

UDC 621.454
629.13.014

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-130

リフトエンジンの自然吸込みについて

近藤 博・大城 章一郎

1968 年 4 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

リフトエンジンの自然吸込みについて*

近 藤 博**・大城章一郎***

リフトジェットエンジン空中起動開始直前における三連直列型配置空気取入口への自然流入について検討するため空気取入口付属機器としてスクープ、ガイドリングあるいはジェットシート吹出し装置をそれぞれ最上流側空気取入口に単独に取り付けた場合の予備試験を行なった。スクープによる機速相当横風ラム圧の回復は非常に大きい、ガイドリングおよびジェットシートの効果は期待できない。

1. は し が き

現在当所では V/STOL 機の研究が重点的に進められているが、その問題点の一つとしてジェットリフトエンジン空気取入口の性能があげられている。航空機機体にジェットリフトエンジンが複数個近接して取り付けられた場合の空気取入口相互干渉を調べるために二連型を中心として空気取入口縮尺模型をもちいた予備実験を行ない、その結果ある程度の相互干渉が認められたことはすでに報告¹⁾した。

本報ではリフトジェットエンジン空中起動開始直前に機速相当横風のラム圧などにより空気取入口（以下ベルマウスと称する）への自然流入が生じている状態について検討した結果を報告する。このためわれわれは三連空気取入口縮尺模型（以下原型という）に付属機器としてスクープ、ガイドリングあるいはジェットシート吹出し装置をそれぞれ単独に取り付けた場合の予備実験を行ない、原型に対する自然流入と比較した。

前報¹⁾に報告した通り機速相当横風 V_0 に対してベルマウスが複数個直列に置かれた場合には上流側ベルマウス程エンジン自力による強制吸込性能が悪くなることから、本実験では平板スクープ²⁾を最上流側ベルマウスに取りつけ最上流側ベルマウスにおける一般吸込性能の改良をかねて自然吸込時ベルマウス流入流量、したがってスロート部平均軸流吸入速度 \bar{V}_2 の増加をねらいとした。一方ガイドリングは最上流側ベルマウスのスロート部における全圧分布の均一化、したがってスロート部吸入気流平均全圧の上昇¹⁾を目標としたものであるが、後述のとおりよい見透しが得ら

れなかったので本格的には自然吸込みの実験を行なうに至らなかった。なおジェットシート吹出し装置は現在直接実用に関連はないが、ベルマウス上流側からのジェットシートが Coanda 効果³⁾によりベルマウス壁面に沿って曲がりながら周囲の空気をベルマウス内へ誘引する状況を将来の参考のために調べたものである。

2. 実 験 装 置

2.1 空気系統 (図 1)

本実験では前報の際使用した当所低速翼列風洞 (図 2) と直列三連型の場合のエンジン模型部 (ベルマウス形状は一種類のみ) をそのままもちいた。強制吸込みの管路については前報の空気系統とまったく変らない。しかし自然吸込みの場合については図 1 に示す通り各エンジン模型の管路をオリフィスより (オリフィス管径の 10 倍以上) 下流側で排風機からの抽気管と切りはなして、ベルマウスからの流出気流は静止大気中に自由に放出できるようにした。放風管端には風車型風程式風速計 (以下風速計という) を取りつけて微小流量の変化を検出 (絶対値の測定はできなかった) したが、風速計の検定をかねて比較的大流量でオリフィスによる流量測定と併用したときもオリフィスにおよぼす影響は実験誤差以内であった。

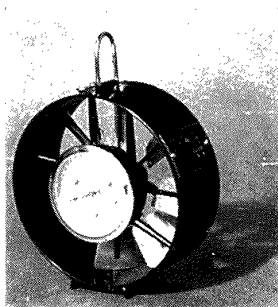
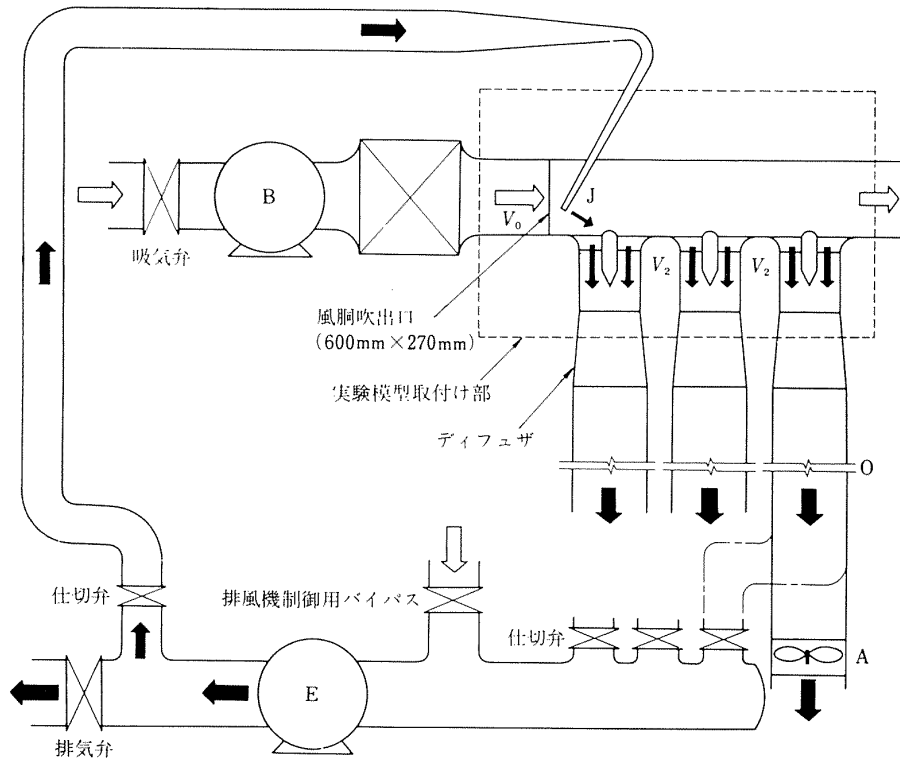
2.2 模型と測定位置 (図 3)

エンジン模型形状の詳細については前報を参照されたい。気流測定位置は前報の場合とほとんど同一である。異なる点は気流の対称性を考えてベルマウス左右側静圧として上流側に向かって右側の (ストラットより上流側の) 静圧孔列のみを計測対象としたことである。エンジン模型を取付けた垂直板の表面静圧分布も上流側に向かって右側半面のみ計算した。

* 昭和43年3月27日受付

** 原動機部

*** 慶応義塾大学工学部



風車型風程式風速計

- J : ジェット吹出し口
45mm × 0.5mm
- O : オリフィス
管路断面積 : $3.72 \times 10^{-3} \text{m}^2$, 開口比 : 0.2~1
- A : 105φ風車型風程式風速計(左図参照)
- B : 主送風機
55kW, 250mmAq, 625m³/min
- E : 排風機
55kW, 5000mmAq, 40m³/min

図 1 空気系統配置図 (ジェット吹出しの場合)

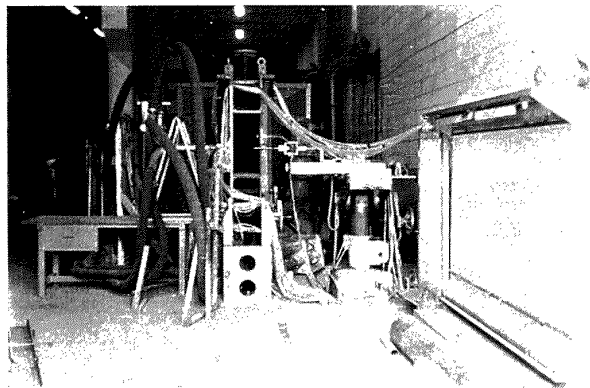


図 2 実験装置外観

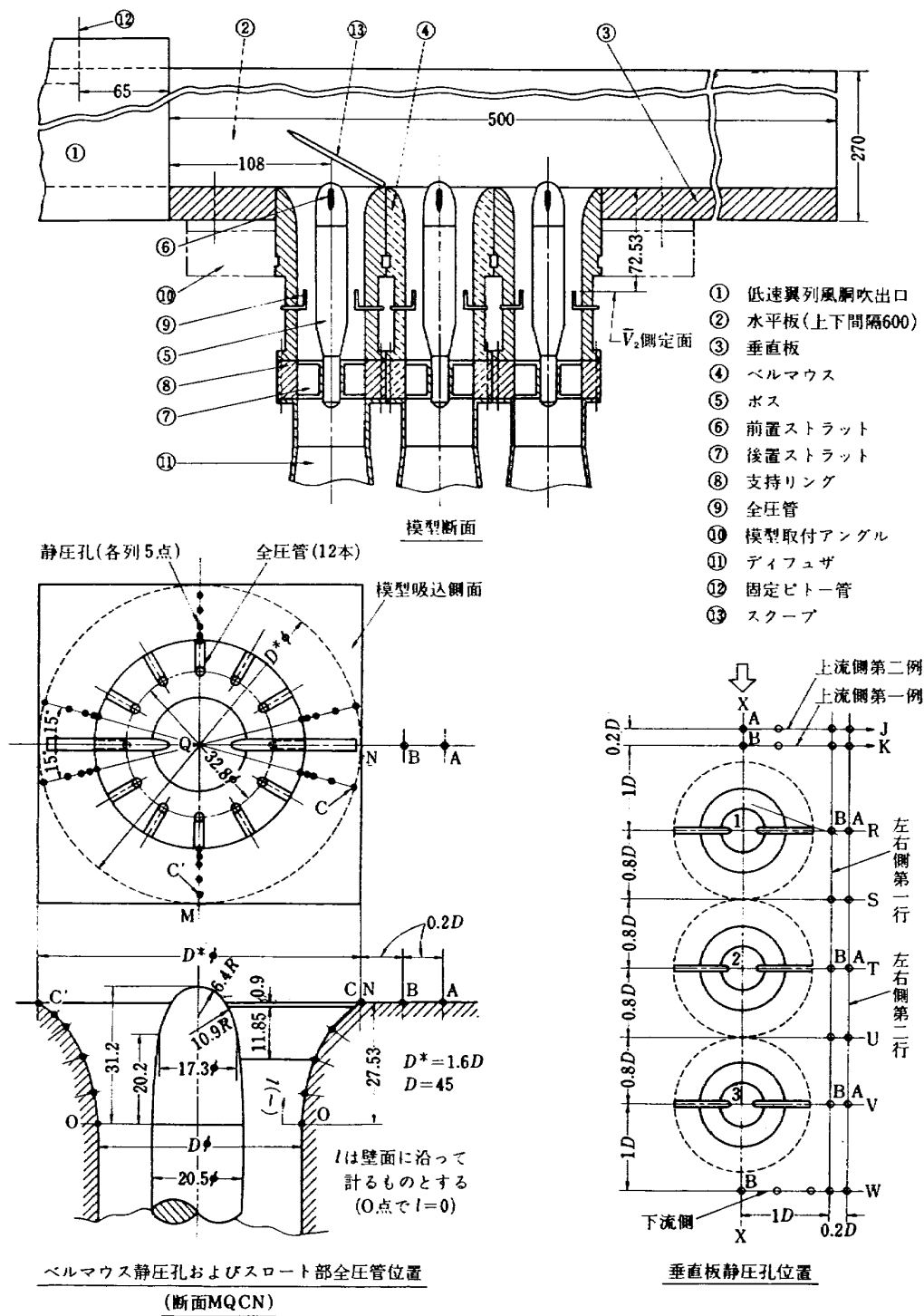
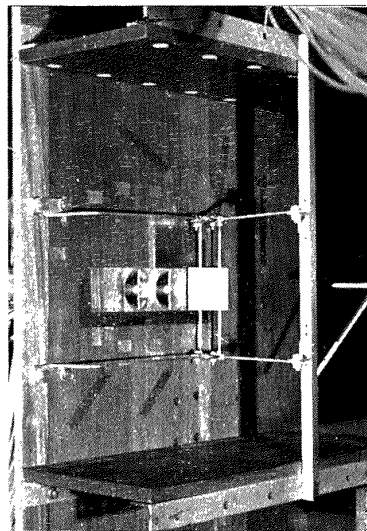
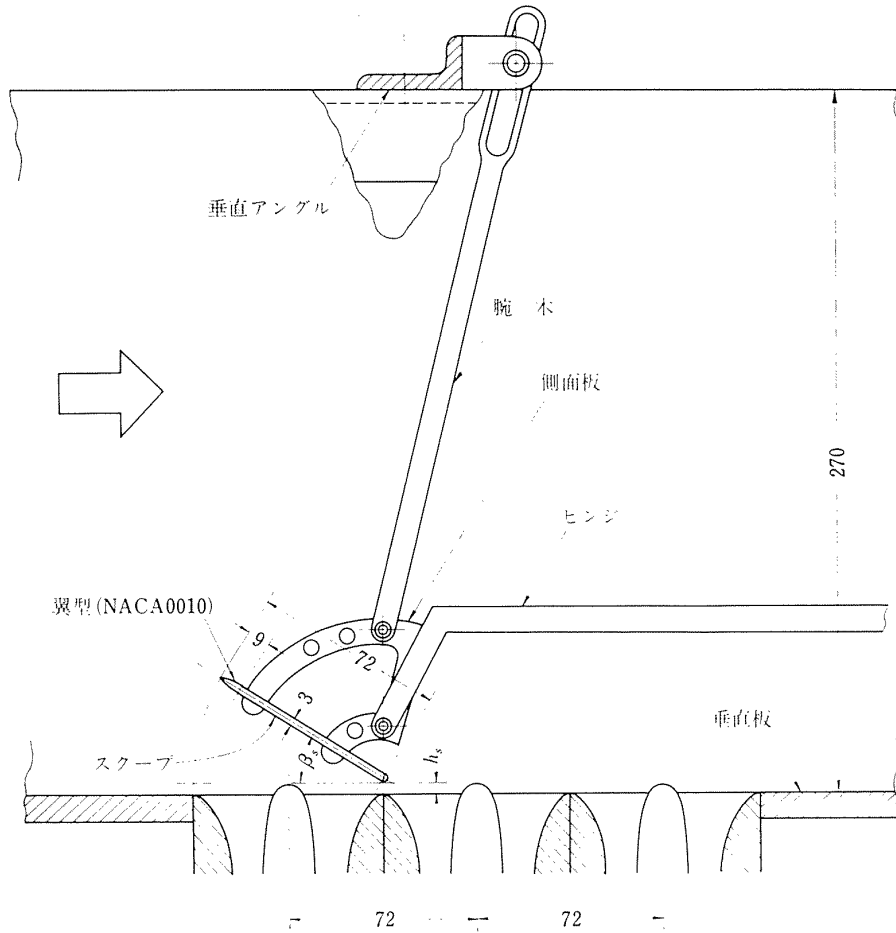


図3 模型断面(寸法単位: mm)

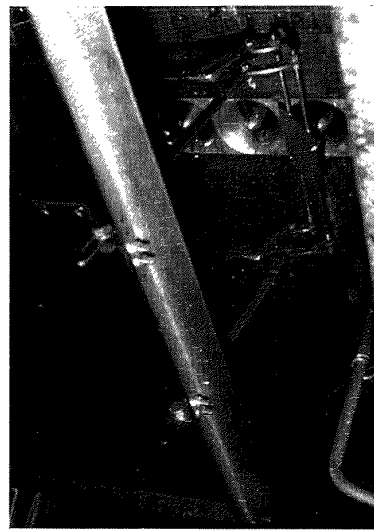
2.3 スクープ

スクープおよびその取付状況を図4に示す。スクープは厚さ 3 mm, 長さ 73.5 mm, 幅 72 mm の軟鋼製矩形平板であり, その前縁断面は NACA 0010 翼の前部をもちいた対称翼型状で, 後縁断面は半径 1.5mm の半円形とした。スクープは左右 2 対の直径 3 mm の

丸棒を介して風洞外からの支持部品 (図中の側面板, 腕木) に固定されている。スクープ開角 β_s を変える場合には, 側面板上の腕木およびヒンジとの固定用ボルト孔を使いわけると β_s は $15^\circ \sim 60^\circ$ に変えられる。またスクープ後端のすきま高さ h_s は, 腕木とヒンジをその相対位置一定のまま垂直板に垂直に移動するこ



外観 (a)



外観 (b)

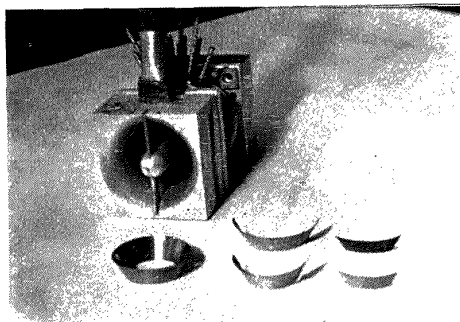
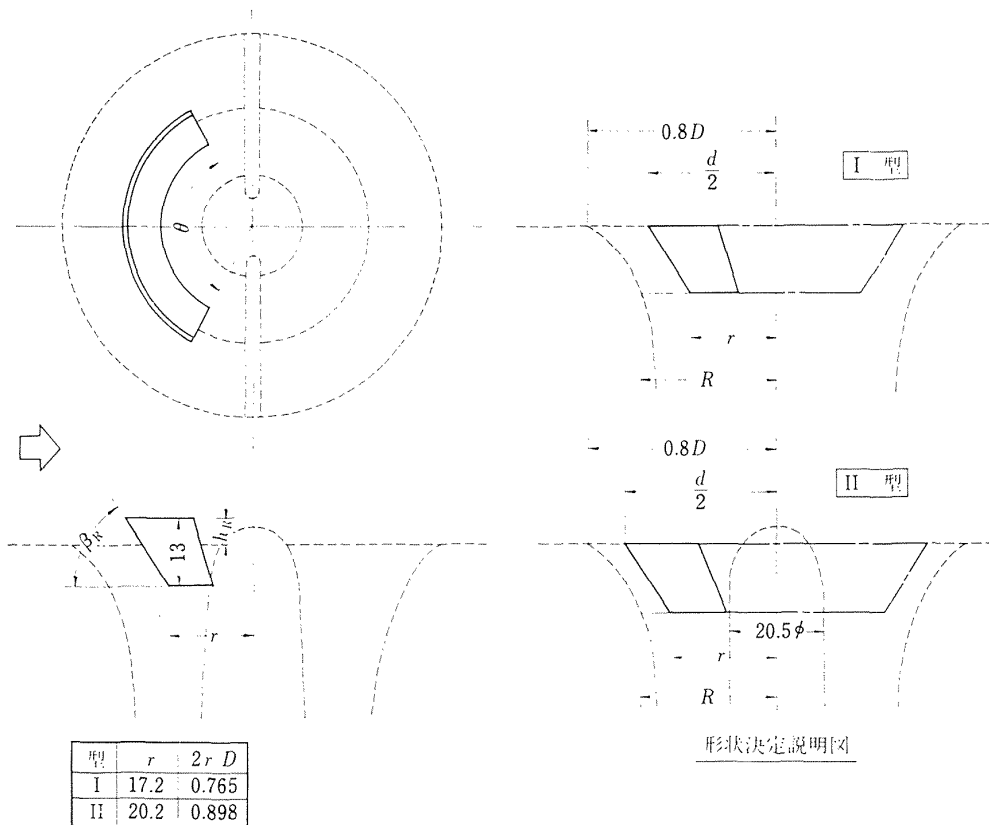
図 4 スクープ (寸法単位: mm)

とにより, $0 \sim 8 \text{ mm}$ ($h_s/D=0 \sim 0.178$; D はスロート部管径で 45 mm 一定)の範囲で変えられる。この β_s と h_s を変化させるときにはスクープ後縁部半円中心を常に最上流側ベルマウス(ベルマウス No. 1 と以下略称する)と中央のベルマウス(ベルマウス No. 2 と以下略称する)との接合部で垂直板に立てた垂直平面上においた。

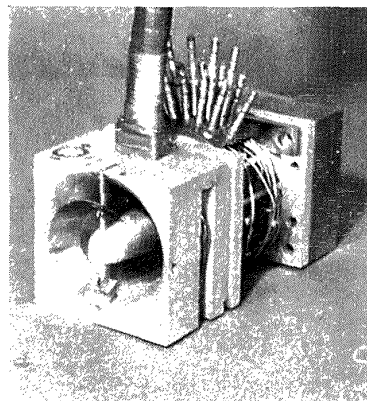
2.4 ガイドリング

ガイドリングは図5に示されるように板厚 0.5 mm , 高さ 13 mm の円錐台側面の一部で軟鋼製である。ガイドリング断面を curved vane としないのでこのような straight vane にしたのはリング以外の形式でそり

のない⁴⁾, あるいはその少ない(等価円弧そり角約 25°)⁵⁾ vane の前例がリフトファンの風洞実験に見られたことにもよるが, 主として手細工で簡単に試作, 改造を繰り返すための便宜上からである。一応の見透しが得られた際に本格的な自然吸込み用 curved vane 型模型を製作する予定であったが, 本実験では curved vane 型リングの前例⁶⁾と本質的には同じ傾向の貧しい結果しか得られなかったので中止した。ガイドリングをベルマウス (No. 1 のみに限定した) に取り付ける場合にはその位置や形状により切欠きをつくってエンジン模型ボスのストラットにはめこむか, あるいは細くて薄い軟鋼製支持腕をガイドリングに半田付けし



リング外観



取付け外観

図5 ガイドリング (寸法単位: mm)

てこれによってストラットにはめこむことにした。

ガイドリング上端面のベルマウス入口面（垂直板表面）からの高さ h_R は $0 \sim 9 \text{ mm}$ ($h_R/D=0 \sim 0.200$) に変えられる。外周面母線の傾斜 β_R は $50^\circ \sim 80^\circ$ ，リング開角 θ は 90° (1/4 円周)， 180° (半円周)， 360° (全円周) とそれぞれ変えて実験を行なった。

ガイドリングは，その外周面最小（したがって最下端）半径 r の大きさにより I 型 ($r=17.2 \text{ mm}$) と II 型 ($r=20.2 \text{ mm}$) の二つに分けた。I 型と II 型の r および β_R 選定式をつぎに示す（図 5 右側にその解説図を示す）。ここに d は外周面最大径， R はリング最下端部ベルマウス内径の半分である。

i) I 型の場合（ボスを無視して算定）

リングによる流路面積分割比がリング最上端および最下端で等しくなるようにする。

$$r/R=2/3 \text{ とおけば } r=17.2 \text{ mm}$$

$$\frac{\pi(D^*/2)^2 - \pi(d/2)^2}{\pi(d/2)^2} = \frac{\pi R^2 - \pi r^2}{\pi r^2}$$

