

UDC 621.454
629.13.014

航空宇宙技術研究所資料

TM-100

二連型リフトエンジンの吸込み抵抗

近藤 博・大城章一郎

1967年3月

航空宇宙技術研究所

二連型リフトエンジンの吸込み抵抗*

近藤 博**・大城章一郎***

Preliminary Tests of Air Inlets for Jet-Lift Engines

by Hiroshi KONDO and Shoichiro OSHIRO

Small-scale preliminary tests of normal air inlets with various kinds of lay-out on flat surface were conducted in our laboratory. The objectives were to obtain basic data for the effects of lift-engine lay-out in lift-pod on lift-engine plain air inlet performance characteristics during lift-engine operation and offer some contribution to establish lift-engine start and acceleration characteristics during transition flight of VTOL with lift-jet. Acceptable inlet total pressure recoveries were achieved, but considerable circumferential total pressure distortion in inlets were observed. Results also showed the importance of forward flight speed effect on lift-engine plain inlet performance characteristics.

1. は し が き

当所では V/STOL 機研究の一環として、ジェットリフトエンジンの研究試作¹⁾が進行中であるが、一般にリフトエンジンを用いた航空機ではリフトエンジンは複数のもが互に近接して置かれる場合が多いので、相互干渉により吸込み抵抗が不ぞろいになりやすい²⁾。このためわれわれは単一取入口の予備実験³⁾に引き続いて二連型を主とする複数個のリフトエンジン空気取入口モデルによる予備実験を行ない、二三の配列における相互干渉の定量的調査を若干行なってみたのでここに報告する。

使用したモデルは縮尺9%程度でエンジン軸線が機体前進速度に垂直のものであり、スクープあるいは取入口扉は付けていない。実験に使用した風洞の吹出気流速度(機体前進速度に相当)は、時速換算70~200km/h程度であり、風洞吹出気流なしの場合(リフトエンジン地上起動時に相当)についても実験を行なった。取入口相互干渉は、各空気取入口の平均吸入風速をそろえつつ変化させていく場合(以下標準特性という)と、一方の空気取入口の吸入風速を、想定したアイドリング

* 昭和42年2月14日受付

** 原動機部

*** 慶応義塾大学工学部

状態に対応する一定値に保ちながら他方を吸入風速 0 から増加させていく場合（以下起動特性という）との両者の場合について考えることにし、全圧損失、ベルマウス静圧分布等を計測した。空気取入口内検査面での平均軸流吸入風速は実機の高力回転状態に相当する 200m/s 程度まで得られた。本実験におけるレイノルズ数は実際の場合の 9%程度であったが、これによりリフトエンジン（以下エンジンという）空気取入口が複数個近接して置かれた場合の相互干渉について、一応の基礎資料が得られたものと思う。また実験とは別に、二連型空気取入口における取入口間距離変化による相互干渉の変化を実験可能範囲外まで推定するための一試算を（二次元非圧縮性流れについて）行なった。

2. 実験装置および模型

2.1 空気系統

実験装置の空気系統は図1に示すとおりである。以下各部について述べる。

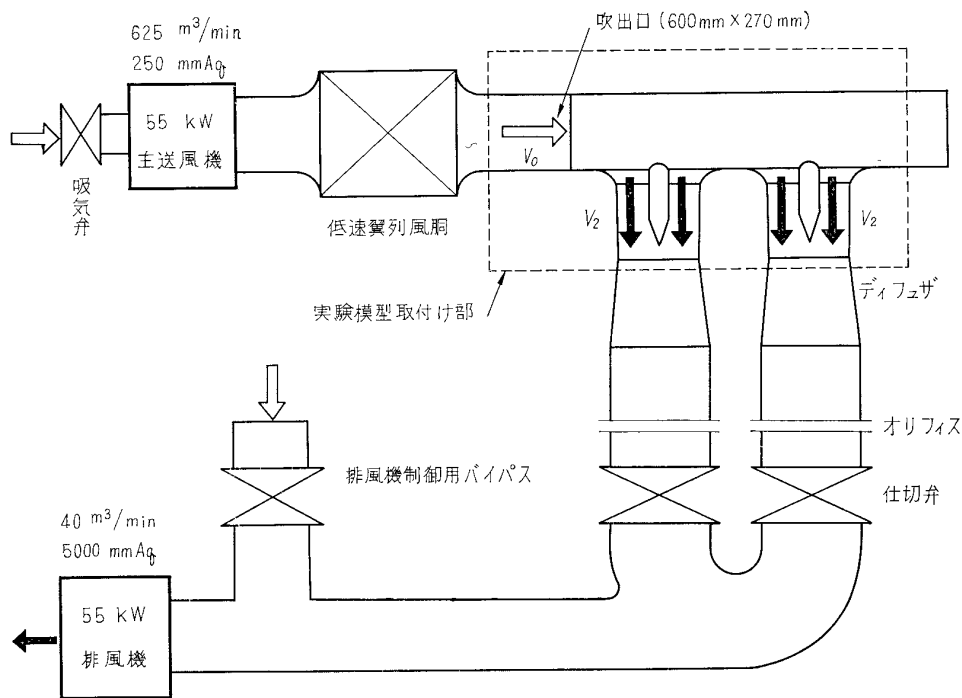


図1 空気系統配置図

2.2 風 洞

実験には当所の低速翼列試験設備⁴⁾を用いた。この風洞の吹出口断面は 600mm×270mm であり、主送風機 (55kW ターボファン、風量 625m³/min、風圧 250mmAq) によって、模型エンジン軸線に垂直方向の機速相当横風を与えるようになっている。また抽気用排風機 (55kW ターボブロワ、40m³/min、5,000mmAq) により、エンジン模型後部よりディフューザ (広がり角 8 度、

出口側と入口側の面積比約2)を経て、さらに1個のエンジン模型につき2本のゴム管(75mmφ)に分流して抽気を行なった。横風風速は主送風機吸気弁により制御した。

2.3 模 型

模型取付状況を図2～3(三連型模型の場合を示した)に、模型断面を図4に示す。風洞吹出口に上・下水平板、垂直板の3枚の板を固定し、空気取入口となるベルマウスは垂直板に取り付けられる。この際実験対象となる全ての取入口配列が組み込めるようにあらかじめ垂直板は中心部を大きく切り取られてあり、不要の隙間は各配列に応じて板でふさがれるようになっている。

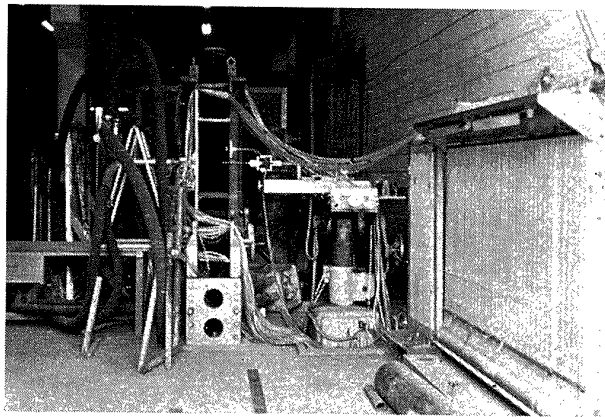


図 2-1 実験装置 (全景)

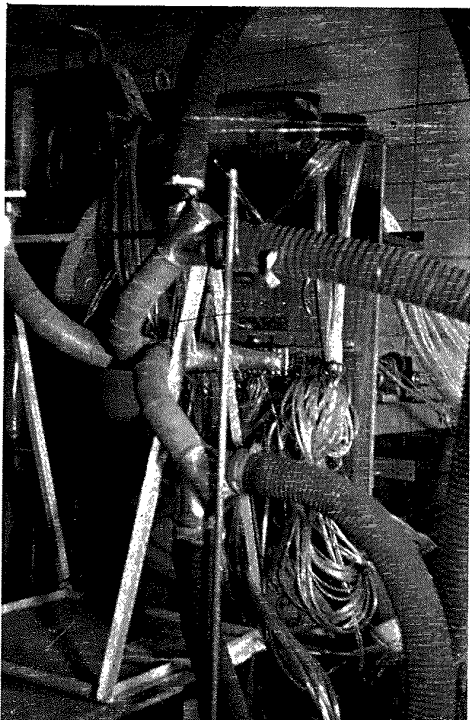


図 2-2 実験装置 (抽気側)

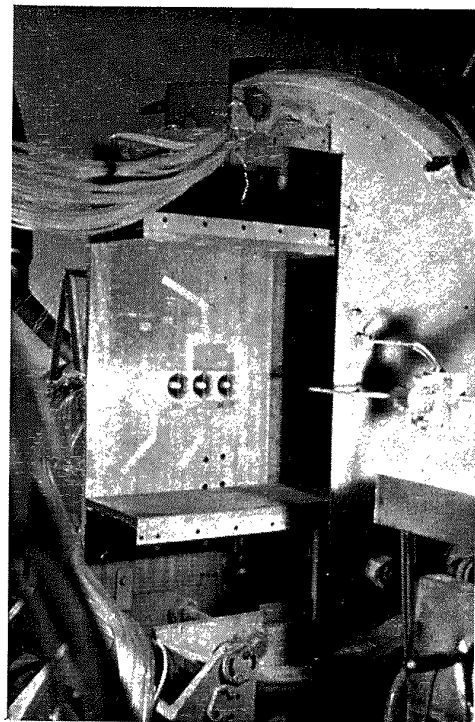


図 2-3 実験装置 (吸入側)

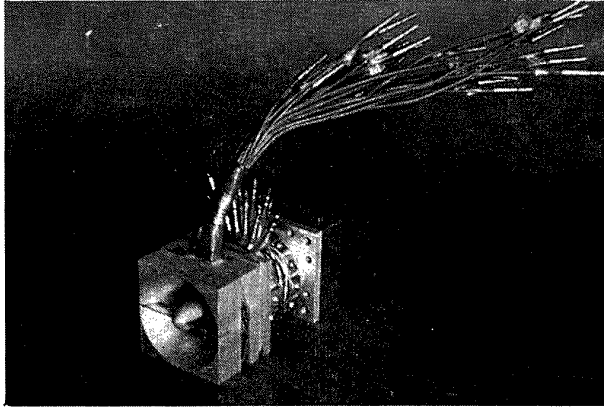


図 3-1 エンジン模型 (ユニット)

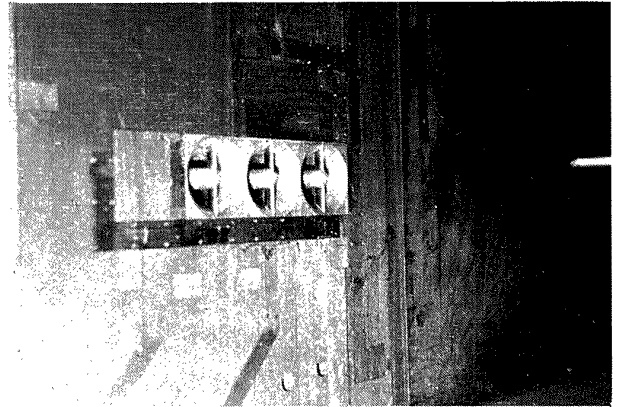


図 3-2 エンジン模型 (組立吸入側)

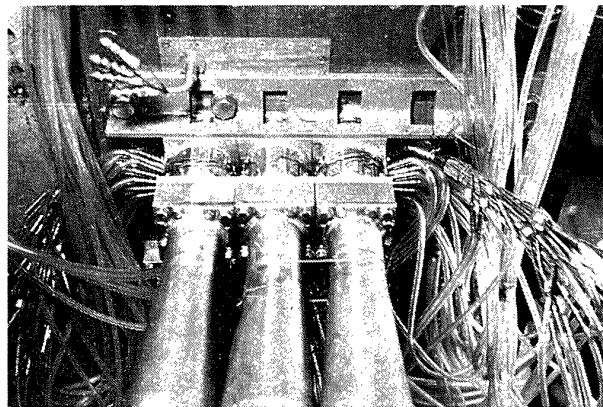


図 3-3 エンジン模型 (組立抽気側)

模型エンジンとしては独立した単一空気取入口をユニットとし(図3)、それを組み合わせることにより種々の取入口配列をもったものを得る(図5)。この配列中には実験データ比較の便を考えて、二連型以外に単一孔および三連型のもの若干含めておいた。

図4に示すように、ベルマウス壁面曲線終点から下流流路は、実際のエンジンと異なり、圧縮機用動・静翼、燃焼室、タービン等を省略して一定断面積のアンギュラ通路(スロート部)とすることにより理想化してある。ボス後端部は平均軸流吸入風速測定面より約20mm下流のスロート部終端からゆるやかに絞り始め、流路は再び拡大しつつディフューザに続く。ボス先端部は2本の前置ストラットによりベルマウスに固定され、また後端部は、エンジン模型部とディフューザとの間に挿入された後置ストラット付支持リングにより固定されて、横方向のブレが出ないようにしている。風洞吹出気流なしの場合には各方向から一様に吸い込めるように、上・下水平板は取りはずす。模型エンジンのベルマウス形状はデータの実用性を少しでも高めることを考慮して、予想され

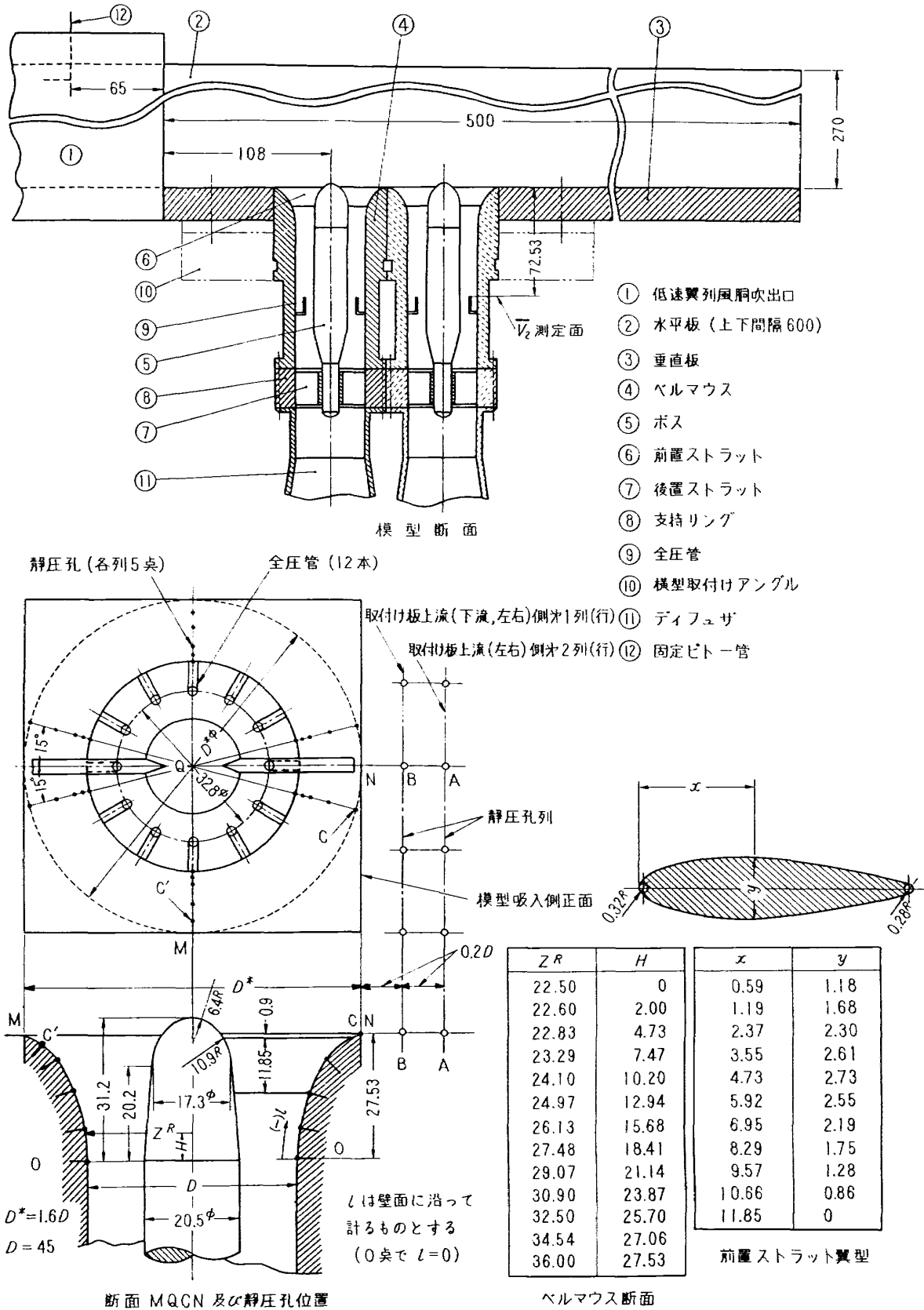


図 4 模型断面および座標 (寸法単位: mm)

る実機形状にかなり近似させたので単一取入口予備実験³⁾ の場合のように簡単な計算式で表現できるようなものにはなっていないが、ベルマウス入口径 D^* およびボス最大径（スロート部の内径）は、スロート部管径 D (45mm) に比してそれぞれ1.6倍および0.456倍である（図4）。後置ストラットは翼弦長20mmの対称翼で、その翼型はNACA 0010を用い、翼枚数は4である。

模型の材質は、上・下水平板および垂直板には木材、ベルマウスおよびボスにはアルミニウム、前・後置ストラットにはステンレス (SUS 21)、その他には普通鋼を用いて重量軽減による取り扱いの便と防錆についても考慮した。

2.4 測定位置

主送風機による機速相当の横風流速は、図4に示された固定ピトー管により測定した。垂直板上には、図15に示すとおり各配列ごとに、ベルマウス上流測に2列、下流測に1列および左右側に2行の静圧孔 (0.5mm ϕ) を設けて、静圧を計測できるようになっている。ベルマウス壁面上静圧孔 (0.5mm ϕ) は、図4のように、ストラットに対して直角に2方向と、ストラットに対して交角15度の4方向との計6方向について、それぞれ曲線始点 C から終点 O の間に5箇所ずつ設けてある。ベルマウス曲線点 O より $1D$ 下流には全圧管 (0.7mm ϕ) 12本を、スロート部平均径円周上に等間隔に配して、図7-3、図12および図18に示してあるような Station No. を与える。また全圧管の先端と同じ深さのスロート部壁面には、前置ストラットおよび全圧管の直下にならないよう円周方向90度ごとに4箇の静圧孔 (0.5mm ϕ) が設けられている。各測定圧力は、水柱あるいは水銀柱マノメータによって測定し、換算は $1\text{mmHg}=13.6\text{mmAq}$ として行なった。

なおスロート部全圧管の個々の精密な検定は困難であったので、取付誤差角については、整流格子と絞りの付いた整流管を模型入口部に取り付けて、各全圧管を同時に検定し、そのとき各全圧管への流入風向が軸方向であると仮定して取付誤差角を求めることにし、類似の単一全圧管検定既知データによって実験データを補正した³⁾。この場合、検定許容誤差は最大5度（模型差は最大10度となる）程度であった。並列二連型配列Ⅱの場合に、二つの模型(a)と(b)を比較してみると、同じ機速相当横風動圧に対して後述の平均全圧損失と平均全圧損失係数の最大模型差は、それぞれ約20mmAq および0.09（模型(b)の方が損失が少なく出る）であったが、これは実験結果を検討する上にさほどの障害となることはなかった。この並列二連型配列の実験結果（図12-1(a)）から模型差が認められたので配列Ⅱ型以外の二連型配列の実験では、上流側と下流側空気取入口模型にそれぞれ模型(a)と(b)とを使用した。三連型配列では、最上流側と最下流側空気取入口模型にそれぞれ模型(a)と(b)とを用い、中間の空気取入口模型にはさらに特性が(a)とほぼ同じ他の模型を使用した。ただし単一孔用には、配列ⅠAで模型(b)を、配列ⅠBには模型(a)を使用した。（起動特性の場合も同じ）

抽気流量は仕切弁の手前に設けられたオリフィス流量計によって測定した。

3. 実験方法

3.1 エンジン模型配列

実験を行なったエンジン模型の配列を下記の表と図5に示す。

配列番号	IA	IB	II	III A	III B	IV A	IV B	V
エンジン模型数	1	1	2	2	2	2	2	3
ストラット方向 (横風に対して)	直角	平行	直角	直角	直角	平行	平行	直角
配列方法 (横風に対して)	—	—	並列	直列	直列	直列	直列	直列

(エンジン模型数・ストラット方向・配列方法)

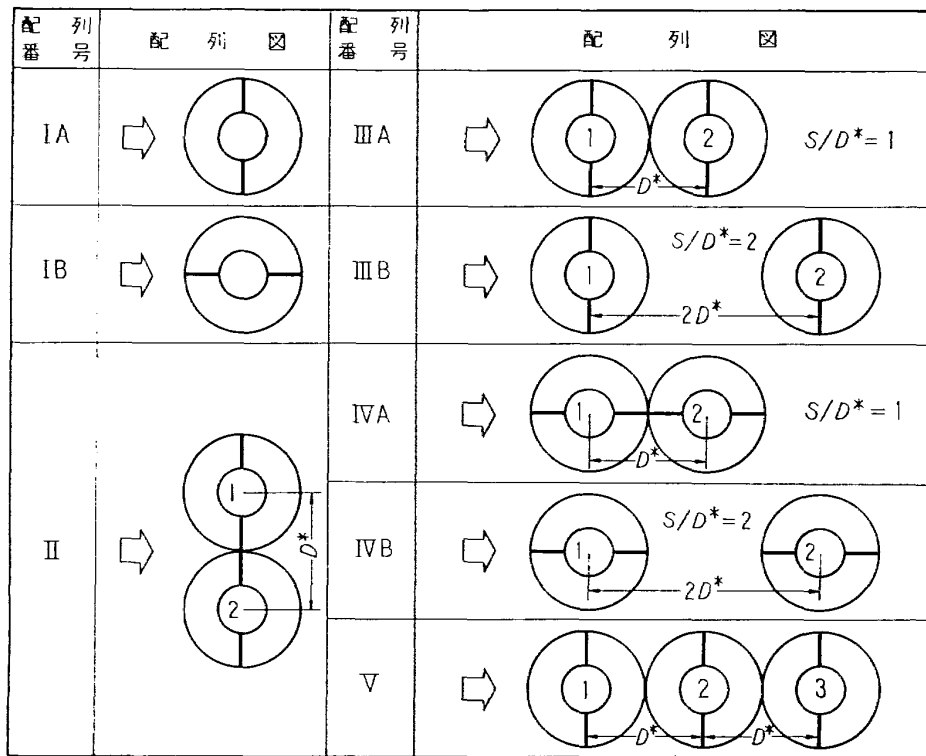


図5 エンジン模型配列

エンジン模型 (以後ベルマウスと略称する) は、直列型配列の場合上流側から下流側へ順次ベルマウス 1, 2, 3 と呼び、並列二連型の場合下流側から見て右側をベルマウス 1 左側をベルマウス 2 と呼ぶことにする。

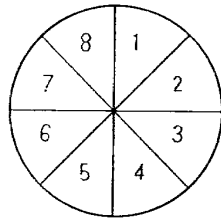
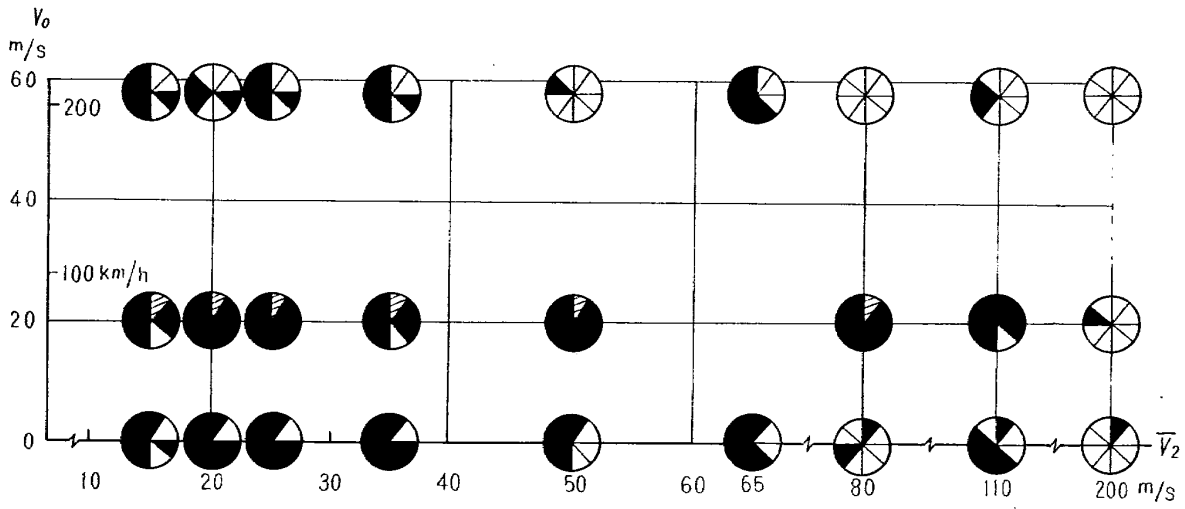
配列 I では、特にストラットの横風に対する方向の違いによりどのような影響が出てくるかを、単一空気取入口 (単孔と以後略称する) について調べ、かつベルマウスが 2 個以上の場合の相互干

渉を見るときに比較標準用としている。配列Ⅱでは、横風に向かい直角にベルマウスが密接して2個並んだ並列二連型について、配列Ⅰの実験結果に基づき、ストラット方向が直角の場合を採り、実験している。配列Ⅲでは、横風に向かい上流側から下流側へと一直線上に並んだ直列二連型について、ベルマウス中心軸間距離 S による相互干渉の変化を知るため、ストラット方向が直角の場合を採り、実験を行なった。特に配列ⅢAでは、ベルマウスが密接して置かれている場合の起動順序の問題を調べている。配列Ⅳでは、ストラット方向がベルマウス入口付近気流分布に最も影響の少ないと思われる平行方向を採り、前述の配列Ⅲと同様な実験を行なうと同時に後述の計算結果と比較するための実験データを求めた。配列Ⅴでは、ベルマウスが2個以上多数密接して置かれた場合の相互干渉の傾向を推定する手掛りを得るために直列三連型、ストラット方向直角の場合について実験を行なった。

3.2 実験範囲

実験を行なった機速相当の横風流速 V_0 および平均軸流吸入流速 \bar{V}_2 の各配列ごとの組み合わせは図6に示すとおりである。 V_0 の最高値約 58m/s は時速換算約 210km/h であり、このときの風洞吹出気流流量に対する空気取入口全抽気流量は、重量で最高6%程度であった。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 (45mm) を基準寸法に採れば、 $(0.5\sim 6.1)\times 10^5$ 程度であった。

標準特性については単孔を含めた全配列について計測が行なわれた。またエンジンが近接して複数個ある場合、すでに起動を完了してアイドリング状態（このときの平均軸流吸入流速を \bar{V}_{2R} とする）にあるエンジンに対して、さらに次のエンジンの起動を開始しアイドリング状態に近づけていく（このエンジンの平均軸流吸入流速を \bar{V}_{2S} とする）場合の起動特性については、本実験の場合アイドリング状態として2種類想定した。一つは、地上起動時（横風なし）にエンジンが安定自力運転をしている最低出力状態で、このときの \bar{V}_{2R} を 50m/s と仮定した。他の一つは、空中起動時（横風あり）に加速に要する時定数が高力回転時とほぼ同程度に小さく抑えられる最小限度の出力状態にエンジンがある場合で、このときの \bar{V}_{2R} を 80m/s と仮定した。また $\bar{V}_{2R}=80\text{m/s}$ の場合については地上起動時も実験を行なってみた。起動特性は配列Ⅱ・ⅢおよびⅤについて計測した。特にⅢAでは空中起動時の起動順序による得失について調べ（図16）、この結果から配列ⅢBおよびⅤでは上流側ベルマウスから順次起動していく場合のみを実験している。なおⅢBおよびⅤについては、それらの地上起動時の特性は配列ⅡおよびⅢAの結果から推定できると考えられたので起動実験を省略した。



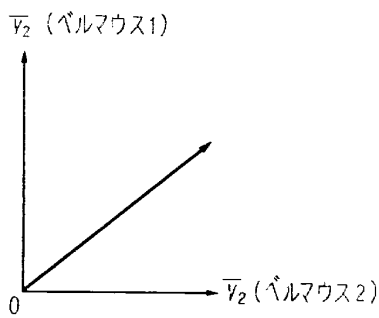
- | | |
|----------|----------|
| 1 : IA | 5 : IIIB |
| 2 : IB | 6 : IVA |
| 3 : II | 7 : IVB |
| 4 : IIIA | 8 : V |

白色部実験

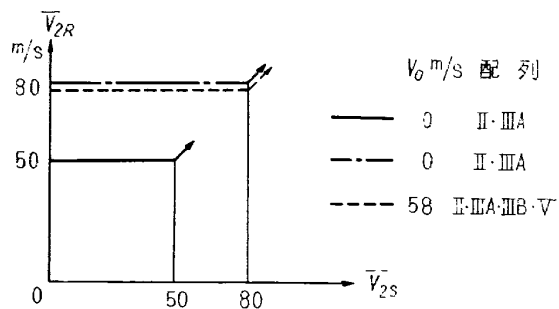
註

- 1) 斜線を施したものはベルマウス静圧分布なし
- 2) $V_0=0, \bar{V}_2 < 80 \text{ m/s}$ の場合ら分布なし
(但し, IBについては $\bar{V}_2 < 50 \text{ m/s}$)

標準特性実験点



標準特性
(二連型の場合)



起動特性

図6 実験範囲

4. 実験結果とその検討

4.1 標準特性

標準特性関係の図表には、標準特性と特に注記しない(起動特性のみを注記する)。

4.1 (a) 全圧損失

全圧損失 ΔP は、吸入前の気流全圧 P_0 とスロート部全圧管における全圧管読み取り値 P_2 との差とする³⁾。したがって P_0 は大気圧と機速相当動圧 q_0 の和と考えれば P_2 が大気圧以上のときは ΔP は“無効”動圧を示すとも考えられる。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ができないので採り入れてないが、全圧測定面は図4の点Oより1D下流に位置するので、偏角による誤差はあまり大きくないと思われる³⁾。また平均全圧損失 ΔP_{mean} は各全圧管から得られた ΔP の算術平均値である。

図7-1および図7-2に機速 V_0 による平均全圧損失 ΔP_{mean} の変化例を示す。これによれば次のようなことが言える。 V_0 が増すと ΔP_{mean} も増加し、 \bar{v}_2 が小さいときほど急激である。しかし ΔP_{mean} は V_0 が0に極めて近い範囲を除いて横風動圧 q_0 を越えることなく、したがって全圧管読み取り値 P_2 の算術平均 P_{2mean} は大気圧以上になる。 P_2 分布例を図7-3に示す。なお図7-1および図7-2によれば、 V_0 が大きい範囲では、 V_0 が同じとき \bar{v}_2 が大きくなると急激に ΔP_{mean} は減少する。しかし V_0 が小さくなるとこの順序は逆転し始め ($V_0=20\text{m/s}$ 付近またはそれ以下) $V_0=0$ のときには \bar{v}_2 が大きい程 ΔP_{mean} (後述の通り大部分はストラットによる損失) は大きくなる。配列ⅢAでは、 V_0 が小さい場合上流側ベルマウスと下流側ベルマウスとの全圧損失差はほとんどないが、 V_0 が大きくなると急激にその差は拡大する。 $\bar{v}_2=200\text{m/s}$ では、下流側ベルマウスの ΔP_{mean} は V_0 にかかわらずほぼ一定であるのが目立つ(図7-2)。図7の V_0 の影響力からみると、実際のリフトエンジンの空中起動開始時機速を350ノット(約650km/h)とした場合、 ΔP_{mean} は2,000mmAq 近くに達することも考えられる。

図8に $\Delta P_{mean}/q_0$ と速度比 V_0/\bar{v}_2 との関係を示す。これによれば V_0/\bar{v}_2 が大きい範囲では $\Delta P_{mean}/q_0$ は、 V_0 の値にかかわらずほぼ同じような変化をする傾向を示し、 V_0/\bar{v}_2 が2以上になれば1に向って収束する。配列Ⅲの直列二連型の場合、ベルマウス中心距離Sによる傾向の変化は顕著には認められず、むしろ上流側ベルマウスと下流側ベルマウスとの差があまり変化しない方が目立つ。単孔の場合と比較してみると単孔状態は直列二連型の上流側ベルマウスと下流側ベルマウスとの中間に入る。なお $V_0/\bar{v}_2=0.2$ 付近に $\Delta P_{mean}/q_0$ の極値(ただしデータは $V_0=20\text{m/s}$ に対するもののみ)があらわれていて、 V_0 が一定ならばこの V_0/\bar{v}_2 の値から \bar{v}_2 が減少しても増加しても ΔP_{mean} が増す傾向が見られる。ここで \bar{v}_2 が増加して ΔP_{mean} が増すのは前述の図7において $V_0=20\text{m/s}$ 付近で \bar{v}_2 の大小順序と ΔP_{mean} の大小順序との関係が逆転し始めることに対

