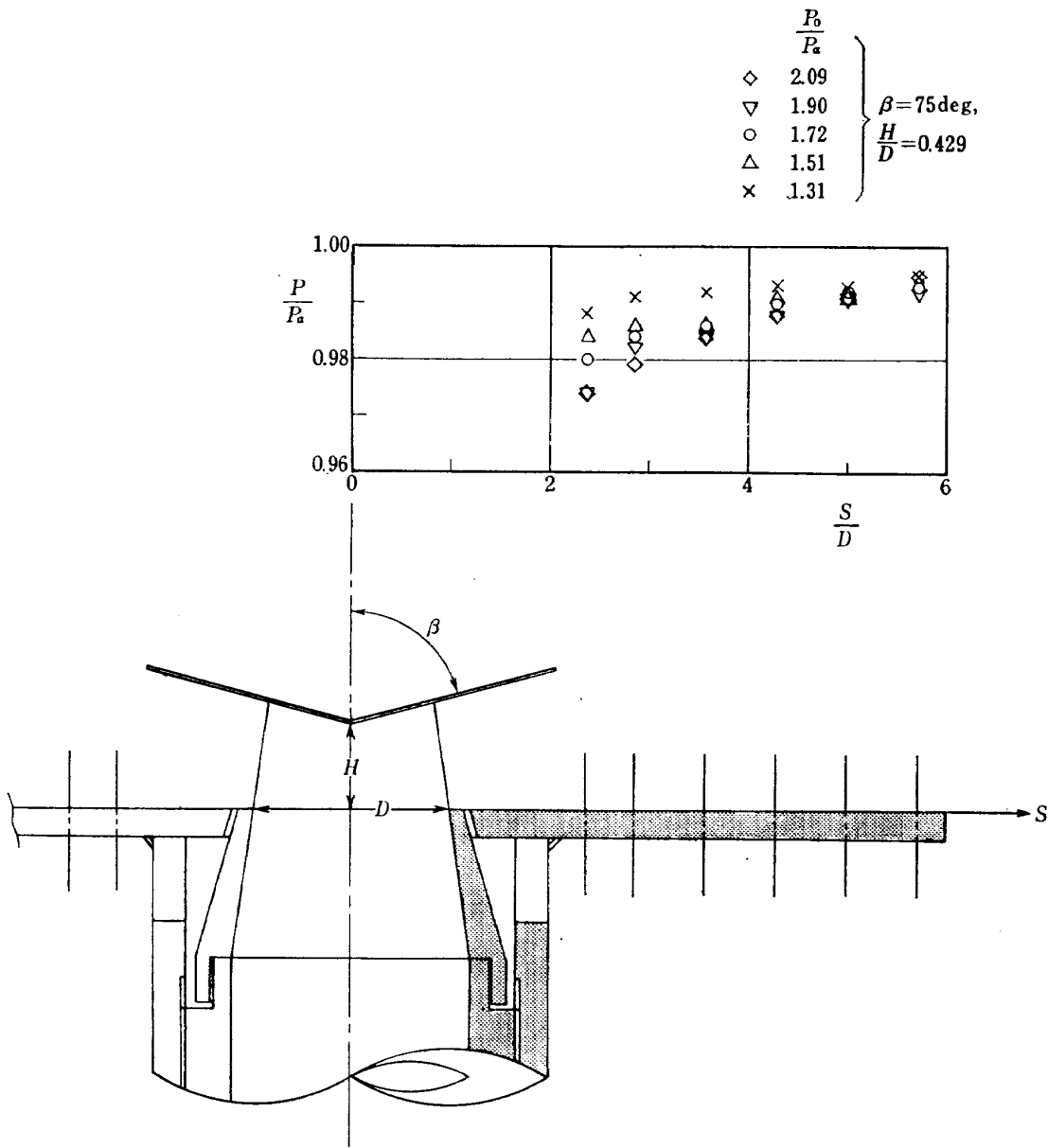


図 9 ノズル外周部円板上の (圧力/大気圧) 分布

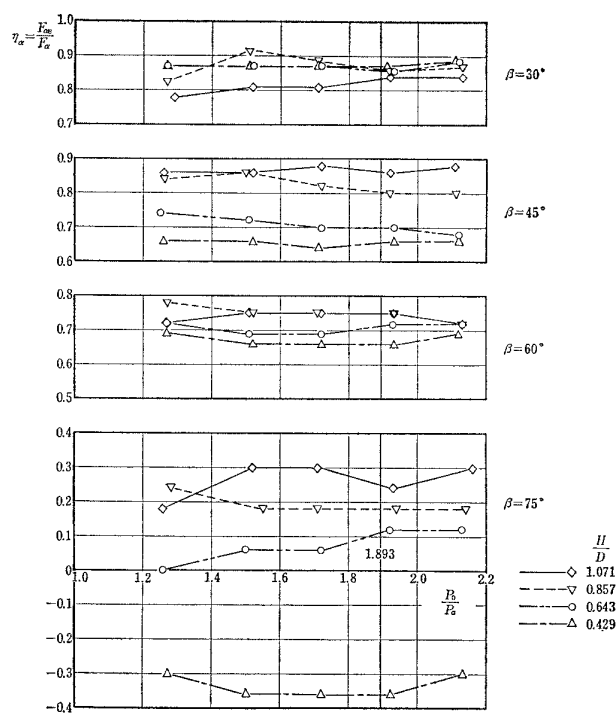


図 10 利用推力係数—圧力比

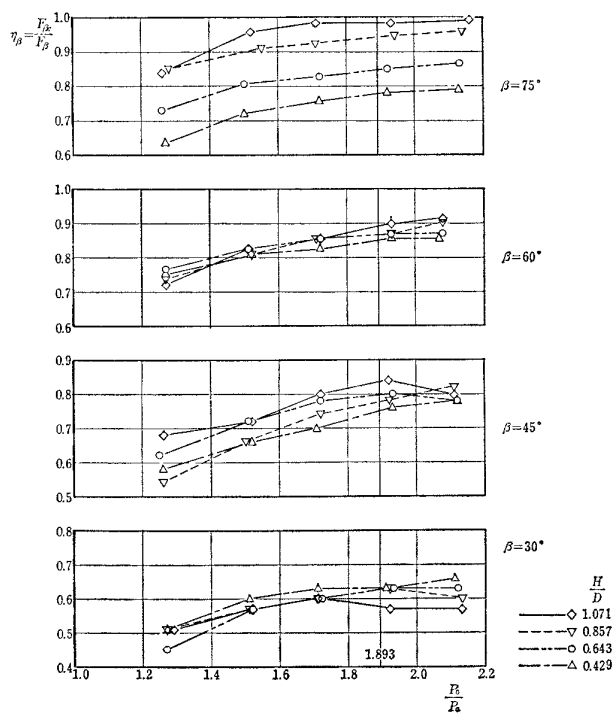


図 11 障害板吸収推力係数—圧力比

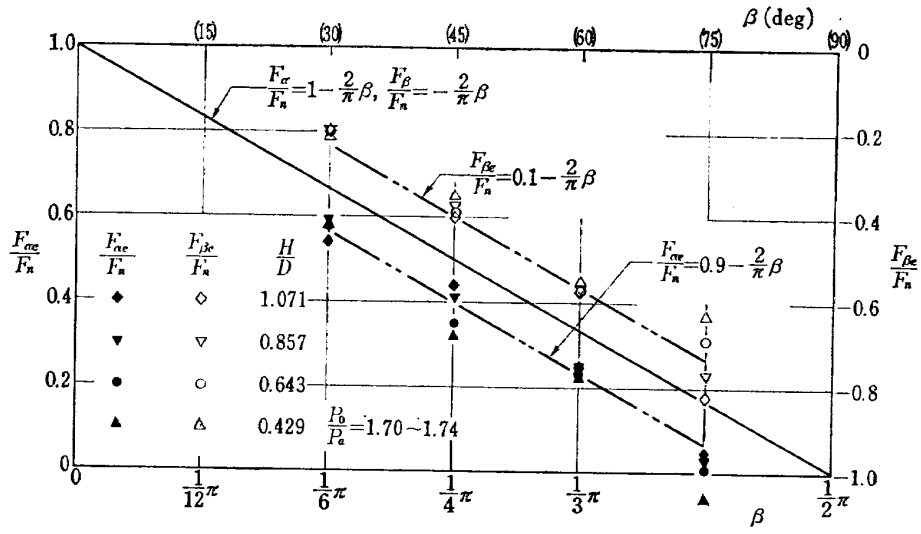


図 12 $F_{\alpha c}/F_n, F_{\beta c}/F_n$ — β