から

$$d=48.5 \text{ mm } (\beta_R=62^\circ)$$

ii) II 型の場合（ボス最大径 20.5ϕ を考慮）

I 型の場合と同じく流路面積分割比が等しくなるようにする。

$$\frac{r-20.5/2}{R-20.5/2} = \frac{2}{3} \text{ とおけば } r=20.2 \text{ mm}$$

$$\frac{\pi(D^*/2)^2 - \pi(d/2)^2}{\pi(d/2)^2 - \pi(20.5/2)^2}$$

$$= \frac{\pi R^2 - \pi r^2}{\pi r^2 - \pi(20.5/2)^2}$$

から

$$d=56.5 \text{ mm } (\beta_R=59^\circ)$$

すなわち I 型と II 型は偶然に β_R がほぼ等しくなったが，結果的には半径 r だけがことなっているものであると考えても大差なくなった。

2.5 ジェットシート

ジェット吹出し装置を図 6 に示す。ジェット吹出し用気流供給管は称呼 SGP 1/2 時のガス管を U 字型に曲げ，その U 字の底辺付近を外形寸法 $5 \text{ mm} \times 32 \text{ mm}$ の偏平形に加工したものである。その中央部に長さ 45 mm ，幅 0.5 mm のスリットを切りジェットシート吹出し口とした。

ジェットシート吹出し口の垂直板からの高さ h_J やジェット吹出し角 β_J は任意に変えられるようになっているが，本実験ではベルマウス No. 1 の上流側壁面曲面始点（垂直板との交点）で垂直板に立てた垂線

上に吹出し口が常にあるようにした。

排風機吐出管からの排気を，途中で流量測定用オリフィス（開口比 $m=0.1$ ）管路を入れた 1 本のゴムホース（内径 75 mm ）で導き，吹出し装置の直前で 2 本に分流し，U 字型をした吹出装置供給管の両端にそれぞれ接続した。分流された 2 本の流れは再び吹出し口で両側から合流してジェットシートとなる。このジェットの平均吹出速度 \bar{V}_J は排風機の吐出管から分流する際に仕切弁により調節（図 1 参照）したが，このとき吹出装置供給管に取りつけた全圧管の全圧 P_J （図 6）を調節の目安とした。

オリフィスによって測定された吹出し量を基にして，吹出し口の静圧を大気圧とし縮流を考えずにスリット開口面積 ($45 \text{ mm} \times 0.5 \text{ mm}$) から求めた \bar{V}_J と，バネ式上皿自動秤（秤量 600 g ，最小目盛 2 g ）で測定したジェット推力から求めた \bar{V}_J とはよく一致した。後出のグラフではすべて前者の \bar{V}_J を示してある。

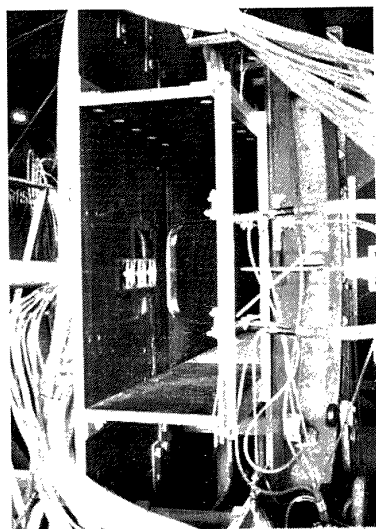
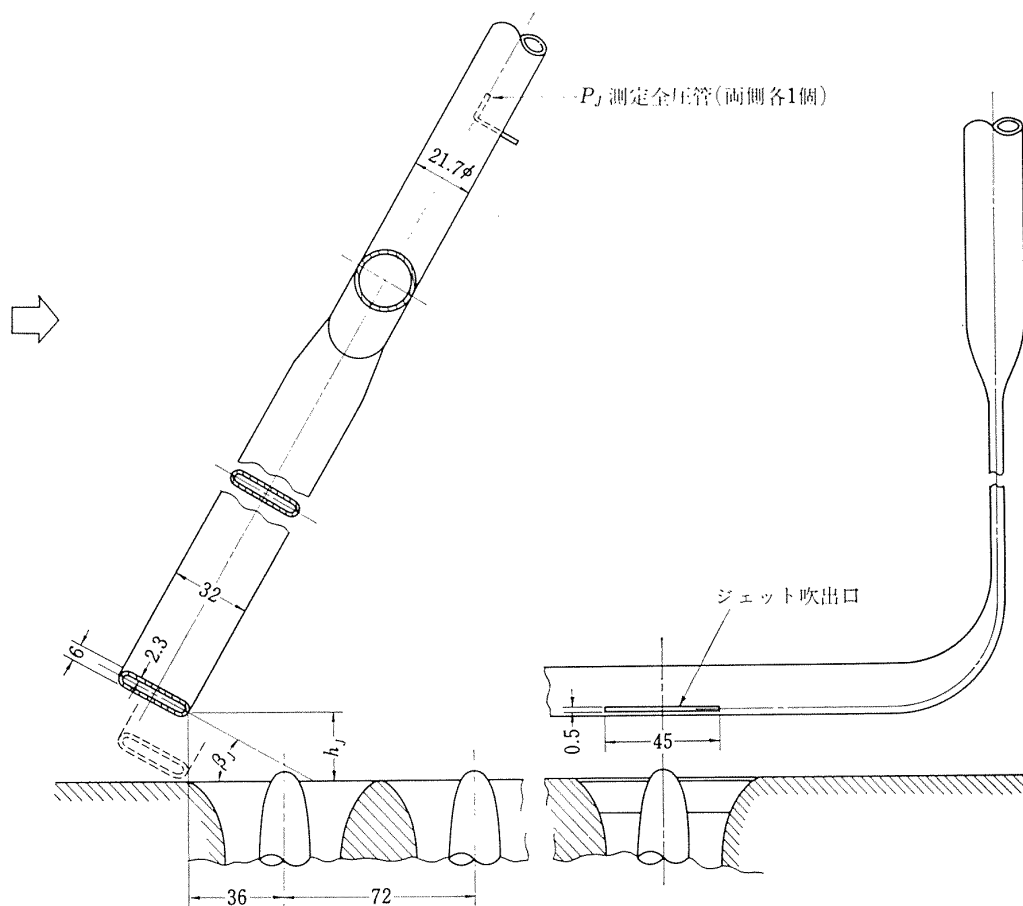
3. 実験方法

横風を受ける無吸入力状態の各ベルマウスに気流が自然流入する自然吸込について，スクープ，ガイドリングまたはジェットシートを付けたそれぞれの場合を実験した。ただしジェットシート付きの場合には横風なしの自然吸込についても実験を行なった。また各ベルマウスのスロート部平均流速 \bar{V}_2 をそろえつつ変化させていくエンジン自力強制吸込の実験をスクープ付とガイドリング付の二つの場合について行なった。実験に使用した吸込口各種付属装置の試験範囲はつぎの通りである。

試験範囲一覧表

形 式	記号	
スクープ	S	$h_s/D=0, 0.089, 0.178$ $\beta_s=15^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$
ガイド リング	R	$2r/D=0.765, 0.898$ $h_R/D=0, 0.067, 0.133$ $\beta_R=50^\circ, 59^\circ, 62^\circ, 70^\circ, 80^\circ$ $\theta=90^\circ, 180^\circ, 360^\circ$
ジェット シート	J	$h_J/D=0.111, 0.222, 0.444,$ $0.666, 0.888, 1.110$ $\beta_J=30^\circ, 45^\circ$

機速相当横風流速は $0 \sim 58 \text{ m/s}$ (200 km/h)，スロート部流速 \bar{V}_2 は $0 \sim 200 \text{ m/s}$ ，またジェットシート



取付け外観

図 6 ジェット吹出し装置 (寸法単位: mm)

吹出速度 \bar{V}_J は 0~160 m/s 程度である。本実験における気流のレイノルズ数はスロート部管径 $D(45\text{mm})$ を代表長としたとき $\bar{V}_2=200\text{ m/s}$ で 6.1×10^5 程度である。

4. 実験結果とその検討

4.1 スロート部平均全圧

スロート部全圧管における全圧読取り値 P_2 の吸入気流偏角による補正は流路全体にわたって行なうことが困難であるため採り入れてないが、全圧測定面は図 3 の点 0 より $1D$ 下流にあるので偏角による誤差はあまり大きくないと考えられる¹⁾。またスロート部平均全圧 \bar{P}_2 は、各全圧管から得られた全圧を算術平均したものである。

図 7 に風速計の毎分当り回転数 RPM に対する \bar{P}_2 および吸込流量 G の変化を自然吸込の場合のスクープ、ガイドリングおよびジェットシート付の代表的測定点について示してある。ここで G_d とは設計点 ($\bar{V}_2=200\text{ m/s}$ と仮定する) の吸込流量で、本実験模型の場合約 0.234 kg/s である。なお風速計直前上流管路壁面静圧はほぼ大気圧に等しく、風速計の有無による吸込流量の変化は見られなかった。またオリフィス開口比 $m=1$ とはオリフィス開口部内径が管径に等しく絞りのない状態を意味する (後出の $m=0$ とはオリフィス開口部がないことでこのときは $\bar{V}_2=0$ であることから実験時にはオリフィスより下流側の仕切弁で管路全閉とした)。本実験では常に各ベルマウスの m の値はそろえてある。図 7 において各 m ごとに $\bar{P}_2 \sim \text{RPM}$ 関係における測定点は個々のベルマウスにもまた V_0 にも関係なく打点したがそれぞれ m の値に応じて 1 本の二次曲線上に乗ることが、特にスクープ付の場合について当然のことであるがはっきり示されている。ガイドリングとジェットシート付については $m=0.4$ の場合のみで吸込流量も少ない (スクープ付では $m=1$ のとき $G/G_d=0.2$ にも達している) がスクープ付と同じ傾向を示している。また G/G_d と RPM の関係は $m=0.4$ の場合のみを示してあるが直線であらわされ、風速計回転数が吸込み流量の指標として用いられることを示している。

同図下部に代表的な自然吸込時 \bar{P}_2 分布例を示す。全圧測定位置番号 1 から 12 までは 12 本の全圧管に対して時計の文字盤の数字の配置と同様になる (ベルマウス上流側では No. 12, 下流側では No. 6 になる) ようにあてはめたものである。図に見られるように上流側に向かい左右の分布形はほぼ対称であるので、以

下本図を除き右側半面 (側定位置番号 12 および 1~6) の分布のみを示す。

図 8 (a) に $m=0.2$ と 0.4 のそれぞれの場合における強制吸込みと自然吸込みの \bar{P}_2 分布の比較ならびに強制吸込みの場合における $m=0.2$ と $m=0.4$ の \bar{P}_2 分布の比較を示してある。これによれば、 m を等しくして V_0 と \bar{V}_2 がそれぞれ同じならば各ベルマウスごとの強制吸込みと自然吸込みの \bar{P}_2 分布は \bar{P}_2 の値とともにかなり近い。ただし、これは相互干渉が小さい場合¹⁾のデータであり、相互干渉が強くなる大きな V_0 , \bar{V}_2 の場合については実験装置のつごう上確認できなかった。また強制吸込相互間の比較では $m=0.2$ と 0.4 との二つの場合の \bar{P}_2 分布は \bar{P}_2 の値とともに各ベルマウスごとにかなりよく一致しており、 m の影響はあまり認められない。なお本図では \bar{P}_2 分布比較に利用できないベルマウスのデータは図を見易くするためプロットしていない。以下同様である。

図 8 (b) に m と \bar{P}_2 との関係を示す。自然吸込の場合にはベルマウス内の管路抵抗は当然流入気流の各ベルマウス間分配に対して影響をおよぼすものと考えられるが、実際のリフトエンジン内の圧縮機・燃焼器・タービンなどによる流路抵抗についてのデータが入手できなかったことや、本実験模型内部流路は実機よりもかなり理想化してあることから本実験においては管路抵抗の変化による影響をオリフィスの絞りを変えることにより調べてみた。実際のリフトエンジン内の流路抵抗がどの m に相当するかは、実機について \bar{P}_2 と G の関係を求め図 7 と比較してみる必要があるであろう。

図 8 (b) によれば $0 < m < 0.4$ では各ベルマウスの \bar{P}_2 は大きく変化するが $m \geq 0.4$ では各ベルマウスごとに \bar{P}_2 はそれぞれほぼ一定となり、 $m > 0.6$ では直線的に増加してきた自然吸込流量も飽和して一定となる。よって $m=0.4$ は \bar{P}_2 が m により大きく変る範囲と m に無関係に一定の範囲との境界とみなされ、また比較的小流量の場合でも精度よく流量測定ができるところから以後の実験では主として $m=0.4$ のオリフィスをもちいた。以下注記ない限り強制吸込み・自然吸込みともに $m=0.4$ とする。

図 9 にオリフィス出口静圧に対する \bar{V}_2 , RPM, および \bar{P}_2 の関係例を示す。リフトエンジン排気口付近の背圧がなんらかの方法で低下させられる場合の自然吸込量の変化傾向を推測するためである。エンジン排気口付近の背圧にかわるパラメータとして本図では便宜的にオリフィス出口静圧を以て代用し、出口静圧が

ある程度大きく低下した場合も見られるよう特に強制吸込のデータも記入してある。本図のように \bar{V}_2 あるいは RPM が小さい範囲では図 8(b) のスクープ付 2 連の場合のデータからもわかる通りベルマウス No. 1 は下流側ベルマウスの影響をあまり受けず、ベルマウス相互間の干渉は小さいとみなせるので三連型におけるベルマウス No. 1 のデータも含めた。この図から単孔と三連型におけるベルマウス No. 1 との \bar{P}_2 , \bar{V}_2 の出口静圧に対する関係には大差がないこと、また同じ出口静圧ならば m あるいは V_0 が増すほど \bar{P}_2 , \bar{V}_2 が大きくなる様子がわかる。

図 10 に強制吸込みによるスクープ角度選定グラフを示す。スクープ開角 β_R が 30° 以上では急激にベルマウス間の \bar{P}_2 の差が広がる。つぎに $\beta_s=15^\circ$ と 20° をくらべると、ベルマウス No. 2 と No. 3 についてはそれぞれ大きな変化はないが No. 1 では β_s が大きくなると \bar{P}_2 が増加する。つぎに $\beta_s=20^\circ$ と 30° でくらべる。ベルマウス No. 1 では V_0/\bar{V}_2 の全実験範囲で $\beta_s=20^\circ$ から 30° になると \bar{P}_2 が増加している。ベルマウス No. 3 では $\beta_s=20^\circ$ から 30° に移ると V_0/\bar{V}_2 が小さいところで \bar{P}_2 が低下するが V_0/\bar{V}_2 が大きい範囲では良くなってベルマウス No. 1 の \bar{P}_2 と V_0/\bar{V}_2 の全実験範囲でかなりよく揃うようになる。一方ベルマウス No. 2 は $\beta_s=20^\circ$ から 30° に移ると h_s を大きくした $h_s/D=0.178$ の場合でも V_0/\bar{V}_2 の全実験範囲で \bar{P}_2 の悪化の傾向は免れず、ベルマウス No. 1 の \bar{P}_2 との差は広がる。したがって 3 個のベルマウスの \bar{P}_2 を V_0/\bar{V}_2 の広い範囲にわたって揃えるのはなかなかむずかしい。本実験ではベルマウス No. 1 と No. 3 の \bar{P}_2 がそろそろ $\beta_s=30^\circ$, $h_s/D=0.178$ の場合に重点を置くことにし、以後の実験はこの型を中心に行なった。ちなみに海外におけるジェット VTOL の実験機の一つである Short SC1 では 2 連型ベルマウスのうち上流側ベルマウスにのみスクープをつけているがスクープ開角は約 25° である⁷⁾。

図 11 にスクープ付強制吸込みの場合の V_0 と \bar{P}_2 の関係を示す。これによれば V_0 が増せば \bar{P}_2 は各ベルマウスとも単調に増加し、 \bar{V}_2 が増せばさらにこの傾向は強まる ($\bar{V}_2 \sim G$ の関係は前報¹⁾と差がない)。

図 12 にスクープ付強制吸込みの場合の V_0/\bar{V}_2 に対する \bar{P}_2 の変化を原型の場合と比較して示す。われわれが図 10 から選定した $\beta_s=30^\circ$, $h_s/D=0.178$ のスクープ配置の特長を確認するためである。 V_0/\bar{V}_2 が小さい ($V_0 \approx 58 \text{ m/s}$ に対して $\bar{V}_2=200 \text{ m/s}$ 付近の設計点と仮定した状態に近い作動点) ではスクープ付きの

ベルマウス No. 1 以外のベルマウスの \bar{P}_2 は原型配置の場合の各対応 \bar{P}_2 よりも低い、 V_0/\bar{V}_2 が大きく ($V_0 \approx 58 \text{ m/s}$ に対して $\bar{V}_2 \leq 35 \text{ m/s}$) になるとどのベルマウスの \bar{P}_2 も原型配置の場合をかなり上まわっており、 \bar{V}_2 の低速時にスクープ効果が強くあらわれることがわかる。同図の右側に \bar{V}_2 が高速時の \bar{P}_2 分布例を示した。

図 13 にスクープ付自然吸込時における横風 V_0 の影響を示してある。原型にくらべてスクープによるラム圧の回復が非常に大きいことがわかる。しかも V_0 が増すとスクープをつけたベルマウス No. 1 のみならずほかのベルマウスの \bar{P}_2 も増加する。このとき各ベルマウス間の \bar{P}_2 の比はほぼ一定に保たれる。

図 14 ではスクープ付の場合のベルマウス No. 1 のみを強制的に抽気し、ほかのベルマウスは自然吸込みの状態にしたとき (この場合を強制誘引と呼ぶことにする)、ベルマウス No. 1 の抽気速度 \bar{V}_2 に対するほかのベルマウスの \bar{P}_2 , \bar{V}_2 の変化を示した (ベルマウス No. 1 の性能は強制吸込みのときとほとんど変わらないので省略した)。これによればベルマウス No. 1 の \bar{V}_2 を大きくしていくとベルマウス No. 2 の流入量は自然吸込みの場合のベルマウス No. 2 のそれを越えてさらに増加していくが、ベルマウス No. 3 では自然吸込みの場合の \bar{V}_2 の値を最高値として逆に減少していく。ただしこれは V_0 が大きいときのみ成立つことであって、 $V_0=0$ の時 (図は省略したが) ベルマウス No. 2 を強制吸込みとしてほかのベルマウスを自然吸込状態にした強制誘引を行なってみるとベルマウス No. 1 および 3 とも逆流を生じ、強制誘引の逆効果を示した。

つぎにガイドリングについて検討する。ガイドリングについては、はしがきにも述べたが本格的に自然吸込みの実験を行なうに至らないで中止した。図 15 にガイドリングの強制吸込みにおける開角 θ , 外周面傾き角 β_R および高さ h_R を変えたときの \bar{P}_2 の変化を示した。同図 A によれば $\beta_R \approx 60^\circ$ (I 型では $\beta_R=62^\circ$, II 型では $\beta_R=59^\circ$), $\theta=90^\circ$ で I・II 型の h_R を変えていくと II 型の $h_R/D=0.067$ の \bar{P}_2 が \bar{V}_2 の比較的低速時に高い値を示している。そこで II 型で $h_R/D=0.067$ としたまま β_R のみを変えてみると結局 $\beta_R=59^\circ$ が一番良いことが分かる。つぎに $\beta_R \approx 60^\circ$, $\theta=180^\circ$ で I・II 型の h_R を変えてみると、I 型の $h_R/D=0.133$ の \bar{P}_2 が高い値を示している。そこで I 型で $h_R/D=0.133$ としたまま β_R のみを変えてみるとやはり β_R を変えた効果はなく最初の算定通りの $\beta_R=62^\circ$ の場合に \bar{P}_2 が最高になる。I 型の $h_R/D=$

0.133 ($\beta_R=62^\circ$, $\theta=180^\circ$) と II 型の $h_R/D=0.067$ ($\beta_R=59^\circ$, $\theta=90^\circ$) とをくらべると前者の方がわずかに高い P_2 を示すのでこの型を中心に以後の実験を行なった。この型を原型とくらべると \bar{V}_2 が高速のときはリングの逆効果⁶⁾が現われているが、 \bar{V}_2 の低速時においてはある程度原型より高い P_2 を示す。しかしスクープ付の場合にくらべるとかなり劣る⁶⁾。

最後にジェットシート付の場合について述べる。図 16 にジェット吹出し高さ h_J を変えたときの各ベルマウスの P_2 の変化を示す。ジェット吹出し角は前出のスクープ付の場合と角度を合わせて $\beta_J=30^\circ$ を中心に測定を行なった。したがって今後特記しない限り $\beta_J=30^\circ$ である。同図によれば $V_0=0$ では h_J が大きくなるにつれて最初 P_2 の大きかったベルマウス No. 1 の P_2 は減少し、逆にベルマウス No. 2 の P_2 が増加していくことがわかる。 $V_0=21$ m/s では $h_J/D=0.111$ のときベルマウス No. 1 にはまだ自然吸込みが行なわれているが、 $h_J/D \geq 0.222$ のときには流入がほとんどなくなっている。ベルマウス No. 2 および 3 ではそれぞれ最適の h_J/D で 7~8 mmAq ゲージの P_2 を示す。 $V_0=41$ m/s となるとベルマウス No. 1 および 2 では P_2 は負圧となり逆流を起している。ベルマウス No. 3 でも h_J/D が小さくなるほど P_2 が低下し遂には負圧となる。これはジェットシート吹出装置と垂直板との干渉の悪影響が V_0 が大きくなったため現われてきたのであろう (図 28 参照)。図 17 にベルマウス No. 1 の $\bar{V}_2=0$ (風速計 RPM=0) になる状態のときの V_0/\bar{V}_J と h_J/D との関係を示した曲線を示す。この曲線より左下半面が気流流入領域であり、右上半面が逆流領域である。以下、ジェットシートの効果があった h_J の低い範囲のうち後出の煙流観察との対照に便利な $h_J/D=0.222$ の場合を中心に検討を進める。