応している。

図9に ΔP_{mean} と抽気流量 G との関係を示す。単孔の場合、ストラット方向が直角の方が平行よりも ΔP_{mean} は同じ G に対してわずかに小さいが前述の模型差を考えれば差が認められないと言ふべきであろう。両者とも、 $V_0=58\text{m/s}$ の場合 G が増すと ΔP_{mean} は急速に減ずる。 $V_0=20\text{m/s}$ の場合前述の図7からもわかるとおり、 ΔP_{mean} の絶対値は小さく、 G したがって \bar{V}_2 が変化しても顕著な変化はみられない。並列二連型の特性は単孔の場合と大差ない。直列二連型配列Ⅲおよび直列三連型配列Ⅴも単孔と傾向は同じで、下流側のベルマウスほど ΔP_{mean} は小さく、上流側ベルマウスとの差は G が増すとともに広がる。直列二連型の場合下流側ベルマウスは G が約 0.1kg/s 程度以上では単孔の場合より損失がかなり小さくなる。直列三連型の最上流側ベルマウス1と最下流側ベルマウス3の全圧損失特性は、直列二連型のベルマウス1と2の状態にそれぞれ近く、三連型のベルマウス2の全圧損失はベルマウス1と3の間になる。

図10に各配列ごとの \bar{V}_2 と G との関係を示す。 \bar{V}_2 が小さい範囲では G と \bar{V}_2 は正比例する。各配列ごとに各ベルマウスは、上流側か下流側かという相対的位置に無関係にまた V_0 に関係なく、同一線上にのる。ベルマウス間距離 S が異なると、すなわち本実験の $S/D^*=1$ と 2 では、 \bar{V}_2 が増すとわずかではあるが差異が現われるようであり、本実験範囲では同じ \bar{V}_2 に対して G の測定値の差異は最大5%位である。

次に ζ 分布について検討する。全圧損失係数 ζ は、全圧損失 ΔP をスロート部全圧管付近における動圧 q_2 で除したものである。ただし局所的な q_2 の値を全面にわたって求めることが不可能なため、 \bar{V}_2 、 \bar{q}_2 を用いて計算を行なった³⁾。平均全圧損失係数 ζ_{mean} は各全圧管から求められた ζ の算術平均値である。

図11に各配列ごとの、 ζ_{mean} と V_0/\bar{V}_2 との関係を示す。これによれば V_0/\bar{V}_2 をパラメータにとれば、 V_0 と \bar{V}_2 の個々の値に関係なく ζ_{mean} はほぼ同一線上にのり速度比 V_0/\bar{V}_2 が大きくなるほど ζ_{mean} も大きくなることが図11-1, 2からわかる³⁾。このことは各ベルマウスごとになりたち、各配列間あるいは同一配列内のベルマウス間の関係は、図9の $\Delta P_{mean} \sim G$ の場合と同様なことがいえる。配列ⅢBの結果はほぼⅢAの結果と同一線上にのるため測定点のみを示してある(図11-2)。

図12に V_0/\bar{V}_2 による各配列ごとの ζ 分布の変化を示す。図12-1(a)については既に模型差の検討中に述べたが、 ζ 分布の模型差は左右側(Station 3および10付近)を除いてはあまり見られない。図12-1(b)によれば、単孔および二連型の場合 ζ_{mean} の傾向と同様に機速 V_0 が変化しても速度比 V_0/\bar{V}_2 が同じときには分布状態は割合よく似ていて、レイノルズ数による影響はあまり強くはみられない。一般的に各ベルマウスについて上流側の ζ は大きく下流側は小さくて、速度比がます(V_0 が一定のときは \bar{V}_2 が減少する)と分布はますます不均一となり(このとき ζ_{mean} はますます

大きくなる), エンジン用圧縮機動翼の防振に対して好ましくない傾向を強める。ただし ζ は ΔP を \bar{q}_2 で除した値であるから, \bar{q}_2 したがって $\bar{V}_2 \times G$ の値が小さいときは ΔP 分布の小さな偏差も ζ 分布でみればかなり大きな値の偏差となる。このため図7-3からもわかるように起動開始時で速度比が極端に大きいときは ζ 分布の偏差は大きくても ΔP 分布でみれば偏差の値は小さい。(しかもこの結果からみると ζ 分布における偏差の \bar{V}_2 による変化は \bar{q}_2 の値の減少に反比例して, あるいはそれ以上に増加するような敏感なものではない。) ただし図7-3の $V_0=58\text{m/s}$ で $\bar{V}_2=35\text{m/s}$ ($V_0/\bar{V}_2=1.65$) の例では ΔP 分布でみても偏差はやや大きくなる。したがって防振上 ζ 分布と ΔP 分布のどちらに重点を置くかが問題になるが, 防振と ζ 分布の関係については, エンジン実用時の V_0 の値や圧縮機設計法とも関連するので一概に論じられないから別の研究にまつことにし, 本報告では速度比が大きくなれば ζ 分布が悪化することを指摘するに留める。次に ζ 分布とストラットの関係をみると, ストラットの後流にあたると思われる位置の ζ は隣接 Station より大きな値を示し, この後流検出 Station は速度比が小さくなるにつれわずかに上流側に移動する (図12-5(a))。 $V_0=0$ の場合 ζ は, ストラット直下だけに現われ (他の部分は実際上 0 である), \bar{V}_2 が大きい程小さい値を示す (ただし ΔP はこのとき少しずつ増している) 傾向がある。単孔のストラット方向による影響をみると, 横風に直角の場合の方が平行よりも, 同じ速度比ならば分布はより一様であり, ζ_{mean} もわずかに小さい。このような結果からわれわれは, ベルマウスが複数の配列についてはストラットが横風に直角方向の場合を中心に計測を行なった。直列二連型についても単孔と同様, ストラットが直角方向の方が平行方向の場合より分布は均一状態に近い。しかし ζ_{mean} では大差はないと言える。並列二連型の2個のベルマウスの分布はそれぞれほぼ左右対称で, 単孔の分布に近い。 S/D^* のみが異なる配列ⅢAとⅢBとでは, 速度比が同じならば分布はかなり近い。単孔の分布は配列Ⅲのベルマウス1と2とのほぼ中間の傾向である。配列Ⅴのベルマウス1と2・3の分布は, それぞれ配列Ⅲのベルマウス1と2の分布に近い。

4.1 (b) 静圧分布

図13では単孔 (配列ⅠA) と直列二連型 (配列ⅢA) における上流側 C' 点およびベルマウス曲線終点 O の静圧変化を検討している (図4参照)。これによれば上流側 C' 点静圧 p_i は, 平均軸流吸入流速 \bar{V}_2 の値によって機速 V_0 からの影響は大きく異なるが, O 点静圧はほとんど \bar{V}_2 だけにより決定される。したがって実際のエンジンが高力回転時に, V_0 が大きい場合ベルマウス上流側 C' 点付近の静圧は実験データの示す値よりかなり下がることも考えられる。図13の二点鎖線は, 局所風速の一応の目安として気流全圧損失なしとして局所マッハ数0.8のときの吸入気流全圧 P_0 に対する静圧 p_i の比を示し, 三点鎖線は, 機速 320km/h でエンジンが高力回転しているときの速度比 V_0/\bar{V}_2 の値を示している。この後者の運転状態では C' 点の風速は, 単孔の場合には局所マッハ数0.8にかなり接近したものになりそうであり, 一般に \bar{V}_2 が一定ならば機速を増す程 C'

点の局所マッハ数は、 O 点の静圧がほとんど変化しないにもかかわらず、音速値に向って着実に増加しつづけるであろうと推定される。ここで特に C' 点の静圧に注目したのは、後述のとおり V_0 の変化によって静圧分布曲線が変形するとき C 点 (C' 点は模型加工上の制限による C 点の代用測定点である) 付近でその変形が最大になるからである。

図14に各配列ごとのベルマウス静圧分布を、大気圧 P_a との相対圧 ($p_i - P_a$) で示す。配列 I・III・IV および V の左右側静圧は、下流側からみて左側の静圧をもって示す。配列 I A の左右側静圧すなわちこの場合ストラット両側の静圧は、両者の差がほとんどみとめられなかったので、ストラットより上流側の静圧で代表させた。これによると各配列間あるいは同一配列内のベルマウス位置にかかわらず、 V_0 が小さい範囲では \bar{V}_2 の全範囲にわたってベルマウス曲線始点 C から終点 O にかけて静圧はほぼ単調減少し上流側・左右側および下流側すべて同じ傾向である。 V_0 が大きい範囲では、上流側 C 点付近に負圧の極値を生じ、 \bar{V}_2 が増加するにつれその負圧極値は増大し、速度比が変化しても極値点はほとんど移動しない。また V_0 が大きい場合には、下流側 C 点よりやや O 点寄りに明瞭な岐点が認められ、速度比が大きくなるとわずかに O 点方向に移動する。しかしこの場合の左右側静圧は、 $V_0 = 0$ の場合と同じように減少する傾向を保つ。同じ V_0 では \bar{V}_2 が大きい程、直列二・三連型における上流側と下流側ベルマウスとの各対応点の静圧の差は、大きくなってくる。すなわちこの場合相互干渉の度合は強い (図14-4, 5, 6, 7)。配列 IV A と IV B についてベルマウス 1 の下流側静圧分布を比較すると、IV B の場合 IV A のときに現われた C 点付近の負圧はほとんど消え単孔状態に近い分布を示している。すなわち $S/D^* = 2$ ではベルマウス静圧分布における相互干渉の影響は小さい。並列二連型の分布はほぼ単孔状態に近い。直列三連型のベルマウス 1 と 3 の分布は、直列二連型配列の III A のベルマウス 1 と 2 にそれぞれ近い。

図15に各配列ごとの垂直板静圧分布 ($p_i - P_a$) を静圧孔位置とともに示す (起動特性の場合には実験準備の都合もあってデータ採取を省略してある)。これはリフトエンジン吸入気流が機体表面静圧分布におよぼす影響を予想するときの手掛りとなるであろう。これによればストラット方向の差による影響はあまりみられない。ベルマウスが密接して置かれた配列 (III A・V) の場合に、横風があるときは上流側ベルマウス付近が負圧となり下流側ベルマウス付近に行くにしたがい次第に正圧となる。この傾向は V_0 および \bar{V}_2 が大きい程強まる。なお図15の A 点・ B 点は、図4 (静圧孔位置) および図14 (ベルマウス静圧分布) の A 点・ B 点と対応させてあり、測定データは大部分が重複記入されている。

4.2 起動特性

4.2 (a) 全圧損失

図16で直列二連型配列 III A の場合について、空中起動時における起動順序の得失比較をしている。これによれば先に上流側ベルマウスを起動完了してアイドル状態にしておき、後に下流側

ベルマウスを起動させていく場合（このとき $\bar{V}_{2S}=0$ でのベルマウス1の ΔP_{mean} と参考に付記した配列ⅠAの $\bar{V}_{2S}=80\text{m/s}$ の ΔP_{mean} とが一致していないのは主として前述の模型差の影響であろう）の方が、その逆の場合（この場合 $\bar{V}_{2S}=0$ で起動中ベルマウスの ΔP_{mean} は下流側起動完了ベルマウスの影響により q_0 より大きい値を示す）よりも起動中ベルマウスの平均全圧損失の不揃いは小さいことがわかる。このことから配列ⅢBおよびⅤでは上流側ベルマウスから起動していく場合のみを想定し、すべて（最）下流側ベルマウスを起動中として実験を行なった。

図17に起動中ベルマウスの \bar{V}_2 と G の関係を示す。配列ⅡおよびⅢBについては、それぞれの標準特性の場合とよい精度で一致したので省略した。各配列とも、横風の有無あるいは起動順序に関係なく、起動中ベルマウスの $\bar{V}_2 \sim G$ は、それぞれ一本の直線上にのる。

図18に ζ 分布を示す。 $V_0=58\text{m/s}$ の場合各配列ともすでに起動完了しているベルマウスの ζ 分布は、隣りの起動中ベルマウスの起動開始時と完了時に対応するものだけ示してあるが、その間はほとんど単調に変化し、かつ著しい変化は認められないので省略した。配列ⅢBとⅤの $V_0=0$ における起動特性については、配列ⅡとⅢAの起動特性結果から一般的に $V_0=0$ のとき全圧損失はストラットの後流によるものだけで、その絶対値も小さくベルマウス静圧等も顕著な変化はみられないと思われるので、計測を行なわなかった。

配列ⅢAのベルマウス1を起動完了しベルマウス2を起動中の場合、起動中ベルマウスの ζ 分布は単孔に比べかなり一様であり、同じ \bar{V}_2 では ζ_{mean} も小さい（図18-2(d)）。配列Ⅴの起動中ベルマウスについても同じことが言える（図18-4）。これはある特定のベルマウスに注目した場合その上流側に吸込みがあれば、損失特性が改善されることを示しているものと思われ²⁾、特に上流側（Station 12）付近において ζ 分布が改善されるようである。配列ⅢBの起動中ベルマウスの ζ 分布は、 \bar{V}_2 が小さい範囲では配列ⅢAの下流側起動中ベルマウスの ζ 分布とは差があってむしろ単孔状態に似ており、 ζ_{mean} の値も単孔状態に近いが、 \bar{V}_2 が大きくなると配列ⅢA下流側ベルマウスの起動中の ζ 分布に近い分布を示すようになる（図18-3）。つまり $S/D^*=2$ になると、起動を完了した上流側ベルマウスの、起動中下流側ベルマウスへの影響は小さくなると言える。各配列とも起動を完了したベルマウスの ζ 分布は、隣りの起動中ベルマウスの影響をあまり強く受けていない。起動中ベルマウスについて $V_0=0$ の場合の起動特性の \bar{V}_{2R} による変化をみると、 \bar{V}_{2S} が同じ限り大きな変化は現われていない。

4.2 (b) ベルマウス静圧分布

図19にベルマウス静圧分布を示す。これによれば V_0 の有無にかかわらず、起動を完了してアイドリング状態にあるベルマウスの静圧分布は起動中ほとんど変化しない。各配列とも \bar{V}_2 が小さいため各点静圧そのものが大気圧からあまり変化していないこともあって、標準特性に比較して顕著な差は見当たらない。前述の ζ 分布と同様に $V_0=0$ の場合の2種類の \bar{V}_{2R} の起動特性比較について

も、起動中ベルマウスの静圧分布は \bar{V}_{2S} が等しければほとんど同じである。

5. 計算から求めた相互干渉結果

5.1 計算方法

直列二連型配列IVについて、ベルマウス間距離 S を変えていった場合下流側ベルマウスが上流側ベルマウスに及ぼす影響の変化を実験範囲外まで調べるため、等角写像を用いて二次元非圧縮性流れについて試算を行なってみた。ただしストラットとボスは考えていない。以下その計算方法を示すが、これは慶応義塾大学安藤常世助教授の方案によるものである。

すでに単孔の場合については計算例⁵⁾があるので、これを利用する。まず図A内の下側に示すような単孔の写像を得るため、 ζ 平面を $Z (=x+iy)$ 平面に、変換式

$$Z = E \left\{ \sqrt{\zeta^2 - a^2} - a \cos^{-1} \frac{a}{\zeta} + \frac{a}{2} \pi + c \left(\sqrt{\zeta^2 - b^2} - b \cos^{-1} \frac{b}{\zeta} + \frac{b}{2} \pi \right) \right\}$$

を用いて写像し、 $a=1$, $b=25$, $c=0.952251$ と選ぶことにより実験したベルマウスの形状 (図Aの実機形状) にかなり近いものが得られることをたしかめた。次に ζ 面で一樣流 U_0 と $\zeta=0$ に置かれた点吸込みを重ね合せておいて、先の変換式により Z 面に写像すれば、横風の中で吸い込みを行なっているベルマウスが得られる。しかしこの変換ではベルマウスが1個しか得られないので、この単孔を上流側ベルマウスとみなし、下流側ベルマウスは実軸上に分布する吸込みにより近似させた。ただしこの分布吸込みは下記のような二つの分布吸込みを合成したものである。

- Z 面で一樣流なしで、二つの同一形状ベルマウスが等しい流量 q で吸込みを行なっている場合の流れを想定し、この時の一つの下流側となるはずのベルマウスを、その入口線上 (図Aで x 軸上 H_U から H_L まで) に分布された吸込みによって置換するが、置換しても実軸上半面における流れは不変であるように適当な境界条件によって定められた分布吸込み
- Z 面で一樣流中に吸込みを行なっていない二つの同一形状ベルマウスがある場合の流れを考え、この時 a) と同様に下流側ベルマウスをそれで置換してもなお実軸上半面の流れをそこかわらないような分布吸込み

吸込分布は本来無限級数で与えるべきであるが簡易試算の便宜上これを、a) の場合は $q \sum_{i=0}^5 a_i (\xi - m)^i$, また b) の場合も $U_0 \sum_{i=0}^5 b_i (\xi - m)^i$ という多項式の形で与えた。したがって境界条件も各々6個に制限された (付録参照)。なお $\zeta (= \xi + i\eta) = m$ は Z 面の下流側ベルマウス中心軸に対応する。a) と b) で得られた分布吸込みを重ね合わせたものが、一樣流中で二つのベルマウスが同じ強さで吸込んでいる場合の下流側ベルマウスと同じ働きを上流側ベルマウスに対して示す。分布吸込重ね合わせ後の ζ 面における複素速度ポテンシャル F は次のようになる。

$$F = U_0 \zeta - \frac{q}{2\pi} \log \zeta - \frac{1}{2\pi} \int_0^n \sum_{i=0}^5 (q a_i - U_0 b_i) (\xi - m)^i \log (\zeta - \xi) d\xi$$

5.2 計算結果

ベルマウス中心間距離 S を変えていった場合（複素速度ポテンシャルの式で l , m , n を関連させながら変えていった場合）の上流側ベルマウスの表面速度分布を計算したものが図Bに示されている。この場合 ζ 面での一様流れの速度 U_0 を Z 面の無限遠点の流速 V_0 で除した値 $U_0/V_0=0.081$ および V_0 を Z 面上流側ベルマウス内流路における下流無限遠点（ ζ 面の $\zeta=0$ に対応）流速 V_2 で除した値 $V_0/V_2=0.29$ とした。 l_c はベルマウス壁面に沿って曲線終点 O_L から測るものとする。C点（これは実験したベルマウスのC点に対応する）では、上・下流側とも曲率が無限大となり、速度勾配は不連続となるが、最も明瞭に干渉の影響が現われている。ただし二次元非圧縮性流れの計算であるので風速そのものは実験（三次元流れ）データと大巾に異なるのは止むを得ない。

C点に注目して単孔のC点での流速 V_s （単孔の計算方法については文献⁵⁾参照）で二連取入口上流側ベルマウスC点での流速 V を除した値 V/V_s の変化を、 S/D^* に対して図B左上に実験結果（IV A, IV BをI Bと比較する）とともに示してある。これによれば $S/D^*=2\sim 3$ でC点におけるベルマウス表面速度（実験値については全圧損失なしとして算出）はほぼ単孔状態に近づくのが実験および計算結果からよくわかる。ただしこの速度変化の全圧損失に対する影響は前述の通りほとんど認められない。下流側について実験値と計算値の符号が合わない場合があるのは、実験では単孔（配列I B）および二連型（配列IV AおよびIV B）どちらも岐点がC点に対してO点寄りの点に生じたためである（図14-6, 7）。またこの分布吸込みによる計算結果と、下流側ベルマウスをその中心点 H_c に置いた点吸込み（上流側ベルマウスと同じ吸込流量を持たせる）で置換した計算結果は、割合よく一致したので、下流側ベルマウスを点吸込みに置換して上流ベルマウス入口線中心点 E_0 の風向 θ と風速 V も求めてみた。計算結果を単孔の場合の計算結果との比として表わしたのが図Bの右上である。やはり E_0 点における風向と風速が $S/D^*=2\sim 3$ で急速に単孔状態に近づくことがわかる。

6. 結 論

スクープ等の付属物を有しないリフトエンジン用（主として二連型）空気取入口縮尺模型（ベルマウス）の二三の配列について実験を行ない、次の結論を得た。

1. 標準特性

- (a) 単一および直列二連型ベルマウスの場合、機速相当横風に対するストラット方向の影響は、平均全圧損失係数 ζ_{mean} にはほとんど現われないが、全圧損失係数 ζ の分布において顕著であり、横風に対して直角方向の場合の方が平行方向の場合より均一状態に近い。
- (b) 並列二連型ベルマウスの全圧損失特性は単一ベルマウスに近い特性を示す。

- (c) 直列二連型の場合、 ζ_{mean} は上流側ベルマウスよりも下流側ベルマウスの方が小さく、単孔の場合と比較すると単孔の場合は両者の中間になる。上・下流側ベルマウスとも ζ 分布の傾向は単一ベルマウスの場合と似ている。
- (d) 平均全圧損失 ΔP_{mean} は、単一・二連型とも機速 V_0 が増すにつれ、 \bar{V}_2 が小さい程急速に増加するが、 $V_0 \geq 20\text{m/s}$ では機速相当横風動圧相当値を越えない。実際の空中起動時には ΔP_{mean} の値はかなり大きなものになると考えられる。
- (e) 直列二連型の場合、ベルマウス中心間距離 S のベルマウス入口径 D^* に対する比 $S/D^*=1 \sim 2$ では、上・下流側ベルマウスの ζ_{mean} は S/D^* が変化してもそれぞれあまり変化しない。
- (f) 直列二連型の場合、上流側ベルマウス表面速度は、 $S/D^*=2 \sim 3$ で実験・計算ともかなり単孔状態に近づく。
- (g) 直列三連型の最上流側と最下流側ベルマウスの全圧損失は、直列二連型の上流側と下流側ベルマウスのそれにそれぞれ近い。直列三連型の中央のベルマウスの状態は、両端のベルマウス状態の中間に来る。

2. 起動特性

- (a) 並列二連型の起動中ベルマウスの全圧損失特性は単孔の場合に近い。
- (b) 直列二連型配列の場合、上流側から空中起動すれば、この逆の場合よりも、起動中ベルマウスの ζ_{mean} は小さく、 ζ 分布もより一様である。
- (c) 直列三連型の場合、空中起動中の最下流側ベルマウスの全圧損失特性は、直列二連型の起動中下流側ベルマウスに似た傾向を示す。

本実験は、付属物を持たない空気取入口自身による相互干渉について限られた範囲の基礎的な知識を得たにすぎず、リフトエンジン空気取入口実験の予備的段階といえる。実際の状態に適合した本格的設計データ採取は大型低速風洞実験を待たねばならないが、その際本報告が少しでもお役に立てば幸いである。

終りに、本実験に関し終始適切なるご助言を頂いた慶応義塾大学工学部安藤常世助教授および当所の松木部長・鳥崎室長ならびに実験に協力された慶応義塾大学工学部学生久保田和彦・鈴木和彦・林日出夫の三君に対して心から感謝いたします。また慶応義塾大学工学部中央試験所大西邦夫氏・同工学部大学院増田惣平氏および当所原動機部空気源担当各位には直接間接に御世話になることが多かった。末尾ながらこの紙面を借りて厚く御礼申し上げます。

文 献

- 1) 八田桂三, 松木正勝; V/STOL 機用エンジン, 日本機械学会誌, Vol 67, 545 (昭和 39)
- 2) R. Lavi; Full-Scale Wind Tunnel Investigation of VTOL Lift-Engine Inlet Performance & Operation, AIAA Paper, No. 66-655, (1966)
- 3) 近藤 博, 増田惣平; ジェットエンジン空気取入口の実験 (II) 航技研資料 TM-83 (昭和 41)
- 4) 航空技術研究所原動機部; 航空技術研究所のターボジェットエンジン要素試験設備, 航技研報告 TR-24 (昭和 37)
- 5) U. W. Schaub & E. P. Cockshutt; Analytic and Experimental Studies of Normal Inlets with Special Reference to Fan-in-Wing VTOL Powerplants, ICAS Paper No. 64-572 (1964)
- 6) F. P. Youens; Approach and Landing Problems in Jet VTOL Aircraft, AGARD Report 489 (1964)
- 7) D. Lean & H. W. Chinn; Review of General Operating Experience with a Jet-Lift VTOL Research Aircraft (Short S.C.I.), ARC CP No. 832 (1965)
- 8) R. G. Margason; Jet Induced Effects in Transition Flight, NASA SP-116, p.p. 177-189 (1966)
- 9) H. C. McLemore; Consideration of Hot-Gas Ingestion for Jet V/STOL Aircraft, NASA SP-116, p.p. 191-204 (1966)
- 10) R. A. Tyler & R. G. Williamson; Intake Flow & Fan Performance Measurement at High Thrust Loading in Inclined Flow, NRC DME LR-453 (Canada) (1966)
- 11) E. K. Armstrong & D. D. Williams; Some Intake Flow Maldistribution Effects on Compressor Rotor Blade Vibration, Jr. Sound & Vibration, (1966) 3 (3), p.p. 340-354

付 録

《第 5 章の計算に際し, 分布吸込の決定に使用した境界条件》

a) の場合

この場合の ζ 面の複素速度ポテンシャル F_a は

$$F_a = \frac{q}{2\pi} \log \zeta - \int_l^n \frac{q}{2\pi} \sum_{i=0}^5 a_i (\xi - m)^i \log (\zeta - \xi) d\xi \quad (1)$$

となり, Z 面における共役複素速度は

$$\begin{aligned} \bar{V}(Z) &= \frac{dF_a}{dZ} = \frac{dF_a}{d\zeta} \times \frac{d\zeta}{dZ} \\ &= \left\{ \frac{q}{2\pi} \frac{1}{\zeta} - \int_l^n \frac{q}{2\pi} \sum_{i=0}^5 a_i (\xi - m)^i \frac{d\xi}{\zeta - \xi} \right\} \times \frac{\zeta}{\sqrt{\zeta^2 - 1} + c\sqrt{\zeta^2 - b^2}} \end{aligned} \quad (2)$$

である。境界条件を次のようにとる。

(i) Z 面で C_U 点と H_L 点の速度は等大反方向であることより,

$$[V(Z)]_{\zeta=-b} = -[V(Z)]_{\zeta=n} \quad (3)$$

(ii) $\zeta=n$ で $V(Z)$ が有限値をとるためには (3) 式より,

$$\sum_{i=0}^5 a_i (n-m)^i = 0 \quad (4)$$

が導かれる。

(iii) C_L 点と H_U 点の速度は等大反方向であることより、

$$[V(Z)]_{\zeta=+b} = -[V(Z)]_{\zeta=l} \quad (5)$$

(iv) $\zeta=l$ で $V(Z)$ が有限値をとらねばならないことから、

$$\sum_{i=0}^5 a_i(l-m)^i = 0 \quad (6)$$

(v) Z 平面の I 点はよどみ点であるから、

$$[V(Z)]_{\zeta=k} = 0 \quad (7)$$

(vi) 分布吸込の全吸込量は q に等しくなければならないから、

$$\int_l^n q \sum_{i=0}^5 a_i(\xi-m)^i d\xi = q \quad (8)$$

以上 (3)~(8) の 6 式を連立させることにより、 a_i が求まり吸込分布の形が定まる。

b) の場合

この場合の複素速度ポテンシャル F_b は、

$$F_b = U_0 \zeta + \int_l^n \frac{U_0}{2\pi} \sum_{i=0}^5 b_i(\xi-m)^i \log(\zeta-\xi) d\xi \quad (9)$$

となり、共役複素速度は

$$\bar{V}(Z) = \left\{ U_0 + \int_l^n \frac{U_0}{2\pi} \sum_{i=0}^5 b_i(\xi-m)^i \frac{d\xi}{\zeta-\xi} \right\} \times \frac{\zeta}{\sqrt{\zeta^2-1} + c\sqrt{\zeta^2-b^2}} \quad (10)$$

である。境界条件を以下に示す。

(i) Z 平面で C_U 点と H_L 点の速度は等しい。

$$[V(Z)]_{\zeta=-b} = [V(Z)]_{\zeta=n} \quad (11)$$

(ii) 前式で、 $\zeta=n$ で $V(Z)$ は有限値をとらねばならないことから、

$$\sum_{i=0}^5 b_i(n-m)^i = 0 \quad (12)$$

(iii) Z 平面で C_L 点と H_U 点の速度は等しい。

$$[V(Z)]_{\zeta=+b} = [V(Z)]_{\zeta=l} \quad (13)$$

(iv) 前式で $V(Z)$ は $\zeta=l$ で有限値をとらねばならないことから、

$$\sum_{i=0}^5 b_i(l-m)^i = 0 \quad (14)$$

(v) Z 平面の I 点において $V(Z)$ は極値をとる。

$$[dV(Z)/dZ]_{\zeta=k} = 0 \quad (15)$$

(vi) ベルマウスに一度入った流体は再びすべて出ていかねばならないことから、

$$\int_l^n \frac{U_0}{2\pi} \sum_{i=0}^5 b_i(\xi-m)^i d\xi = 0 \quad (16)$$

以上 (11) から (16) までの 6 式から b_i が求まり、一様流のみの場合の吸込分布が定まる。したがって一様流中で二つのベルマウスが同じ強さで吸い込んでいる場合の流れの複素速度ポテンシャル F は上記, a), b) 二つの場合の複素速度ポテンシャルを重ね合わせたもの ($F_a + F_b$) で与えられる。

記 号

a : スロート部全圧管付近の流路断面積 = $0.20\pi D^2$	約 $1.26 \times 10^{-3} \text{m}^2$
D : スロート部管内径	45mm ϕ
D^* : ベルマウス入口径	72mm ϕ
G : 抽気流量 (重量)	[kg/s]
g : 重力加速度	9.80m/s ²
l : ベルマウス曲線始点から壁面に沿う距離	[mm]
M_i : 局所マッハ数	
P : 全 圧	[mmAq または kg/m ²]
ΔP : 全圧損失 = $P_0 - P_2$	[mmAq または kg/m ²]
ΔP_{mean} : 平均全圧損失 = $\sum_1^{12} \Delta P / 12$	[mmAq または kg/m ²]
p : 静 圧	[mmAq または kg/m ²]
p_i : 局所壁面静圧	[mmAq または kg/m ²]
q : 動 圧	[mmAq または kg/m ²]
\bar{q} : 平均動圧	[mmAq または kg/m ²]
S : 空気取入口中心距離	[mm]
V : 流速 (計算の場合は Z 面の流速)	[特記しない限り m/s]
\bar{V} : 平均流速	[m/s]
θ : 風向角度	[度]
γ : 空気比重量	[kg/m ³]
ζ : 全圧損失係数 = $\Delta P / \bar{q}_2$	
ζ_{mean} : 平均全圧損失係数 = $\sum_1^{12} \zeta / 12$	
添字 0 : 吸入前の状態	
1 : ベルマウス付近の状態	
2 : スロート部全圧管付近の状態	
a : 大気状態	

C : 計算結果用

R : 起動完了

S : 起動中 (実験) または単孔状態 (計算)

注) 平均軸流吸入風速 \bar{v}_2 および平均吸入流動圧 \bar{q}_2 は次式による。

$$\bar{v}_2 = \frac{1}{a} \cdot \frac{G}{\gamma_2} \qquad \bar{q}_2 = \frac{1}{2g} \cdot \gamma_2 \cdot \bar{v}_2^2$$

図 面 目 録

図 番	図 題	備 考
図 1 図 2 (1~3) 図 3 (1~3) 図 4 図 5 図 6	空気系統配置図 実験装置 エンジン模型 模型断面および座標 (寸法単位: mm) エンジン模型配列 実験範囲	(文中挿入)
図 7 (1~3) 図 8 (1~2) 図 9 (1~4) 図 10 (1~4) 図 11 (1~4) 図 12 (1~9) 図 13 (1~2) 図 14 (1~8) 図 15 (1~8)	機速による全圧損失の変化 $\Delta P_{mean}/q_0 \sim V_0/\bar{V}_2$ $\Delta P_{mean} \sim G$ $\bar{V}_2 \sim G$ 平均全圧損失係数 ζ 分布 ベルマウス上流側静圧比較図 ベルマウス静圧分布 垂直板静圧分布	標準特性
図 16 図 17 (1~2) 図 18 (1~4) 図 19 (1~4)	起動順序比較図 $\bar{V}_2 \sim G$ ζ 分布 ベルマウス静圧分布	起動特性
図 A 図 B	等角写像説明図 相互干渉計算結果	計算