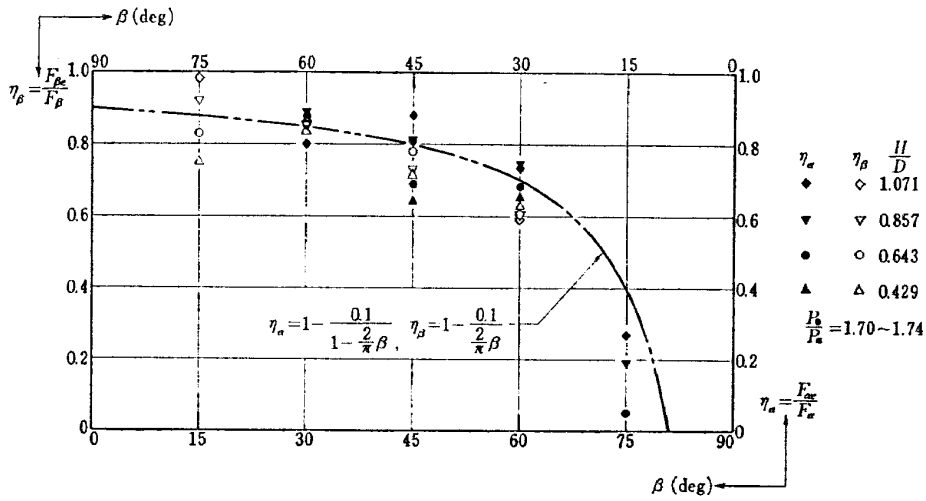


図 13 利用推力係数，障害板吸収推力係数—障害板の半頂角

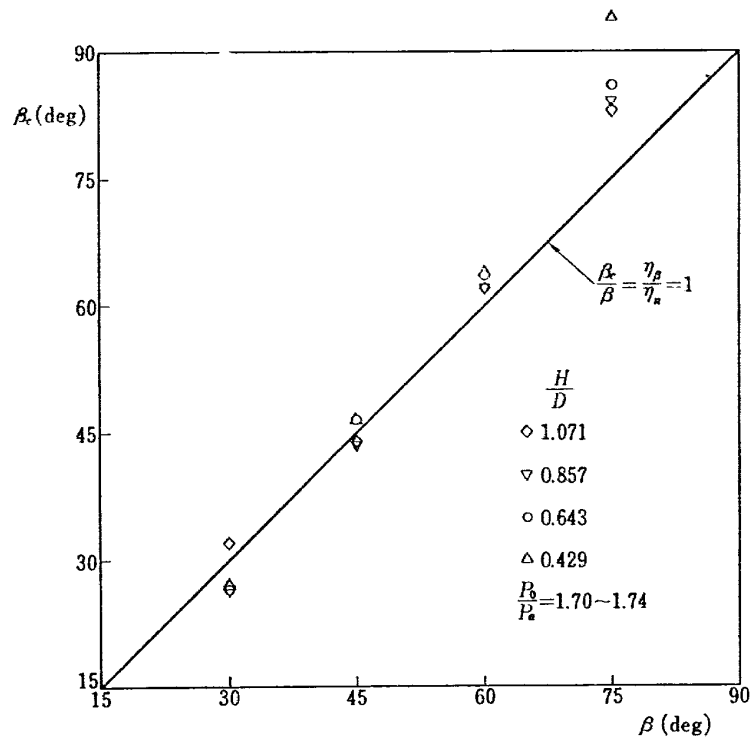


図 14 実効半頂角—障害板の半頂角

TM-168	ダ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	JR-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 山中国雍
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	FA-200 改機の動安定微係数	1970年4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, 河野長正文 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 侖
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

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182号

昭和45年10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