図 18 に $h_J/D=0.222$ で V_0 を変えたときの各ベルマウスの P_2 を示す。ベルマウス No. 2~3 の P_2 はほとんど 0 で、ベルマウス No. 1 についてもせいぜい $V_0=20$ m/s 程度までしかジェットシートの効果はない。

図 19 に \bar{V}_J を変えたときの P_2 の変化を示す。やはり $V_0=20$ m/s のとき $\bar{V}_J \leq 164$ m/s ではジェットシートの効果はほとんどない。しかし $V_0=0$ の場合はベルマウス No. 1 の P_2 は \bar{V}_J を増すにつれて少しずつ増加している。したがって流入流量も少しずつ増加しているはずである。そこで図 20 により \bar{V}_J による G/G_d の変化を見ると本実験装置の能力限界を

越えて \bar{V}_J を約 220 m/s まで増加させれば $m=0.4$ において $G/G_d=0.1$ 程度は得られることが予想され、 β_J を大きくすれば流入量はさらに増加できると予想される (図 17, $\beta_J=45^\circ$ のデータ) から単に流量だけの問題に限れば G/G_J が約 4 程度でもよければ将来の利用価値はあながち無しといえない。

4.2 スロート部全圧分布

スロート部平均全圧については以上の通りであるが圧縮機動翼の防振上からエンジン全作動範囲内で P_2 分布のなるべく一様なことも空気取入口性能として必要である。前報の強制吸込の結果では $P_2 \approx 0$ 以外では概して P_2 が大きいほど P_2 分布は一様に近づいている。

図 21 にスクープ付 ($\beta_s=30^\circ$, $h_s/D=0.178$) の強制吸込みの場合の P_2 分布を示す。 $V_0=0$ で $\bar{V}_2=200$ m/s のときベルマウス No. 1 の左右側から下流側にかけて大きな負圧が出ているがスクープ腹面ではくりを生じているためであると考えられ²⁾、横風がないときにはスクープは逆効果になることを意味している。なおこのとき測定位置 6 番 (下流側) ではかなり P_2 が大きいスクープ背面から後端すきまを通して気流が流れ込んでいるためであろう。

図 22 にスクープ付 ($\beta_s=30^\circ$, $h_s/D=0.178$) の自然吸込みの場合の P_2 分布を示す。原型にくらべて自然吸込みにおいてはスクープ効果が非常に大きいことがわかる。ここで各ベルマウスごとに V_0 および \bar{V}_2 の近い場合の自然吸込みと強制吸込みをくらべると両者の分布パターンはほぼ一致するので、自然吸込みと強制吸込みとは V_0 および \bar{V}_2 が同じならば差別はないと考えられる (図 21, 22)。

図 23 にスクープ付 ($\beta_s=30^\circ$, $h_s/D=0.178$) の強制誘引時の P_2 分布を示す。ベルマウス No. 1 の \bar{V}_2 が増すにつれてベルマウス No. 2 の P_2 が高くなってくる (図 14) が、これはベルマウス No. 2 の P_2 分布のうち上流側が特に改善されてくるためである。

図 24 にガイドリング I 型 ($\beta_R=62^\circ$, $\theta=180^\circ$) について h_R を変えたときのベルマウス No. 1 の P_2 分布を示す。本実験範囲内ではベルマウス No. 1 に取りつけたガイドリングは下流側ベルマウス P_2 の分布にほとんど影響を与えていない (下流側ベルマウスは原型と大差ない) ので省略する。この図によれば原型にくらべ $h_R/D=0, 0.133$ 共に $\bar{V}_2=200$ m/s では上流側と左右側の分布が悪い。しかし \bar{V}_2 が低速のときは自然吸込みの場合も含めて $h_R/D=0.133$ の場合の左右側 P_2 は原型よりかなり高く、これが原型にくらべて

P_2 の高いことの主要因となっている。しかしスクープ付に比べれば全般的にかなり見劣りするから、ガイドリングをスクープ付の代わりに使用した方が有利であるという結論は P_2 の大きさからも P_2 分布からも今のところ考えられない。

図 25 にガイドリング I 型, $\beta_R=62^\circ$ において θ を変えた場合のベルマウス No. 1 の P_2 分布を示す。 $\theta=36^\circ$, $\bar{V}_2=200$ m/s では $h_R/D=0, 0.133$ 共左右側から下流側にかけて大きな負圧が見られる。 $\bar{V}_2=35$ m/s では $\theta=90^\circ$ よりも $\theta=180^\circ$ の場合の方が P_2 分布は良好でこれは特に $h_R/D=0.133$ の場合に言える。

ジェットシート付の場合には P_2 分布測定と並行して煙流観察を行なっているので両者を対照しながら検討する。煙流観察に際しては風胴吹出し気流中に四塩化チタン (TiCl_4) により生ずる白煙を口径 1~1.5m/m のガラス製ノズルより流し込み、流線の目測と写真撮影を行なった。その装置の概要と煙吹出し位置は図 26 に、流線写真例は図 27 に示した通りである。

図 28 に \bar{V}_0 と V_J を変えた場合の流線図および P_2 分布を示す。この流線図は同一実験条件のもとで各吹出し位置からの煙による流線写真を重ね合わせてトレースしたものである。図 28 (a) の流線図によれば、 $V_0=0$ の場合は周囲の気をかなり強く誘引している様子がわかる。 $V_0=21$ m/s ではまだある程度はジェットシートによりベルマウス No. 1 に横風をたたき落しているが、 $V_0=41$ m/s になると明らかに横風の吹抜けによりエアカーテンが曲げられベルマウス No. 1 は逆流するのが観察される。図 28 (b) の ①, ② を比較すると $V_0=21$ m/s では \bar{V}_J の有無がまだベルマウス No. 1 の性能に影響しているが、 $V_0=41$ m/s になるとベルマウス No. 1 にとっては \bar{V}_J の有無は無関係になり、逆流を起している。

4.3 ベルマウス壁面静圧分布

図 29 にスクープ付 ($\beta_s=30^\circ$, $h_s/D=0.178$) の強制吸込みにおけるベルマウス壁面静圧分布を示す。測定位置については図 3 を参照されたい。ベルマウス No. 1 について原型と比較してあまりスクープを付けたための大きな変化は認められず、図には記入していないがほかのベルマウスについても言えることである。

スクープ付ベルマウス壁面静圧分布の自然吸込の場合を図 30 に、強制誘引の場合を図 31 に示す。いずれの場合にも自然吸込状態のベルマウスについては静圧の変化と値そのものが小さく、大きな特長は見られない。

図 32 にガイドリング I 型の $\beta_R=62^\circ$ のものについて θ と h_R を変えた場合のベルマウス No. 1 静圧分布を示す。 $\theta=360^\circ$ の場合は原型にくらべて下流側において特に $h_R/D=0$ のときに大きな負圧が生じて居り、前述した (図 25) P_2 分布の下流側がこのとき悪い結果を裏書している。また $h_R/D=0$ のとき $\theta=180^\circ, 360^\circ$ では上流側と左右側の静圧が原型よりも低く、やはり P_2 分布測定結果を裏書している。

ジェットシート付自然吸込みの場合はベルマウス壁面静圧は全般的に大気圧に近く、特長が見られないので省略する。

4.4 垂直板静圧分布

垂直板静圧分布測定はベルマウスが機体表面静圧分布におよぼす基本的影響を推測するために行なった。図 33 にスクープ付 ($\beta_s=30^\circ$, $h_s/D=0.178$) の強制吸込みの場合の垂直板静圧分布を示す。 $V_0>0$ のとき原型の場合には \bar{V}_2 にかかわらず上流側ベルマウス付近から下流側ベルマウス付近に移るにしたがい静圧は負の値から正の値にほぼ単調に変化してゆくが、スクープの場合には最上流側ベルマウス付近では $\bar{V}_2 \leq 80$ m/s においてスクープによる横風せき止め効果が強く現われて静圧は正 (大気圧以上) となっており、またスクープ直後下流側のベルマウス No. 2 付近では大きな負圧が見られてベルマウス No. 2 の P_2 分布がスクープによる横風遮蔽効果により悪化することを示している。

スクープ付ベルマウス ($\beta_s=30^\circ$, $h_s/D=0.178$) の自然吸込みの際の垂直板静圧分布を図 34 に、同じく強制誘引の場合を図 35 に示す。

図 36 にガイドリング付 (I 型, $\beta_R=62^\circ$, $\theta=180^\circ$) の場合の垂直板静圧分布を示す。これによればガイドリングはスクープのように垂直板静圧に大きな影響は与えていない。

5. 結 論

スクープ・ガイドリングあるいはジェットシートを付けた三連型リフトエンジン用空気取入口縮尺模型 (ベルマウス) について予備実験を行ないつぎの結論を得た。

5.1 自然吸込みについて

- i) 各ベルマウス内管路抵抗をそろえておけば、機速相当横風流速 V_0 に関係なく各ベルマウスの P_2 と G との関係は同一曲線であらわすことができる。各ベルマウス内管路抵抗をそろえつつ変化させるとベルマウス間の P_2 したがって G の比率

は変化する。スクープ付の場合 $m > 0.4$ ではこの比率はほぼ一定に保たれる。

- ii) エンジン排気口背圧を負圧にすればある程度 G の増加を望むことができる。
- iii) スクープによる横風ラム圧の回復は非常に大きい。エンジン起動以前の状態でもベルマウス No. 1 にのみスクープをつけて各ベルマウスの吸入流量を原型よりかなり増加でき、 $V_0 = 58 \text{ m/s}$ で設計点流量の 2 割にも達した。
- iv) ガイドリングの効果については原型よりわずかに P_2 が増加する場合が見られたがスクープ効果にくらべてかなり劣る。
- v) ジェットシートの効果については $V_0 = 0$ の場合ジェット吹出し流量の 4 倍程度の吸込流量が得られた。

5.2 強制吸込み

- i) ベルマウス間相互干渉の小さい範囲では同じ管路抵抗で V_0 も \bar{V}_2 も等しければそれぞれ各ベルマウスにおいて強制吸込みと自然吸込みの P_2 分布はかなり近い。したがって P_2 も近くなり P_2 分布を改善するには P_2 を向上させねばならなくなる。
- ii) V_0 一定のときスクープ効果は特に \bar{V}_2 低速のときに顕著である。
- iii) 本実験にもちいたガイドリングでは強制吸込みにおいても P_2 分布の大幅な改良は達成できなかったもので本格的な自然吸込実験に移行するに至らなかった。

本実験は三連型リフトエンジン空気取入口模型に各種の付属機器を取りつけた場合の自然吸込みに着目して行なったものであるが、模型・試験設備などの制約上非常に理想化簡易化された状態の予備実験にとどまった。実機への適用にはさらに本格的な試験が必要と思われるが、本報がその一助となれば幸である。

最後に、本実験実施に際していろいろご助力を頂いた慶応義塾大学工学部 安藤常世助教授、同学大学院 増田惣平氏および当所の松木部長、鳥崎室長ならびに本実験に協力の労を惜しまれなかった慶応義塾大学工学部学生 石賀保正・吉沢正紹の両君に対し深く謝意を表します。また当所原動機部の空気源運転担当各位をはじめ多くの方々にお世話になることが多かった。末尾ながら厚くお礼を申し上げます。

文 献

- 1) 近藤 博, 大城章一郎: 二連型リフトエンジンの吸込抵抗, 航技研資料 TM-100 (昭和42)
- 2) 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(II), 航技研資料 TM-83 (昭和41)
- 3) T. Mehus; An experimental investigation into the shape of thrust augmenting surface in conjunction with Coanda-deflected jet sheets (Part II), UTIAS Tech. Note No. 79 (1965)
- 4) N. Gregory & others; The effect of forward speed on inlet flow distribution and performance of a lifting fan installed in a wing, ARC R & M No. 3388 (1965)
- 5) D. H. Hickey & D. R. Ellis; Wind-tunnel tests of a semispan wing with a fan rotating in the plane of the wing, NASA TN-D 88 (1959)
- 6) B.I. Tyson; Tests of air inlets for jet lift engines, SAE-ASME Air Transport and Space Meeting Paper No. 860 B (April, 1964)
- 7) D. Lean & H.W. Chinn; Review of general operating experience with a jet-lift VTOL research aircraft (Short S.C.-1), ARC CP No. 832 (1965)
- 8) R.D. Vogler; Interference effects of single & multiple round or slotted jets on a VTOL model in transition, NASA TN-D 2380 (1964)
- 9) R. Lavi; Full-scal wind tunnel investigation of VTOL lift-engine inlet performance & operation, AIAA Paper No. 66-655 (1966)
- 10) Б.Г. ХУДЕНКО; Деформация осей плеско-лараллельных струй при их взаимоеж-ении, Извест. В.У.З. авиац. Тех., No. 2, Стр. 90~98 (1966)
- 11) J. E. Postlewaite; Calculation of subsonic flow in annular nozzles, AIAA Jour., Vol. 5, No. 2, p. 349~351 (1967)
- 12) R.C. Turner & D. W. Sparks; Tests on a simulated lifting fan system with inlet cross flow, ARC R & M No. 3461 (1967)
- 13) J. Barche; Beitrag zur Gestaltung von Einlaufen für Hubtriebwerke, Z. Flugwiss., Nr. 15, Heft 3, S. 98~109. (1967)

記 号

α : スロート部全圧管附近の流路断面積	
$=0.02\pi D^2$	約 $1.26 \times 10^{-3} \text{ m}^2$
D : スロート部管内径	45 mm ϕ
D^* : ベルマウス入口径	72 mm ϕ
G : 吸込み流量またはジェット吹出し流量	[kg/s]
h : 高さ	[mm]
t : ベルマウス曲線始点から壁面に沿う距離	[mm]
m : オリフィス開口比	
P : 全圧 (ゲージ圧) [mmAg または mmHg]	
p : 静圧 [mmAg または mmHg]	
p_i : 局所壁面静圧 [mmAg または mmHg]	
r : ガイドリング外周最小半径	[mm]
RPM: 風車型風程式風速計毎分回転数	[rpm]
V : 流速	[m/s]
\bar{V} : 平均流速	[m/s]
β : スクープ開角, ガイドリング外周面 傾き角またはジェット吹出し角	[度]
ρ : 空気比重量	[kg/m ³]
θ : ガイドリング開角	[度]
添字 0: 吸込前の状態	
1: ベルマウス附近の状態	
2: スロート部全圧管附近の状態	
a: 大気の状態	
d: 設計点の状態	
J: ジェットシート付	
R: ガイドリング付	
S: スクープ付	

注) 平均軸流吸入風速 \bar{V}_2 は次式による。

$$\bar{V}_2 = \frac{1}{a} \cdot \frac{G}{r_2}$$

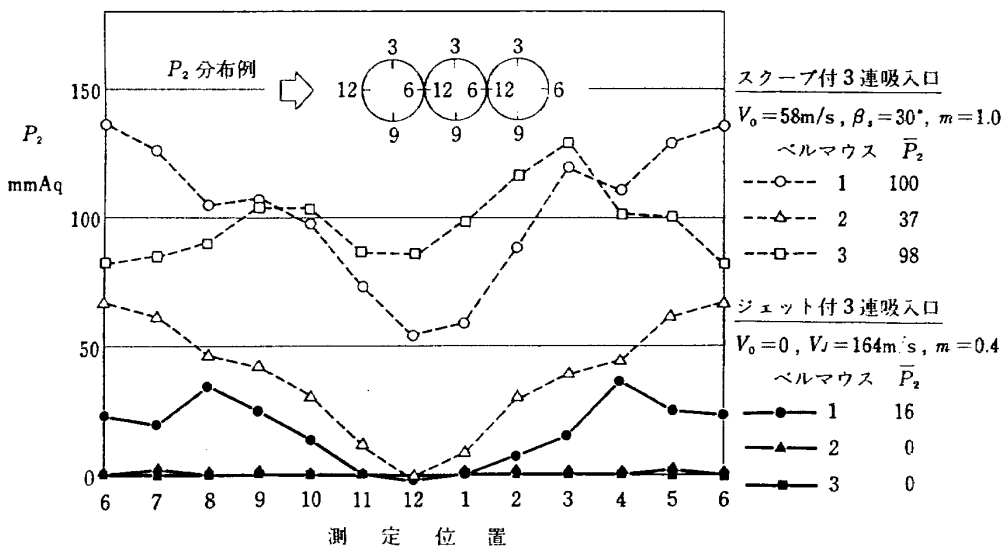
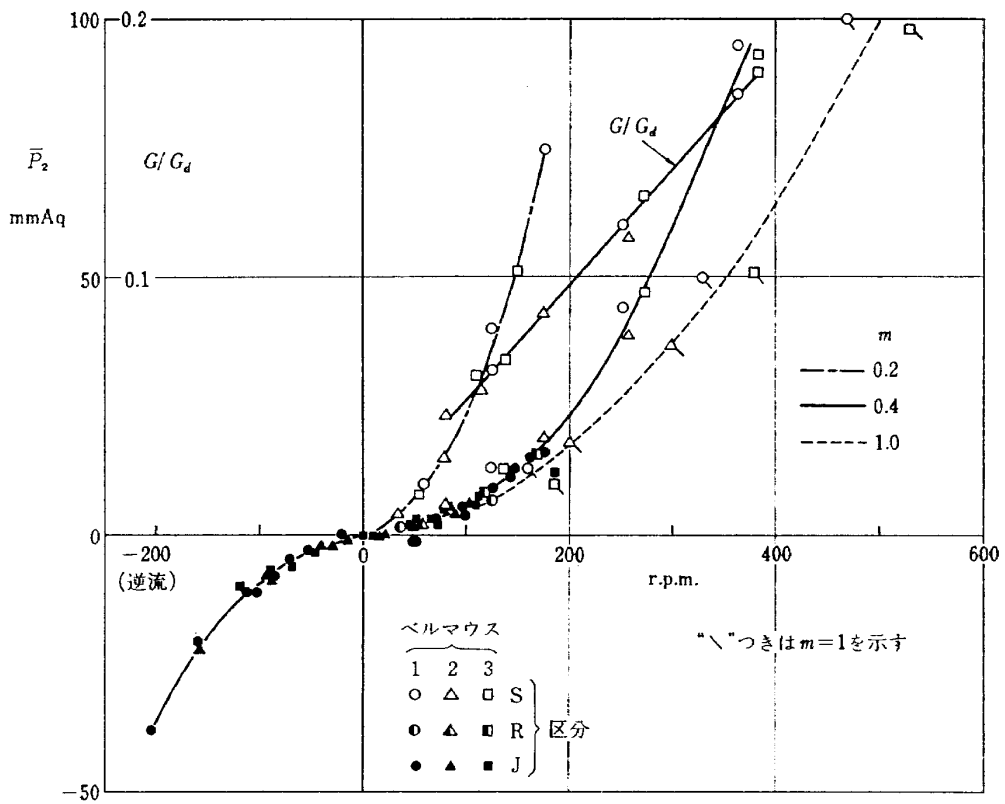


図 7 自然吸込特性 (総合)

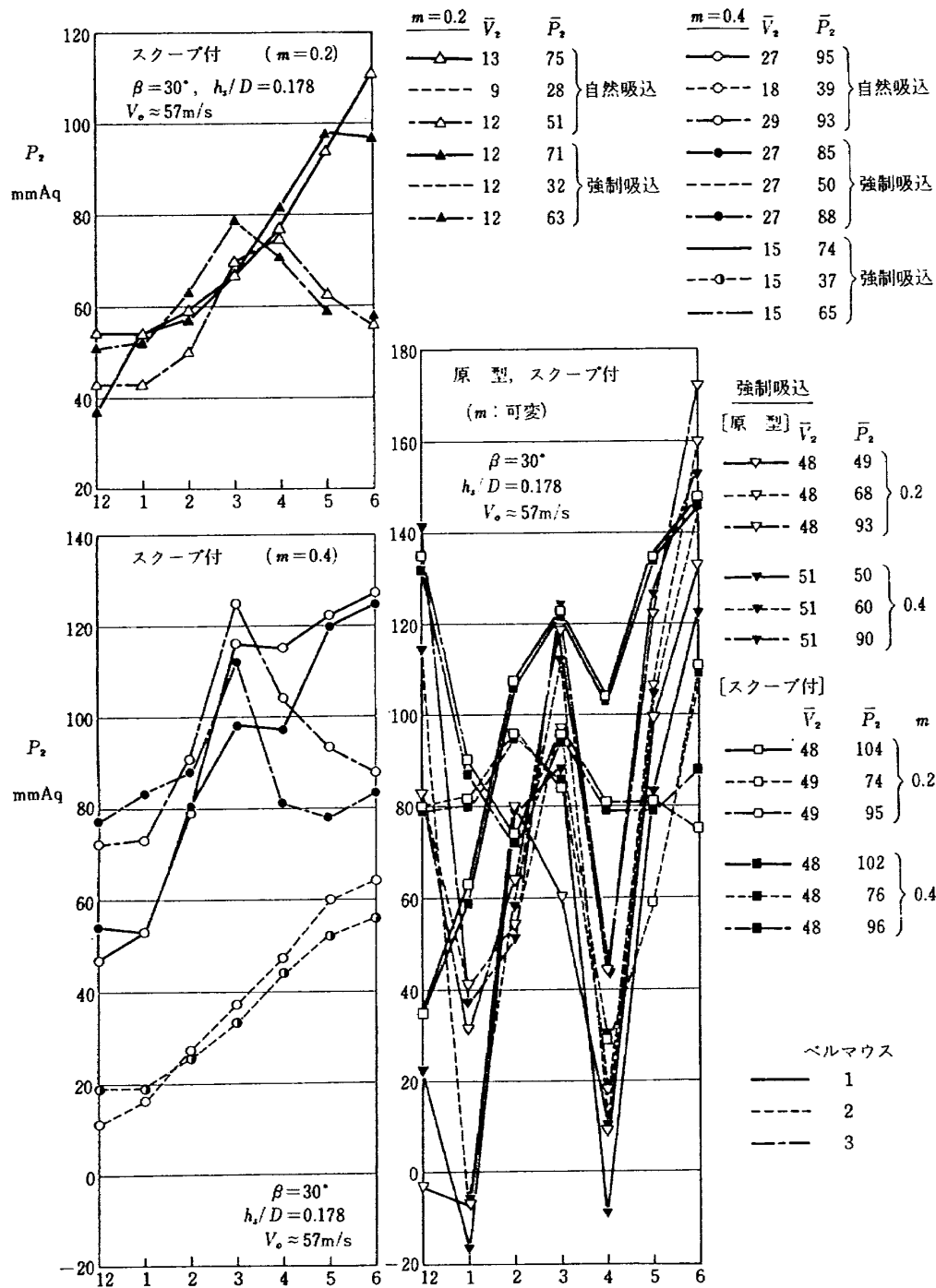


図 8 (a) $P_2 \sim m$ (その 1)