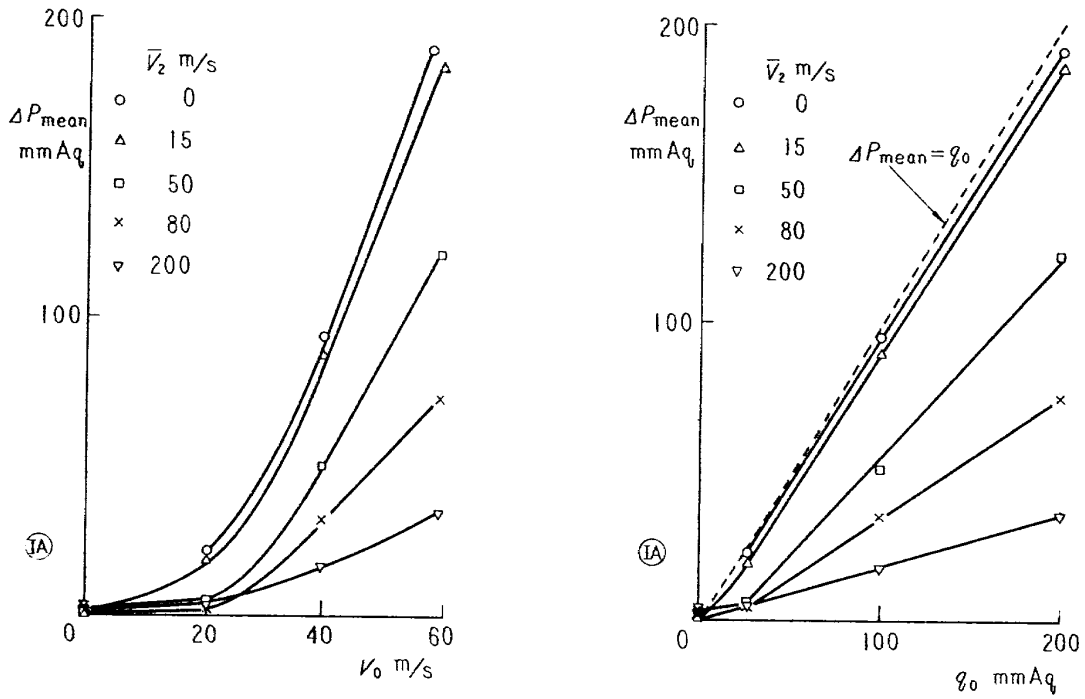


図 7-1 機速による全圧損失の変化 (配列 I A)

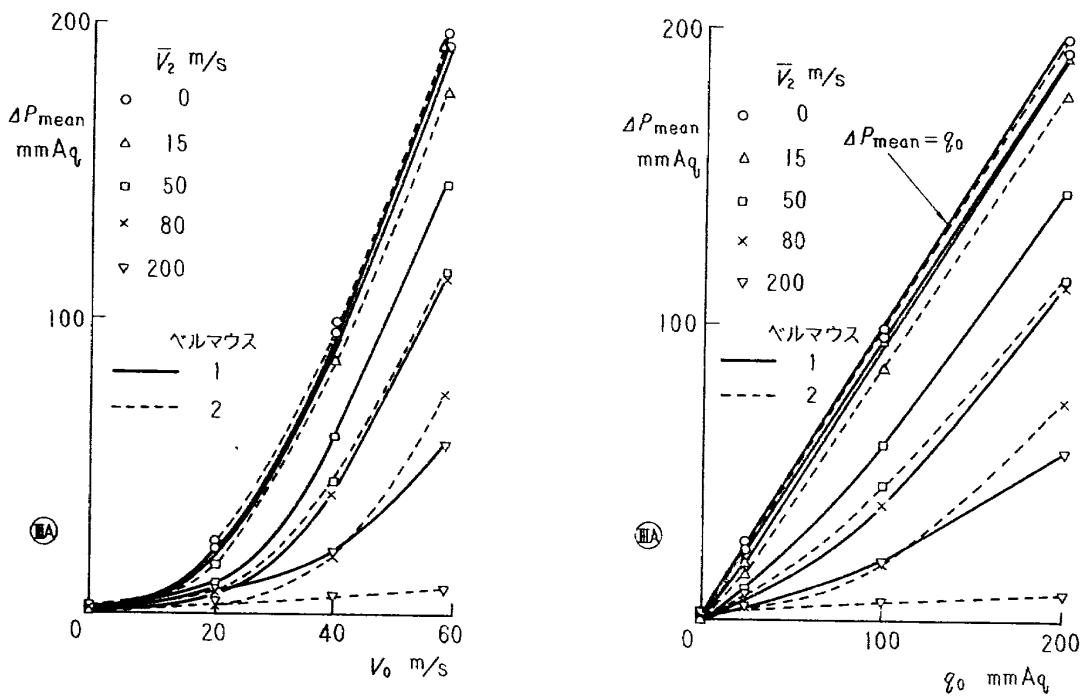
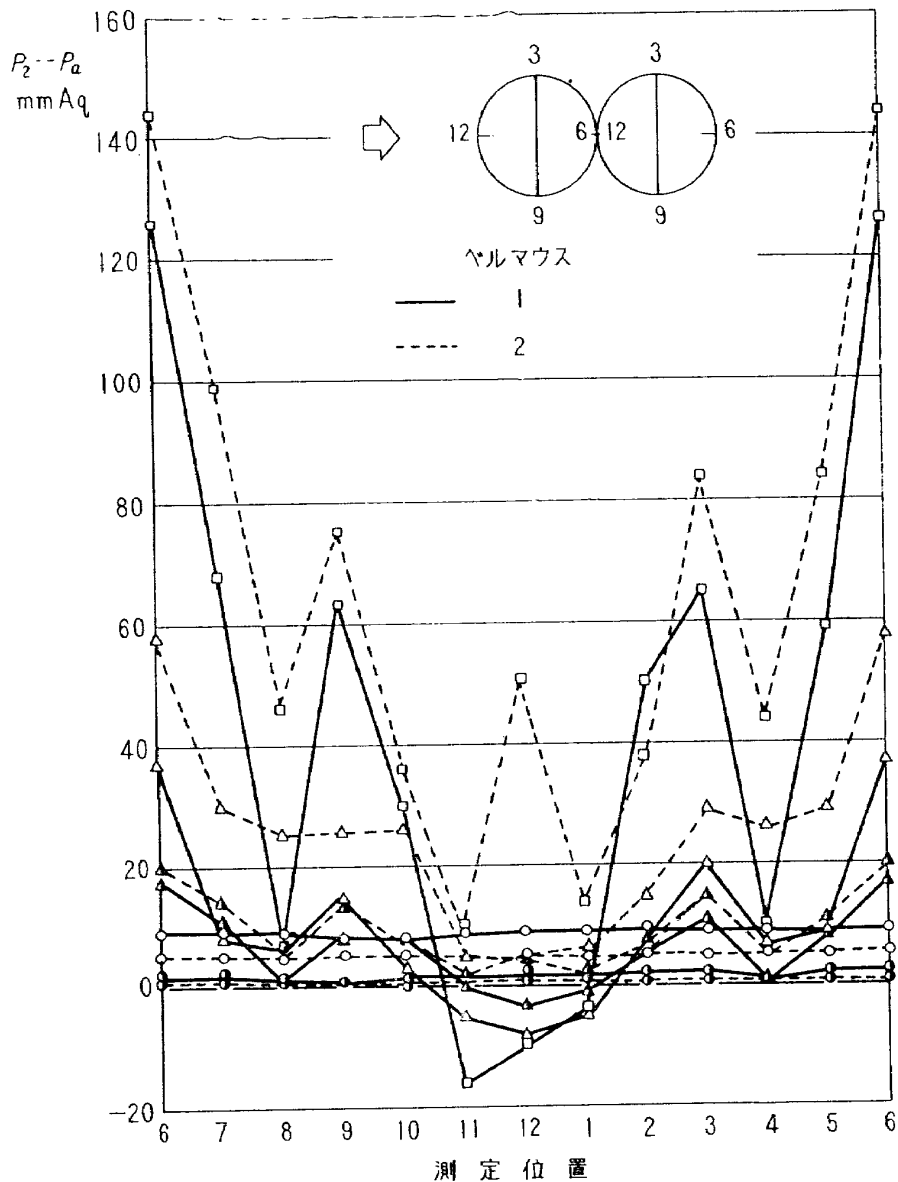


図 7-2 機速による全圧損失の変化 (配列 III A)



$V_0 \approx 20 \text{ m/s}$				$V_0 \approx 58 \text{ m/s}$			
	$\bar{V}_2 \text{ m/s}$	$P_2 \text{ mean}$ (mmAq) (ゲージ)	$\Delta P_{\text{mean}}/q_0$		$\bar{V}_2 \text{ m/s}$	$P_2 \text{ mean}$ (mmAq) (ゲージ)	$\Delta P_{\text{mean}}/q_0$
—○—	0	2	0.92	—○—	0	9	0.96
- -○- -	0	1	0.96	- -○- -	0	5	0.98
—△—	15	6	0.76	—△—	15	8	0.96
- -△- -	15	9	0.65	- -△- -	15	23	0.89
				—□—	36	37	0.82
				- -□- -	35	60	0.70

図 7-3 機速による吸入後全圧分布の変化 (配列Ⅲ A)

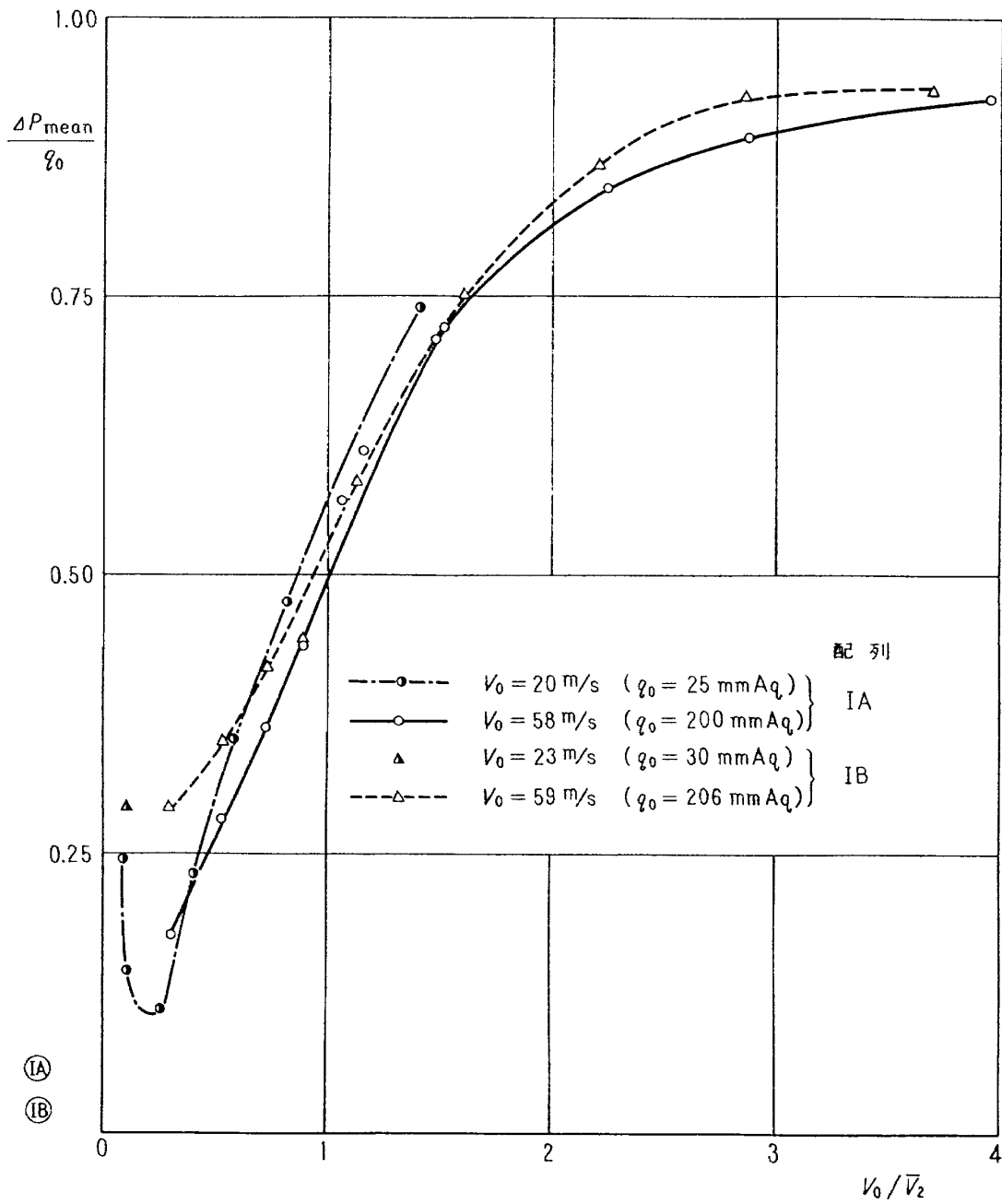


図 8-1 $\Delta P_{mean}/q_0 \sim V_0/\sqrt{V_2}$ (配列 I A, I B)

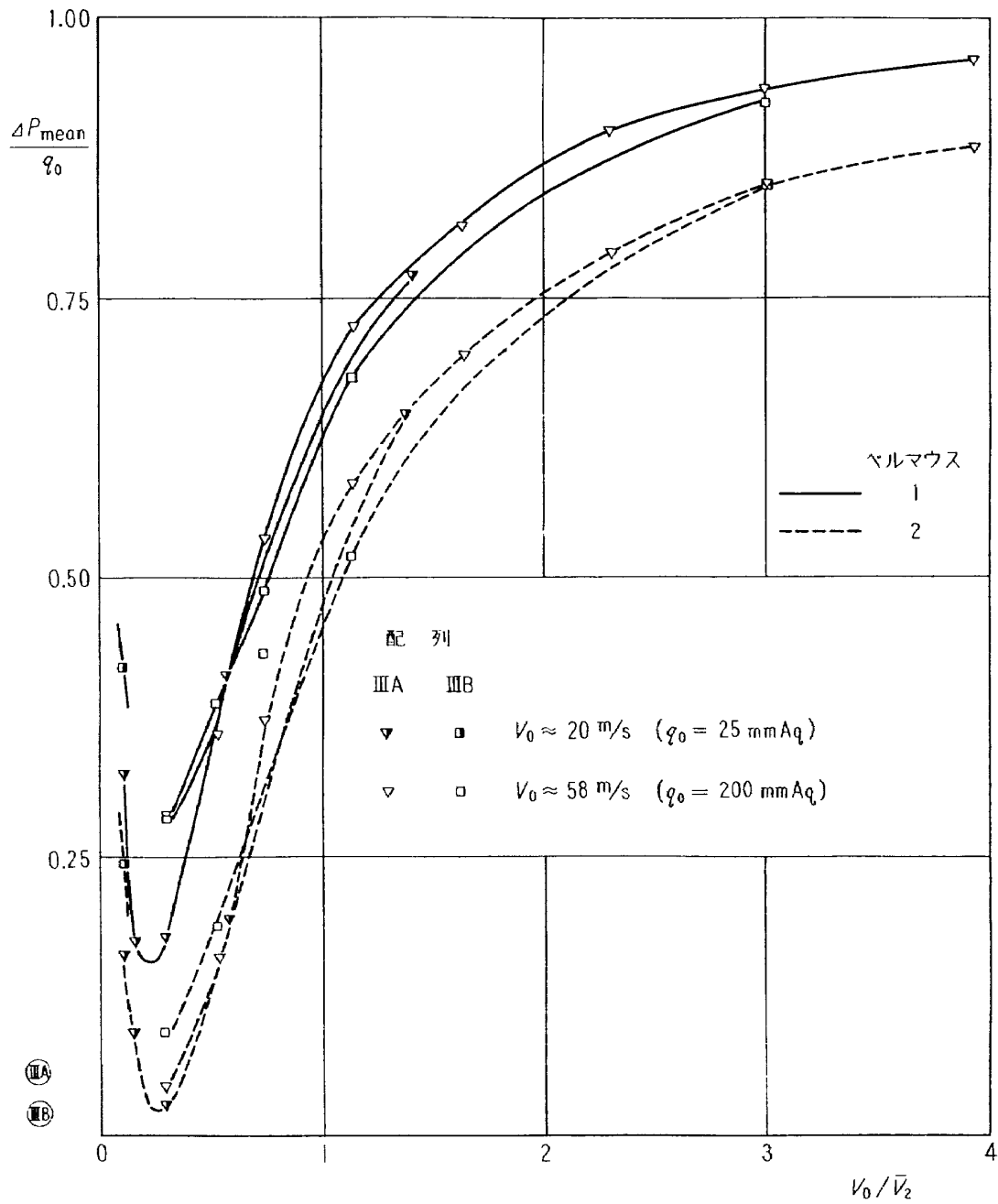


図 8-2 $\Delta P_{mean}/q_0 \sim V_0/\bar{V}_2$ (配列 III A, III B)

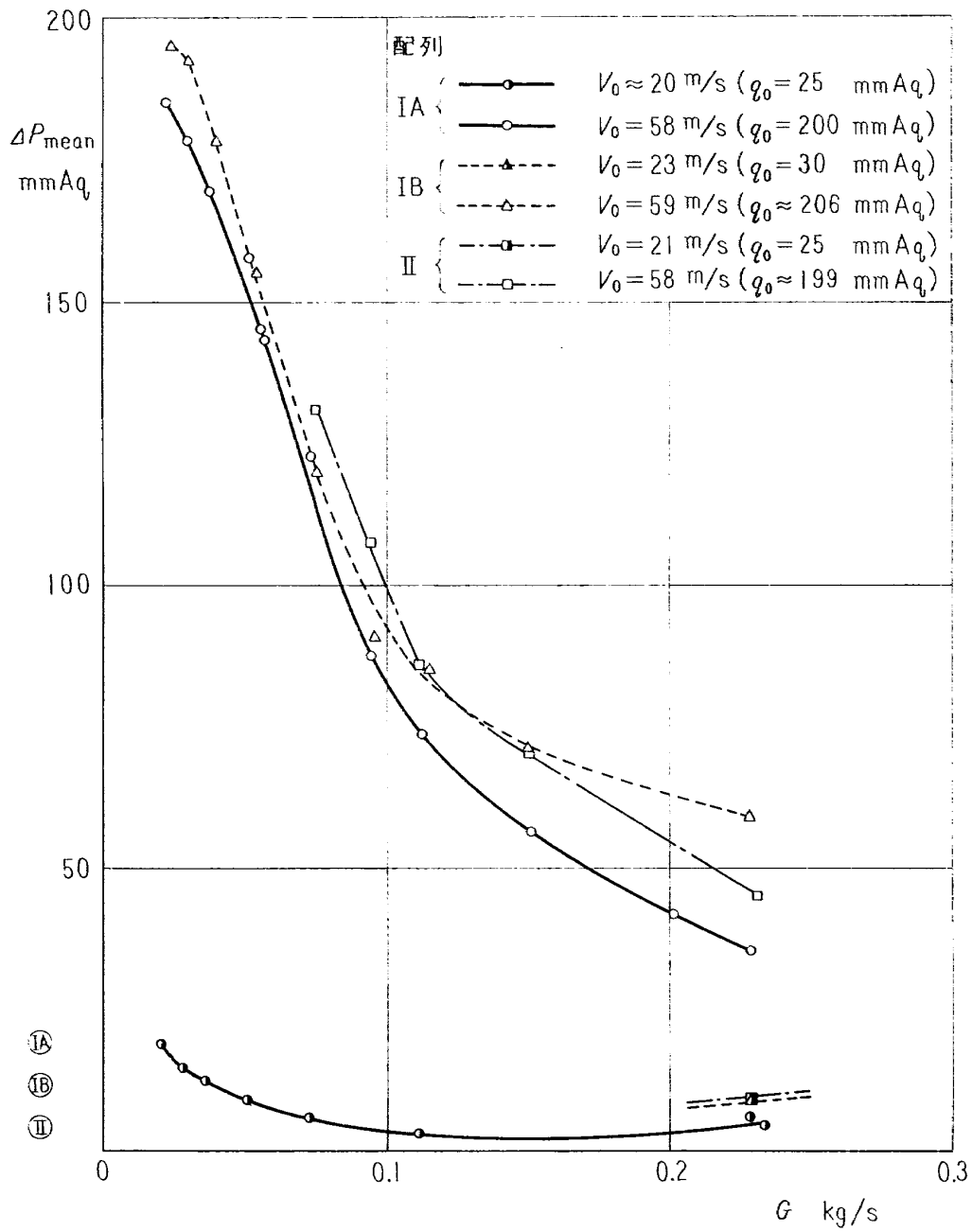


図 9-1 $\Delta P_{mean} \sim G$ (配列 I A, I B, II)

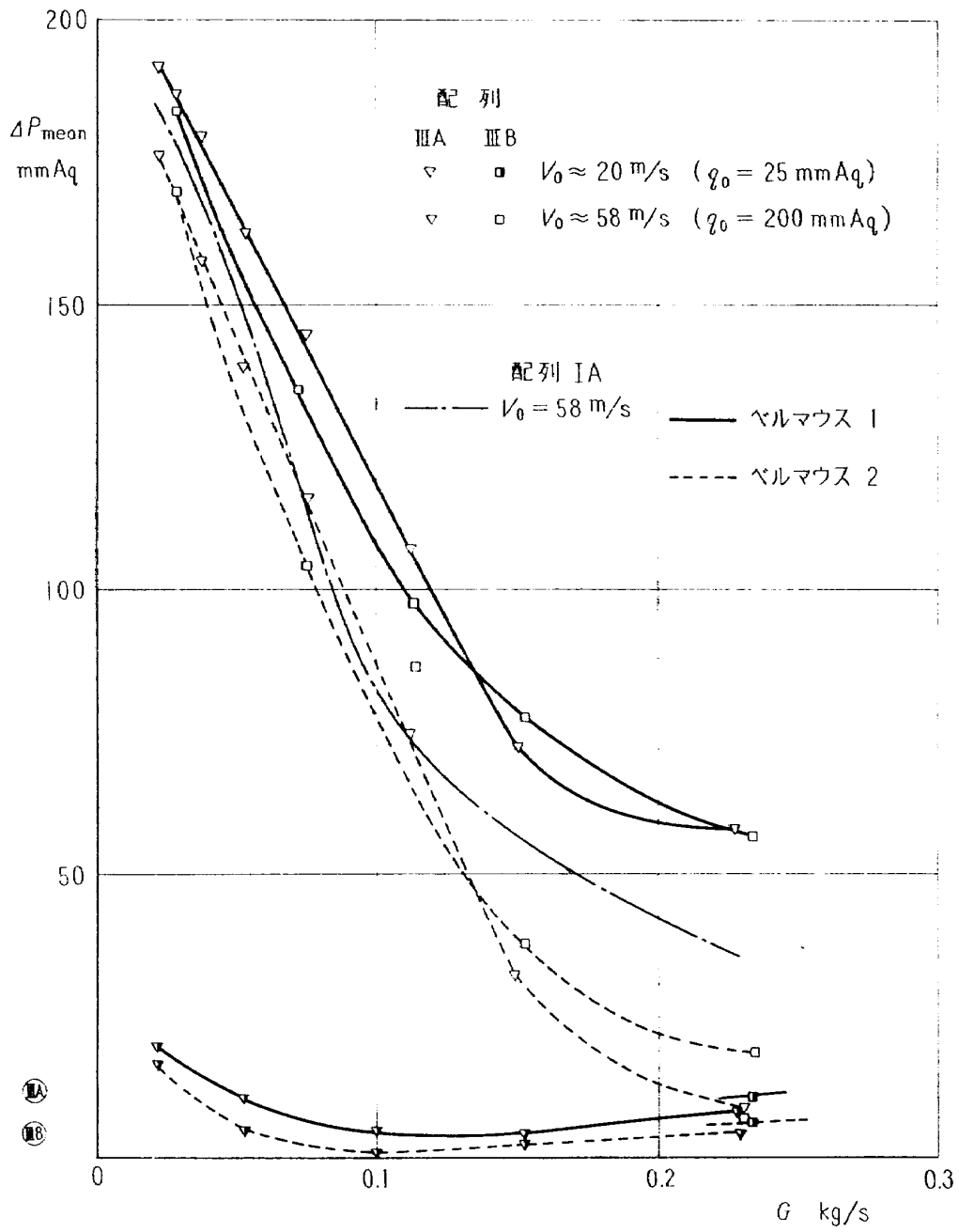


図 9-2 $\Delta P_{mean} \sim G$ (配列 III A, III B)

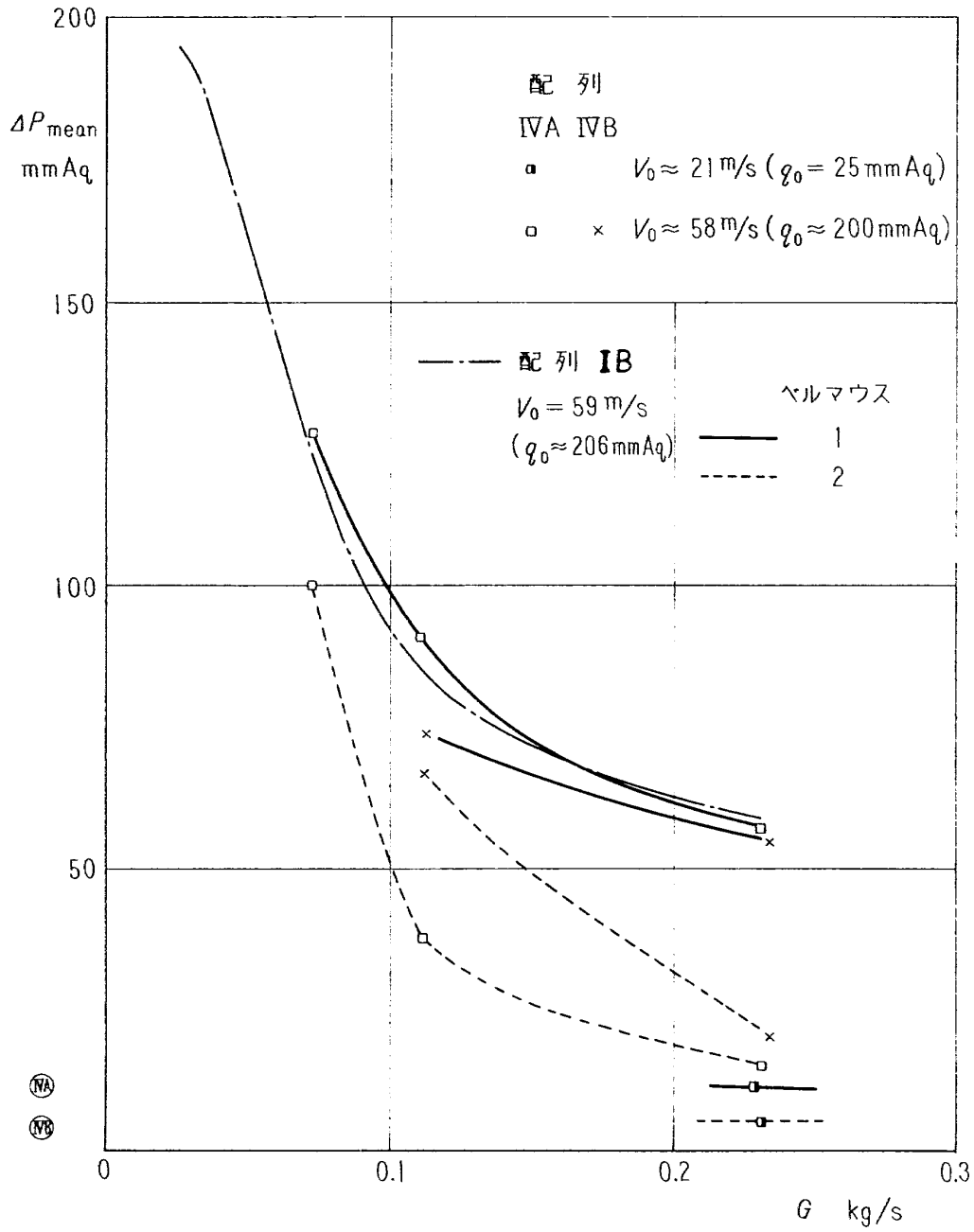


図 9-3 $\Delta P_{mean} \sim G$ (配列 IVA, IVB)

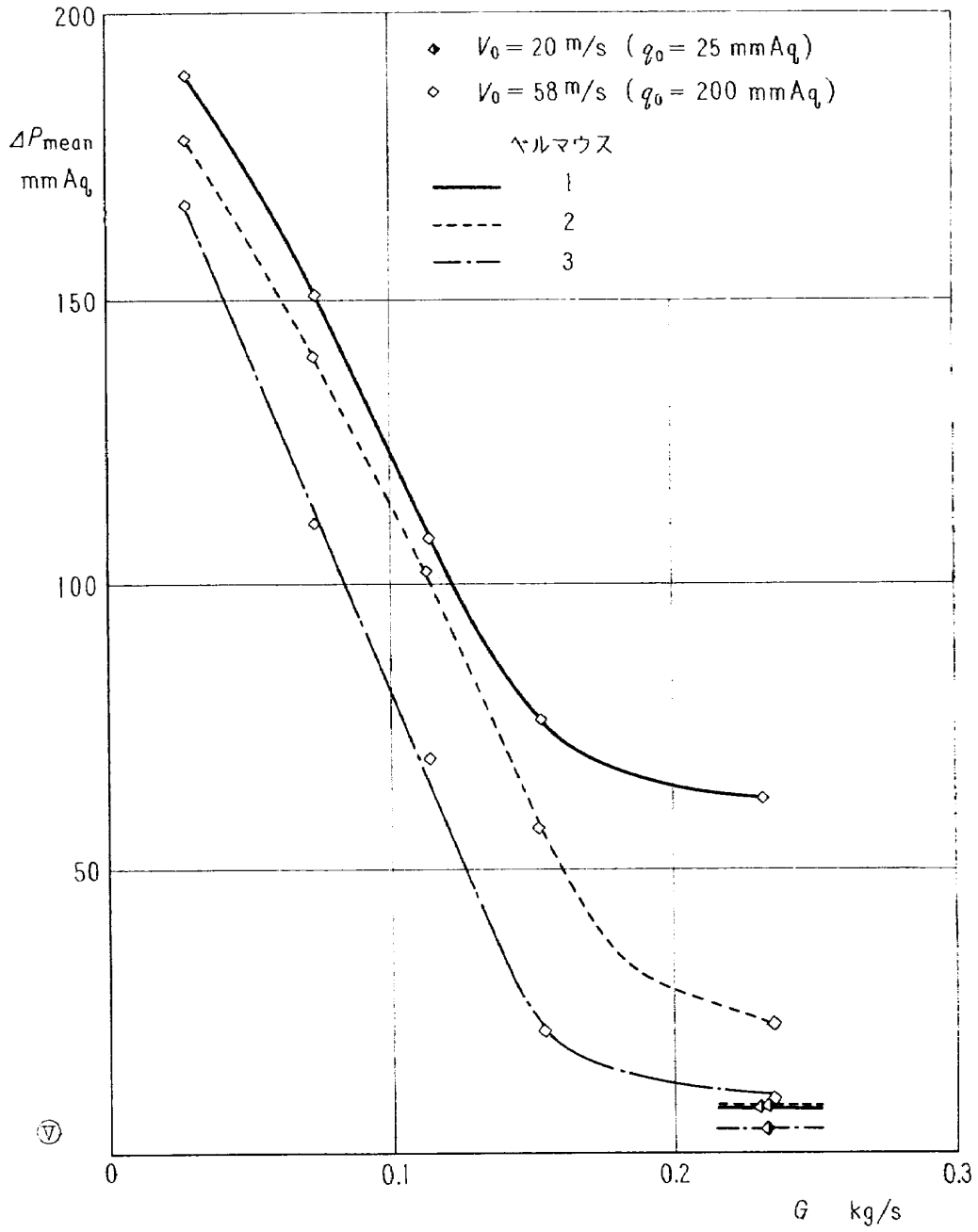


図 9-4 $\Delta P_{\text{mean}} \sim G$ (配列V)

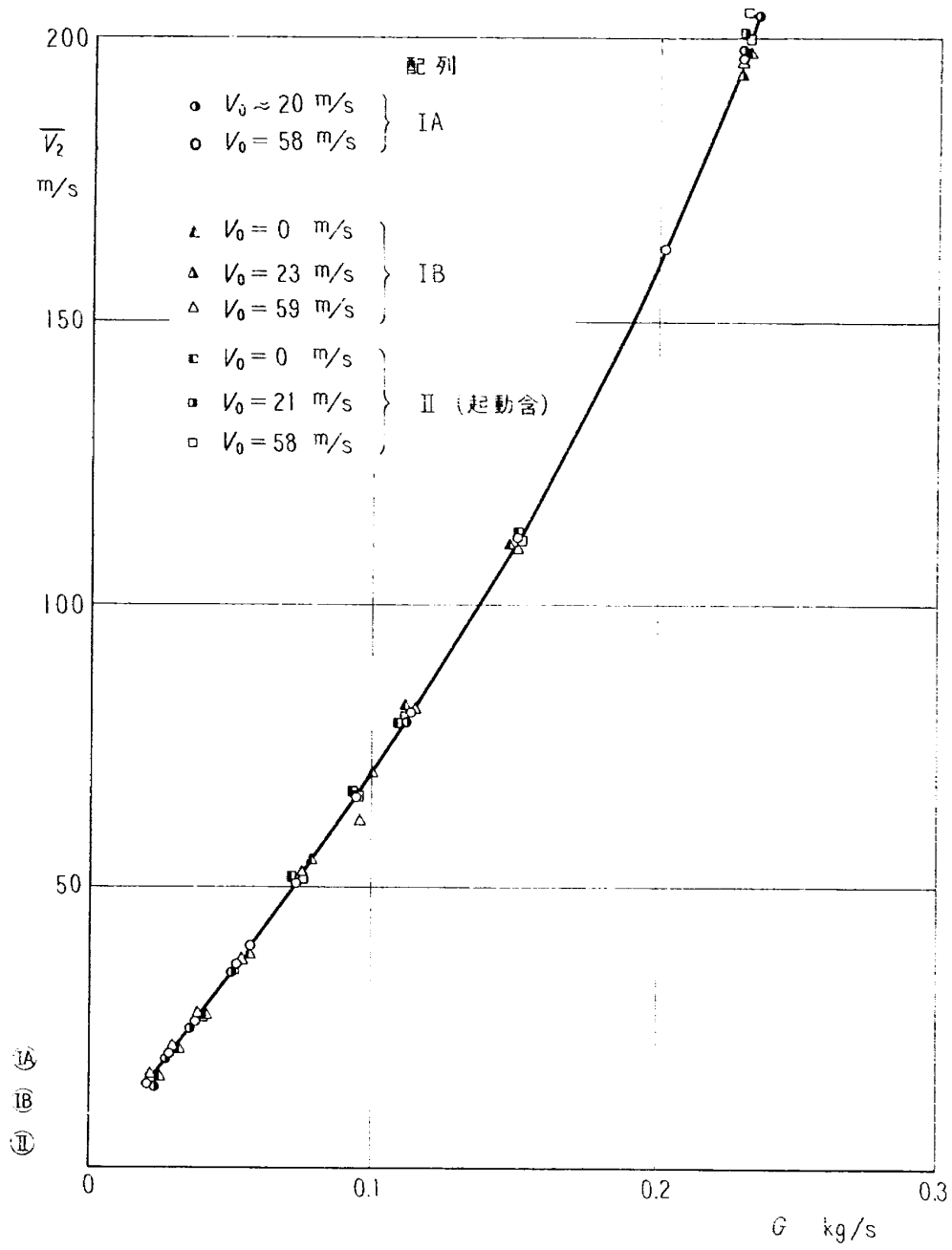


図 10-1 $\bar{V}_2 \sim G$ (配列 I A, I B, II)

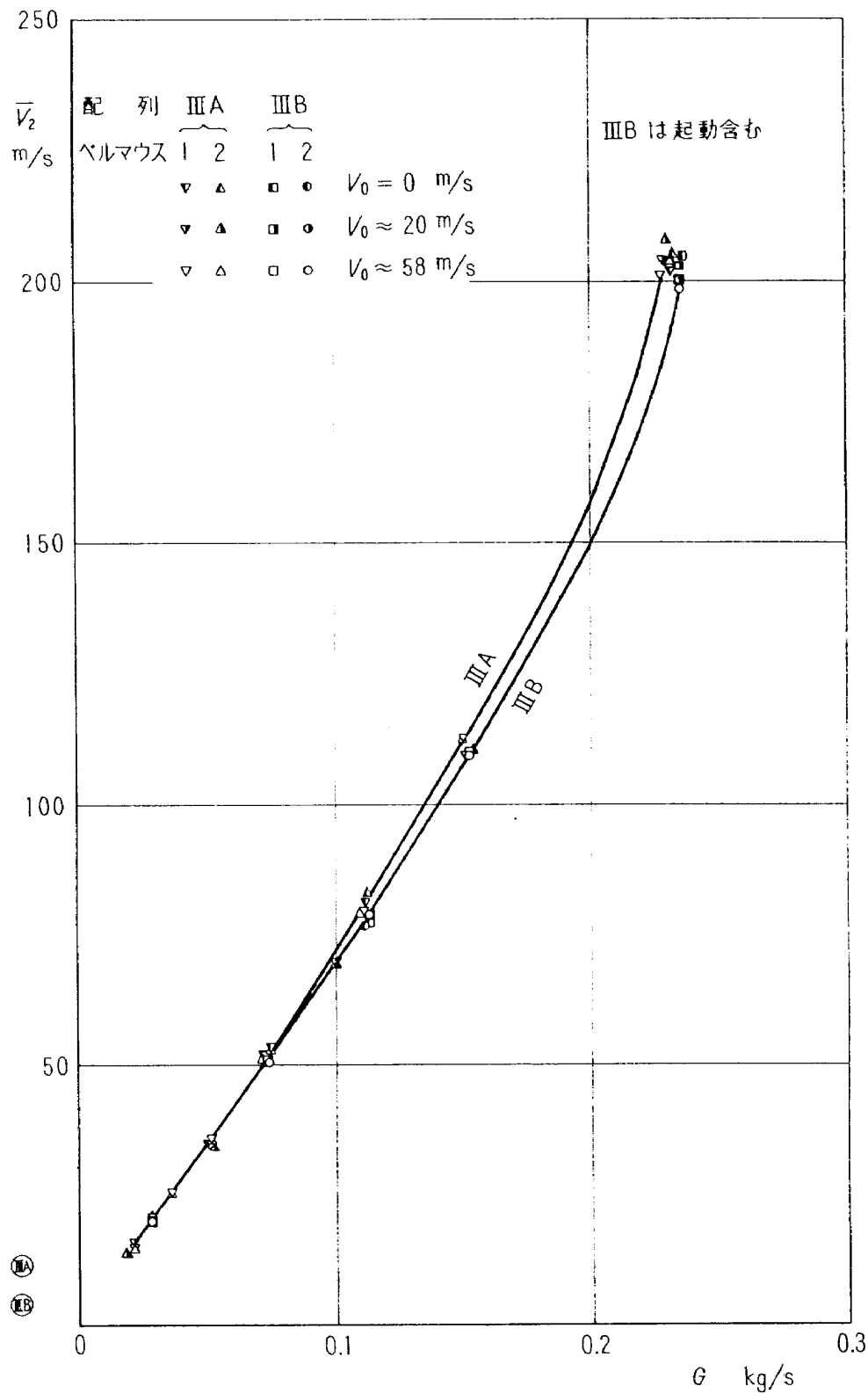


図 10-2 $\bar{V}_2 \sim G$ (配列ⅢA, ⅢB)

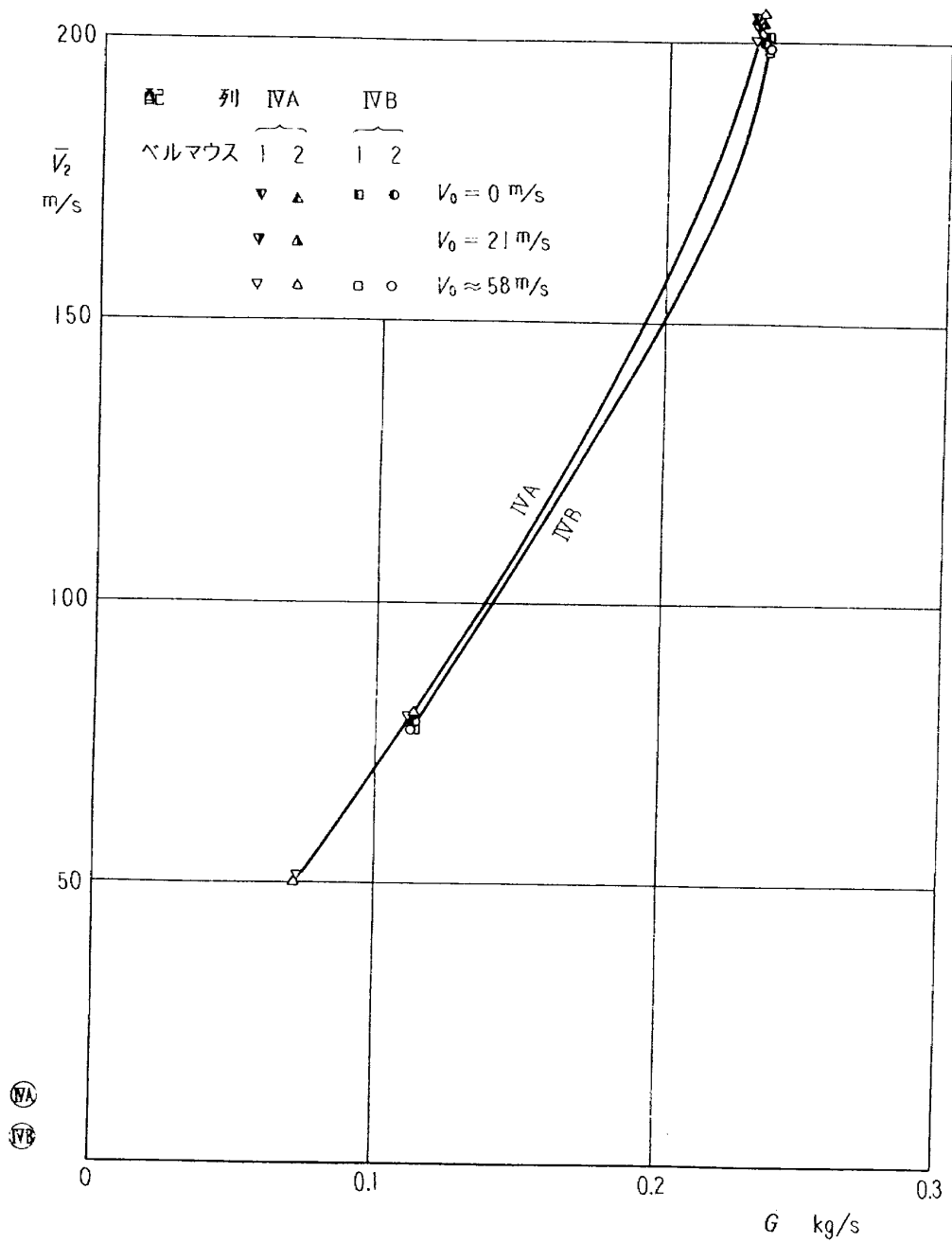


図 10-3 $\bar{V}_2 \sim G$ (配列 IVA, IVB)

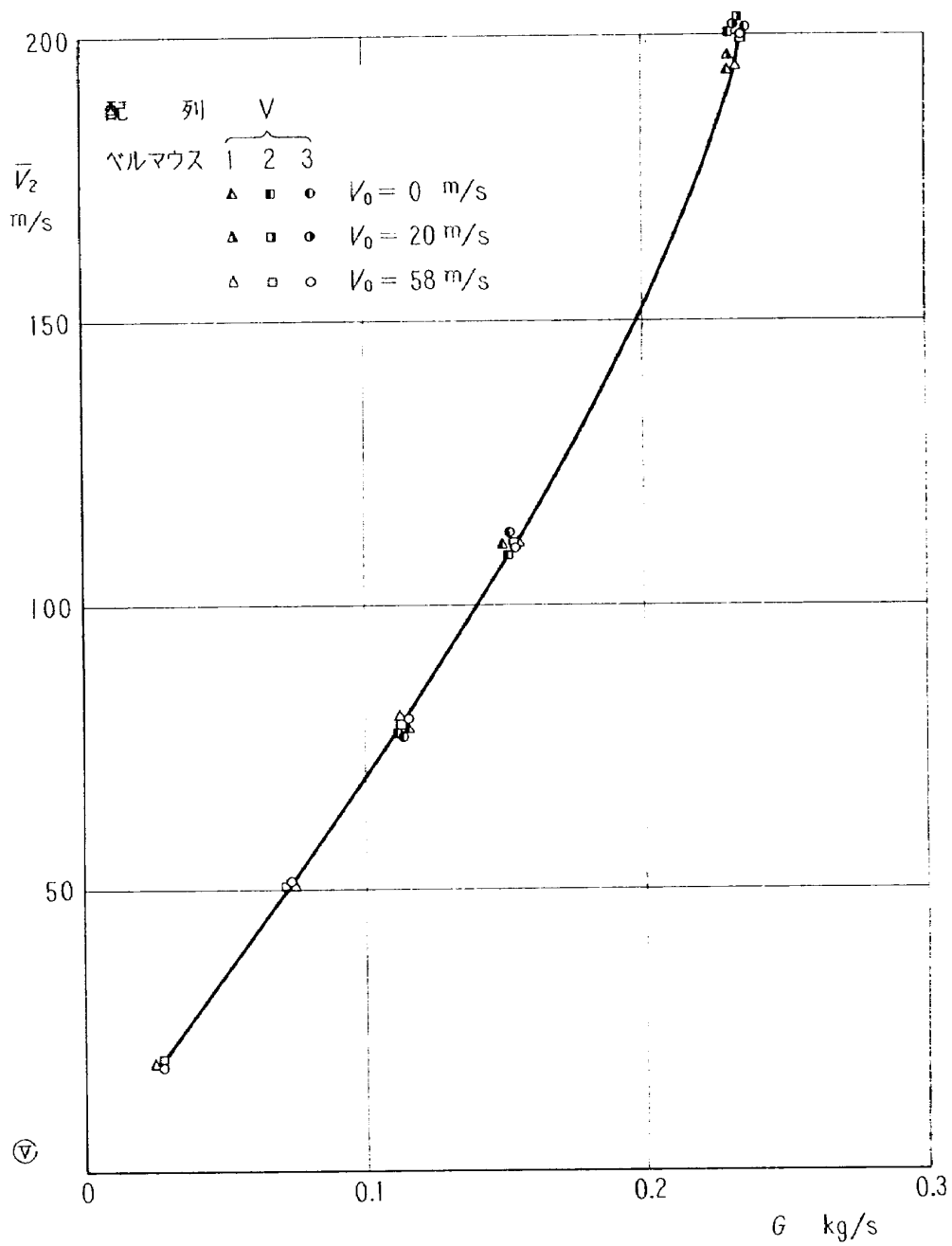


図 10-4 $\bar{V}_2 \sim G$ (配列V)

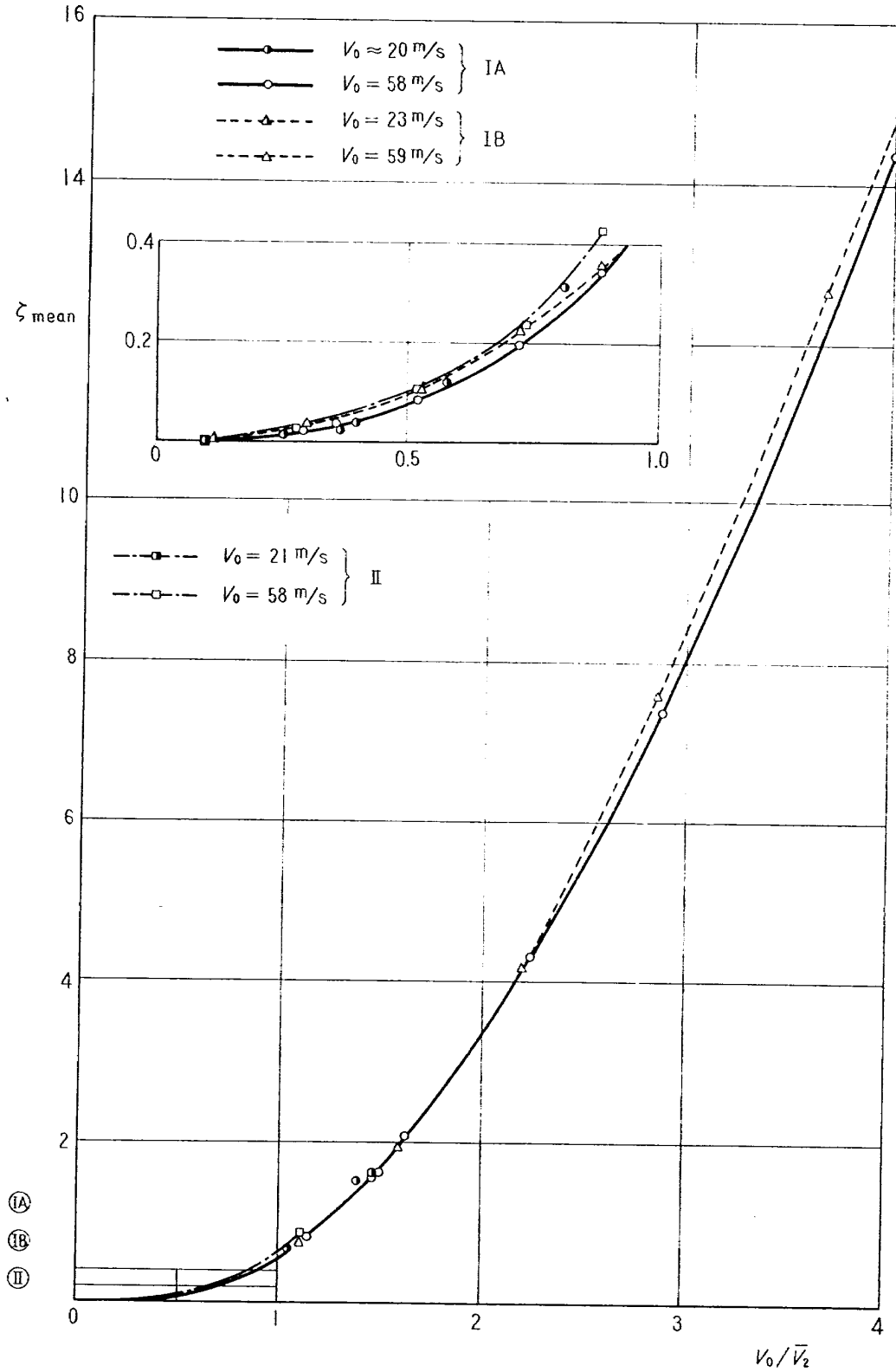


図 11-1 平均全圧損失係数 (配列 I A, I B, II)

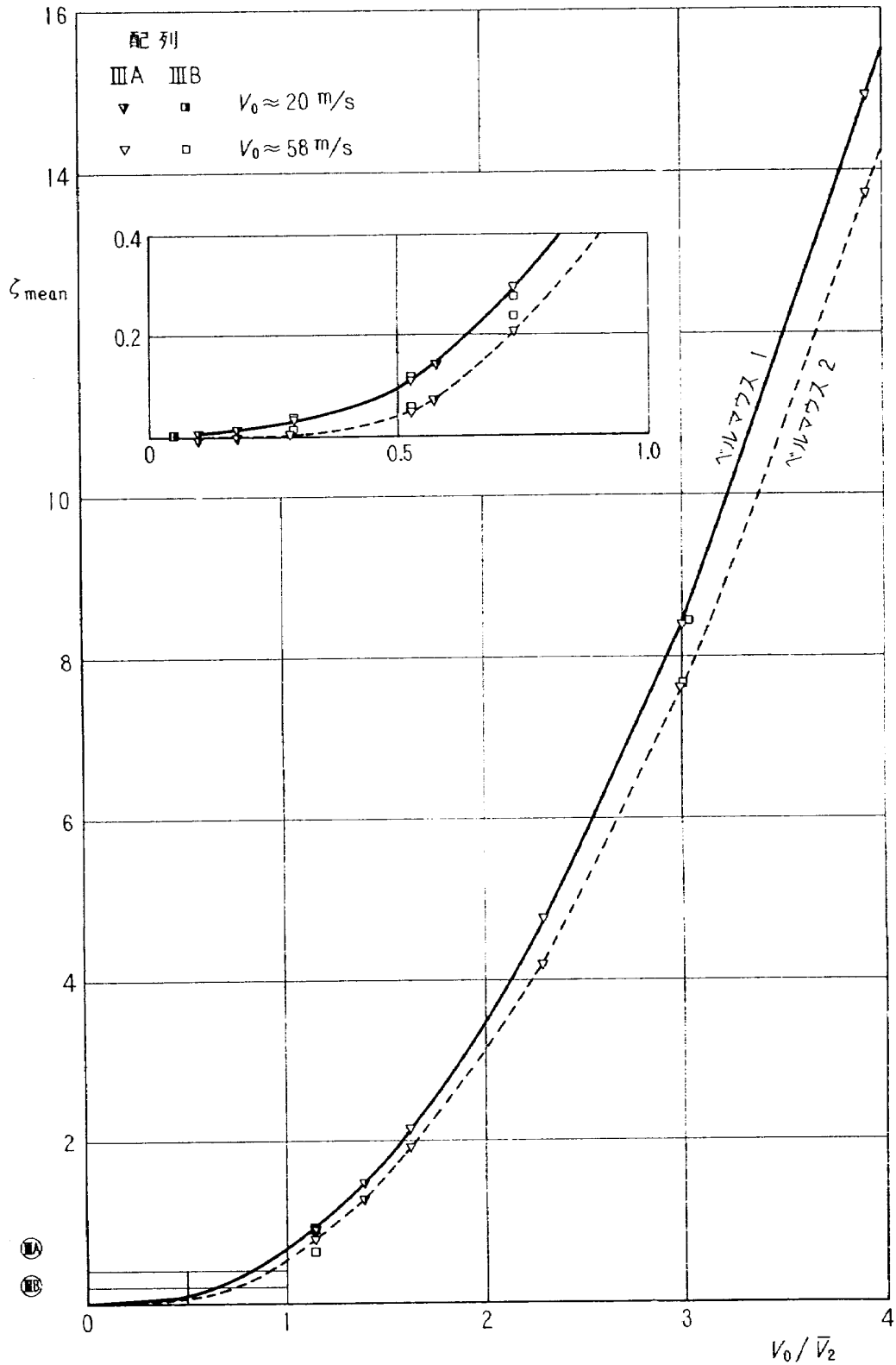


図 11-2 平均全圧損失係数 (配列 III A, III B)

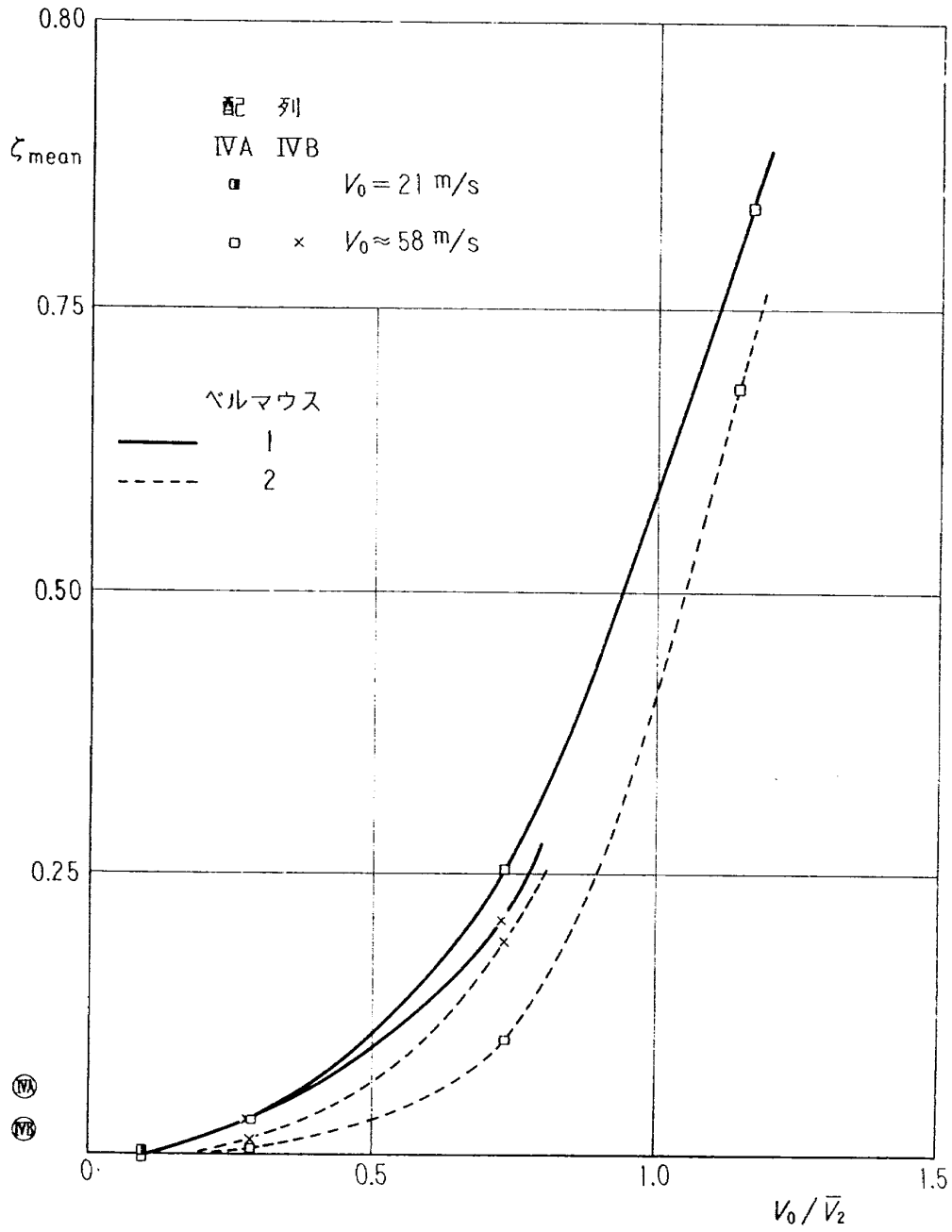


図 11-3 平均全圧損失係数 (配列 IVA, IVB)

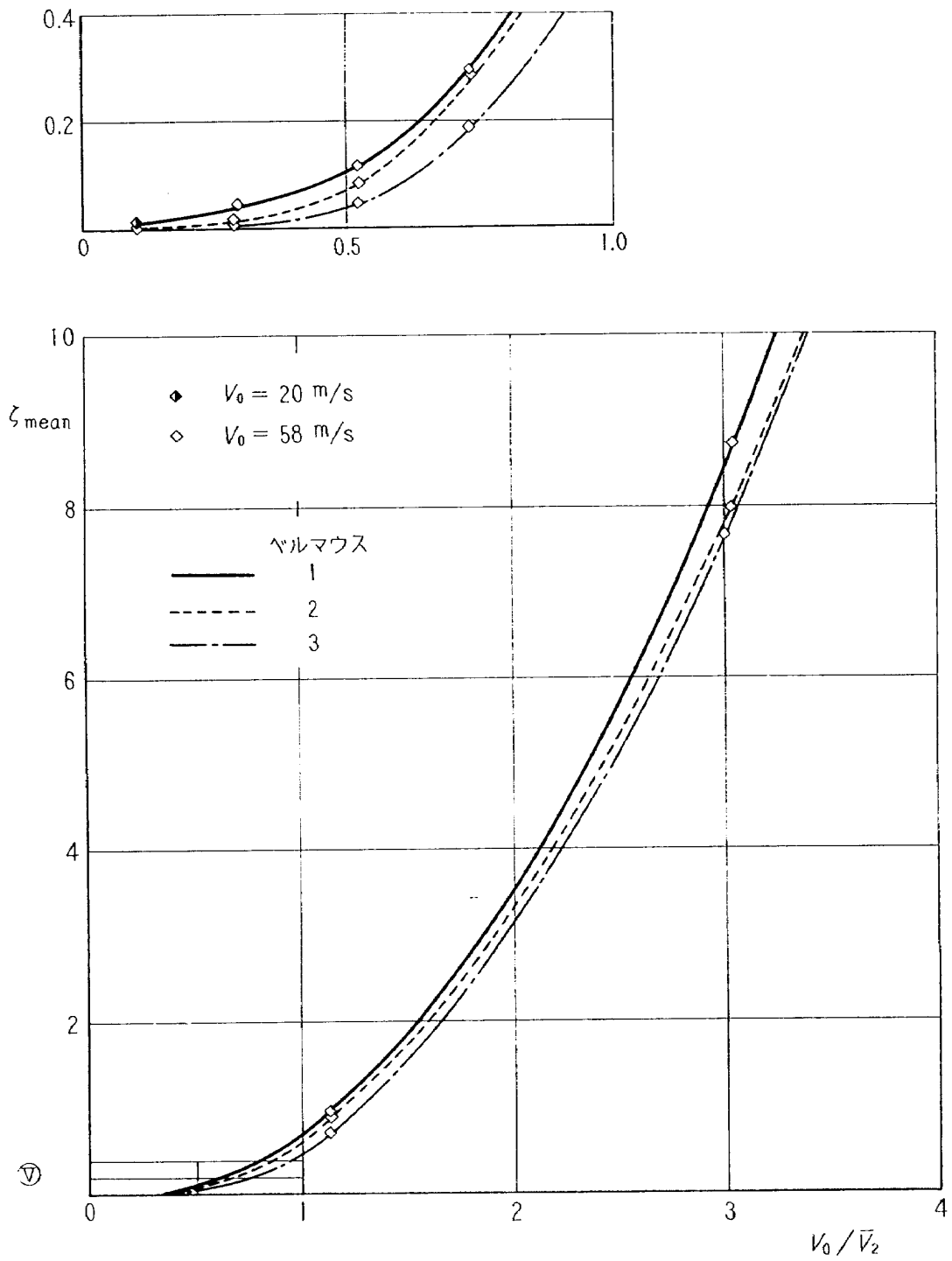
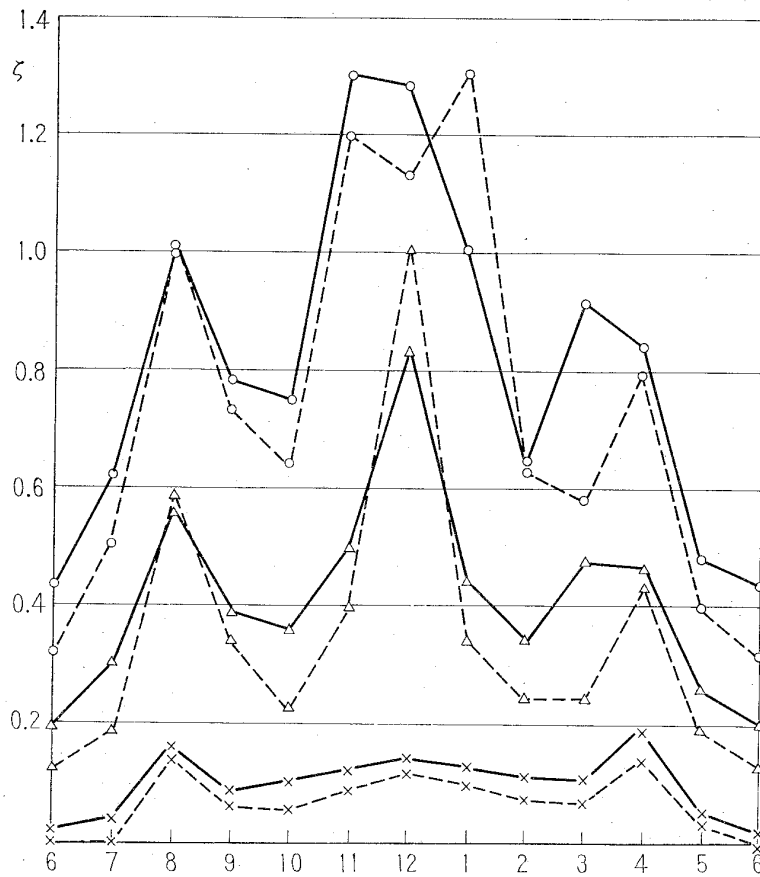
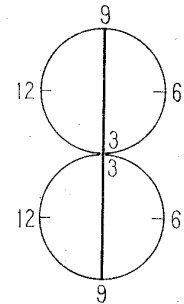


図 11-4 平均全圧損失係数 (配列V)



$V_0 = 58 \text{ m/s}$

	V_0/\bar{V}_2	ζ_{mean}	ΔP_{mean}
{ ———— - - - - -	0.28	0.02	44.7 mmAq
	0.29	0.02	29.3
{ — x — - x -	0.52	0.10	70.2
	0.52	0.08	51.6
{ — △ — - △ -	0.88	0.43	107.0
	0.89	0.36	89.8
{ — ○ — - ○ -	1.12	0.84	130.7
	1.14	0.75	117.5



ベルマウス
 1 ————
 2 - - - - -

図 12-1(a) ζ分布 (配列II)