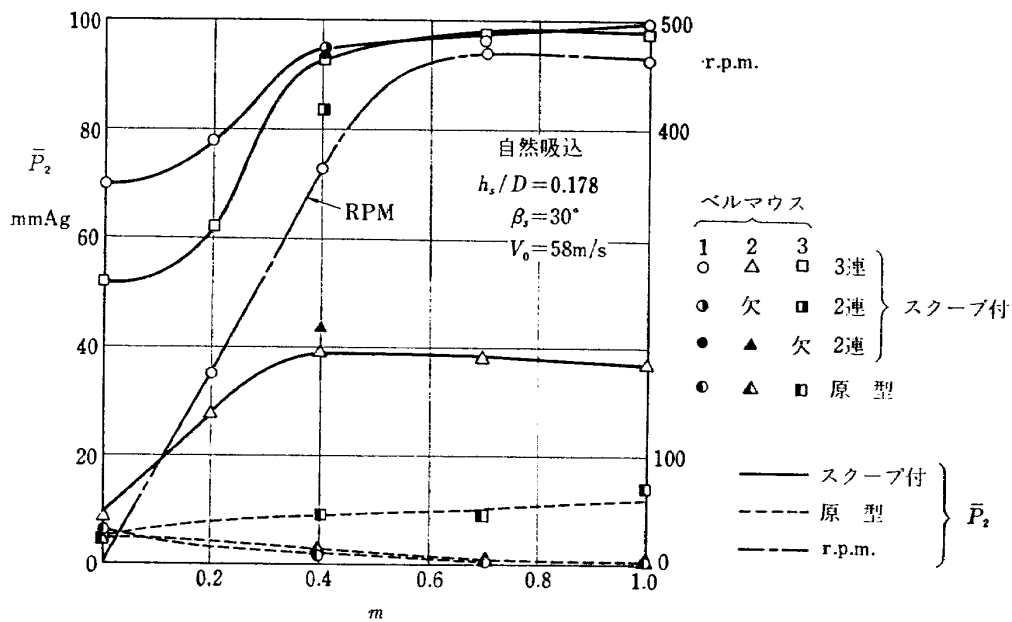


図 8 (b) $\bar{P}_2 \sim m$ (その 2)

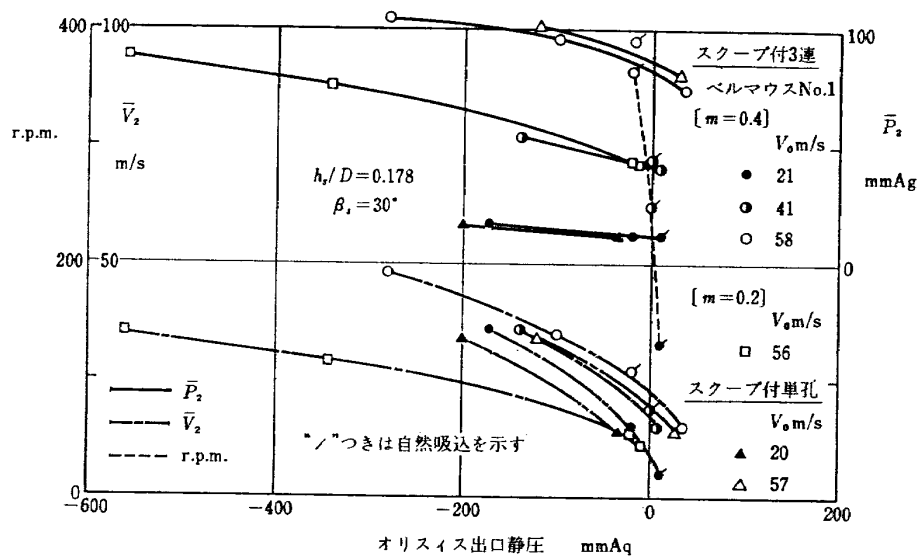


図 9 \bar{P}_2 , \bar{V}_2 , RPM ~ オリフィス出口静圧

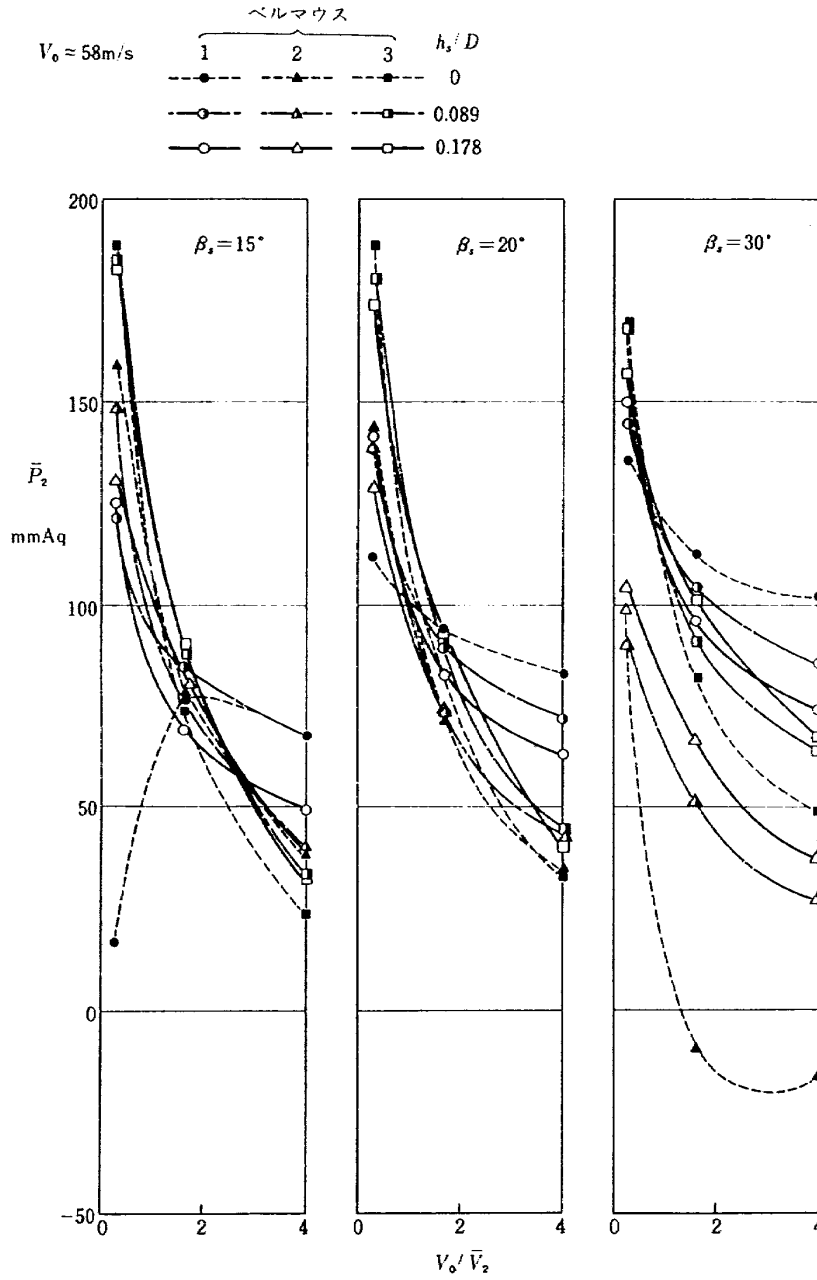


図10 (a) スクープ角度選定図 (強制吸込み)

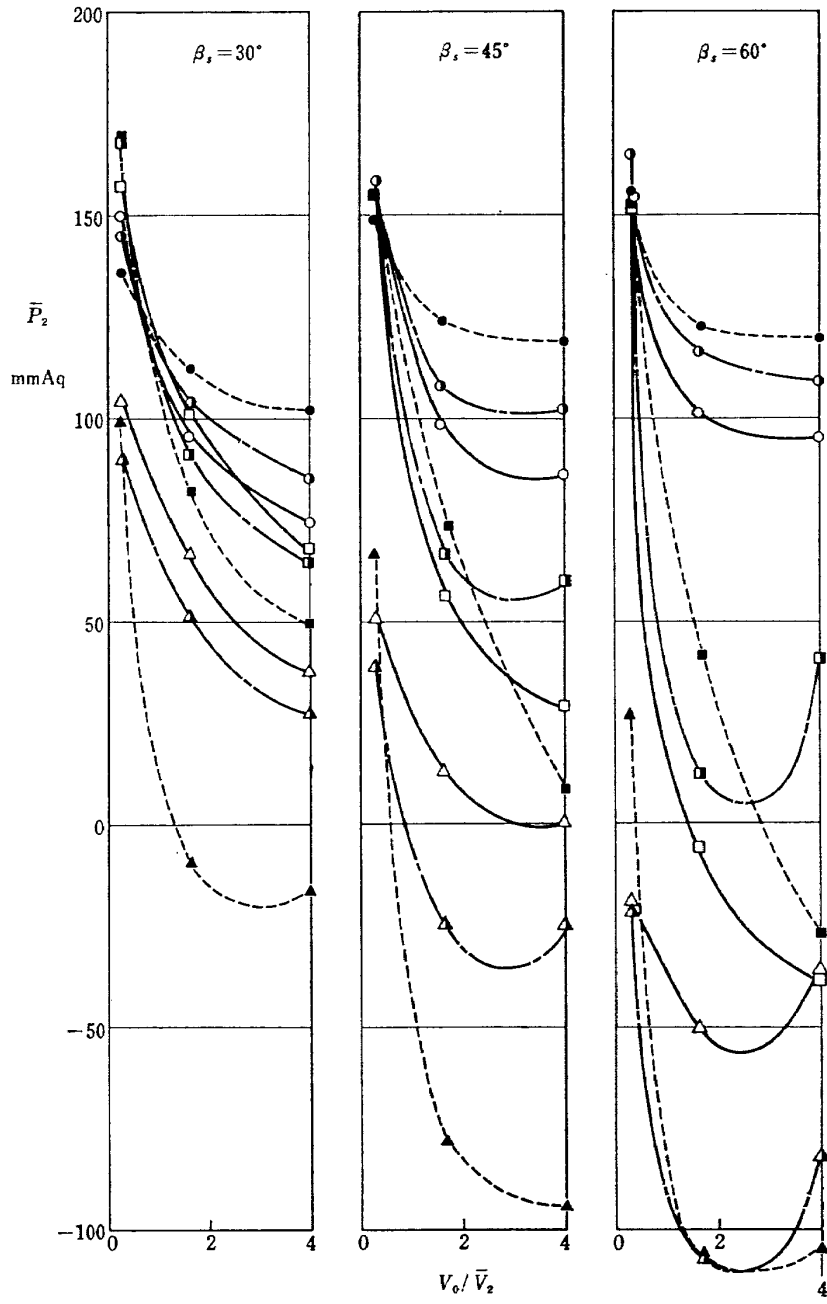


図 10 (b) スクープ角度選定図 (強制吸込み)

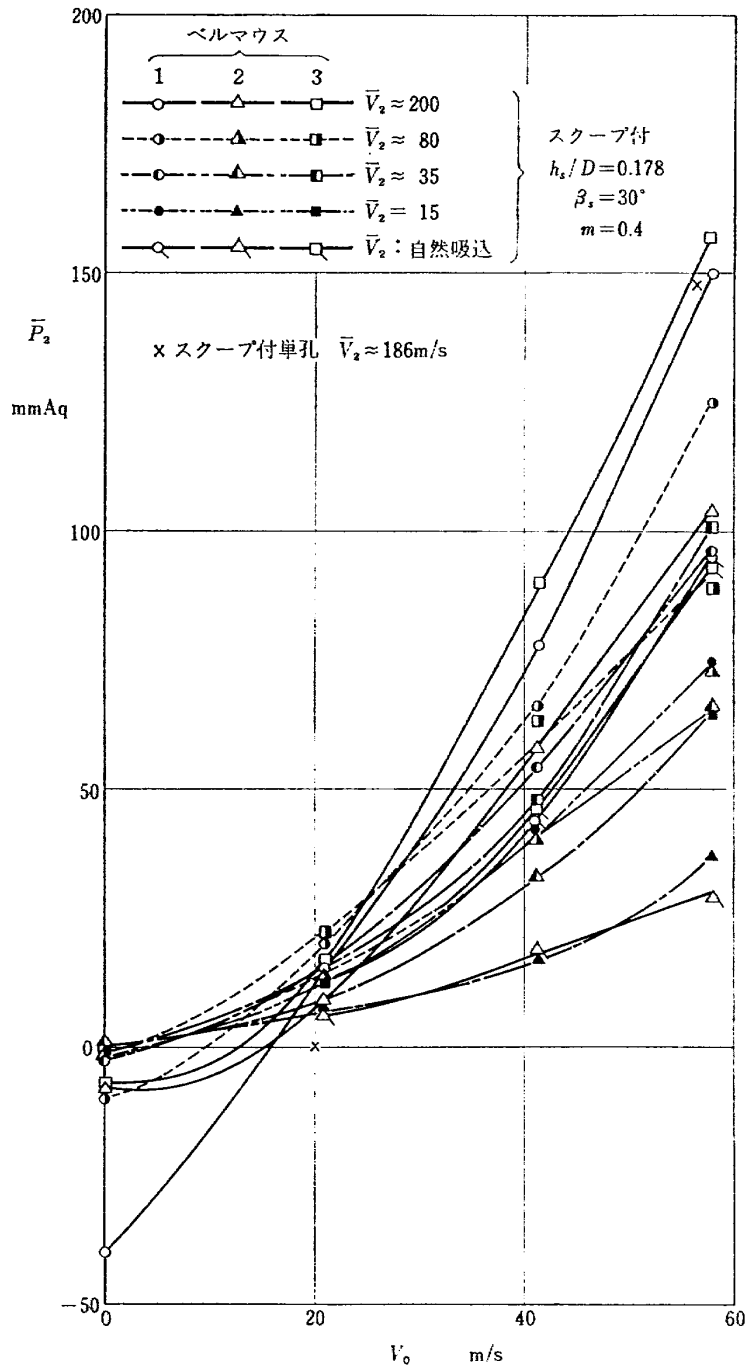
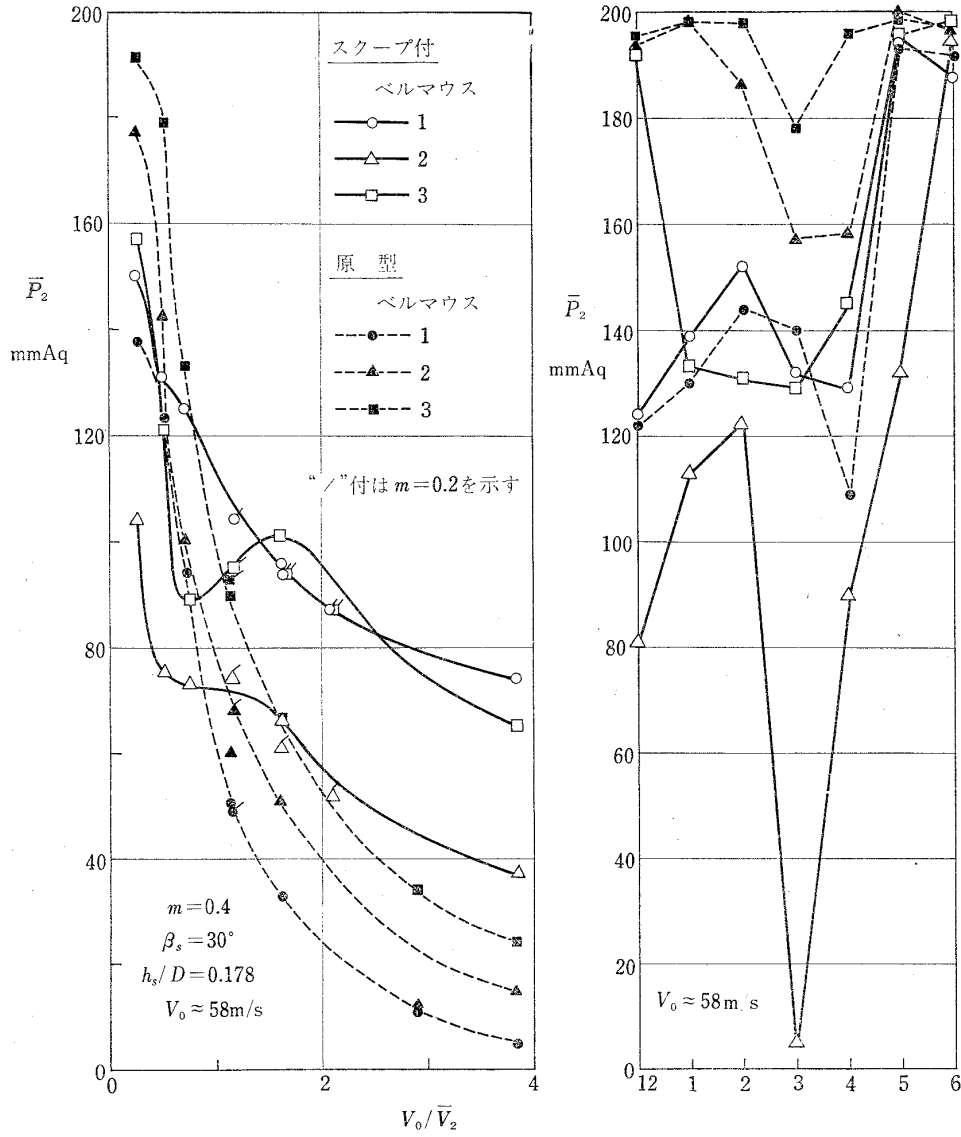


図 11 $\bar{P}_2 \sim V_0$ (スcoop付, 強制吸込)



原 型		スクープ付	
ベルマウス \bar{V}_2	\bar{P}_2	ベルマウス \bar{V}_2	\bar{P}_2
---●--- 1	195 138	—○— 1	196 150
---▲--- 2	200 177	—△— 2	201 104
---■--- 3	200 191	—□— 3	201 157

$h_s/D=0.178$
 $\beta_s=30^\circ$

図 12 $\bar{P}_2 \sim V_0/\bar{V}_2$ (スクープ付, 強制吸込み)

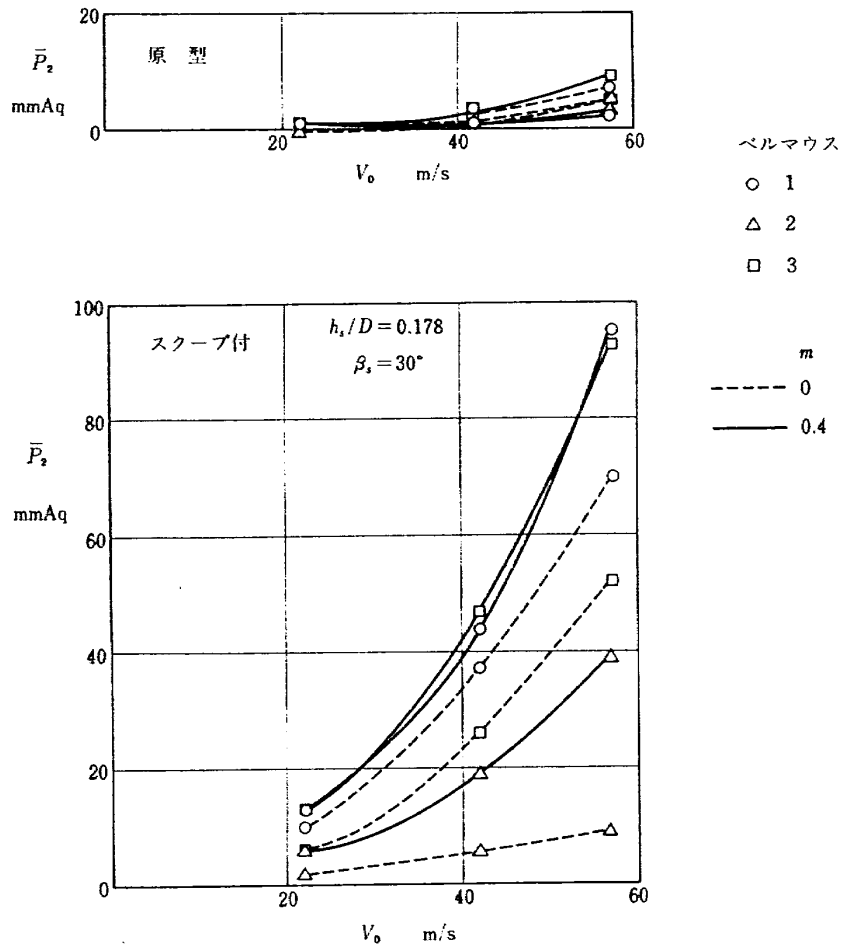


図 13 $\bar{P}_2 \sim V_0$ (スクープ付, 自然吸込み)