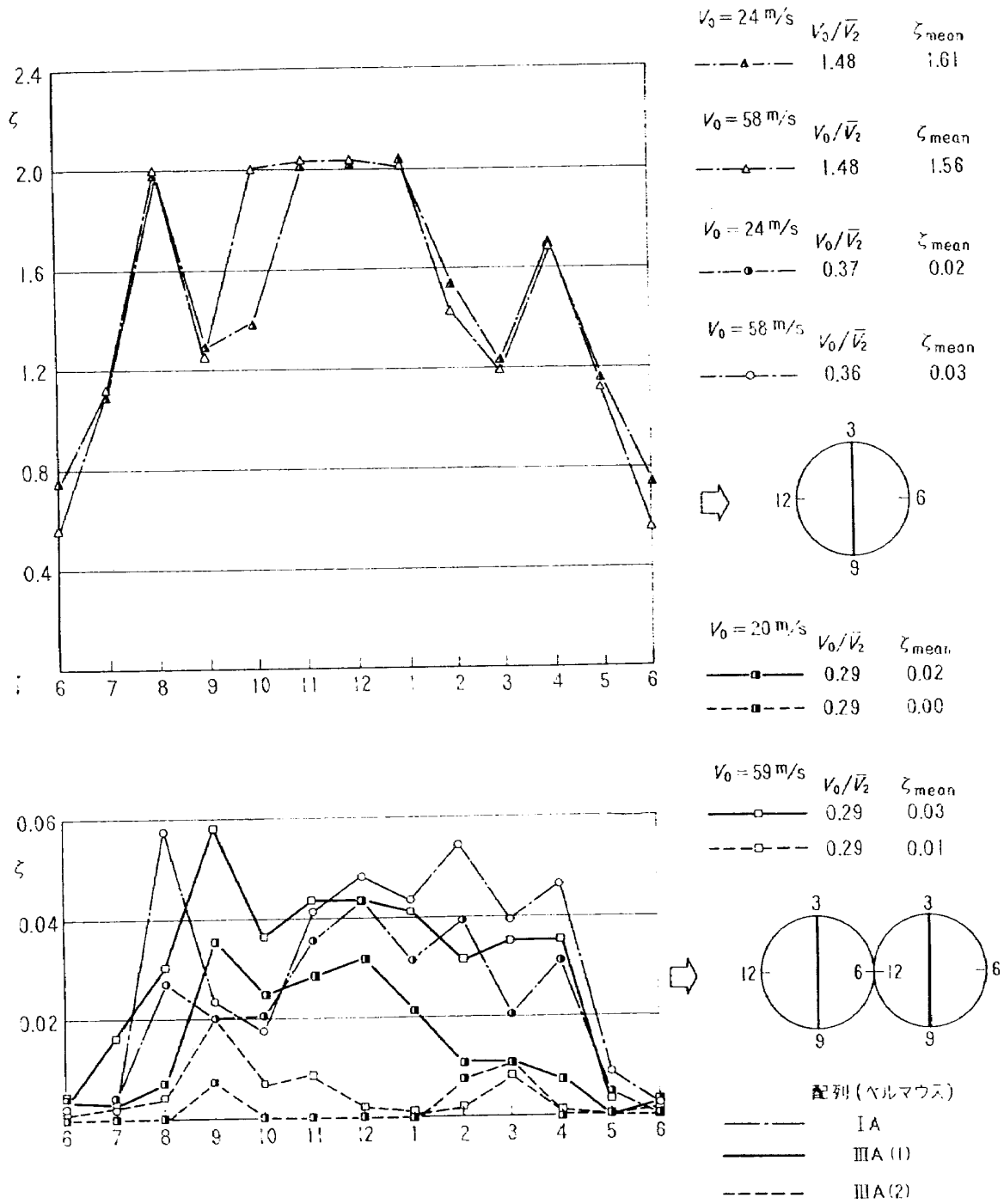


図 12-1(b) ζ分布 (配列 I A, III A)

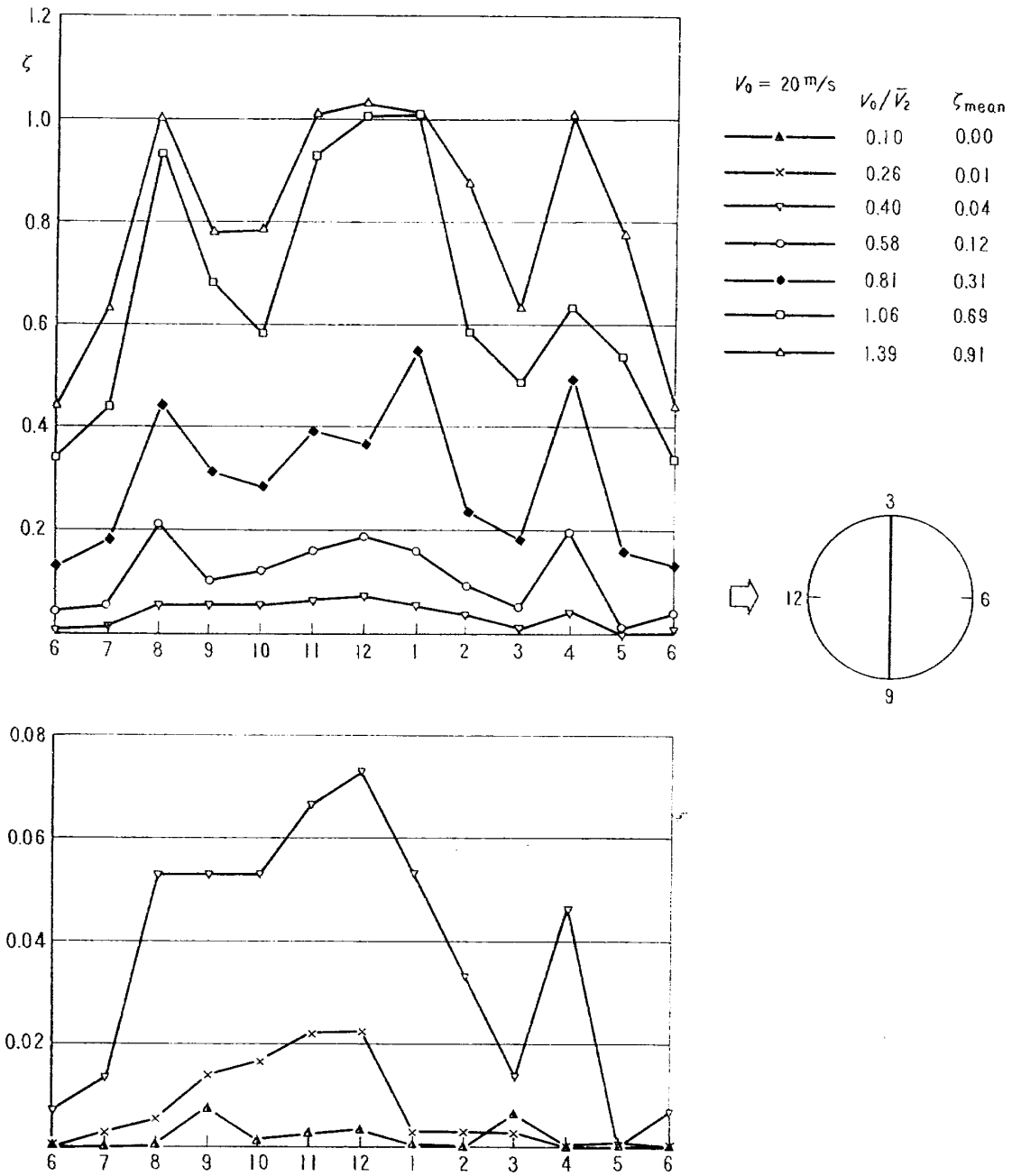


図 12-2(a) ζ分布 (配列 I A)

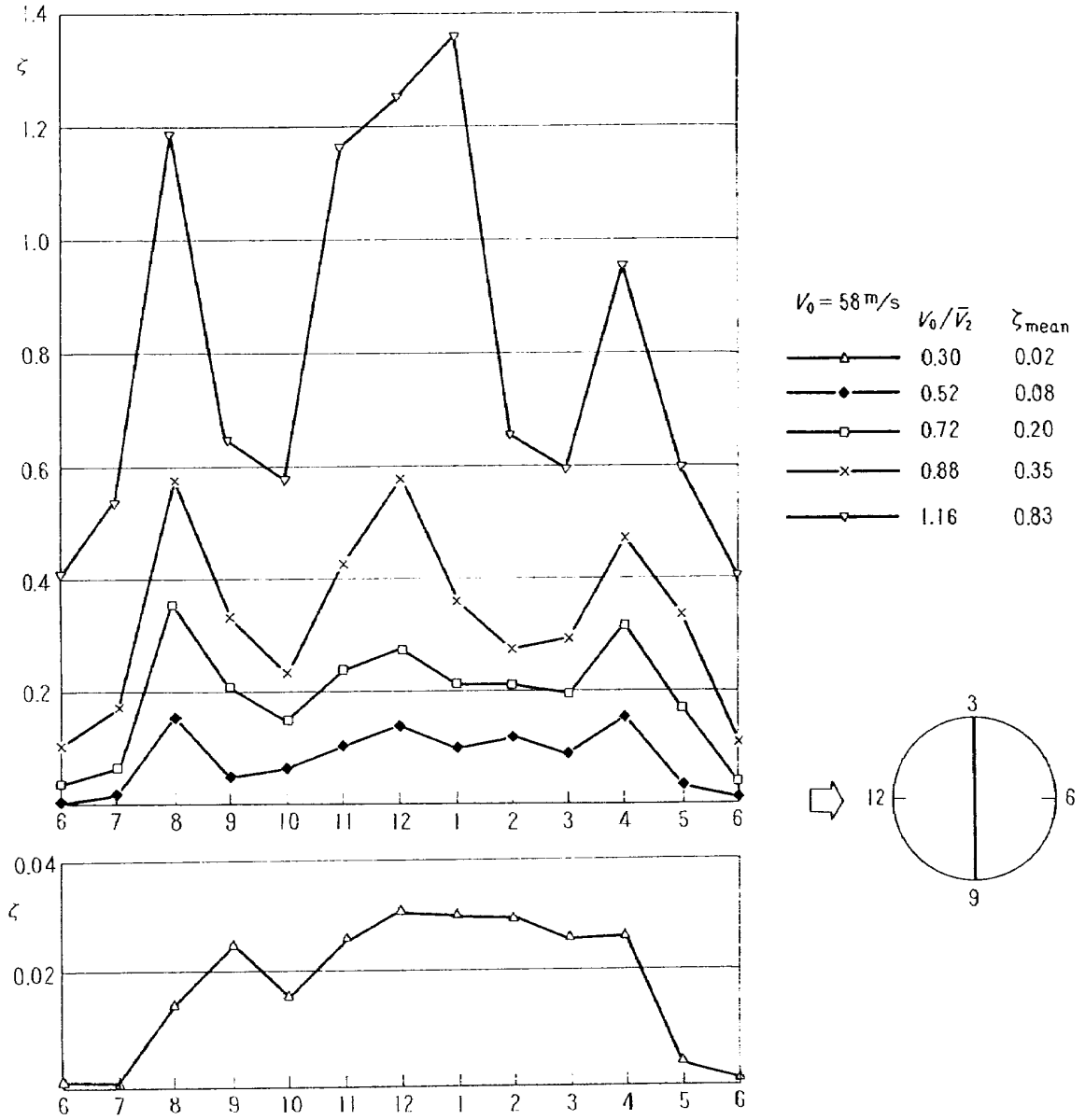


図 12-2(b) ζ 分布 (IA)

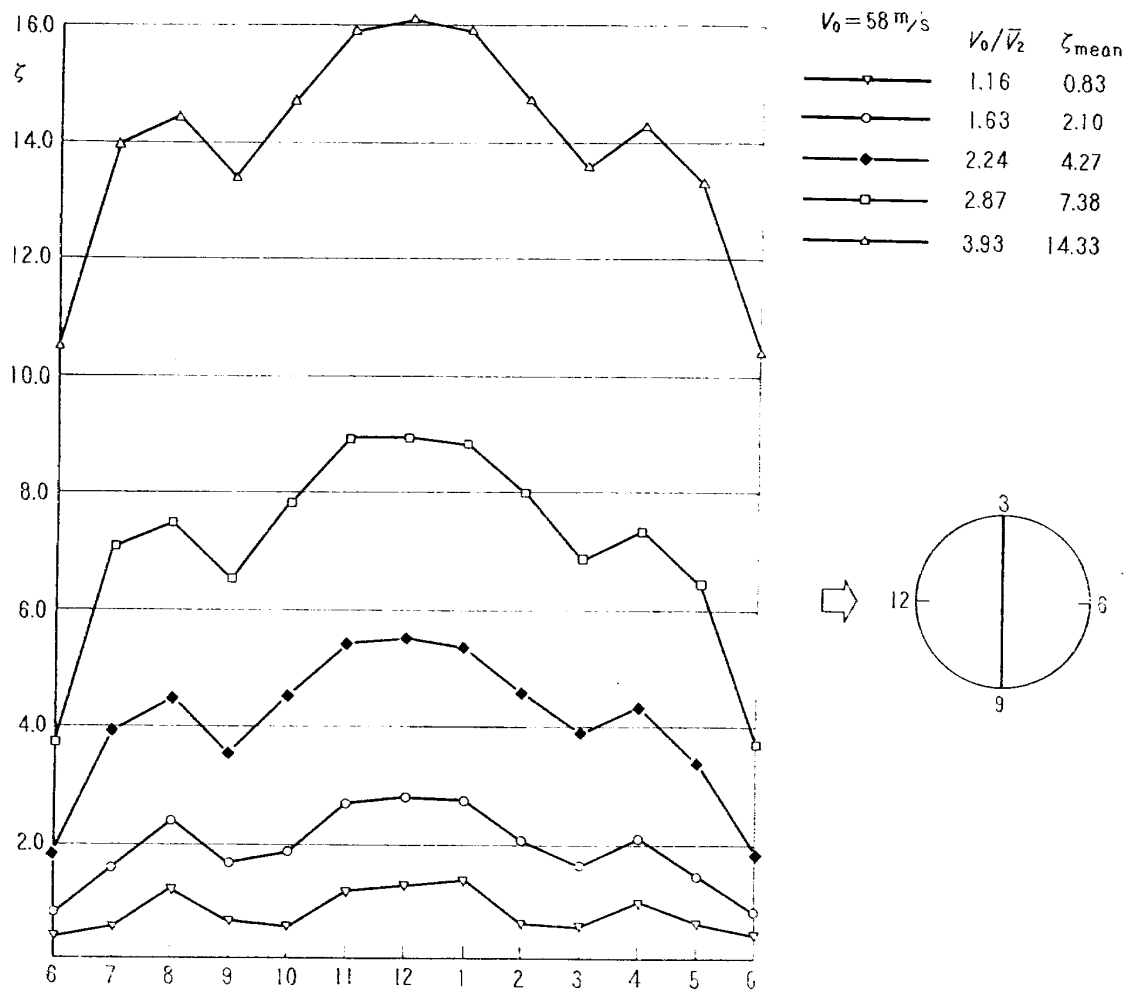


図 12-2(c) ζ分布 (IA)

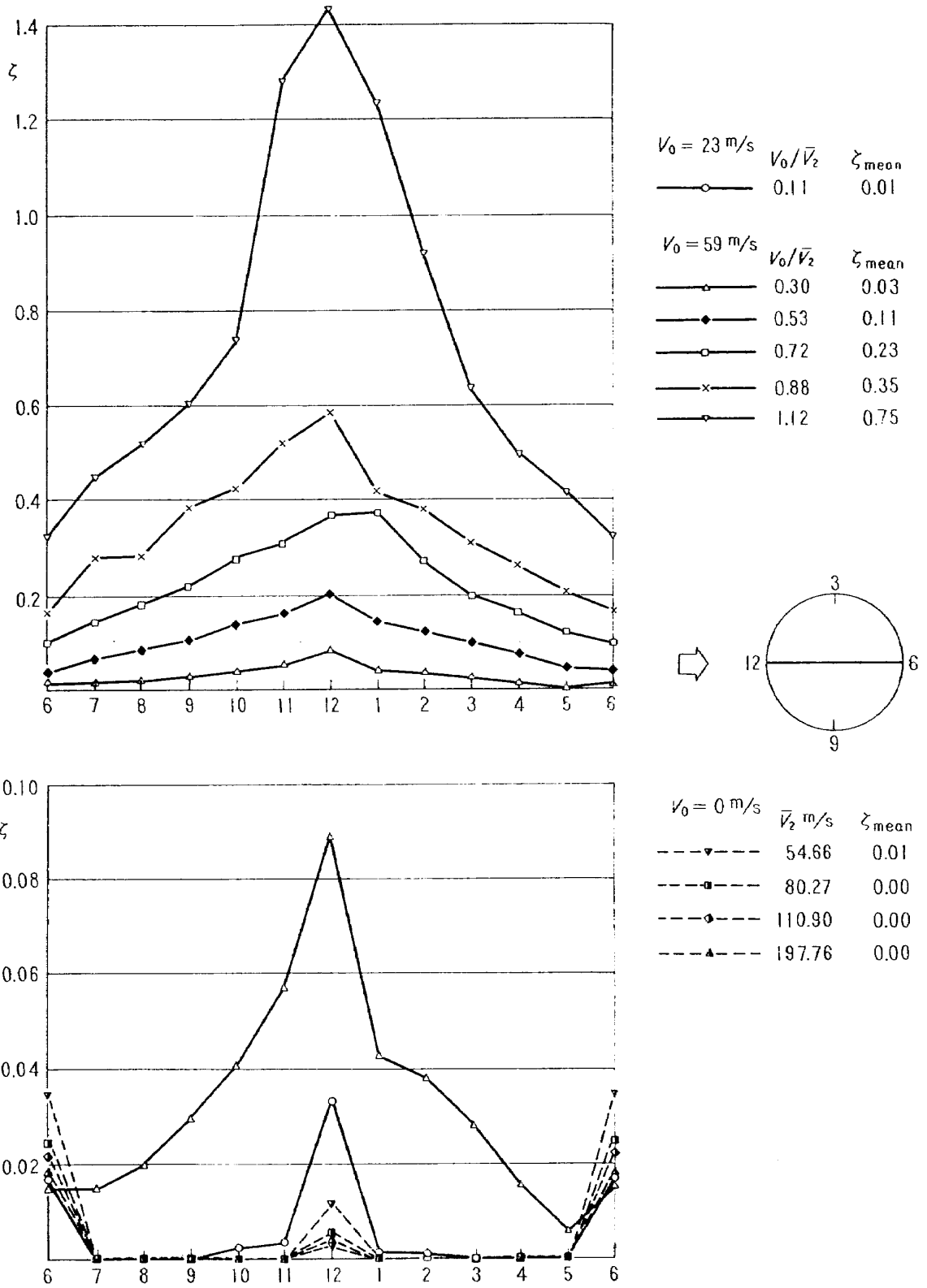


图 12-3(a) ζ 分布 (配列 I B)

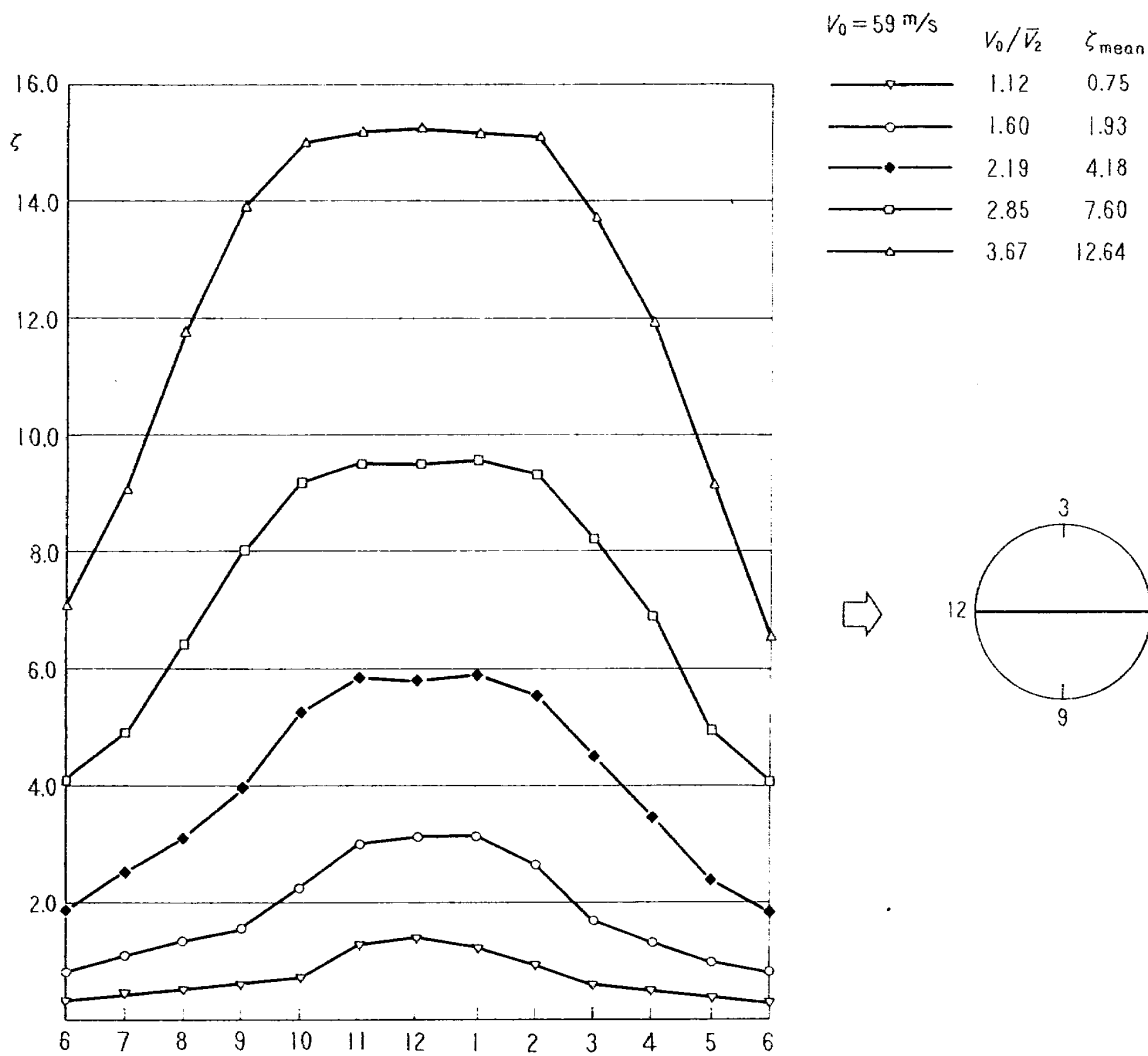


図 12-3(b) ζ分布 (I B)

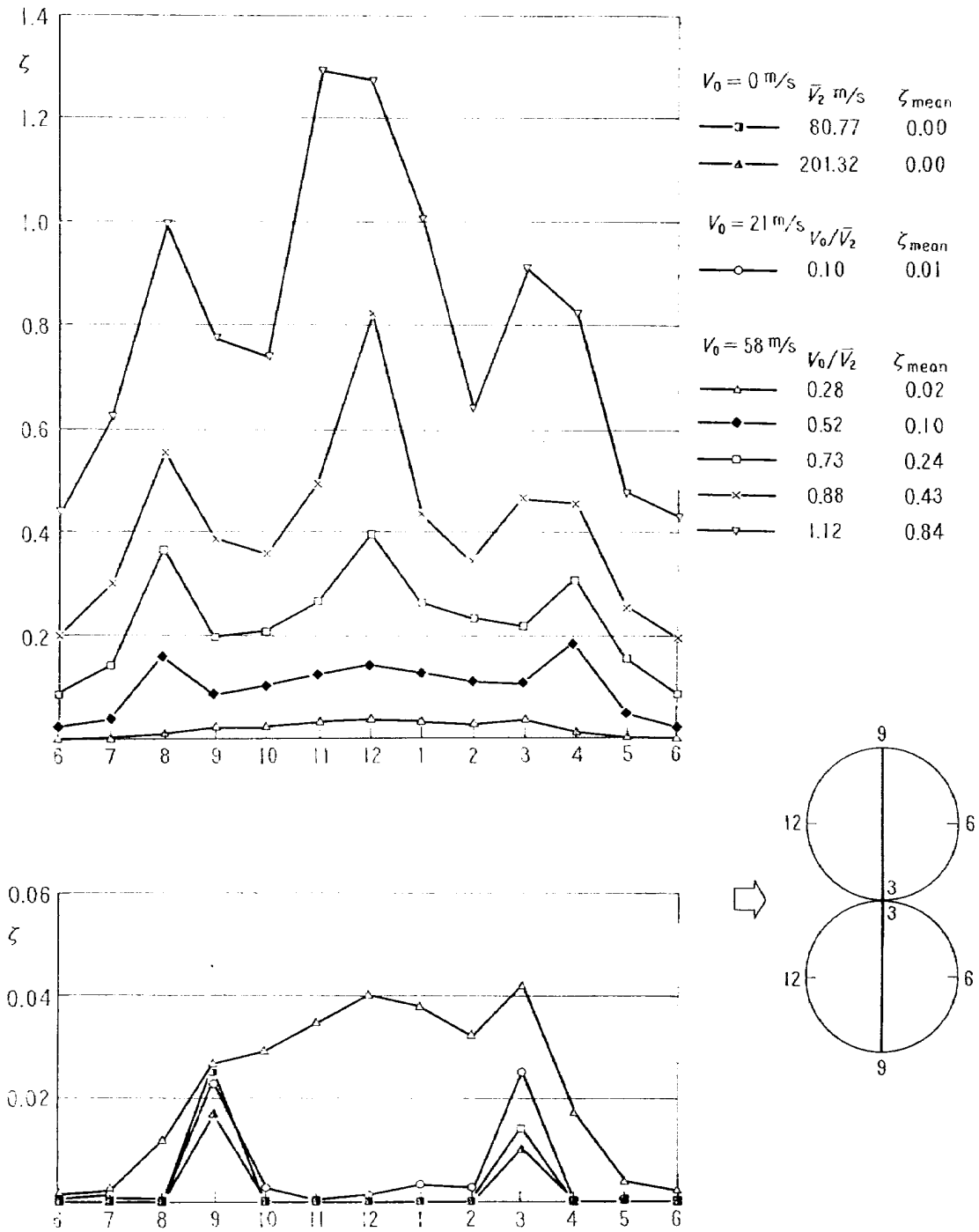


图 12-4 ζ 分布 (配列II)

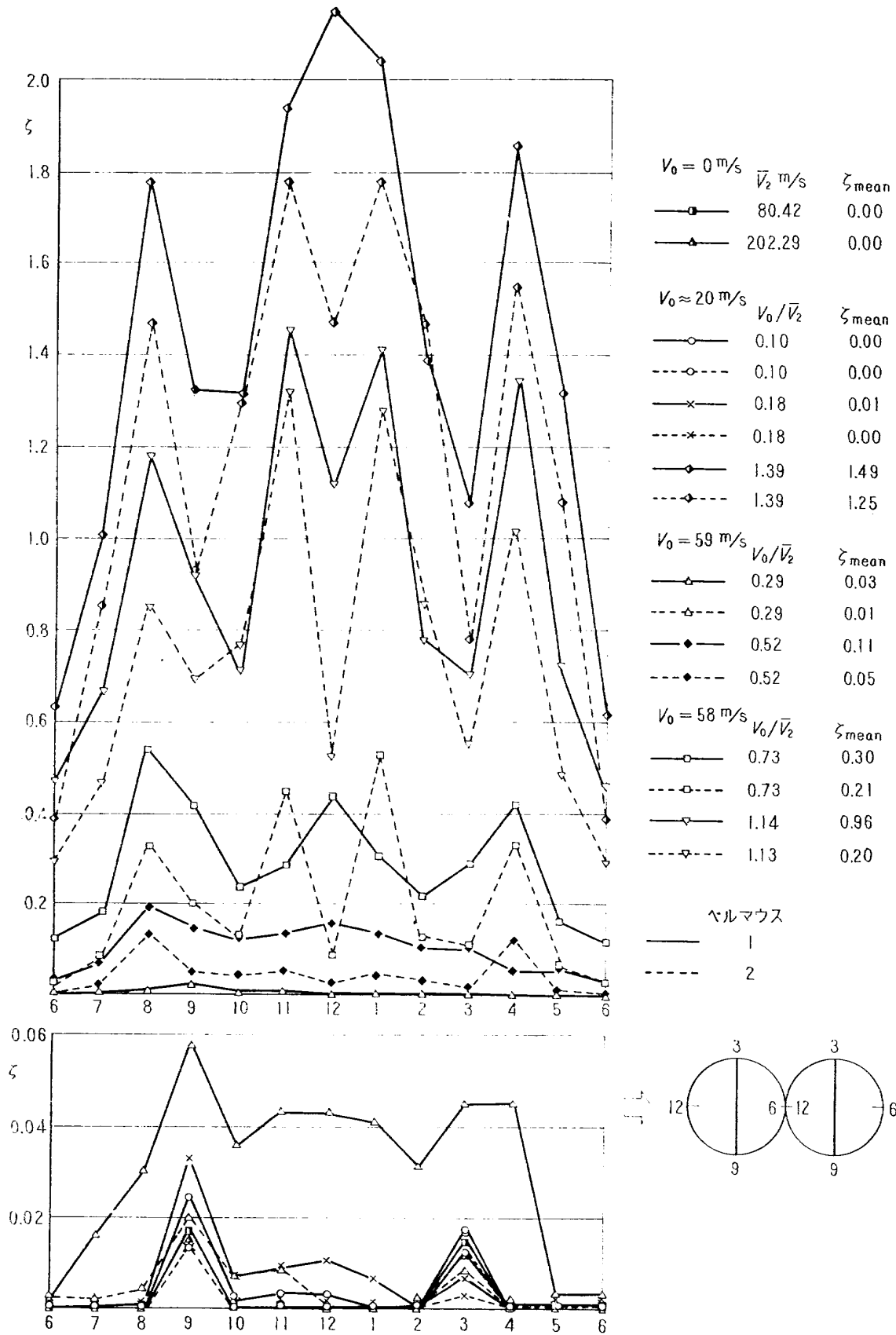


図 12-5(a) ζ 分布 (配列ⅢA)

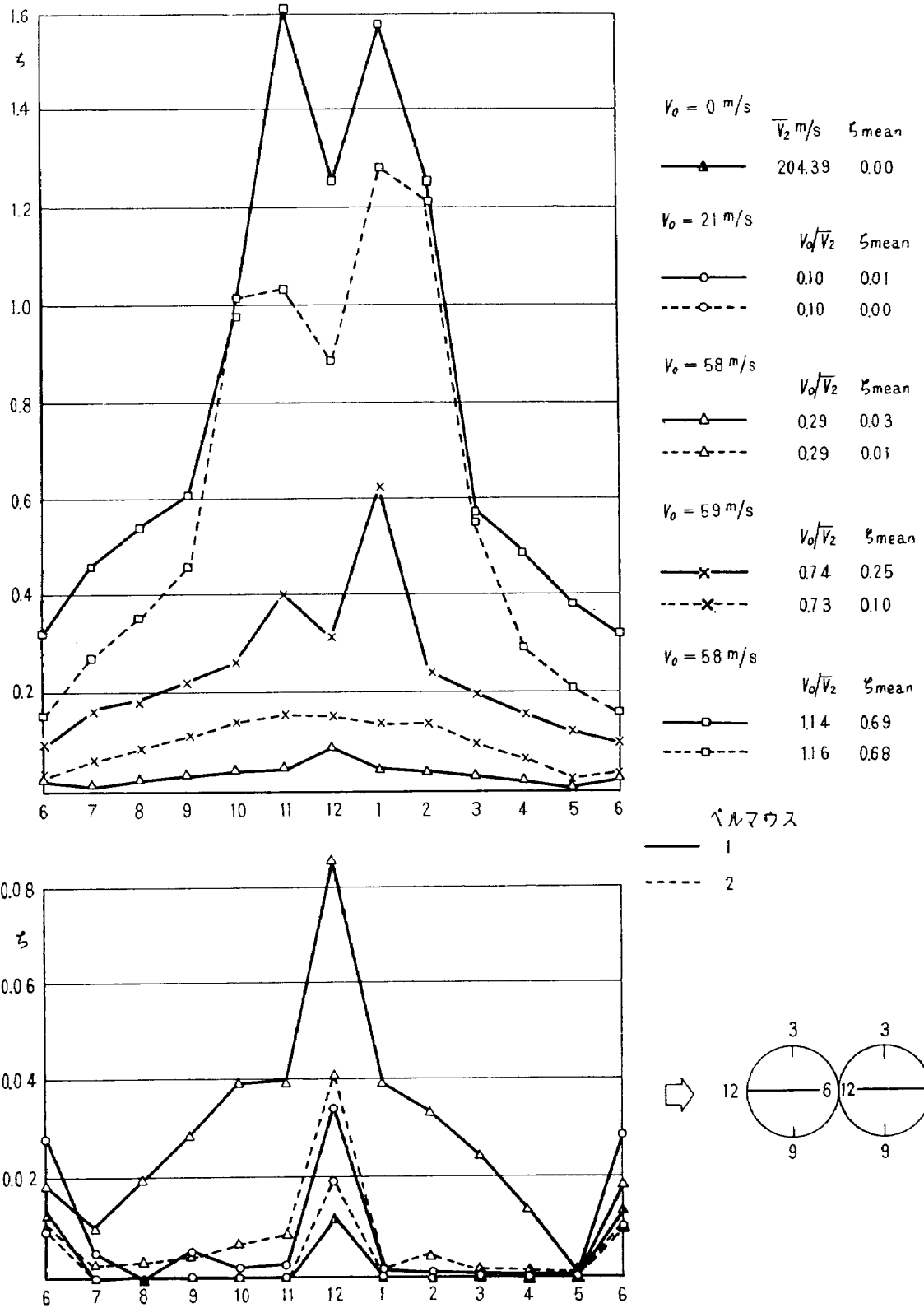


図 12-7 ζ分布 (配列 IVA)

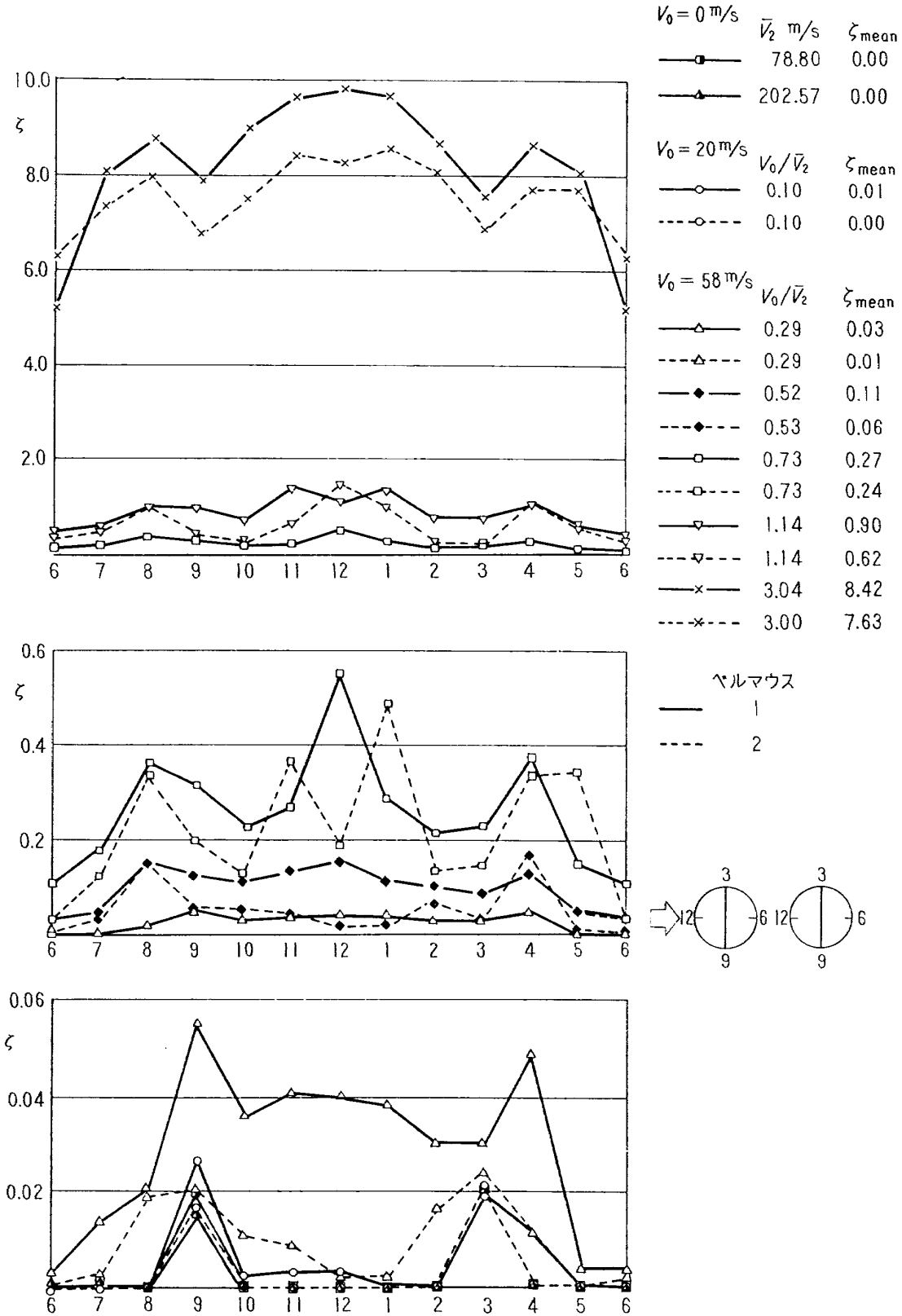


図 12-6 ζ分布 (配列ⅢB)

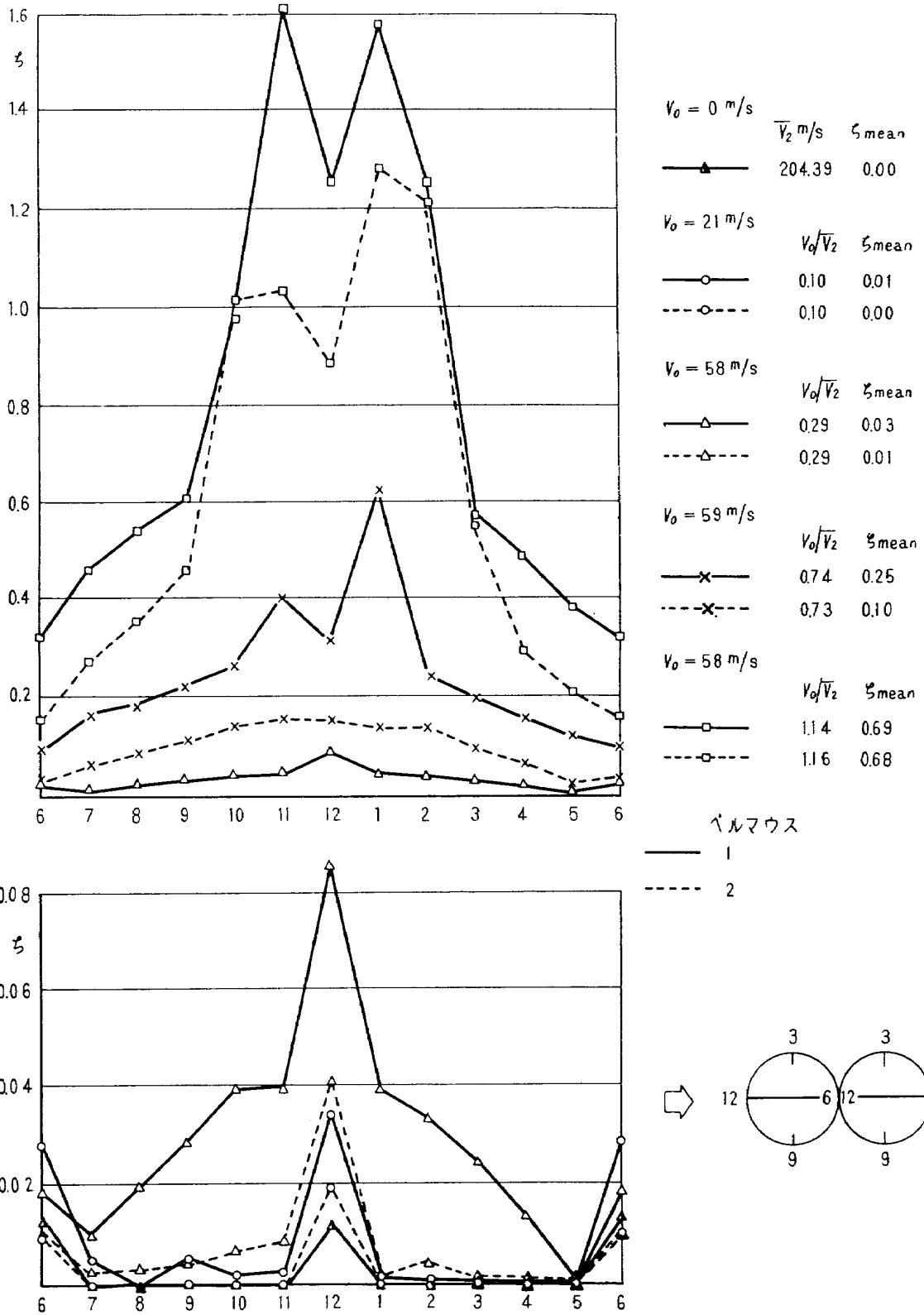


図 12-7 ζ分布 (配列 IVA)

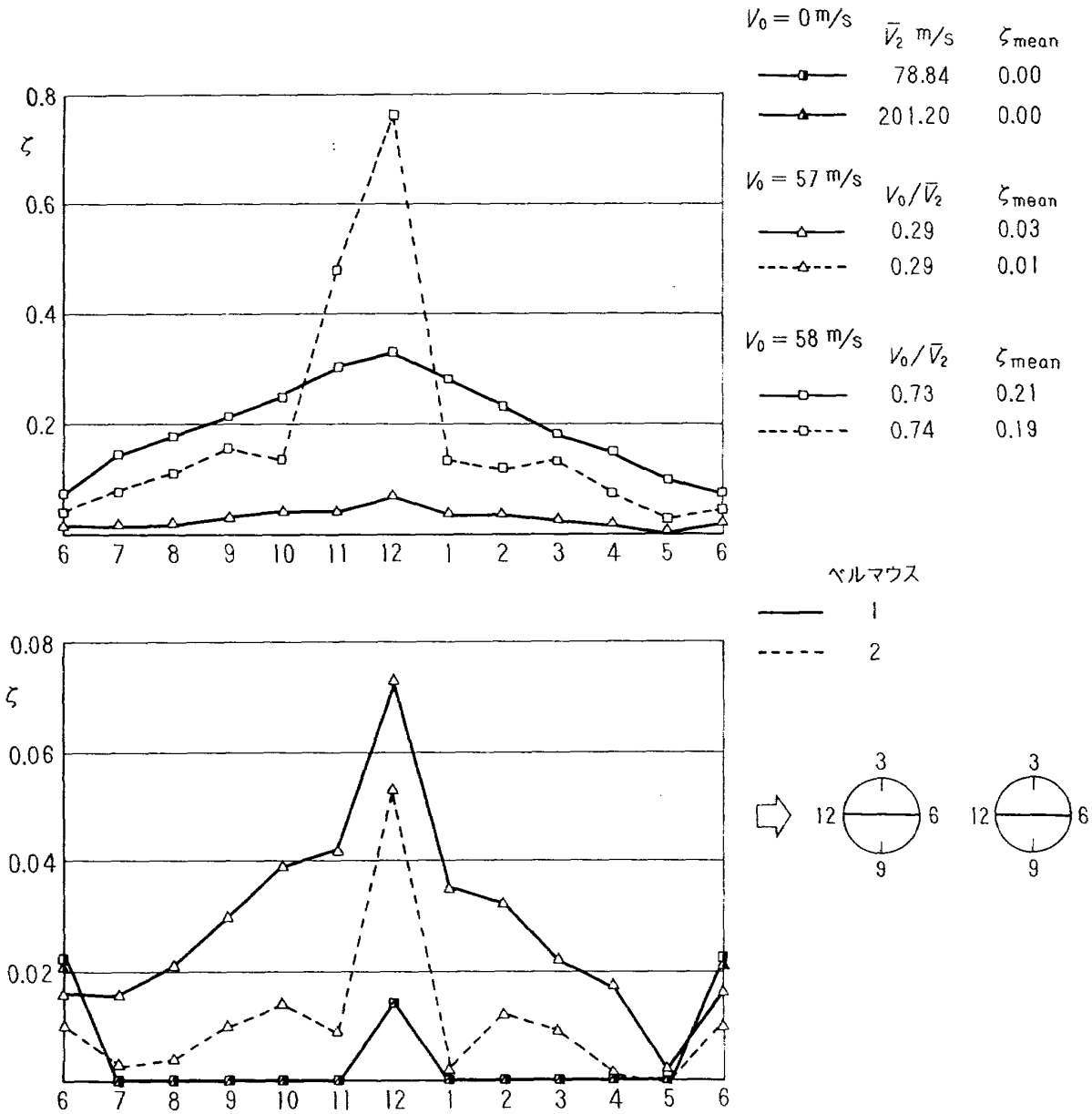


図 12-8 ζ分布 (配列 IVB)

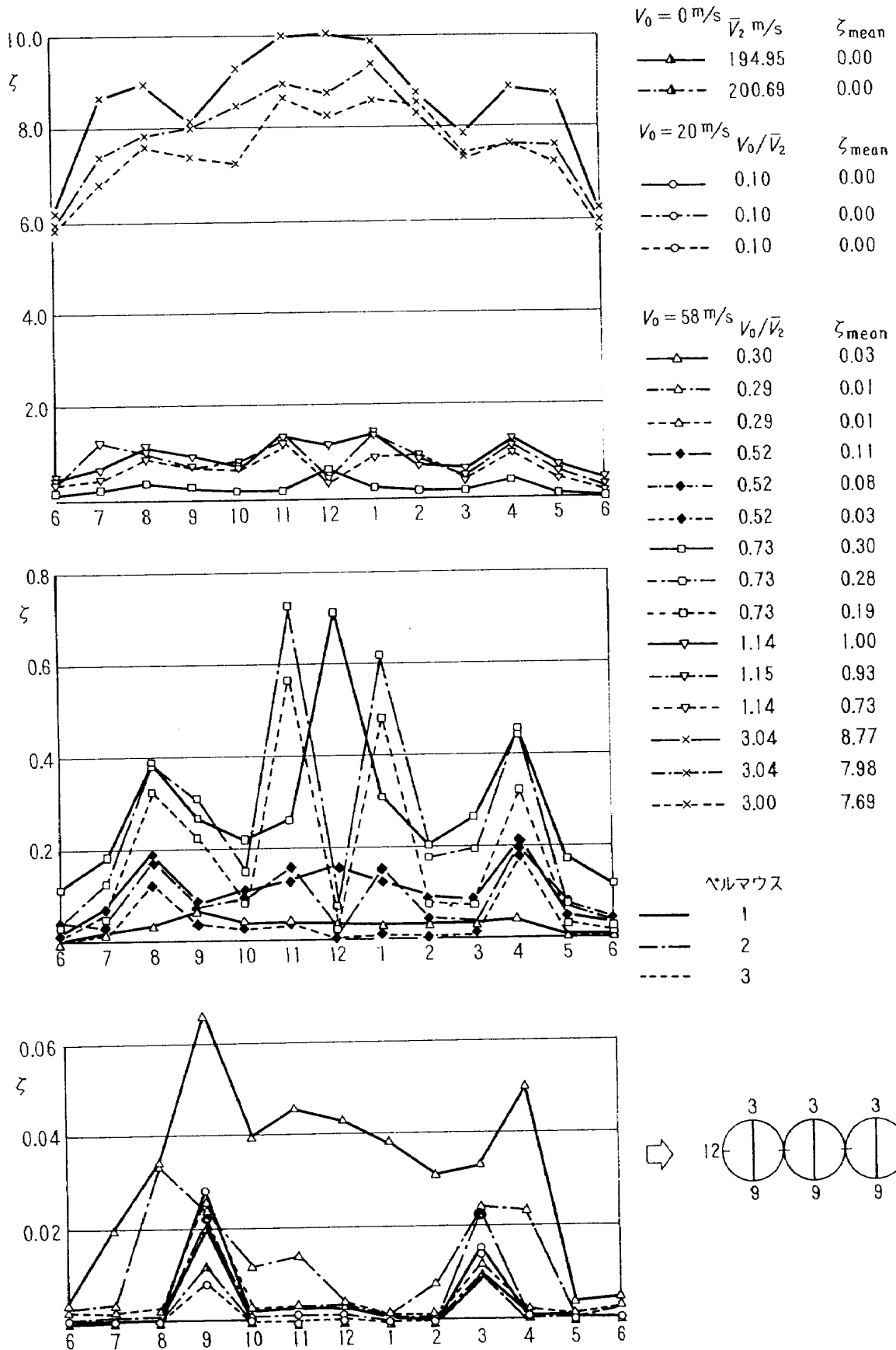


図 12-9 ζ分布 (配列V)

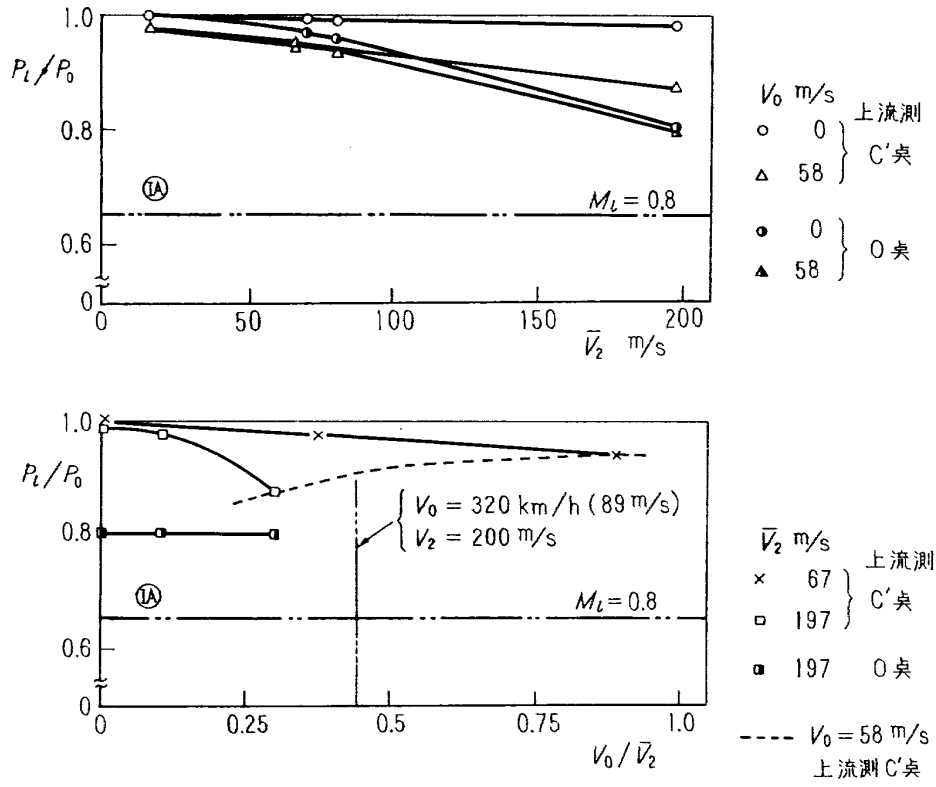


図 13-1 ベルマウス上流側静圧比較図 (配列 I A)

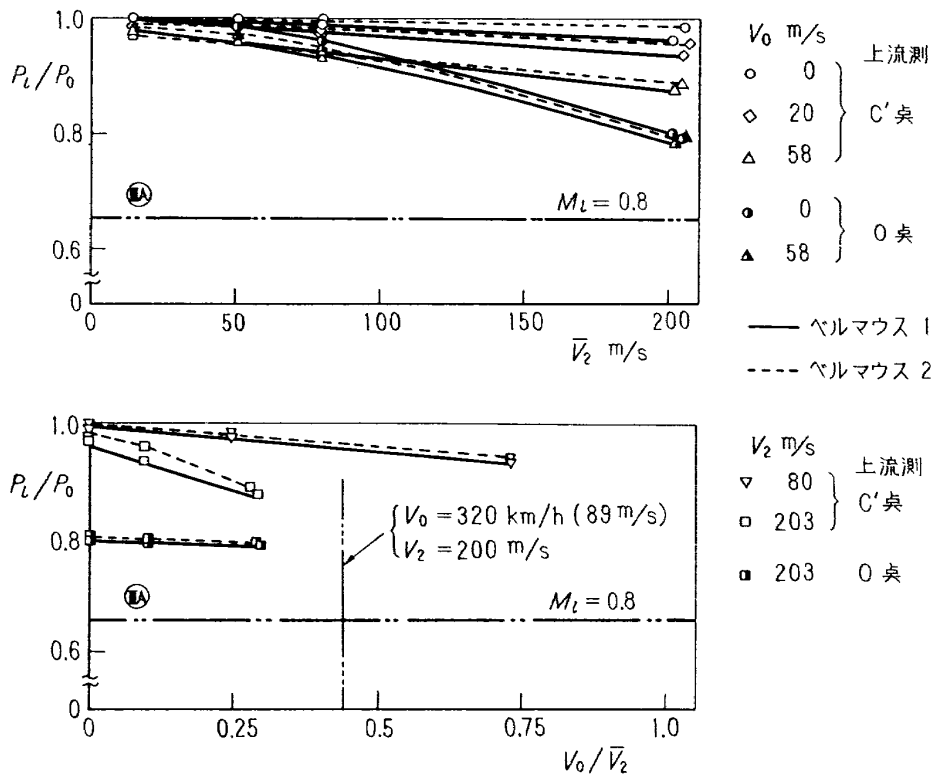


図 13-2 ベルマウス上流側静圧比較図 (配列 III A)

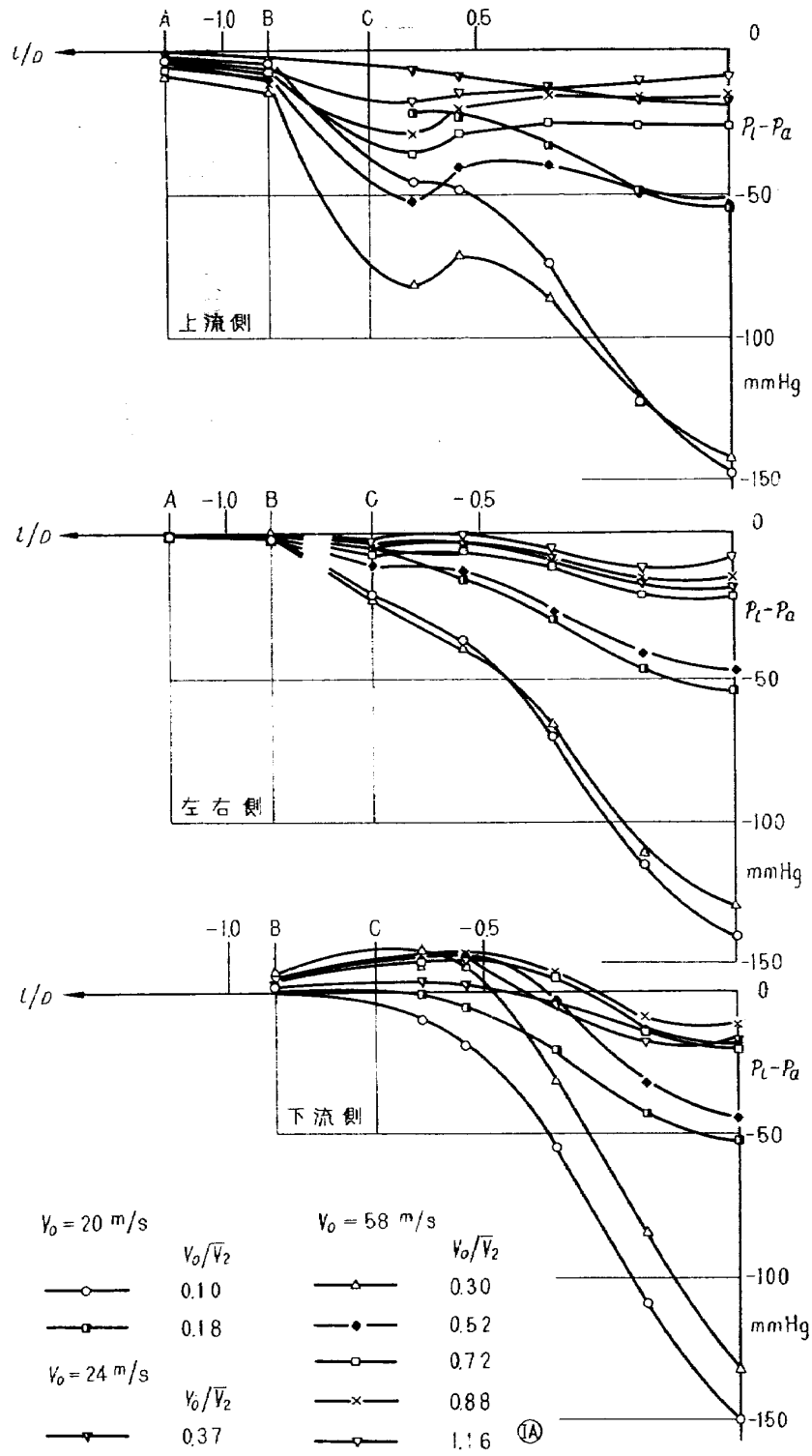


図 14-1(a) ベルマウス静圧分布 (配列 I A)

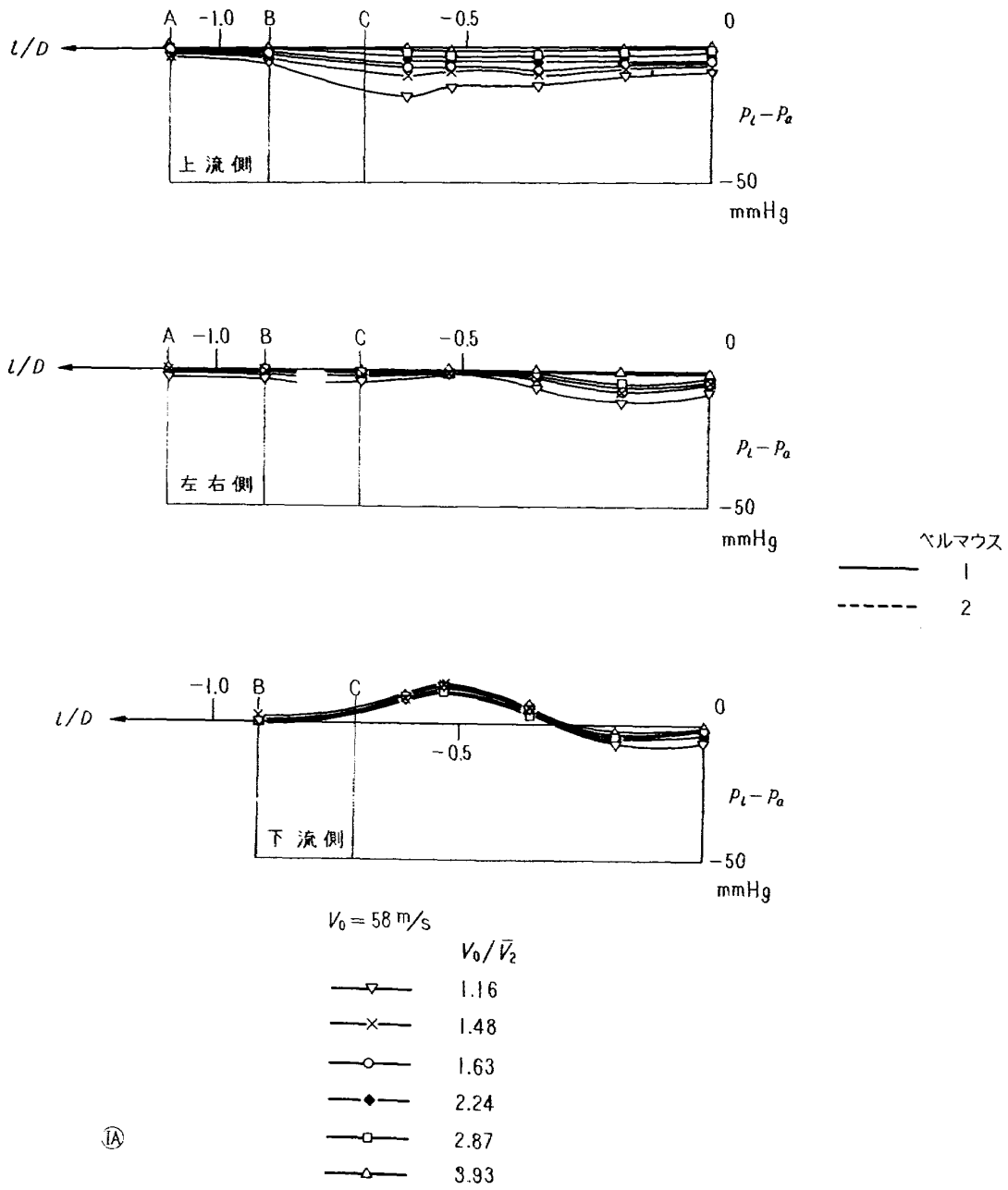


図 14-1(b) ベルマウス静圧分布 (I A)

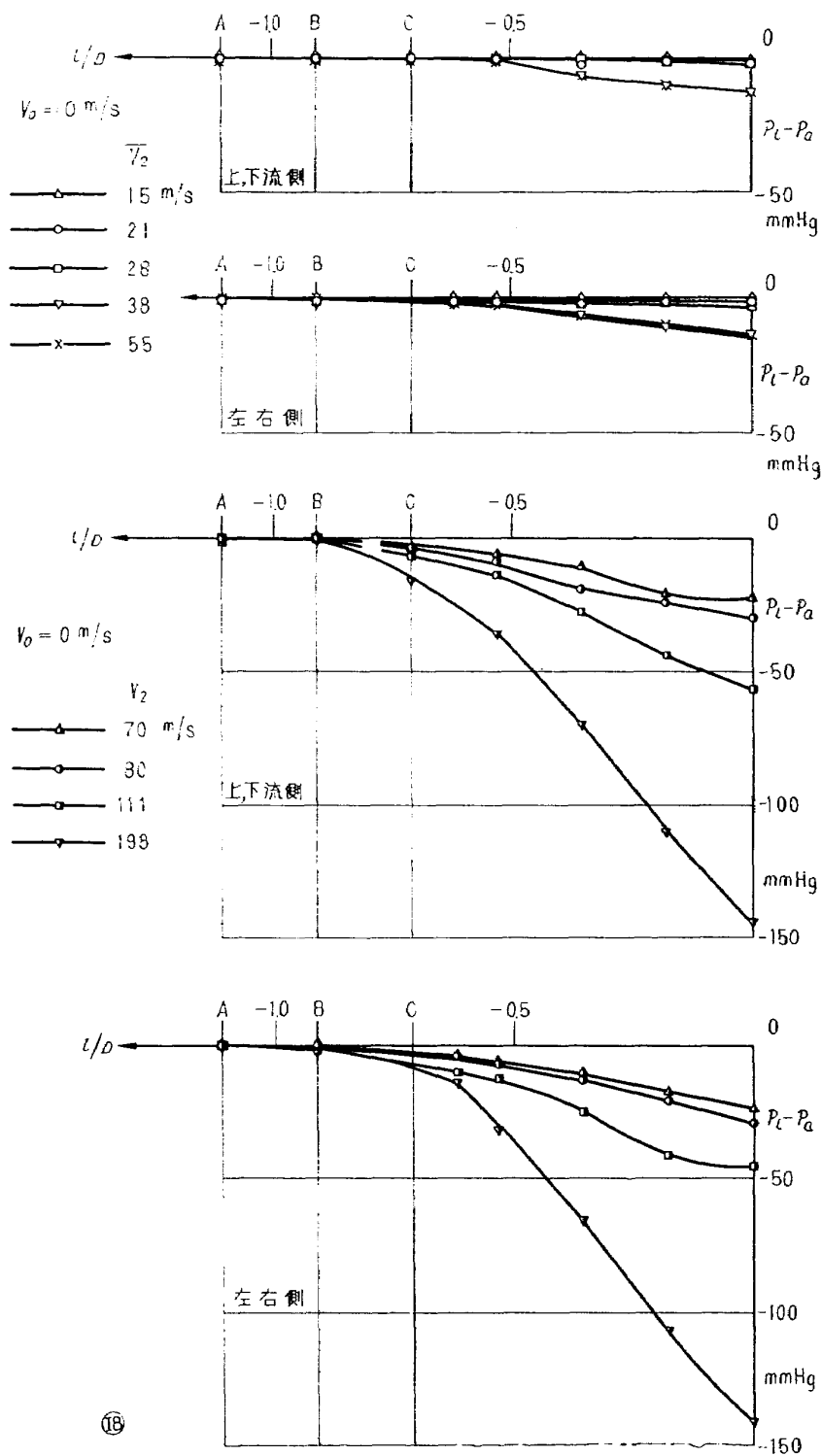


図 14-2(a) ベルマウス静圧分布 (配列 I B)