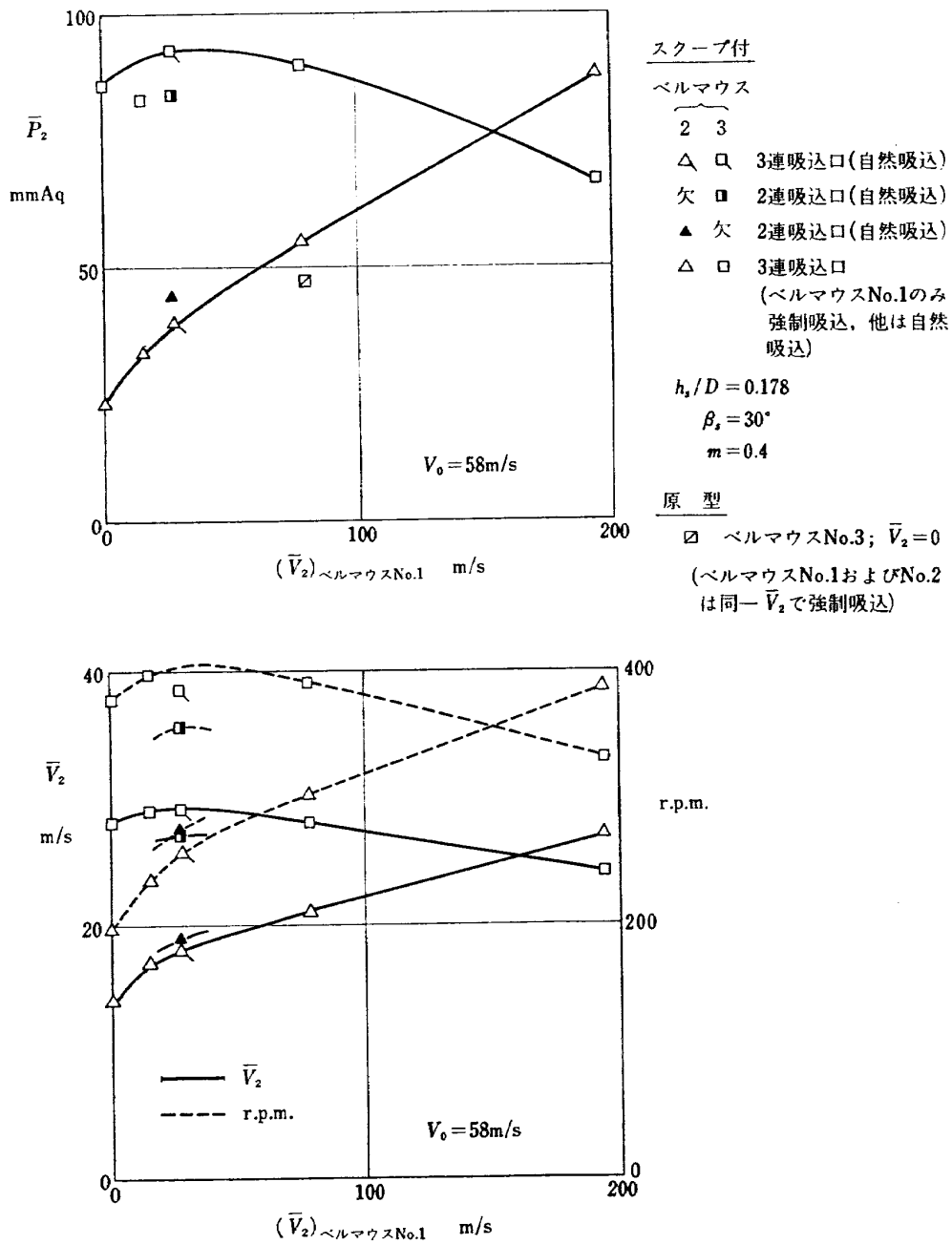


図 14 $\bar{P}_2, \bar{V}_2 \sim (\bar{V}_2)$ ベルマウス No. 1 (スクープ付, 強制誘引)

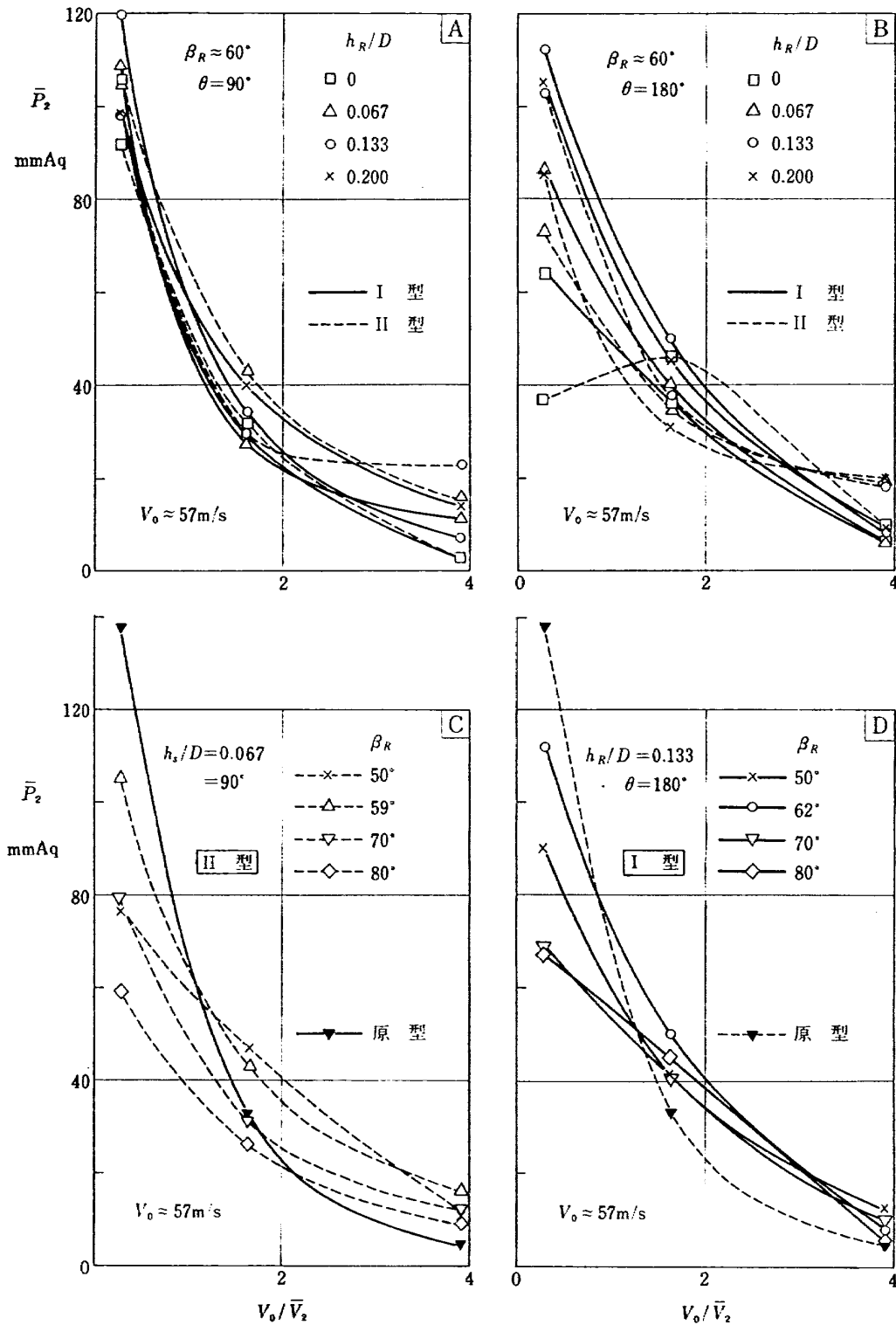


図 15 $\bar{P}_2 \sim V_0/\bar{V}_2$ (ガイドリング付, 強制吸込み)

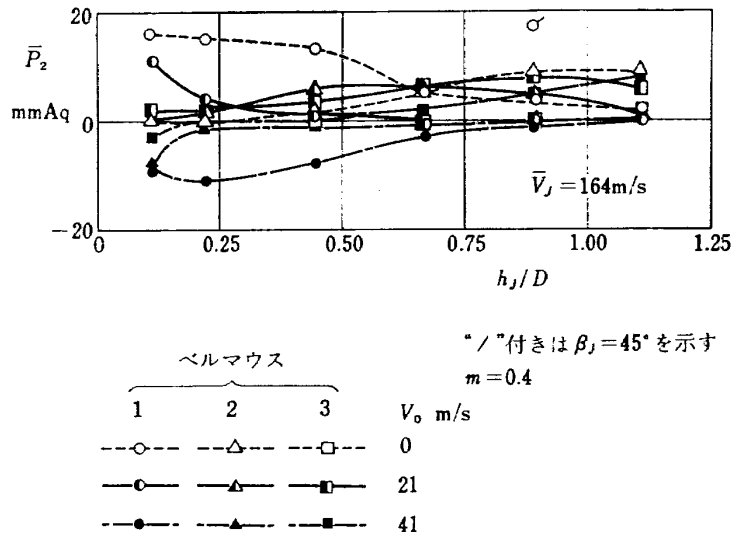


図 16 $\bar{P}_2 \sim h_J/D$ (ジェットシート付)

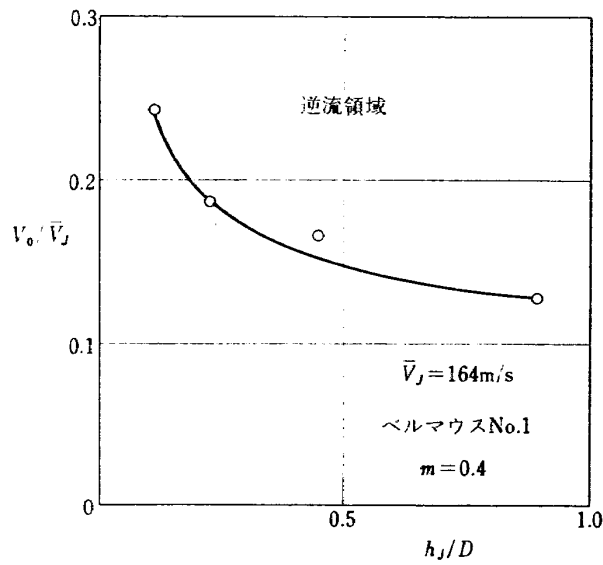


図 17 $V_0/\bar{V}_J \sim h_J/D$ (ジェットシート付)

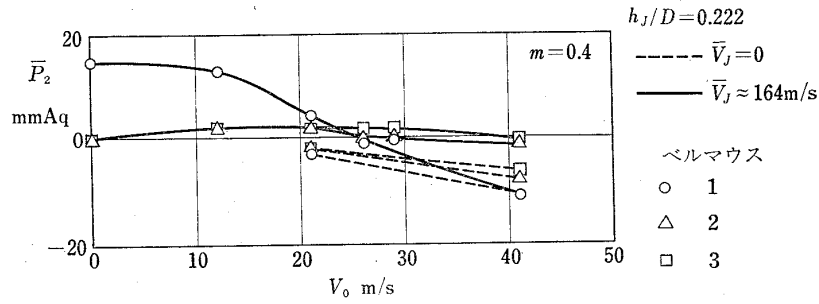


図 18 $\bar{P}_2 \sim V_0$ (ジェットシート付)

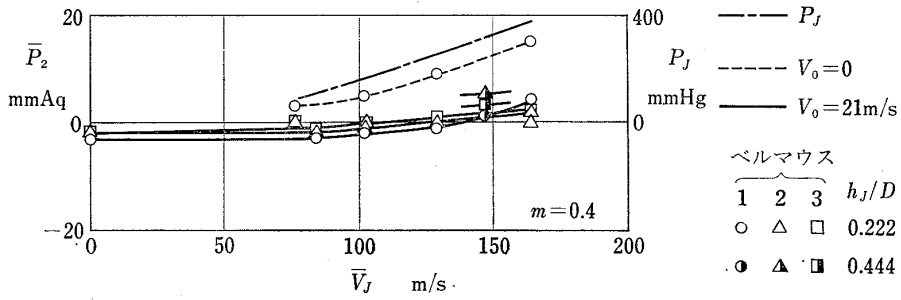


図 19 $\bar{P}_2, P_J \sim \bar{V}_J$ (ジェットシート付)

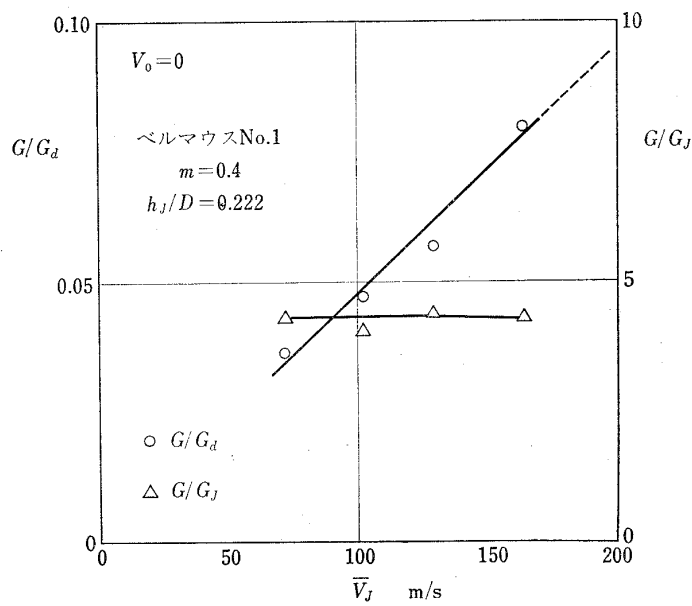


図 20 $G/G_d, G/G_J \sim \bar{V}_J$ (ジェットシート付)

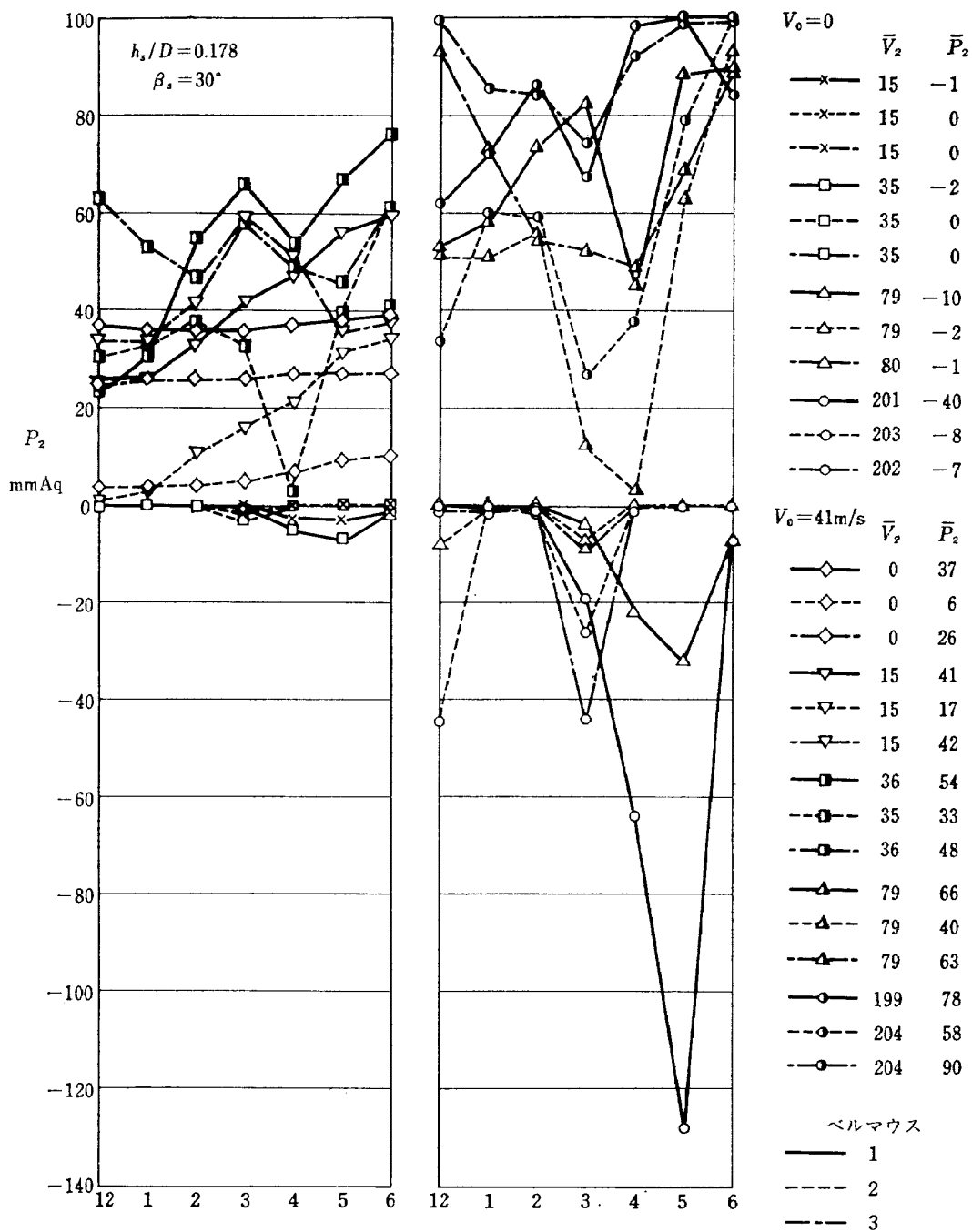


図 21 (a) P_2 分布 (スcoop付, 強制吸込み)

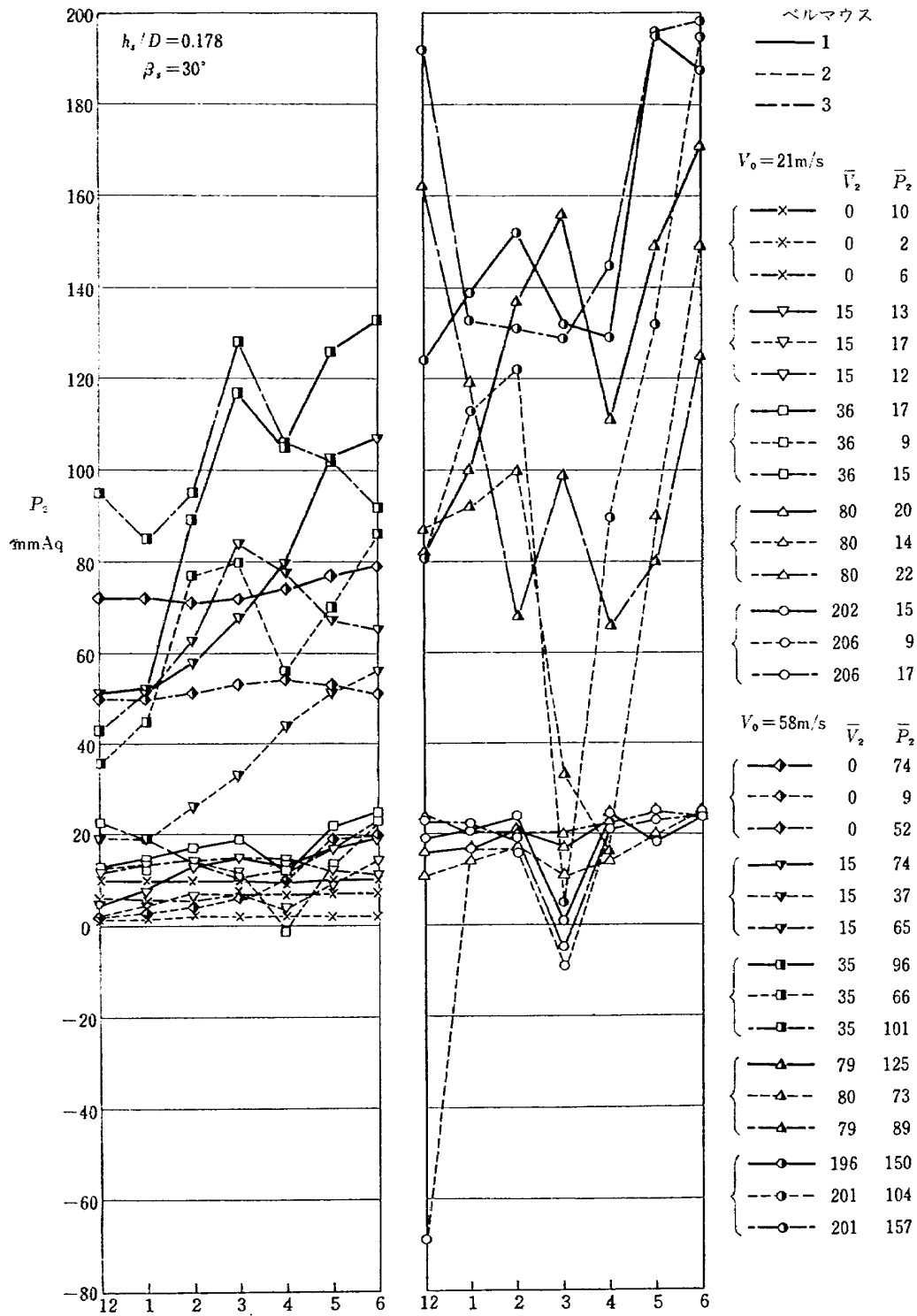


図 21 (b) P_2 分布 (スクープ付, 強制吸込み)

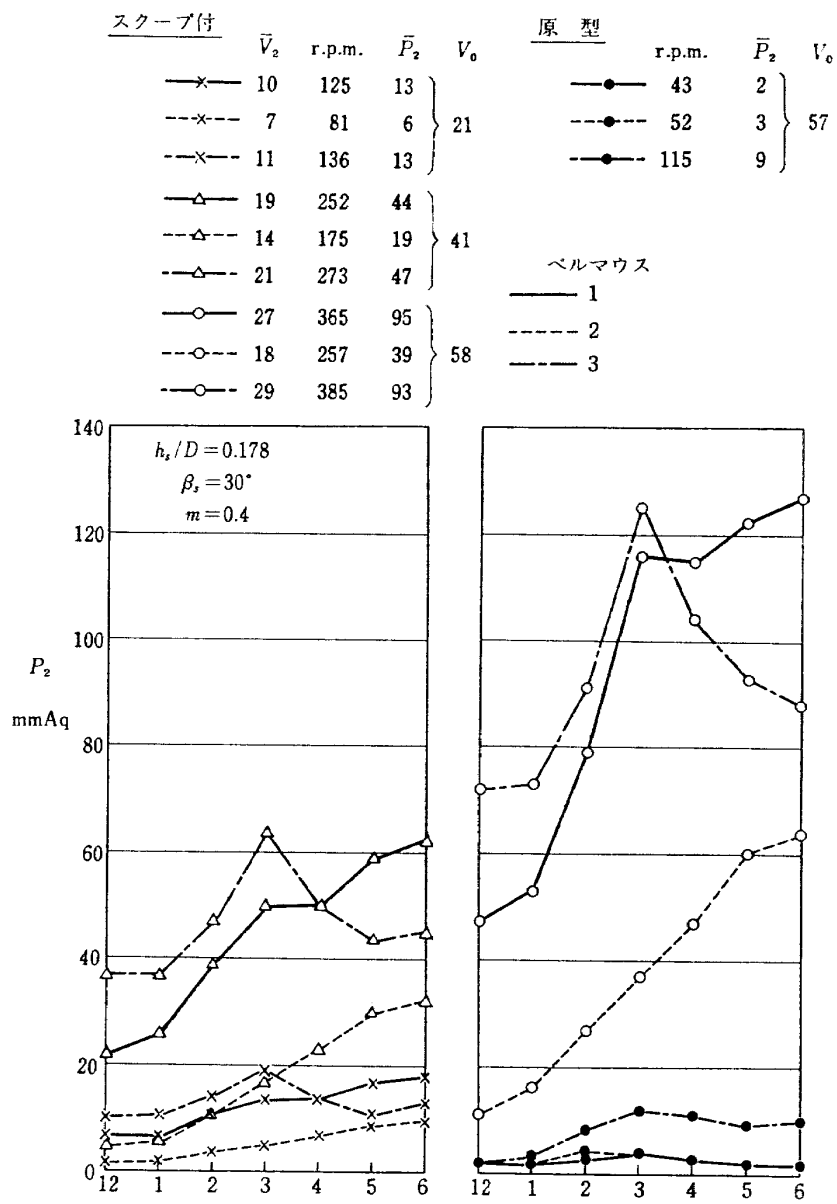


図 22 P_2 分布 (スクープ付, 自然吸込み)