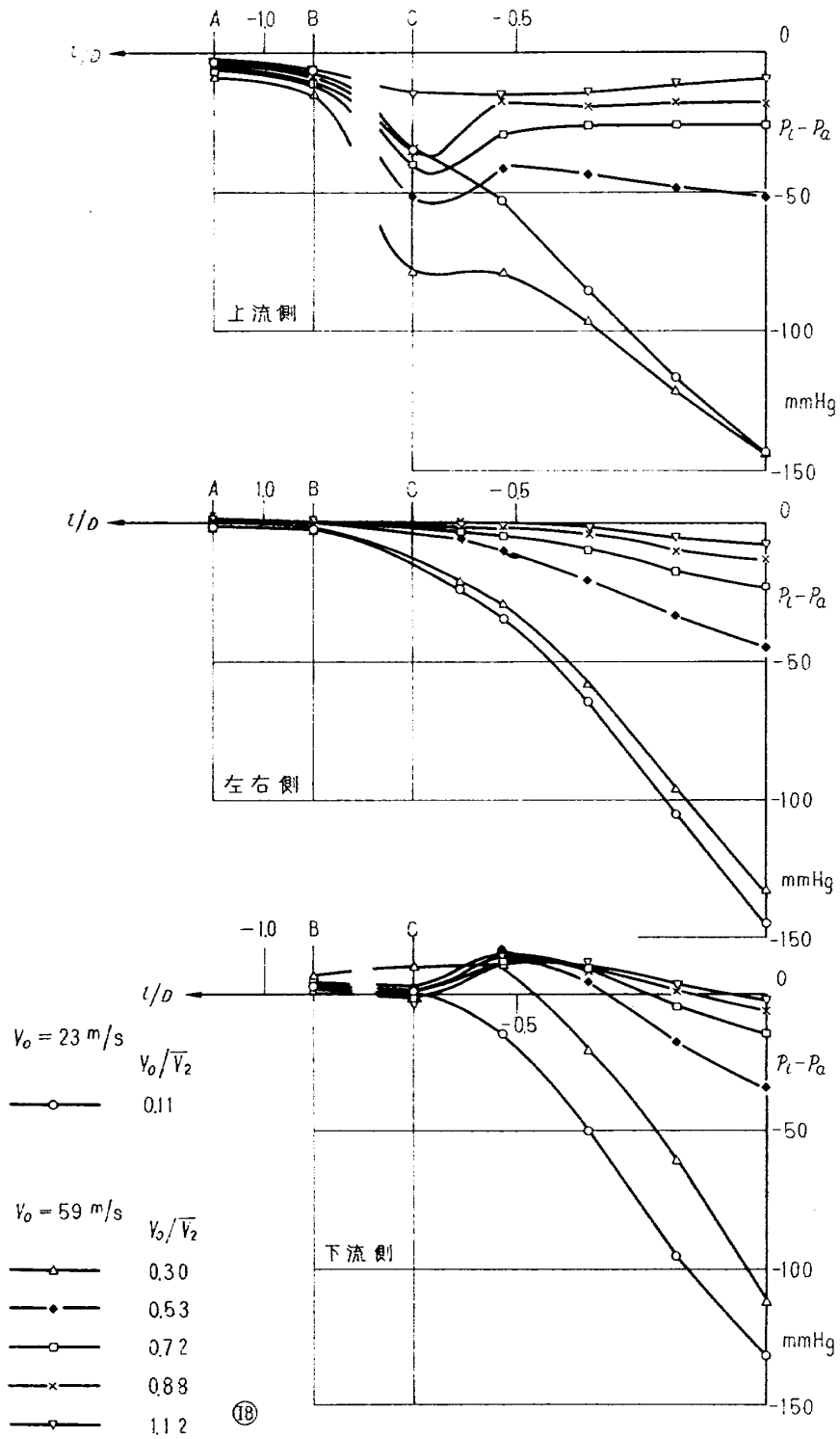


図 14-2(b) ペルマウス静圧分布 (1 B)

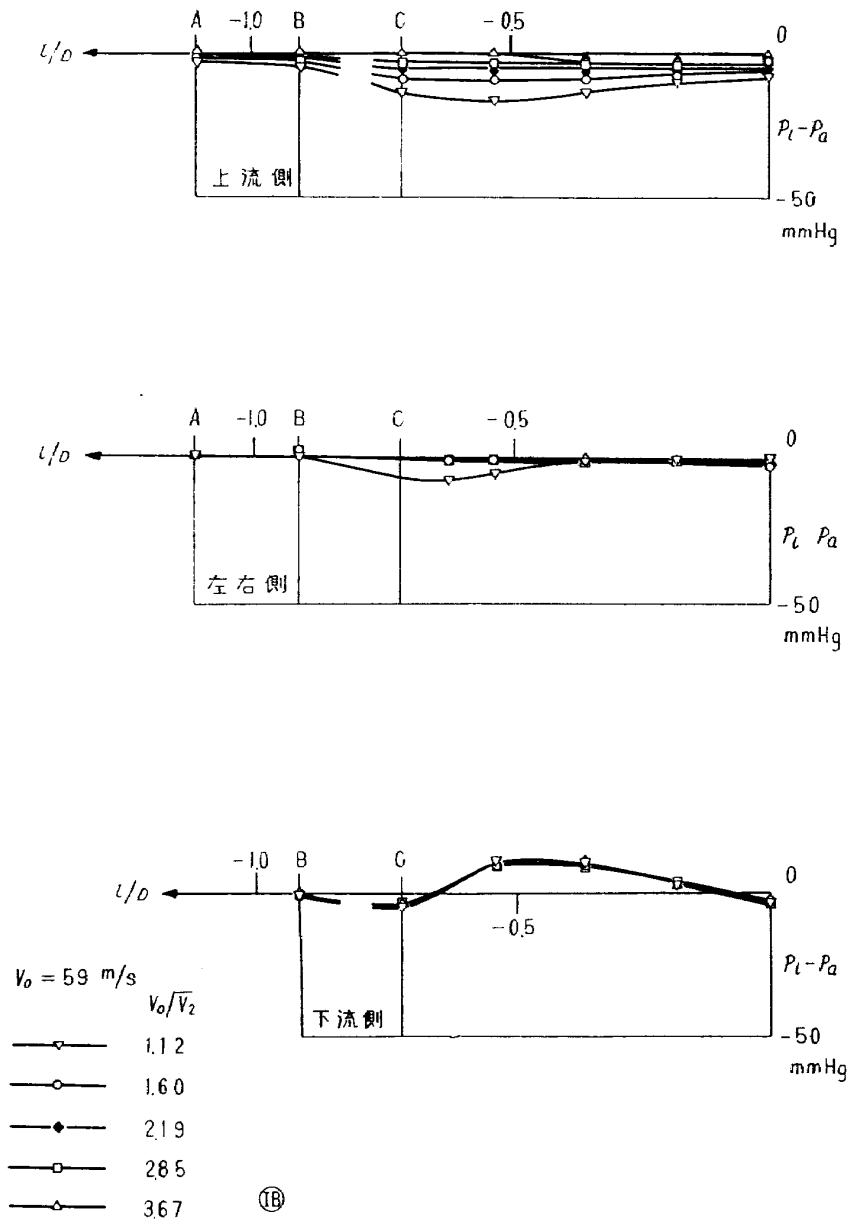
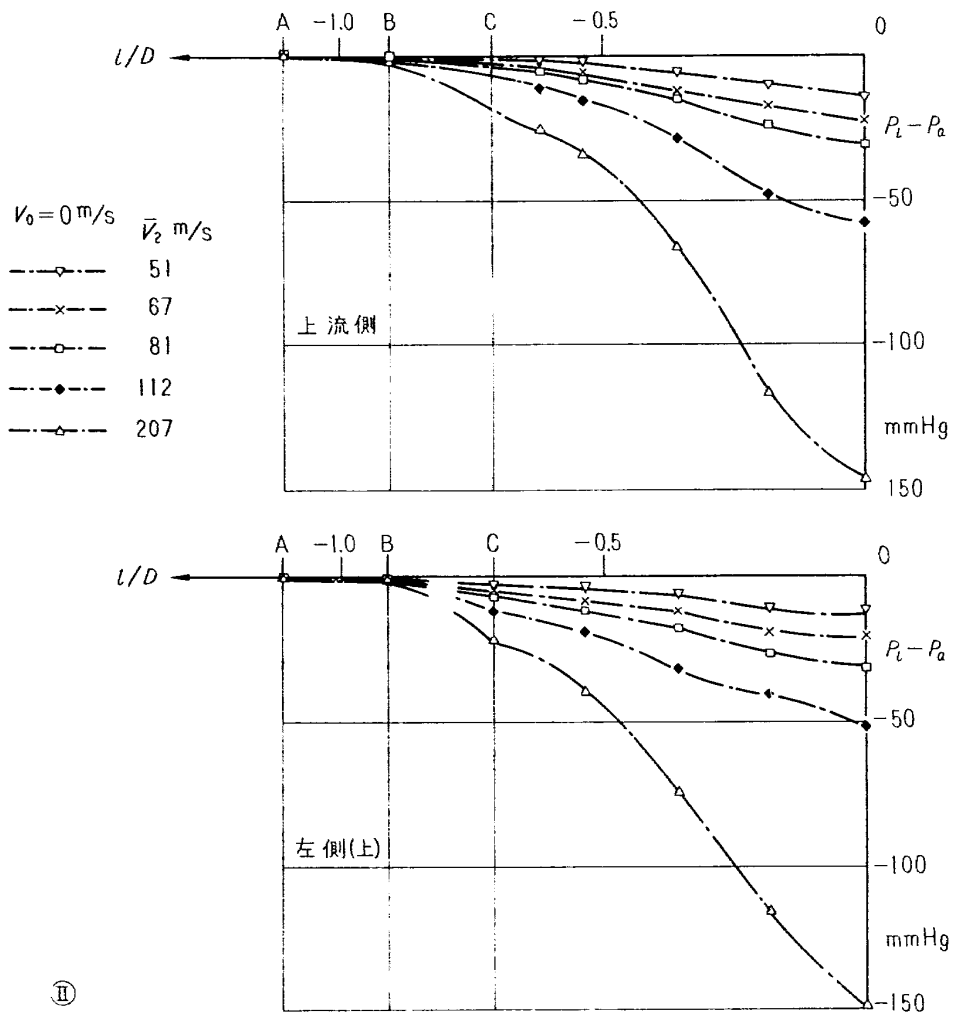
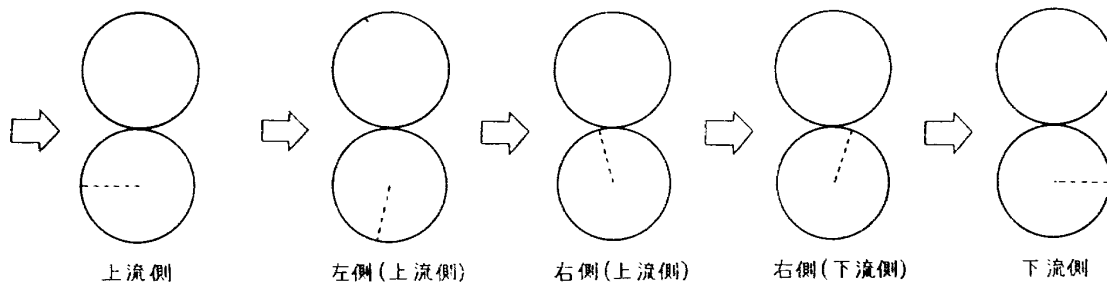


図 14-2(c) ベルマウス静圧分布 (I B)



②

図 14-3(a) ベルマウス静圧分布 (配列Ⅱ)

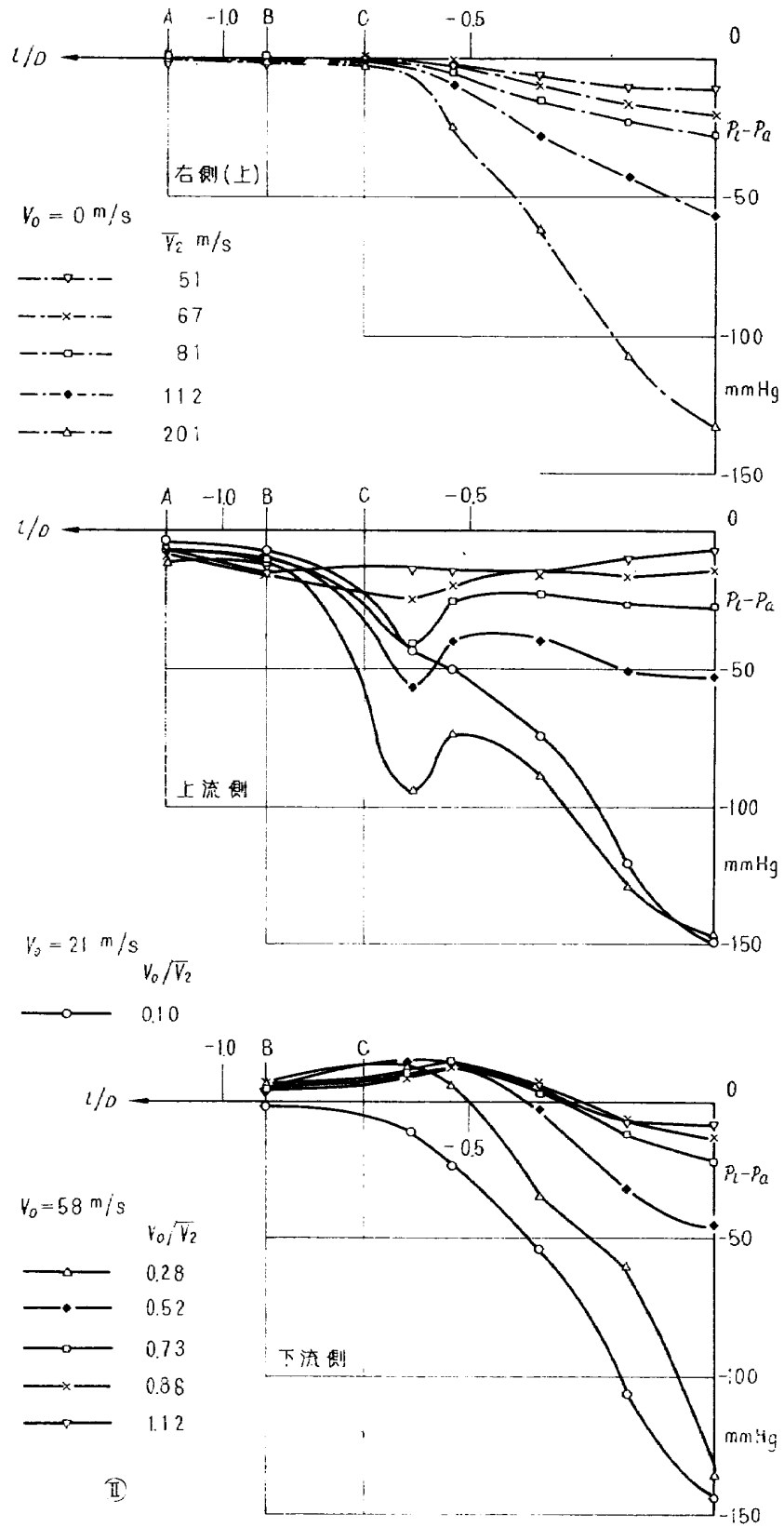


図 14-3(b) ベルマウス静圧分布 (II)

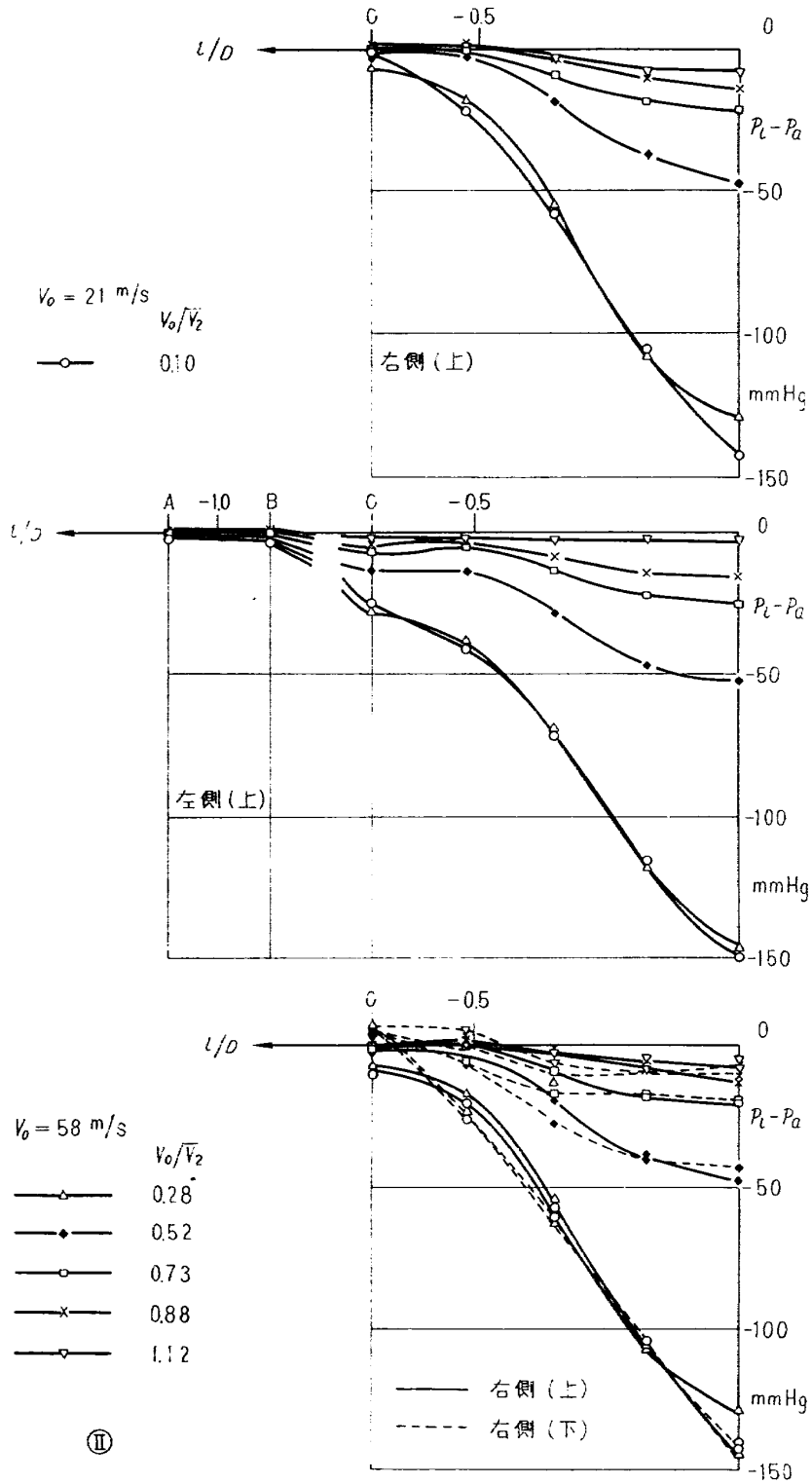


図 14-3(c) ベルマウス静圧分布 (II)

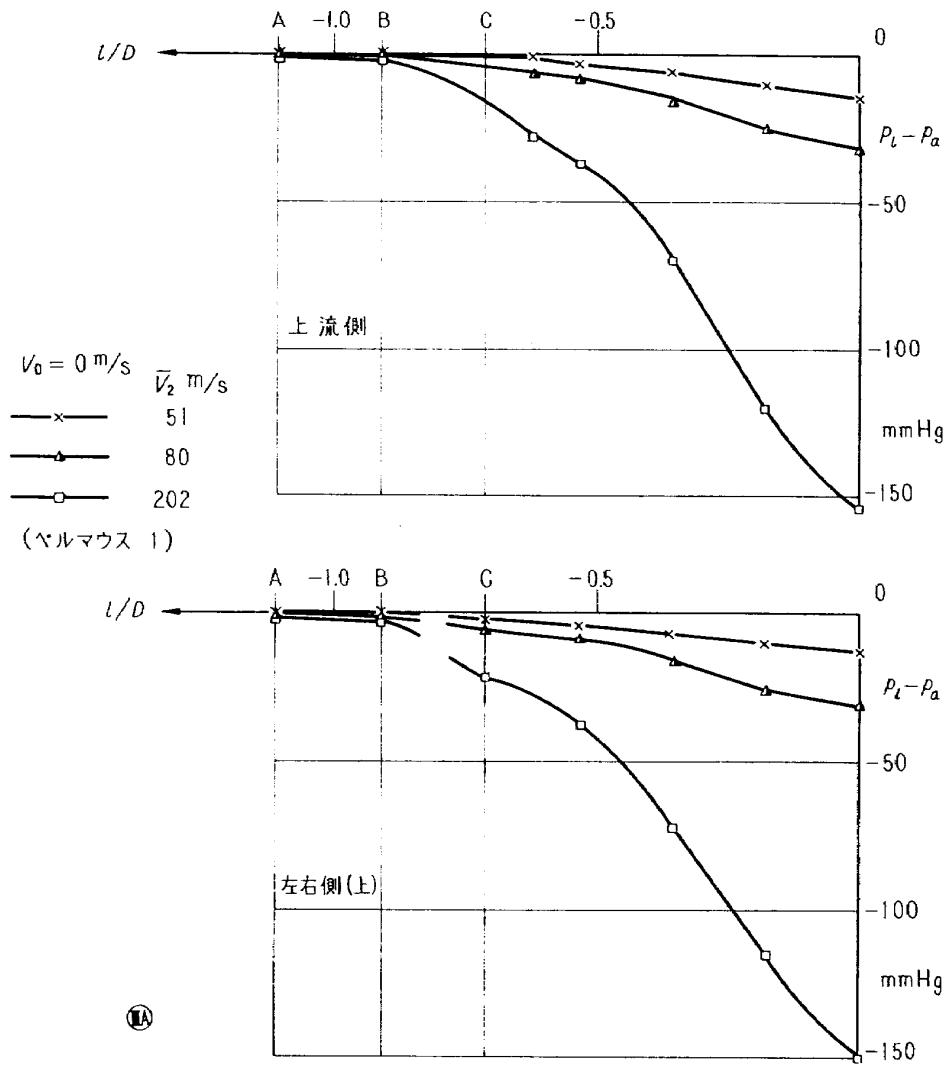
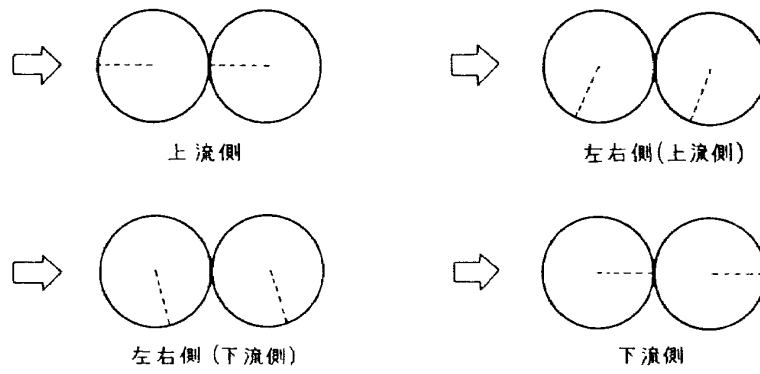


図 14-4(a) ベルマウス静圧分布 (配列ⅢA)

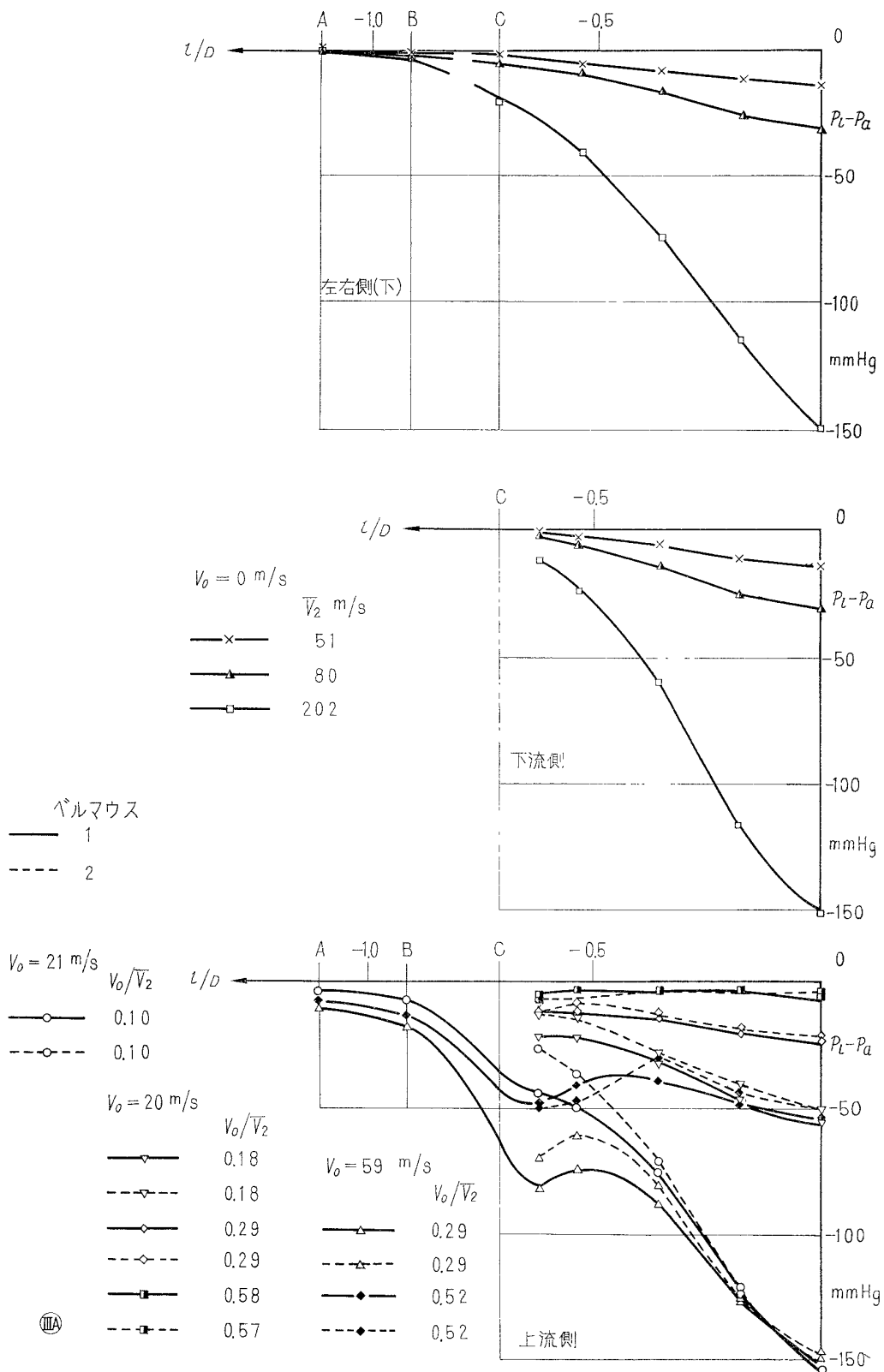


図 14-4(b) ベルマウス静圧分布 (ⅢA)

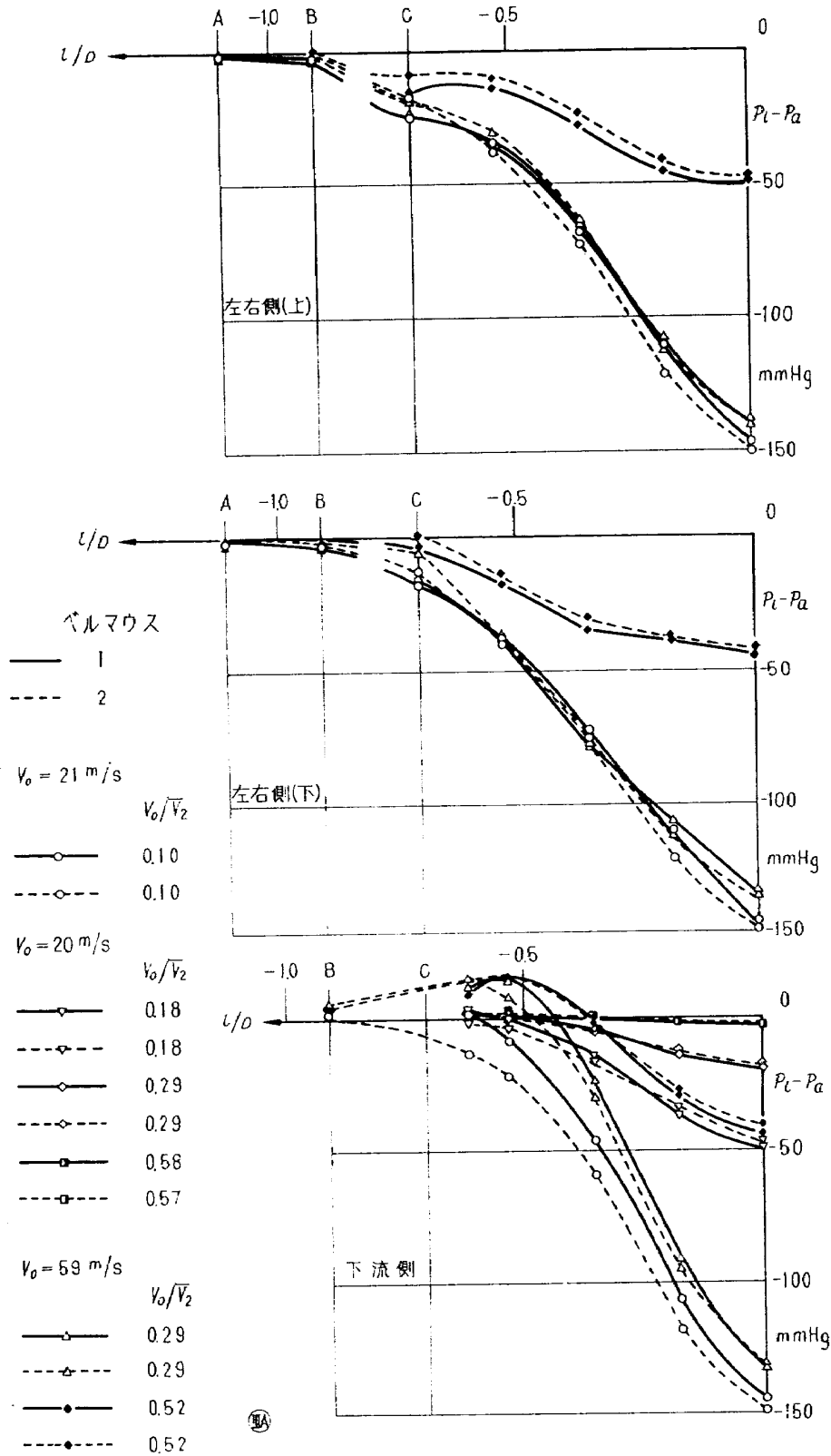


図 14-4(c) ベルマウス静圧分布 (ⅢA)

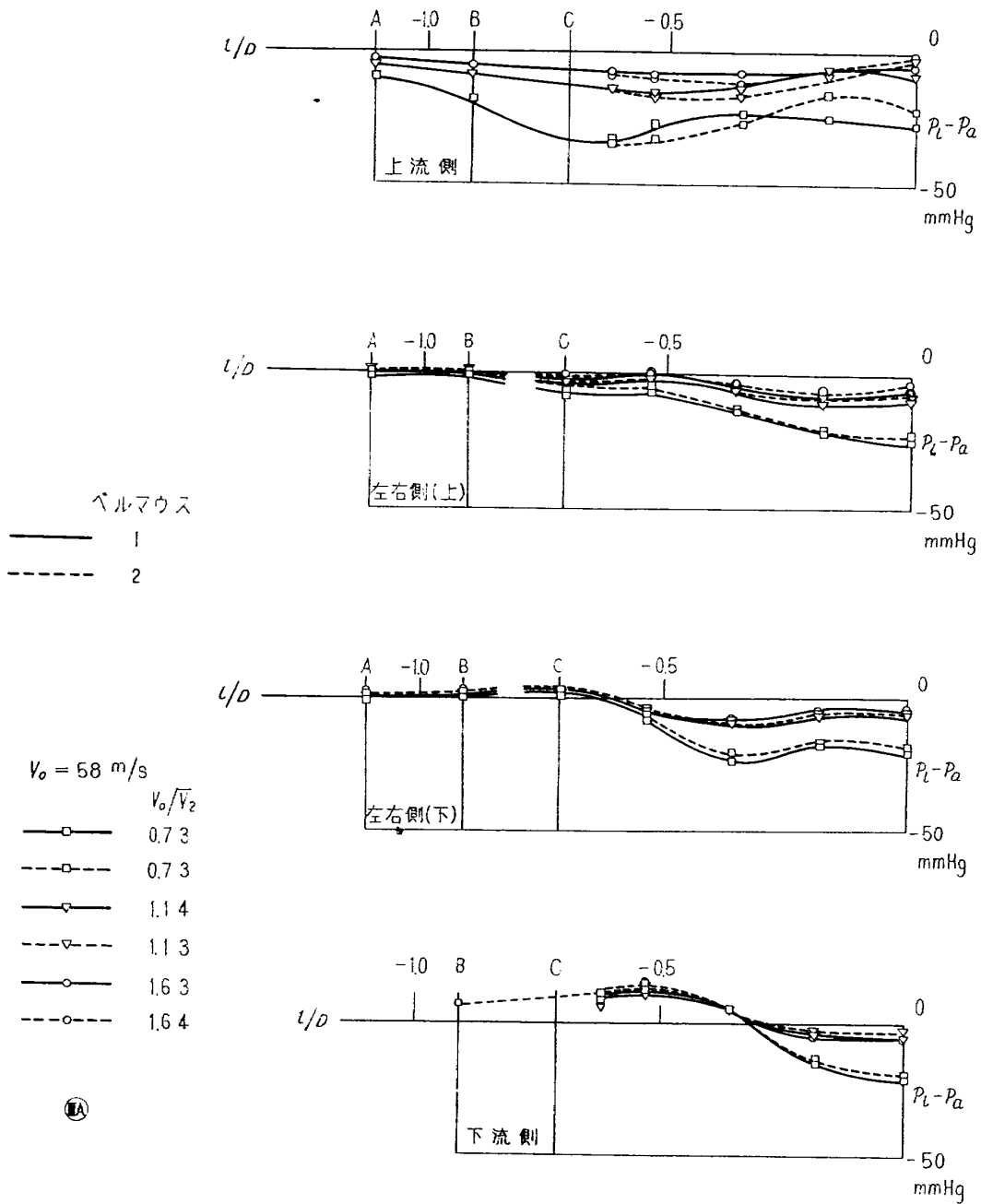


図 14-4(d) ベルマウス静圧分布 (ⅢA)