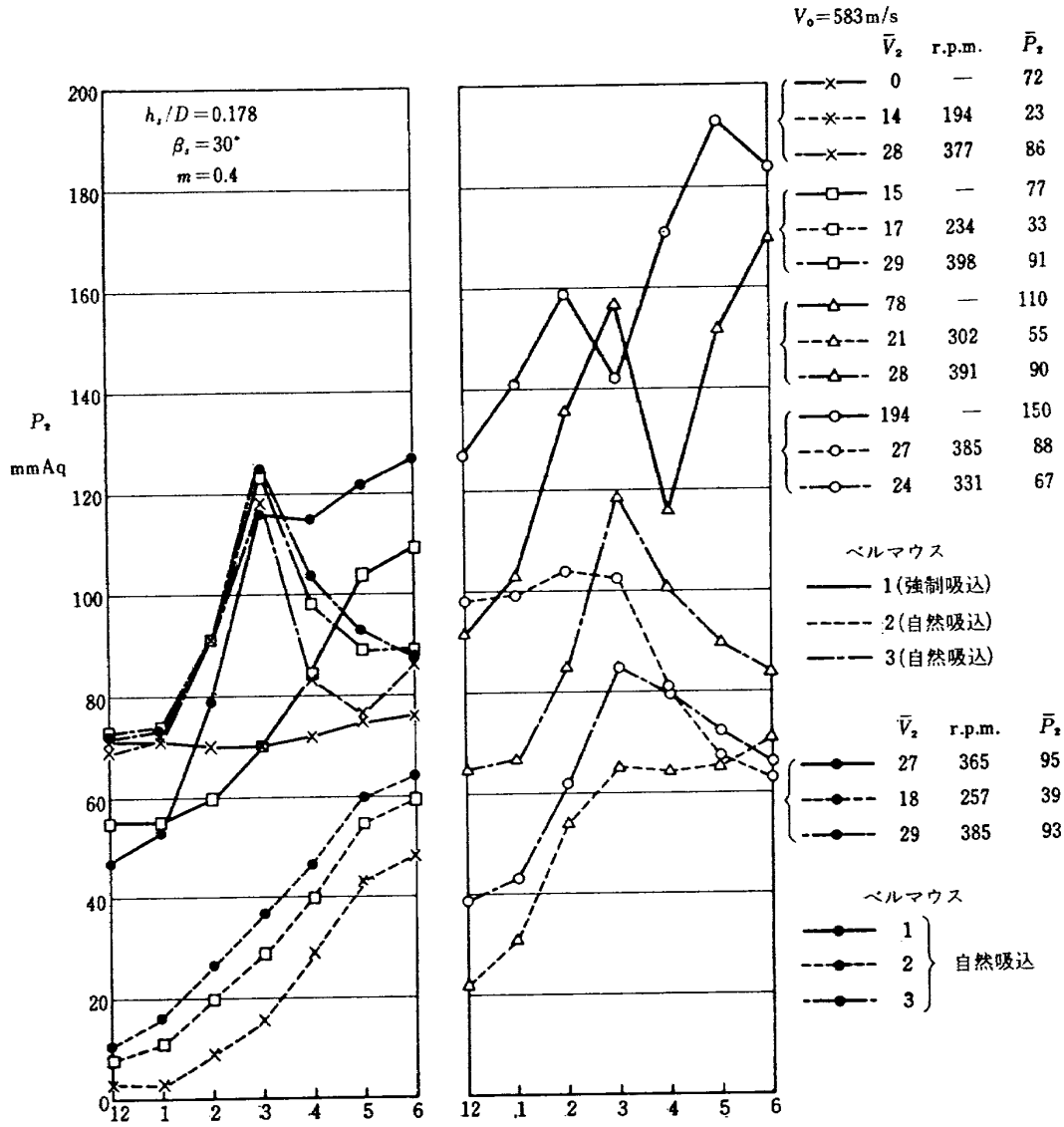


図 23 P_2 分布 (スcoop付, 強制誘引)

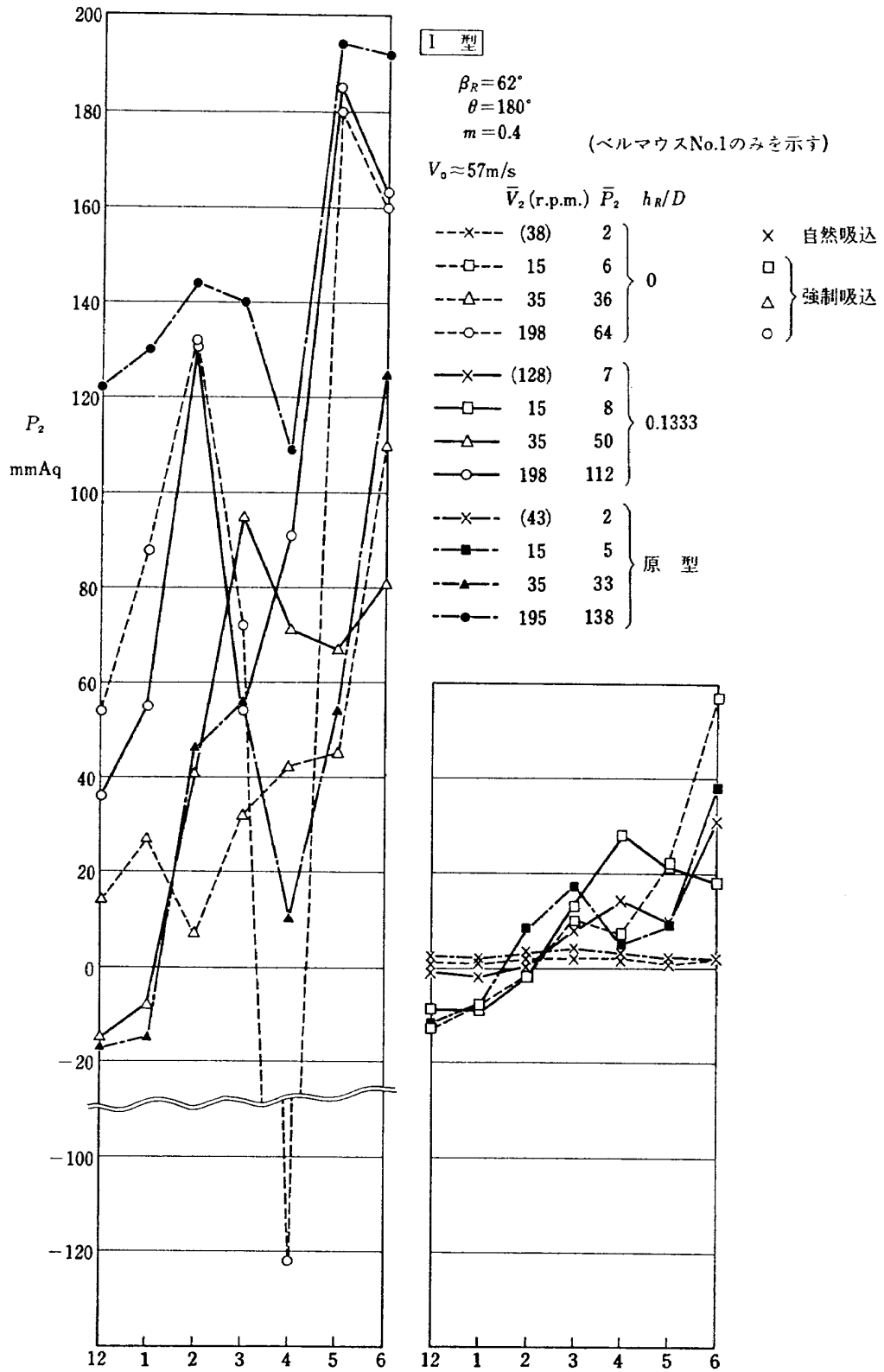


図 24 P_2 分布 (ガイドリング付, 強制および自然吸込み)

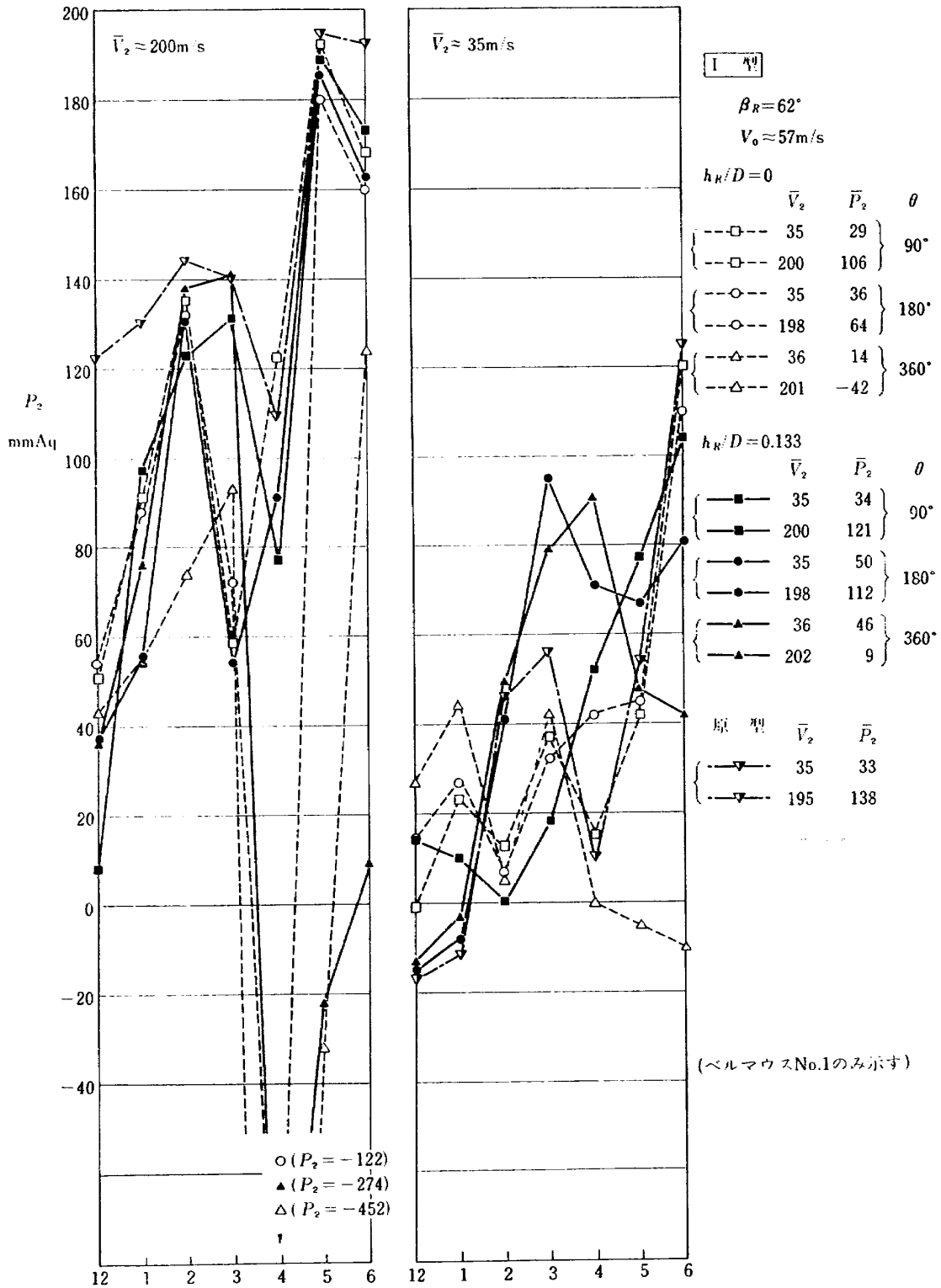
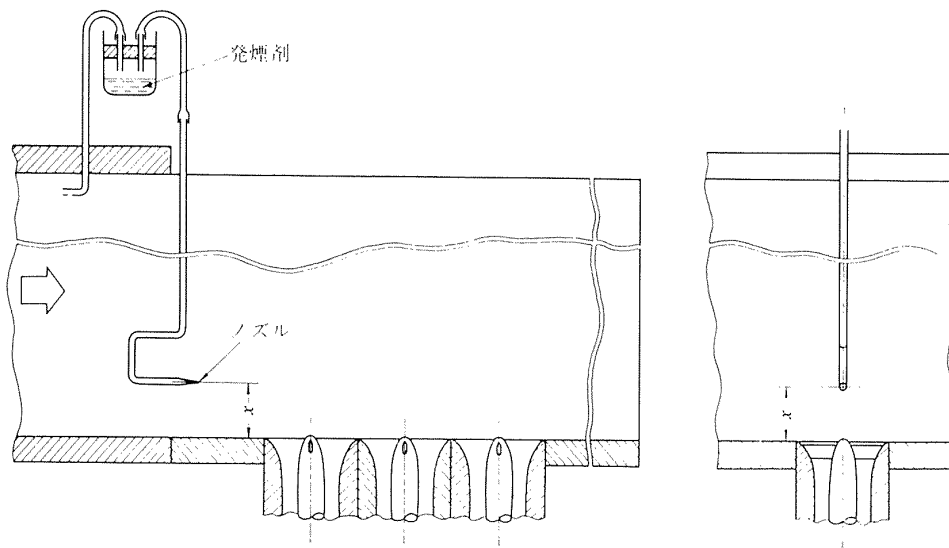


図 25 P_2 分布 (ガイドリング付, 強制吸込み)



煙吹き出し位置 x : 3, 7, 23, 35, 49, 63, 77, 91 (mm)

発煙剤 : TiCl_4

ノズル径 : 1mm ϕ

図 26 煙吹き出し装置および煙吹き出し位置

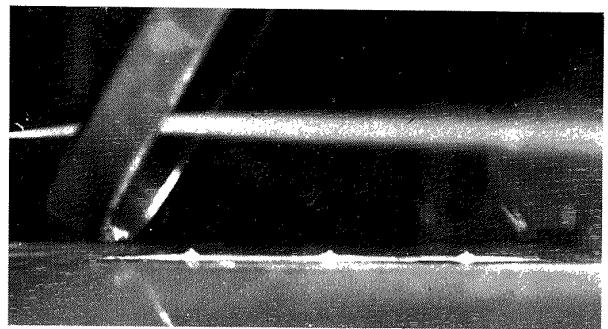
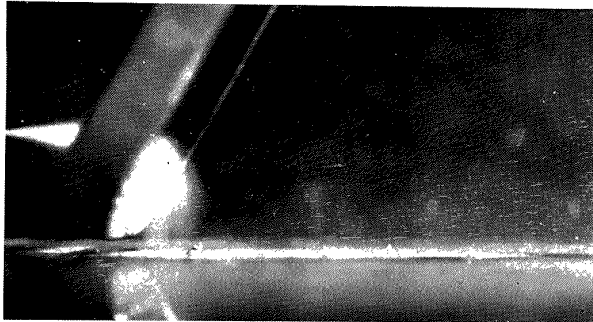


図 27 流線写真例 ($h_J/D=0.222$)

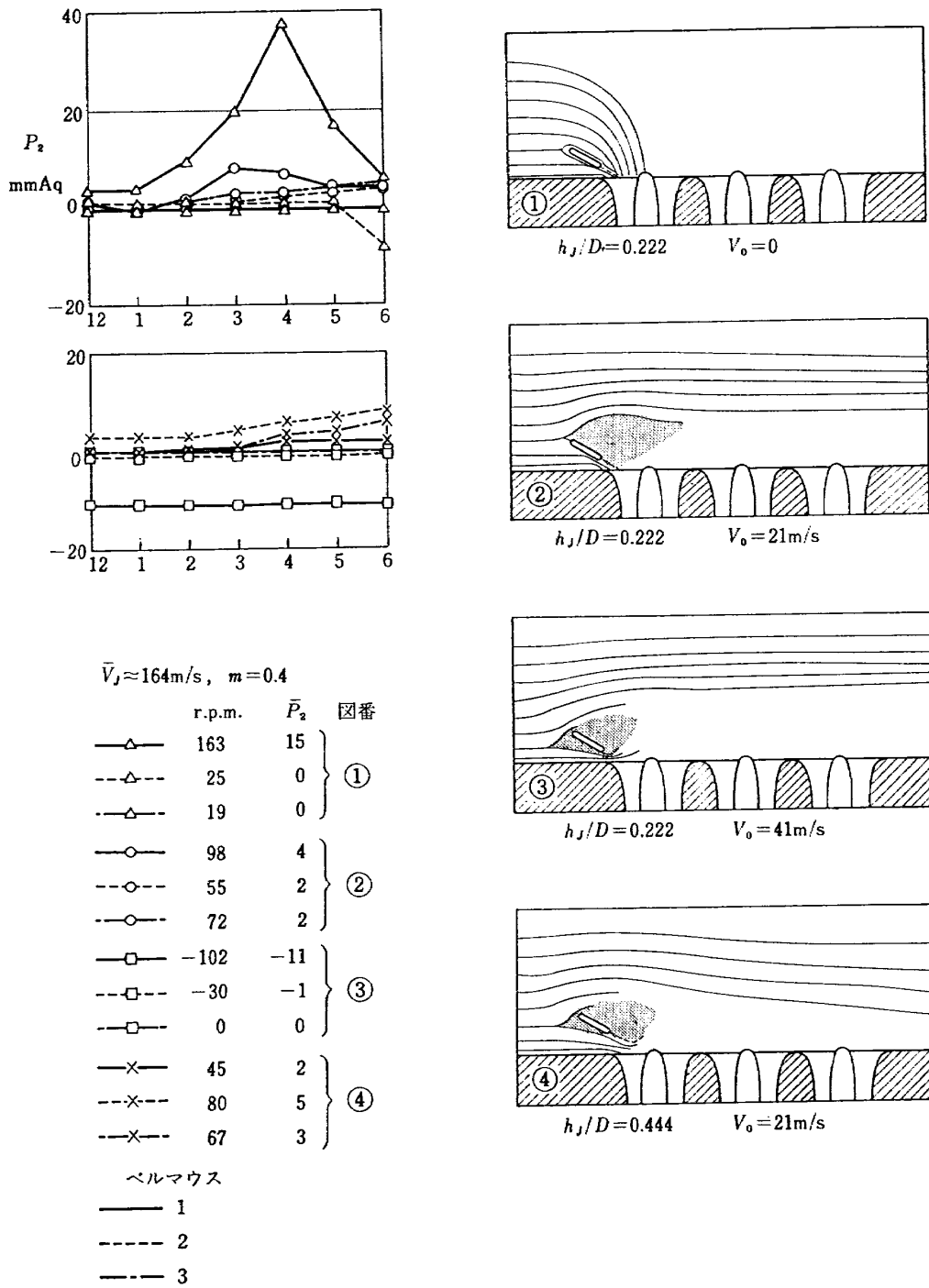
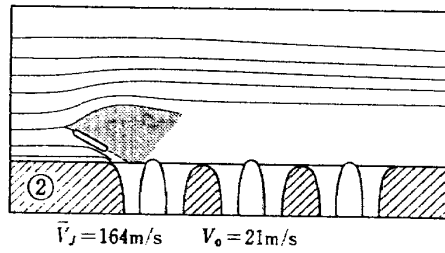
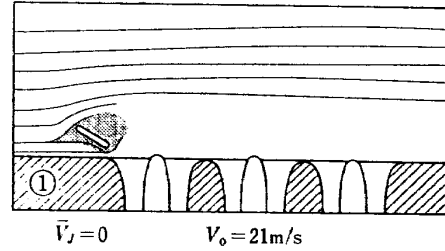
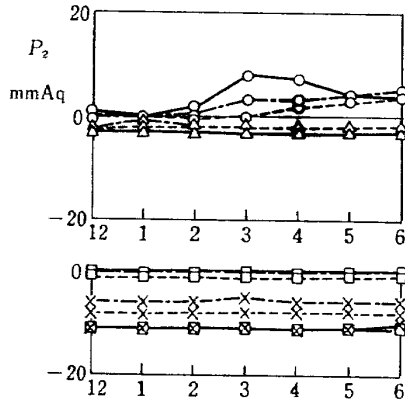


図 28 (a) P_2 分布および流線図



$h_j/D = 0.222, m = 0.4$

r.p.m.	\bar{P}_2	図番
—△—	-50	-3
-△-	-41	-2
-△-	-31	-2
—○—	98	4
-○-	55	2
-○-	72	2
-x-	-111	-11
-x-	-92	-8
-x-	-67	-6
—□—	-102	-11
-□-	-30	-1
-□-	0	0

ベルマウス

- 1
- - - 2
- · - 3

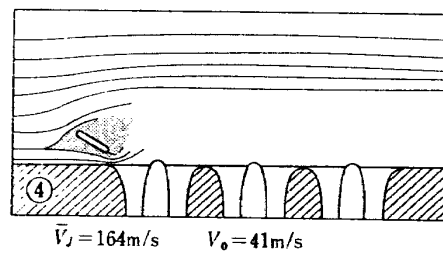
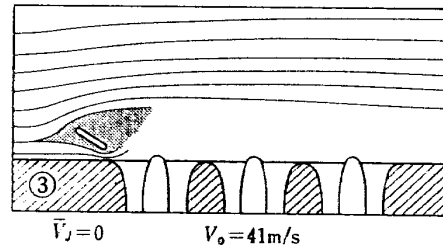


図 28 (b) P_2 分布および流線図

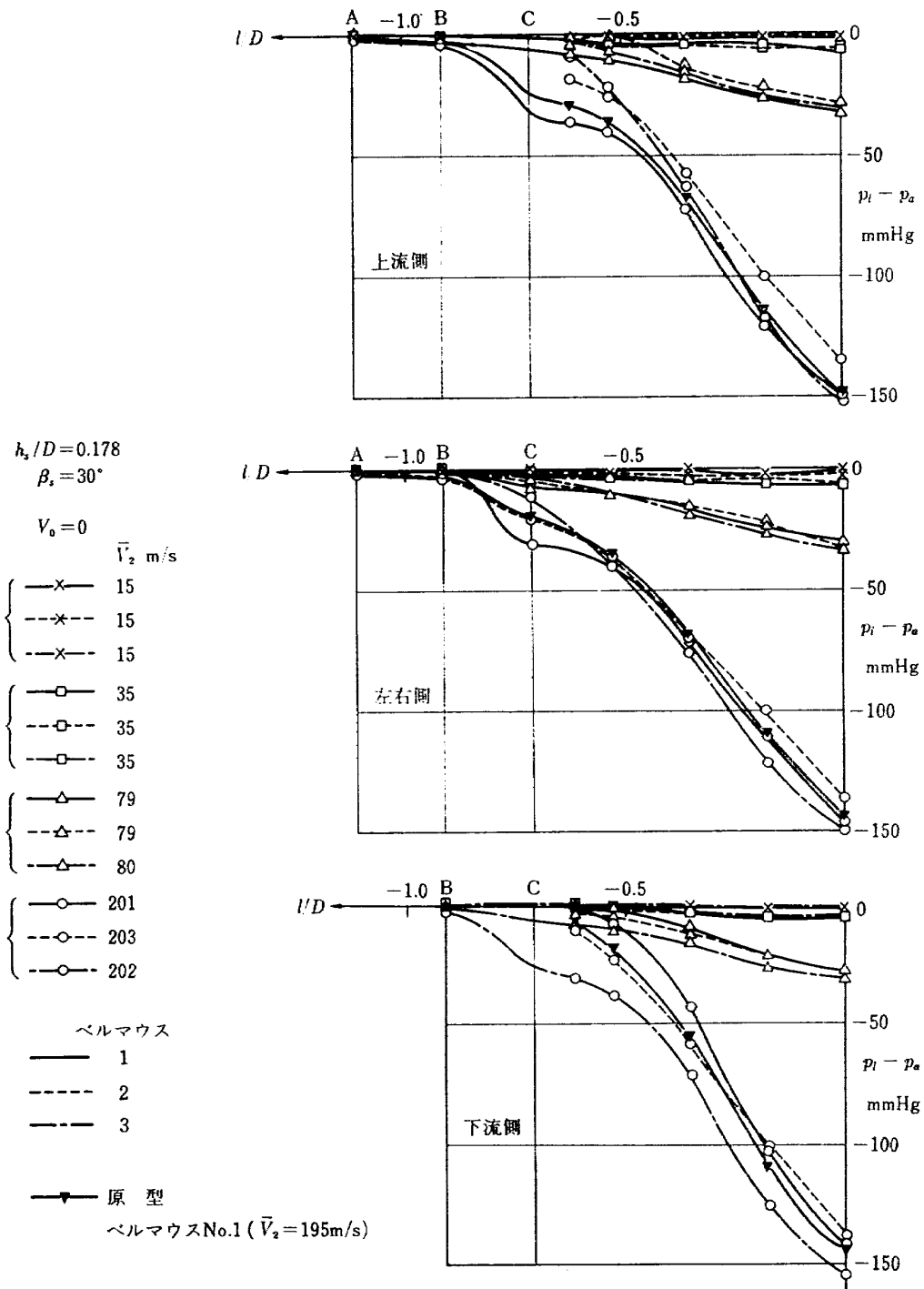


図 29 (a) ベルマウス静圧分布 (スクープ付, 強制吸込み)

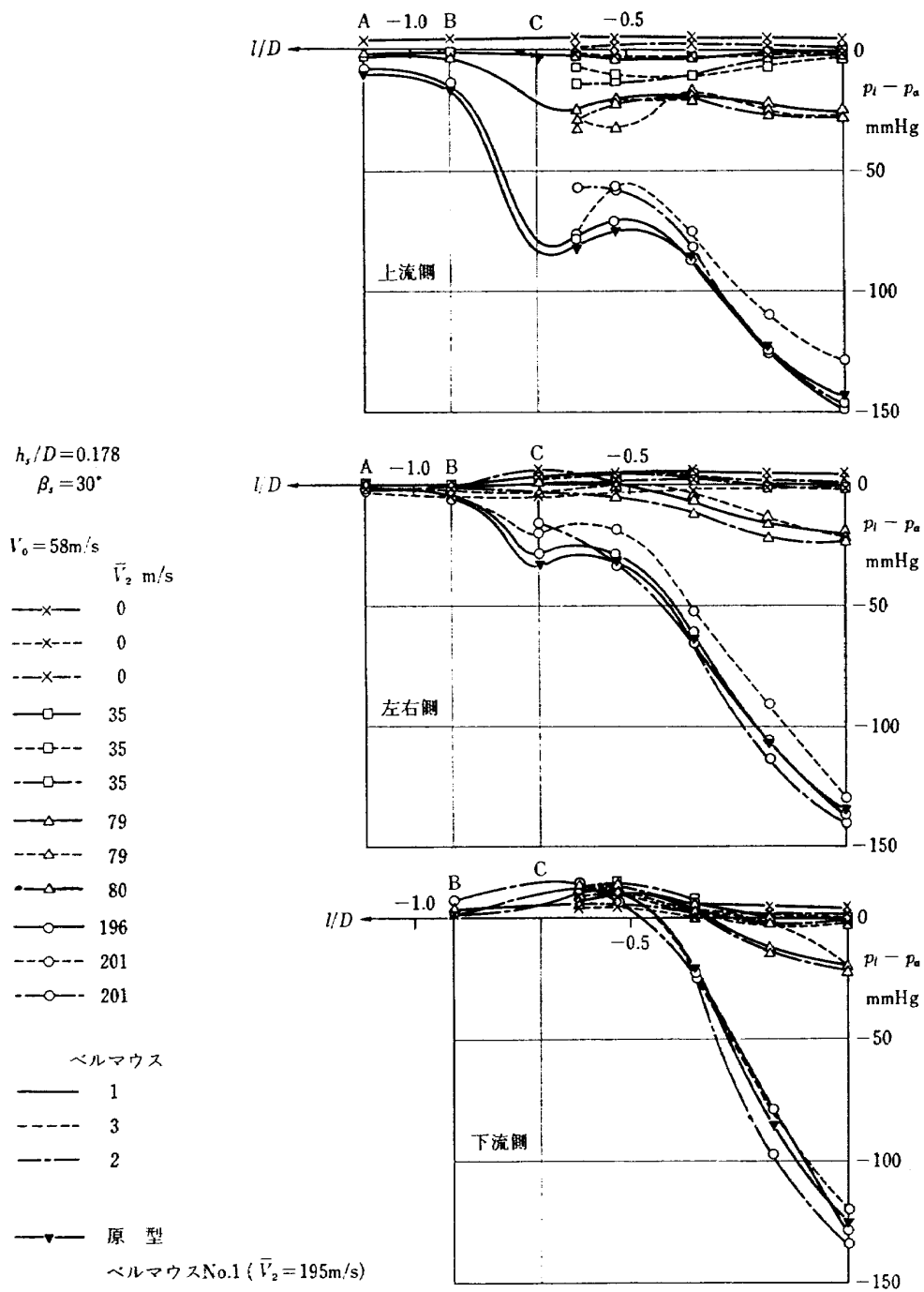


図 29 (b) ベルマウス静圧分布 (スクープ付, 強制吸込み)

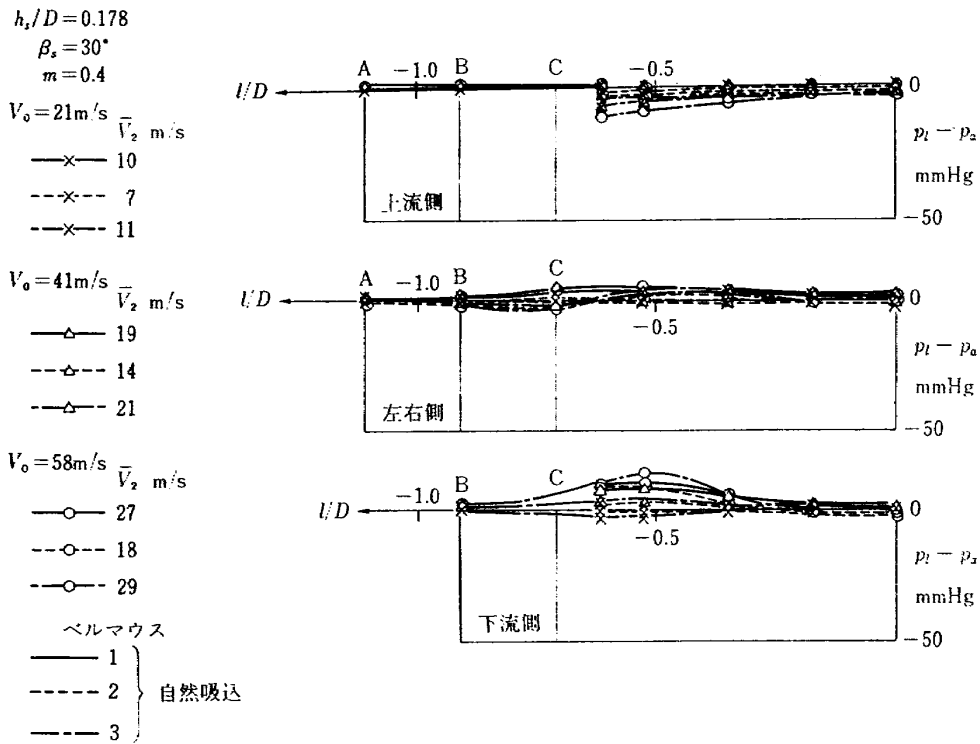


図 30 ベルマウス静圧分布 (スクープ付, 自然吸込み)

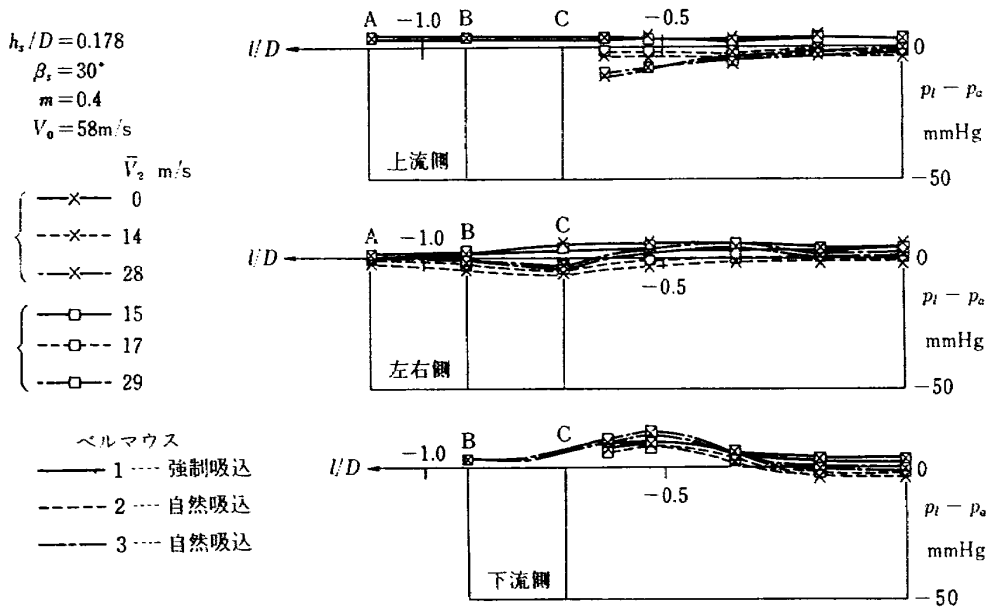


図 31 (a) ベルマウス静圧分布 (スクープ付, 強制誘引)

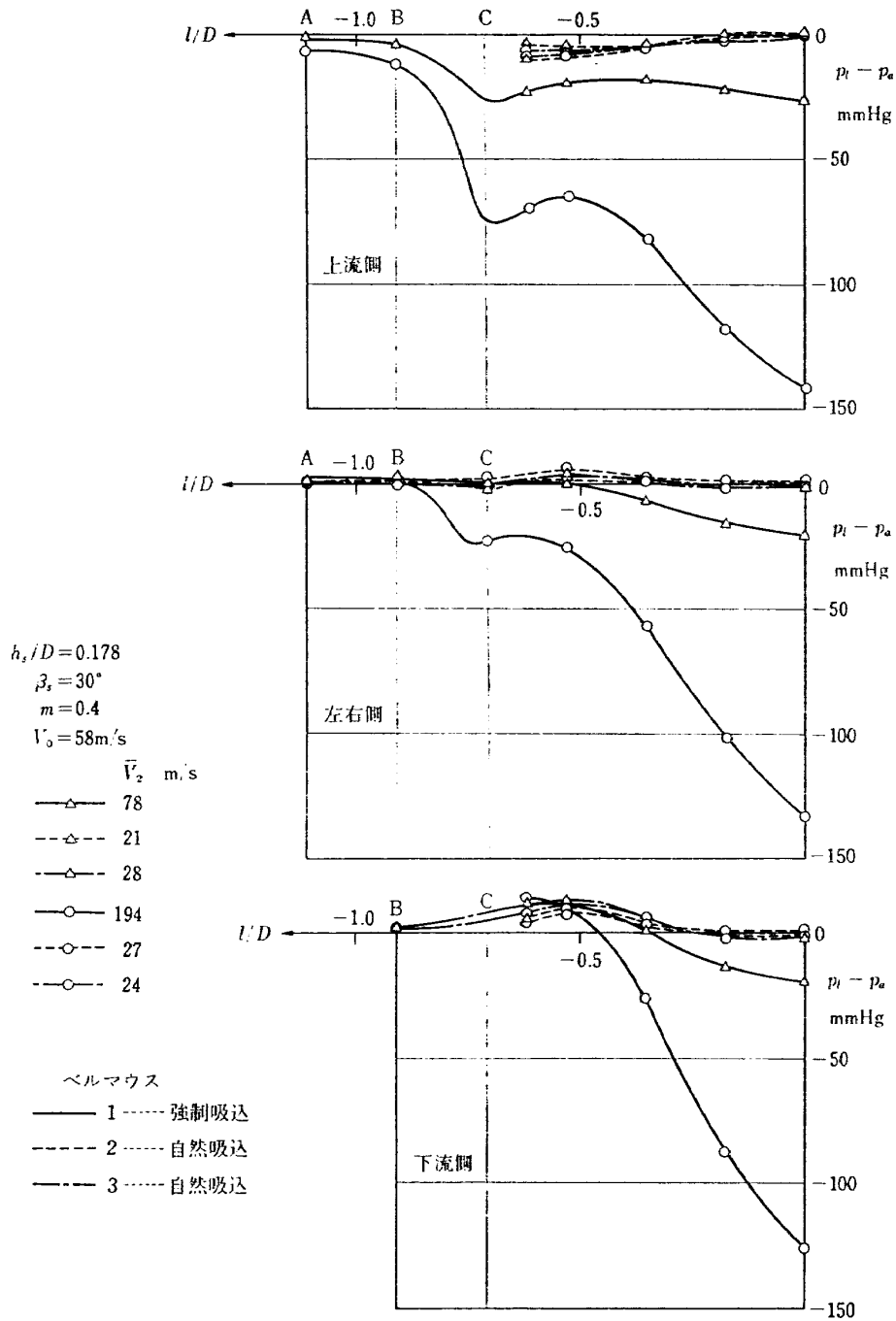


図 31 (b) ベルマウス静圧分布 (スクープ付, 強制誘引)

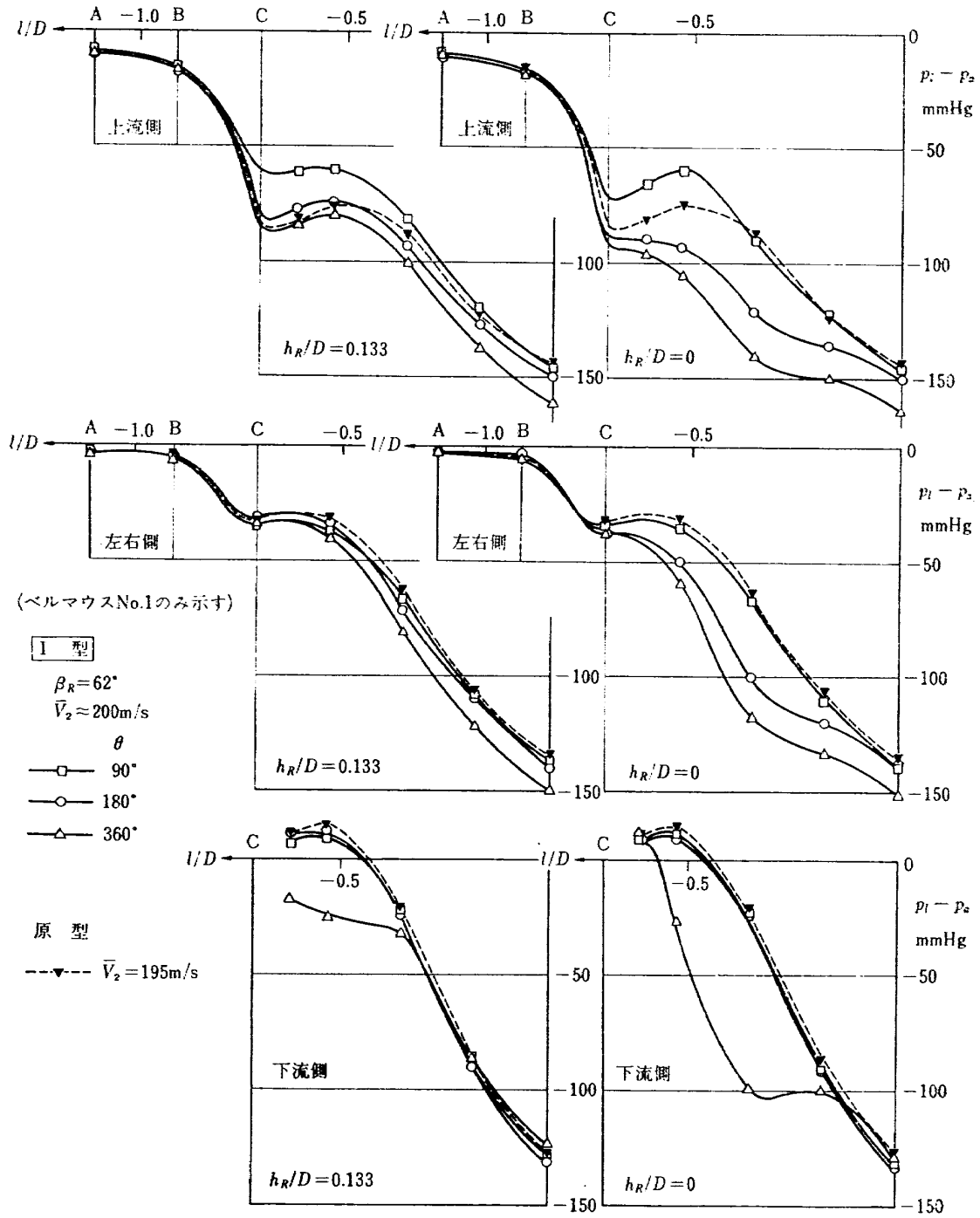


図 32 ベルマウス静圧分布 (ガイドリング付, 強制吸込み)

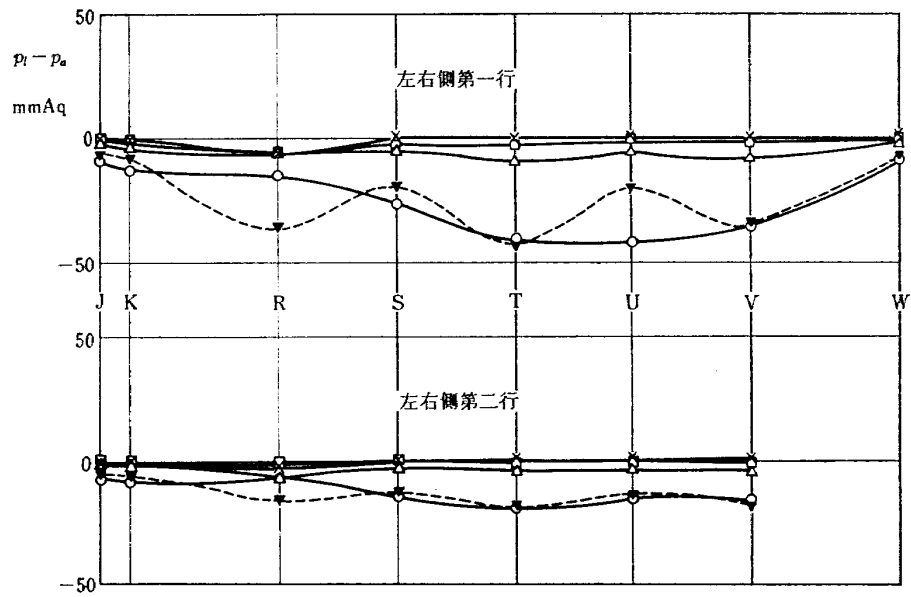
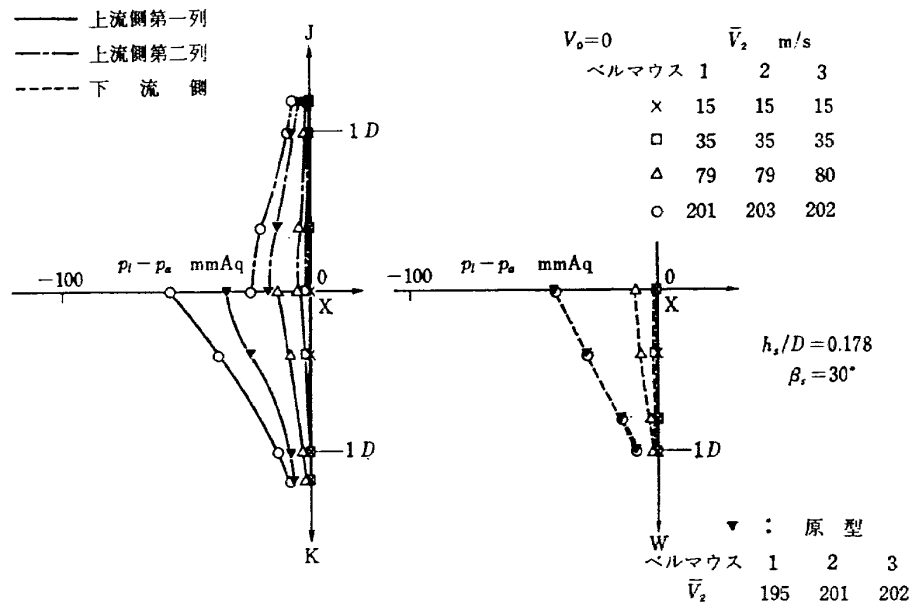


図 33 (a) 垂直板静圧分布 (スcoop付, 強制吸込み)

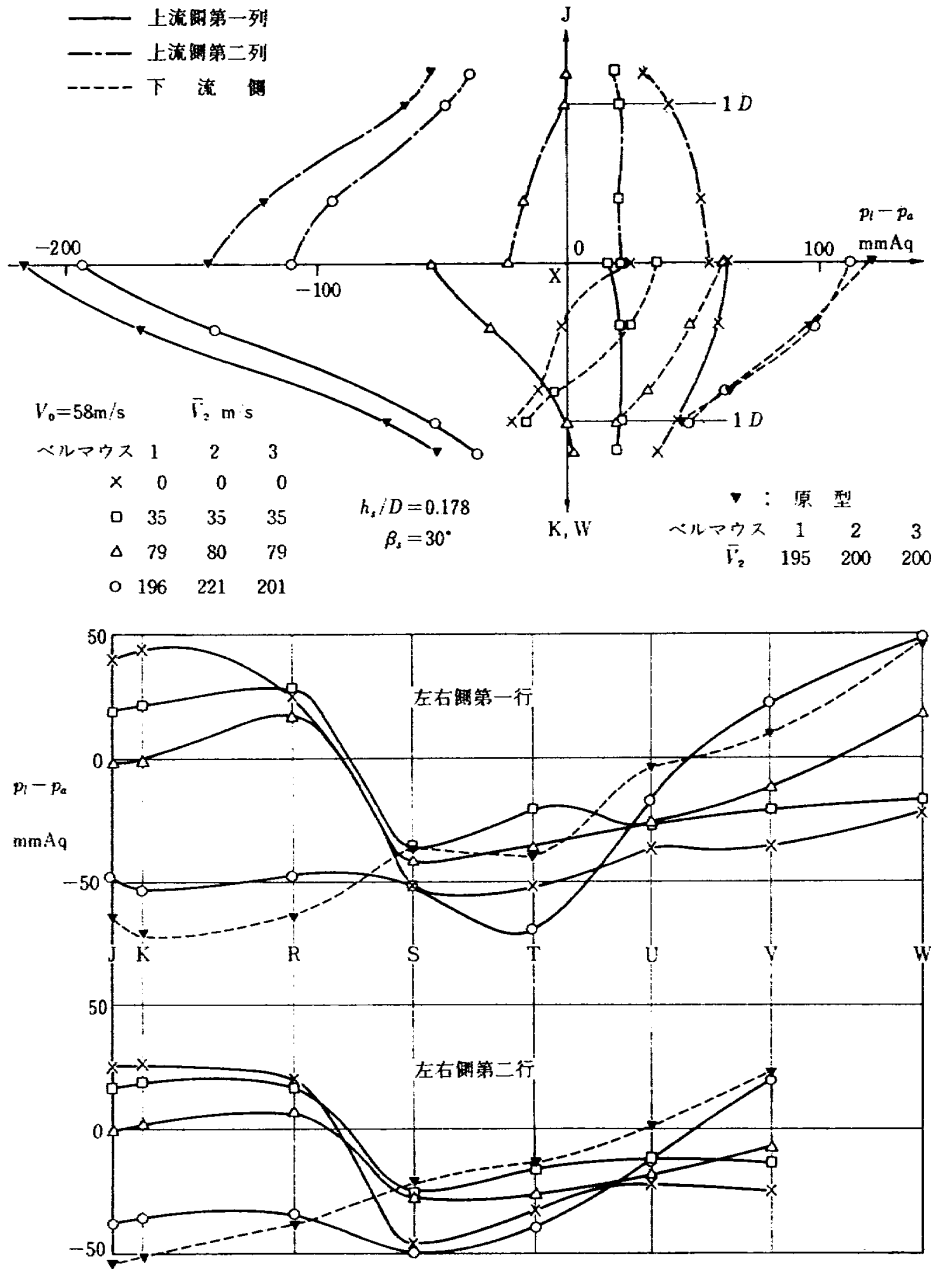


図 33 (b) 垂直板静圧分布 (スcoop付, 強制吸込み)

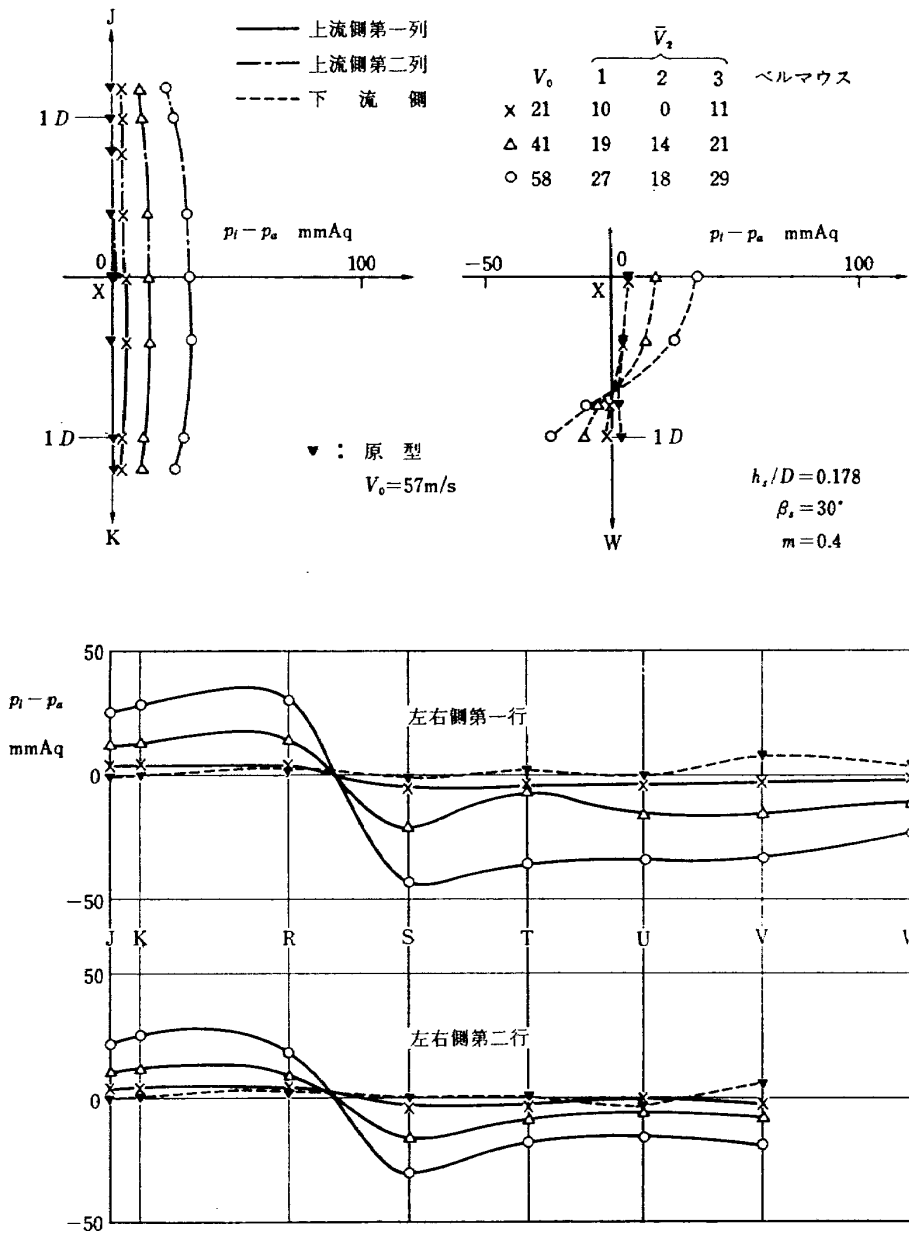


図 34 垂直板静圧分布 (スcoop付, 自然吸込)

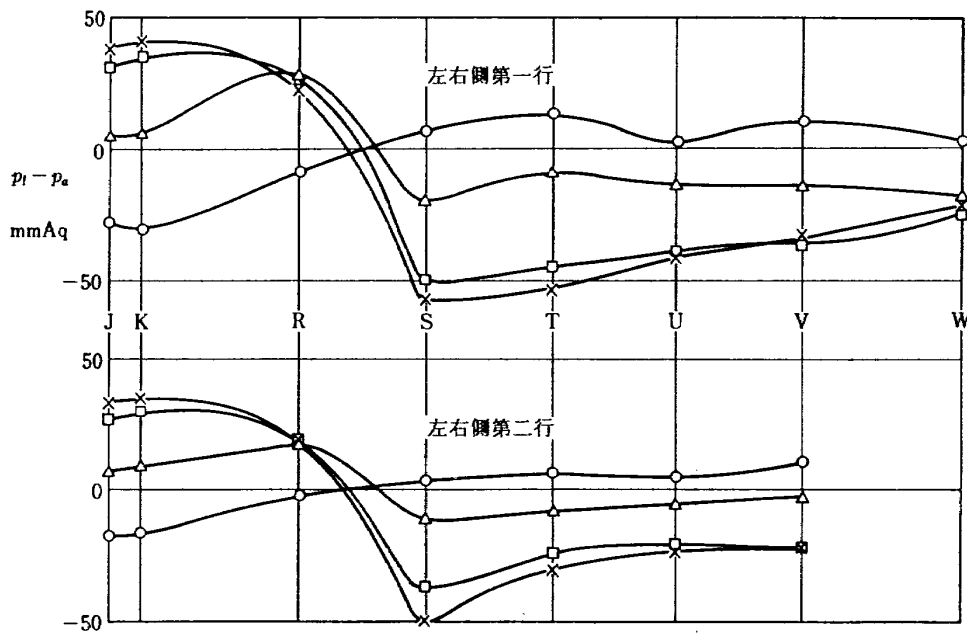
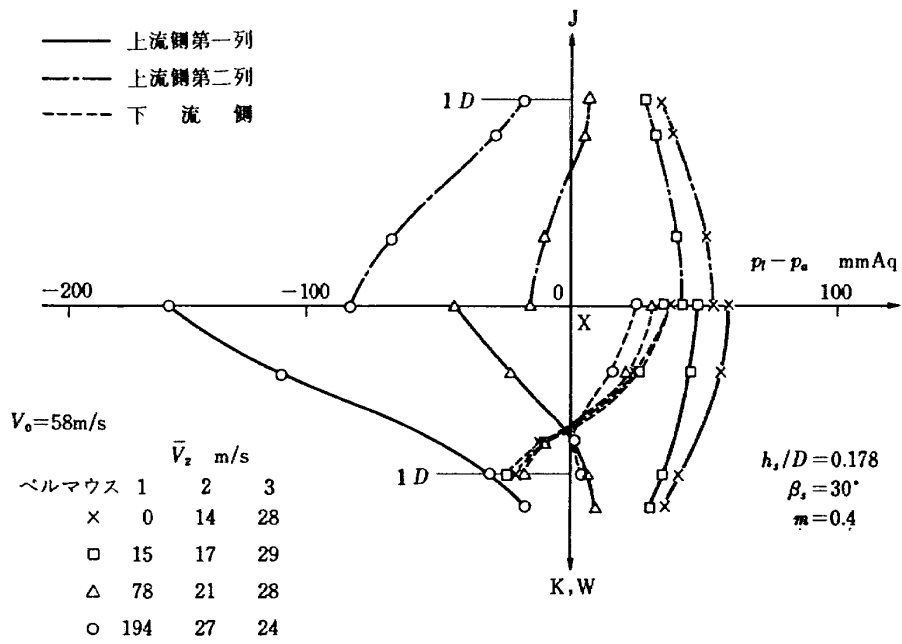


図 35 垂直板静圧分布 (スクープ付, 強制誘引)

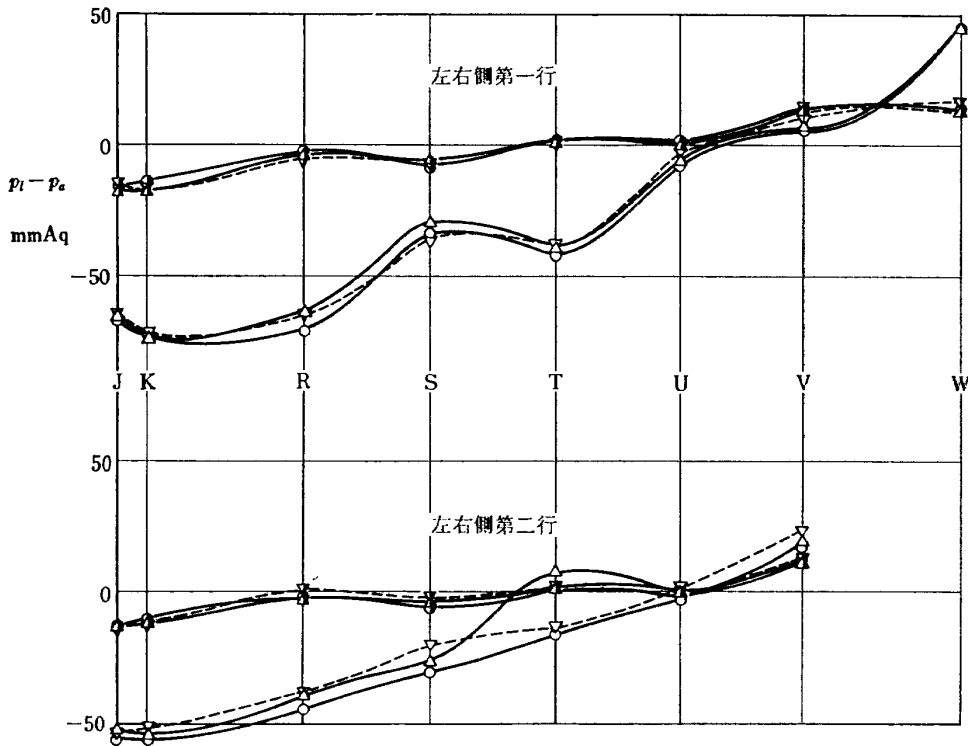
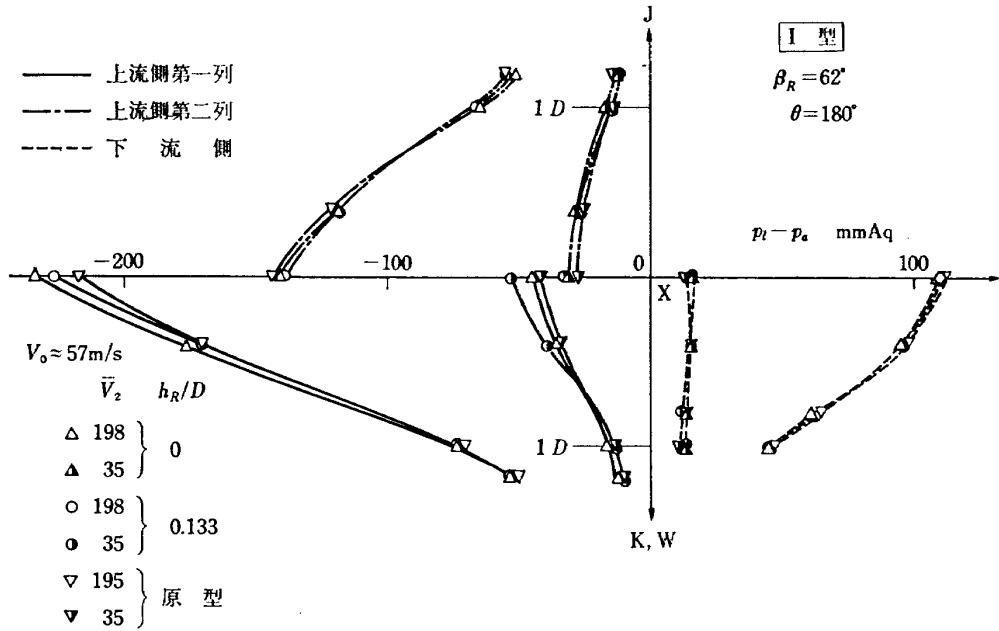


図 36 垂直板静圧分布 (ガイドリング付, 強制吸込み)

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平木 一, 清水福寿 橋本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2月	樋口一雄, 戸川隼人之 三好甫, 高橋利之 能美力, 板垣芳雄 鳥海良三, 佐藤保子
TM- 4	18cm×20cm 超音速風洞について	1962年 5月	長洲秀夫, 伝田幸雄
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8月	細川 巖
TM- 6	18cm×18cm 遷音速風洞整備試験	1962年 8月	橋本 登, 井上政一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8月	竹内和之, 山根皓三郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす 実験的研究	1962年 9月	池田為治, 坂元思無邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2月	甲藤好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用 法について	1963年 2月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2月	永井文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3月	竹中幸彦, 小川鉦一 林 洋一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3月	中井暎一, 小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3月	中井暎一, 小原 瑛 鳥海良三, 安藤泰勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年 4月	中井暎一, 橋爪 宏 高木俊朗, 橋本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 6月	鳥崎忠雄, 松木正勝 山中竜夫, 藤井昭一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6月	小野 幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7月	高木廣治, 谷 喬 斎藤秀夫, 新井 忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第I報)	1963年 9月	竹内和之, 飯田宗四郎 北谷虔勇, 中井治夫
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永井文雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1月	高橋利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1月	橋爪 宏, 中井暎一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1月	谷 喬, 原 亘利 榊原盛三, 外立政隆
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2月	中井暎一, 橋爪 宏 安藤泰勝, 高木俊朗
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3月	小橋安次郎, 宮沢政文
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3月	河崎俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4月	牛田健二, 高橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4月	榎並敬之, 山本稀義

TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正について	1964年5月	長洲秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年6月	高木廣治, 斎藤秀夫 石原久蔵
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年7月	石井孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内和之, 川島矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑浄治, 大坪孔治 滝沢 実
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古関昌次, 田寺木一 泉 日出夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験結果	1964年12月	大塚貞吉, 鈴木邦男 松本 宏, 石井浅五郎 広木 強, 山中国雍
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	竹内和之, 藤枝郭俊
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抗抵について	1965年1月	幸尾治朗, 岡 遠一
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年2月	平木 一, 橋本 登崇 林 二謙, 吉永 山口富夫
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾治朗, 岡 遠一 照井祐之, 鎌田幸男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	中井瑛一, 埜 武敏 泉 日出夫
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	谷 喬, 高島一明 原 亘利, 近藤洋史
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	板垣芳雄
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治 坂元思無邪, 光山敏雄
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	河崎俊夫, 谷 喬
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田 誠, 河野哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抗抗	1965年7月	曾我国男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年9月	近藤 博, 増田惣平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	原 亘利, 高島一明 関根英夫, 中 正夫 戸川保子
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	広末健一, 矢沢健司 塚野雄吉, 田村征一 佐野四郎, 能村 実 別府信宏
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	江川幸一
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	飯田宗四郎
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪 光山敏雄

TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	武内澄夫, 星谷昌二	宮地敏雄
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤隆, 中村浩子	堀内正司
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 原動機部	計測部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人,	石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一,	泉日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 星谷昌二	宮地敏雄
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 吉永崇	清水福寿
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川鉦一	
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑浄治, 三浦雅男	桜井善雄
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	堀川勇壮, 中野佳直	森幹彦
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田慶治	
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	植崎哲二	
TM-81	吹出式超音速風洞の超動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 外立政宗, 宗美	斎藤秀夫, 榊原盛三
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	長洲秀夫,	柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年4月	近藤博,	増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利浩, 佐野四郎	田村敦宏, 能村実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野幸一	
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光荣,	畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(I)	1966年9月	犬丸矩夫, 北村清美, 木村友昭	岡部祐二郎, 川幡長勝
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井忠彦,	泉日出夫
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	戸川隼人,	石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤博, 山崎紀雄	蓑田光弘
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備一	1966年10月	大山耕一, 中山晋, 五味光男	吉田晃昇, 菅原昇
TM-94	J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 星谷昌二	宮地敏雄
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 星谷昌二	宮地敏雄
TM-96	2024-T4 および7075-T6 有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4 平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野政明,	菰岡一洋
TM-97	高マッハ数風洞について(II)	1967年1月	吉永崇, 広田正行	井上建二, 篤篤志
TM-98	40kW プラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村茂昭,	相原康彦

TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月正男, 鈴木孝雄 田畑浄治, 居繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月昌, 斎藤信弥 五代富文, 伊藤克弥 湯沢克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	埴武敏, 築地恒夫 越出慎一, 林洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地恒夫, 林洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井暎一, 森田甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口清子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年5月	高島一明, 榑原盛三 原亘利, 北出大三 金成正好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)	1967年6月	大丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋俣, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長洲秀夫, 柳沢三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロッチドフラップの実験的研究 (I)	1967年8月	大丸矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西村博史
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪宏, 橋本登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備(II) 一計測設備一	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克巳
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究 (I)	1967年9月	大塚貞吉, 鈴木邦男 田丸卓, 乙幡安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて	1967年9月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田慶治
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	村上力, 真柳光美
TM-119	ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑浄治, 松島弘一 成田健一, 塚本憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中竜夫, 奥組澄男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川一, 朝田洋雄 豊原恒彦, 五代富文 湯沢克宜, 伊藤克弥 西村久男
TM-123	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井暎一, 古関昌次 田寺木一, 高木俊朗 安藤泰勝, 森田甫之 峯岸正勝, 菊地孝 田幹雄
TM-124	吹出式超音風洞の集合胴圧力制御について	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原亘利

TM-125 航技研 1 m×1 m 吹出式超音速風洞に
おけるハーフモデル試験について

1968年 2月 石原久蔵, 原 亘利
榊原盛三, 関根英夫

TR-127 2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay
有孔補強平板の軸荷重による疲労特
性

1968年 4月 飯田宗四郎, 猿本光明
斉藤信一郎

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130号

昭和43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町1880
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)

印刷所 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