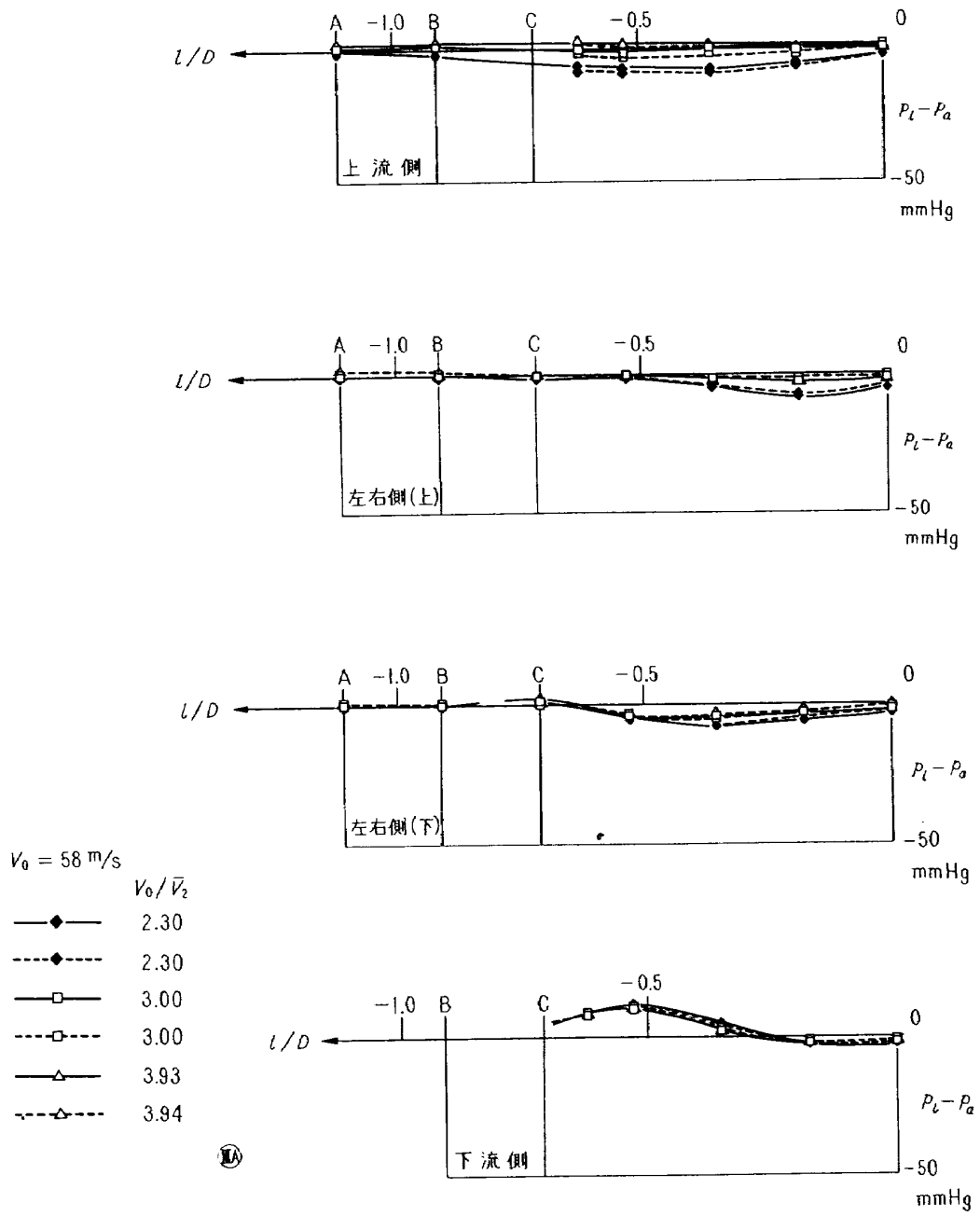


図 14-4(e) ペルマウス静圧分布 (ⅢA)

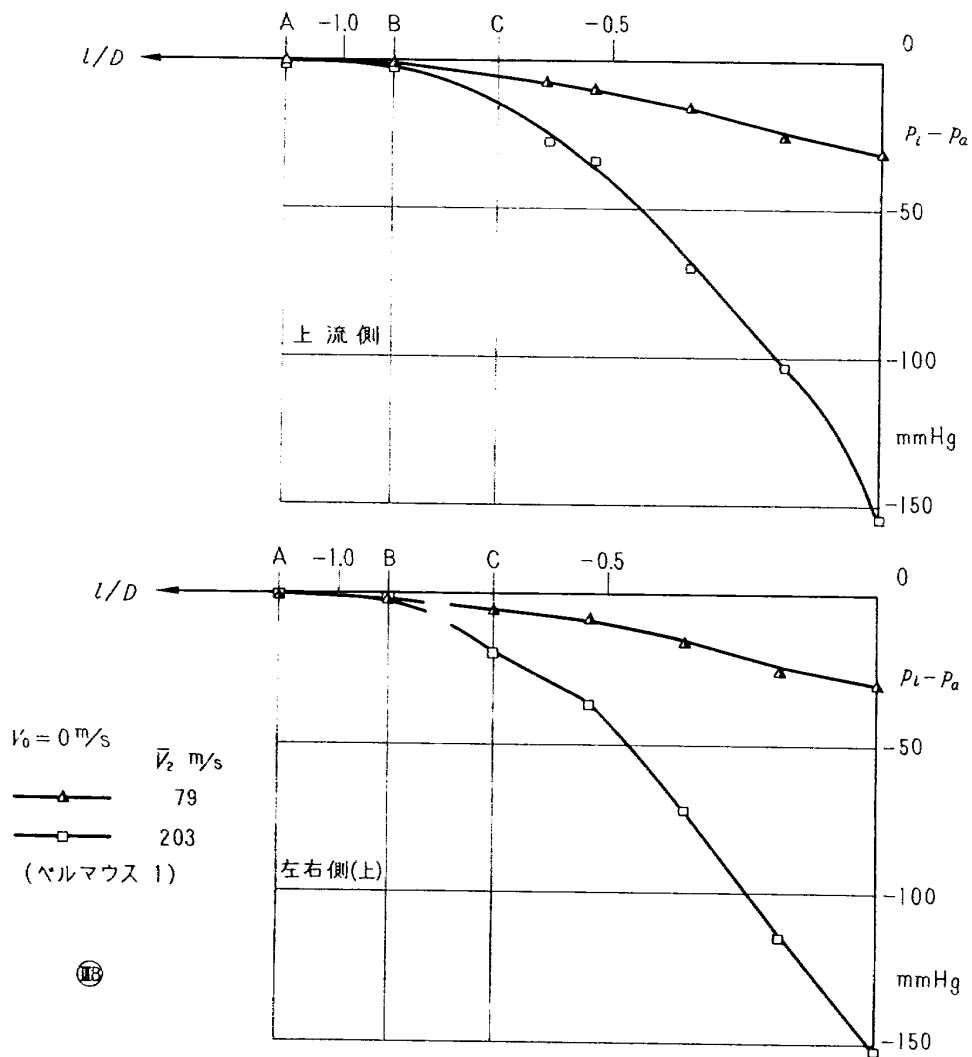
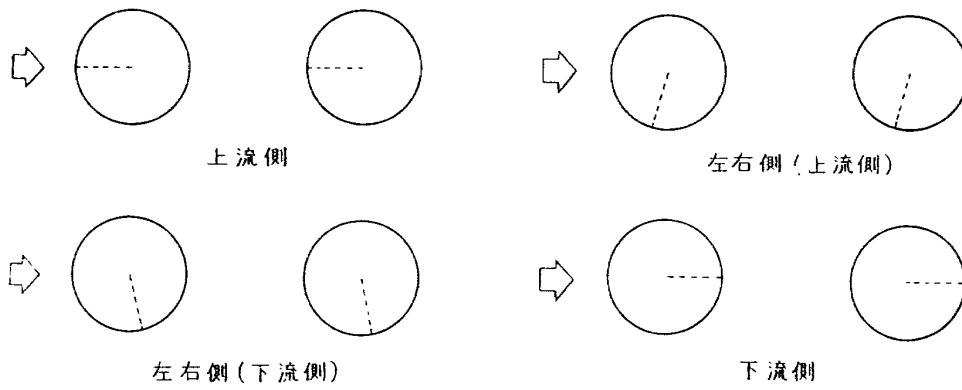


図 14-5(a) ベルマウス静圧分布 (配列ⅢB)

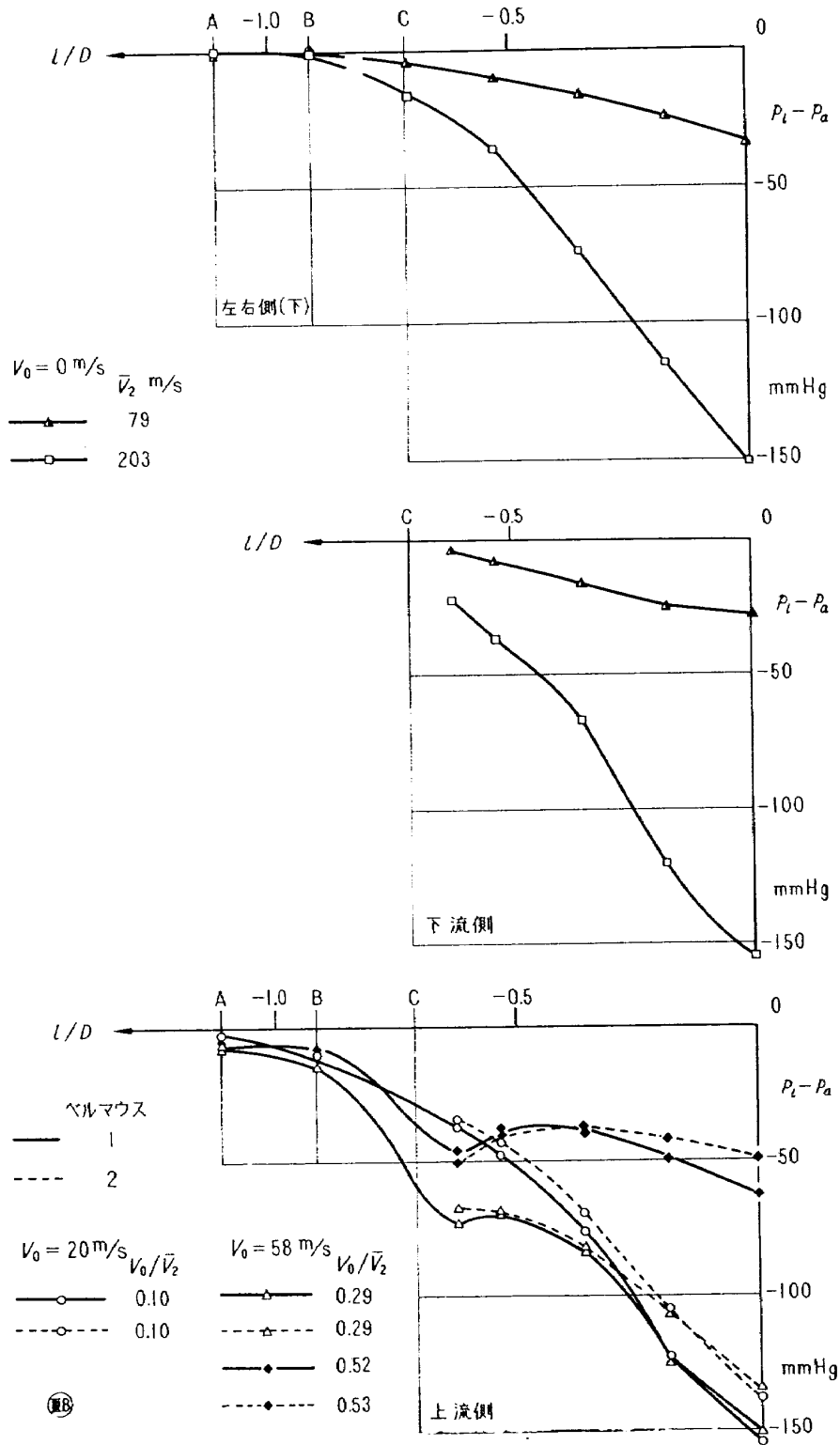


図 14-5(b) ペルマウス静圧分布 (ⅢB)

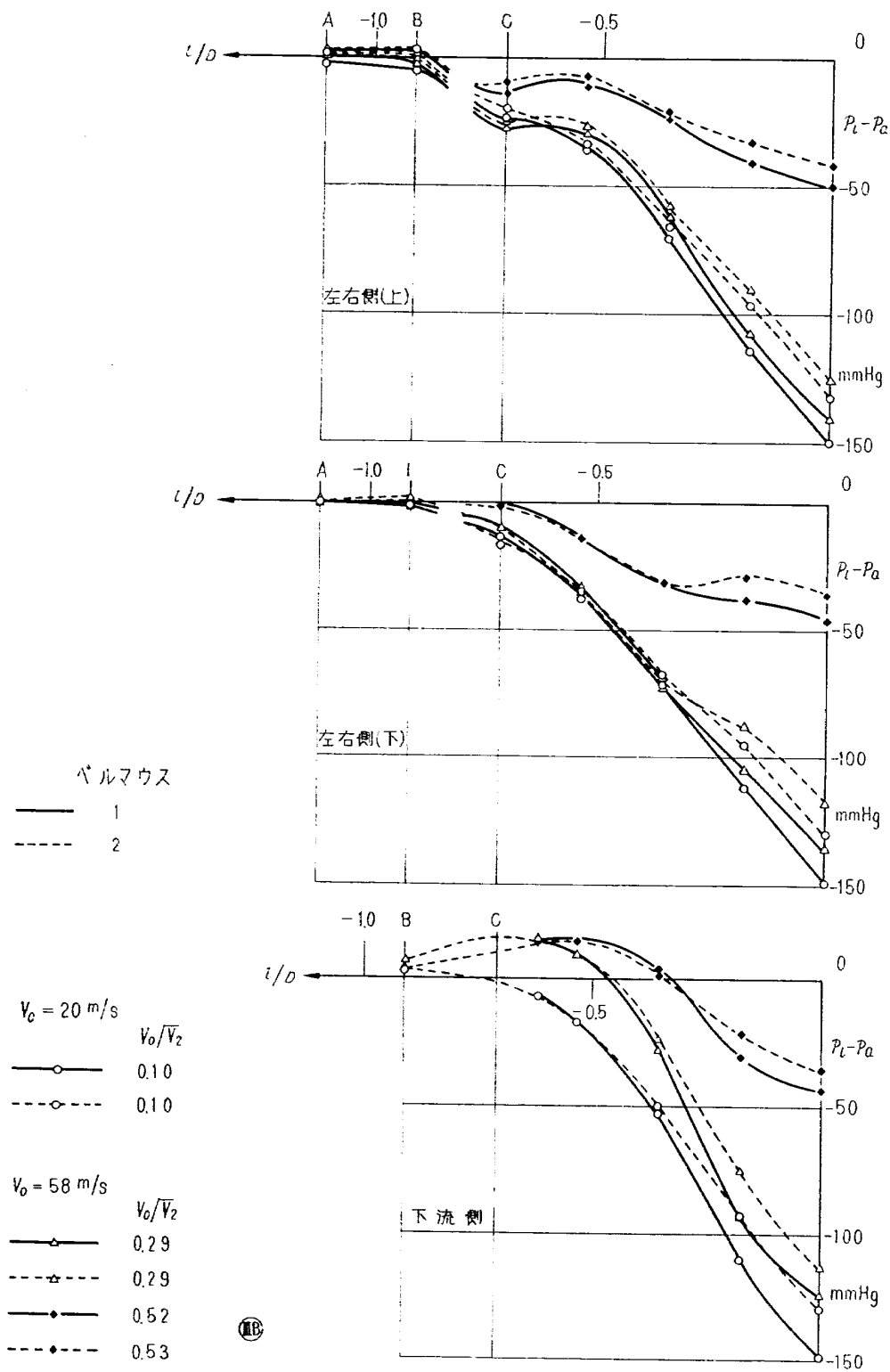


図 14-5(c) ベルマウス静圧分布 (ⅢB)

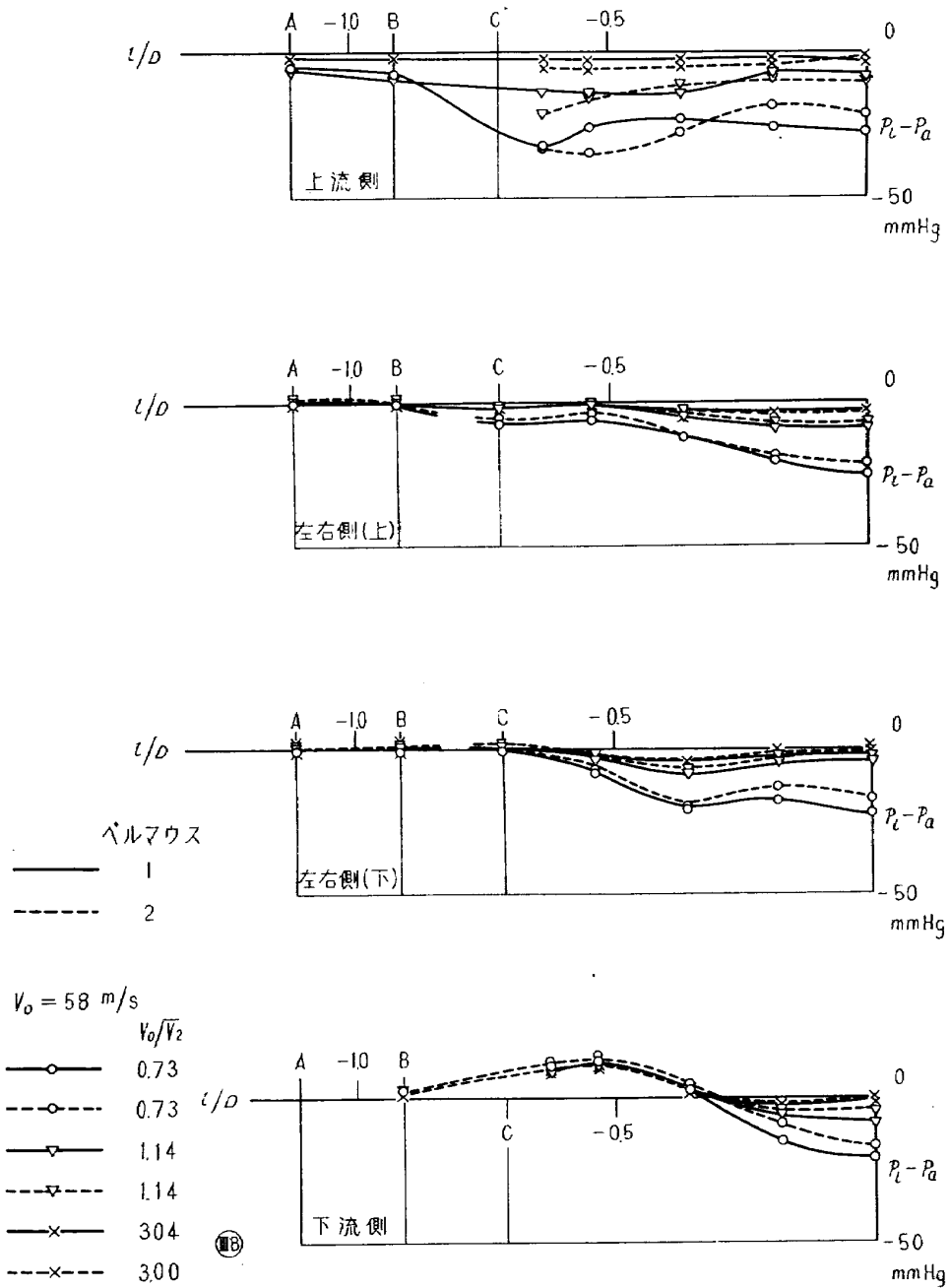


図 14-5(d) ベルマウス静圧分布 (ⅢB)

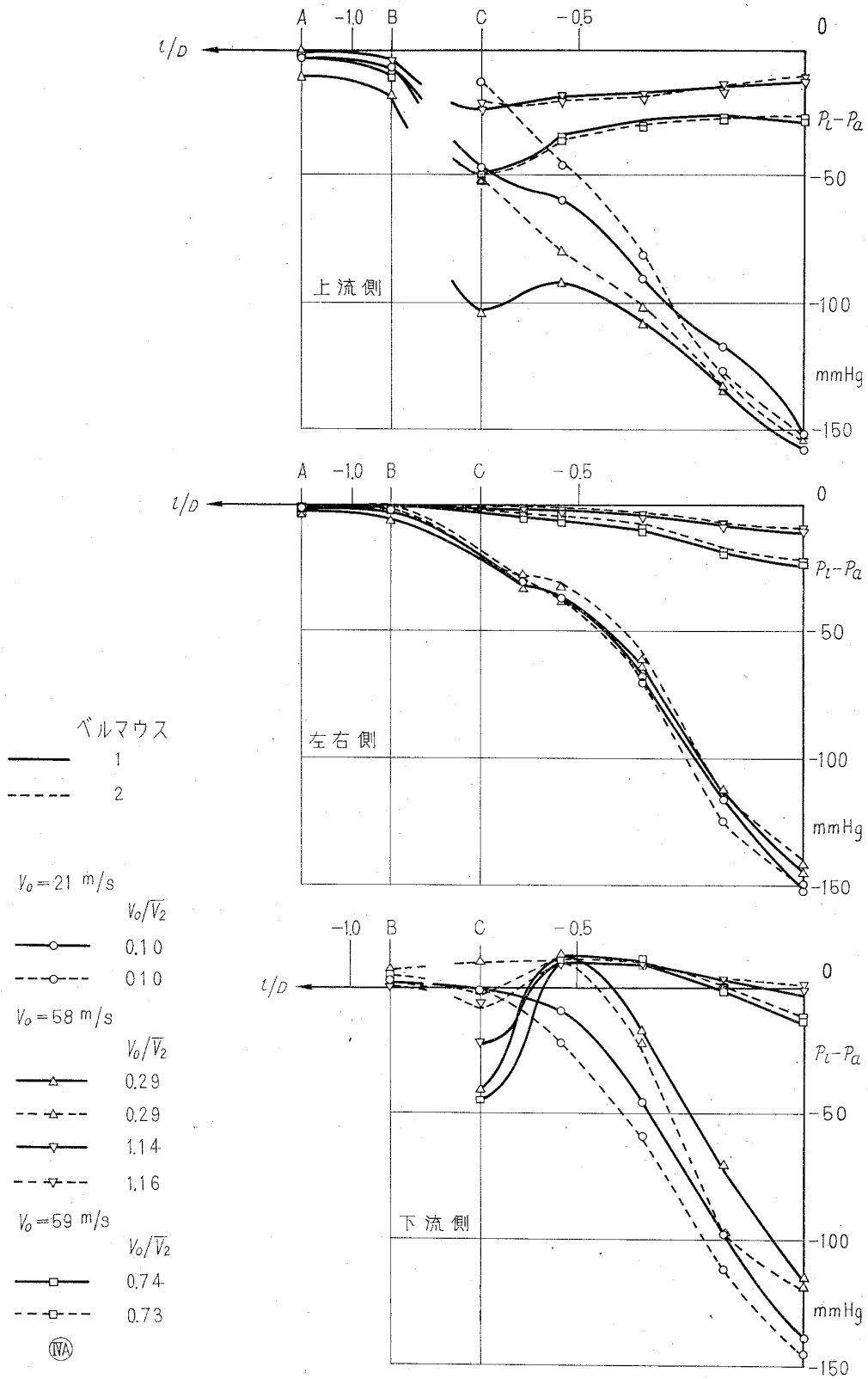


図 14-6 ベルマウス静圧分布 (配列 IVA)

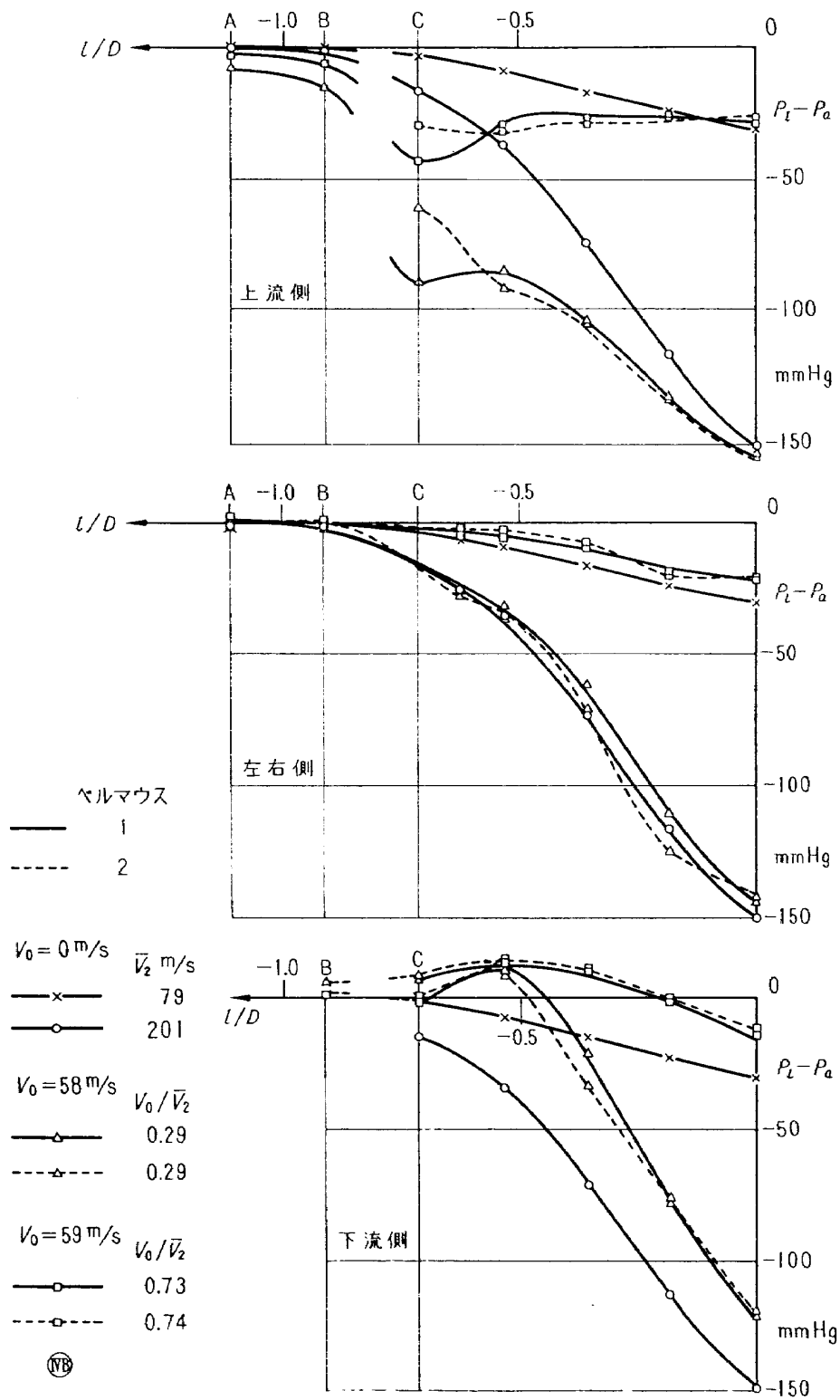


図 14-7 ベルマウス静圧分布 (配列 IVB)

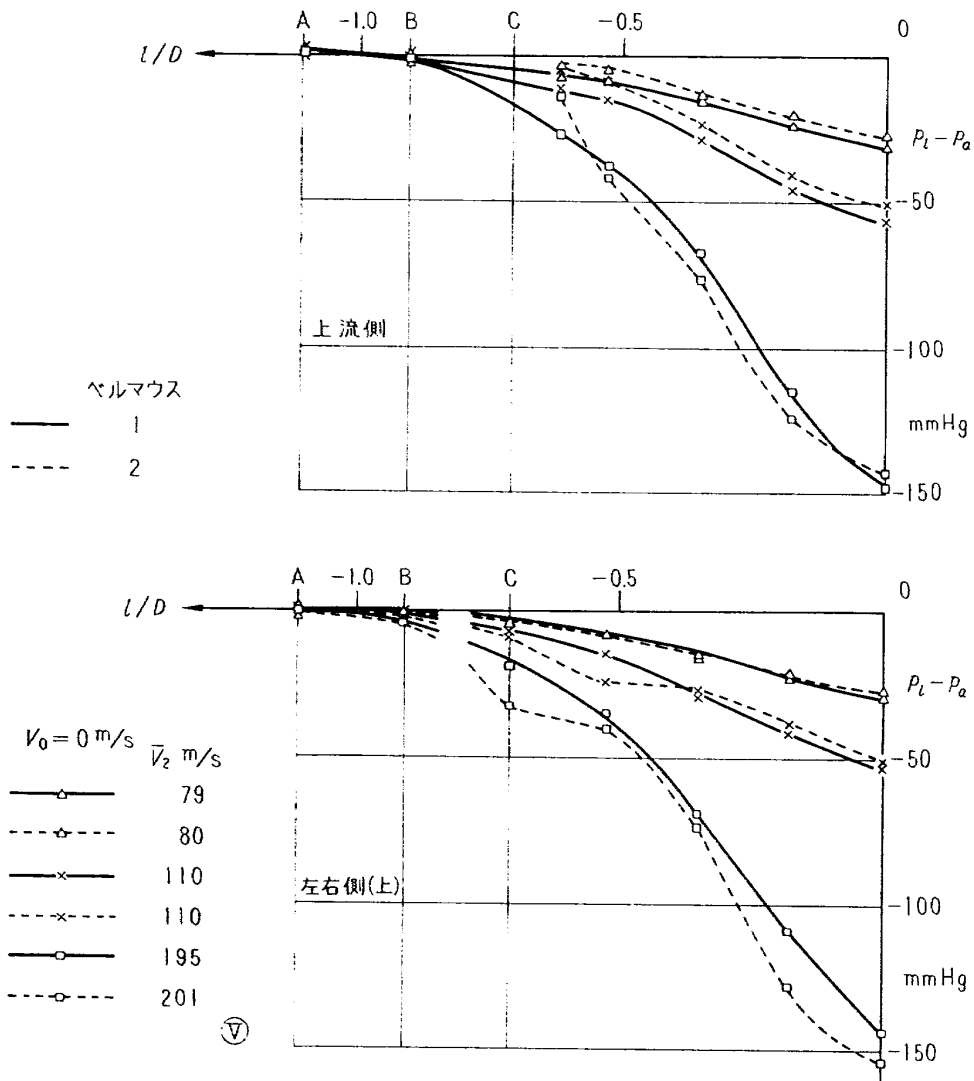
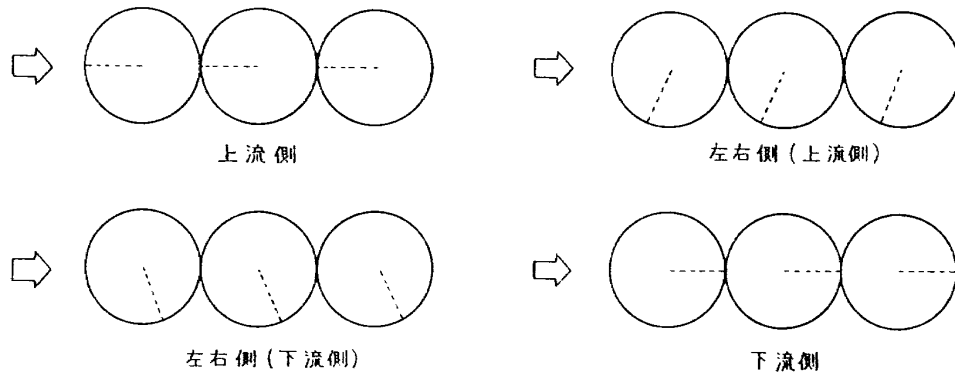
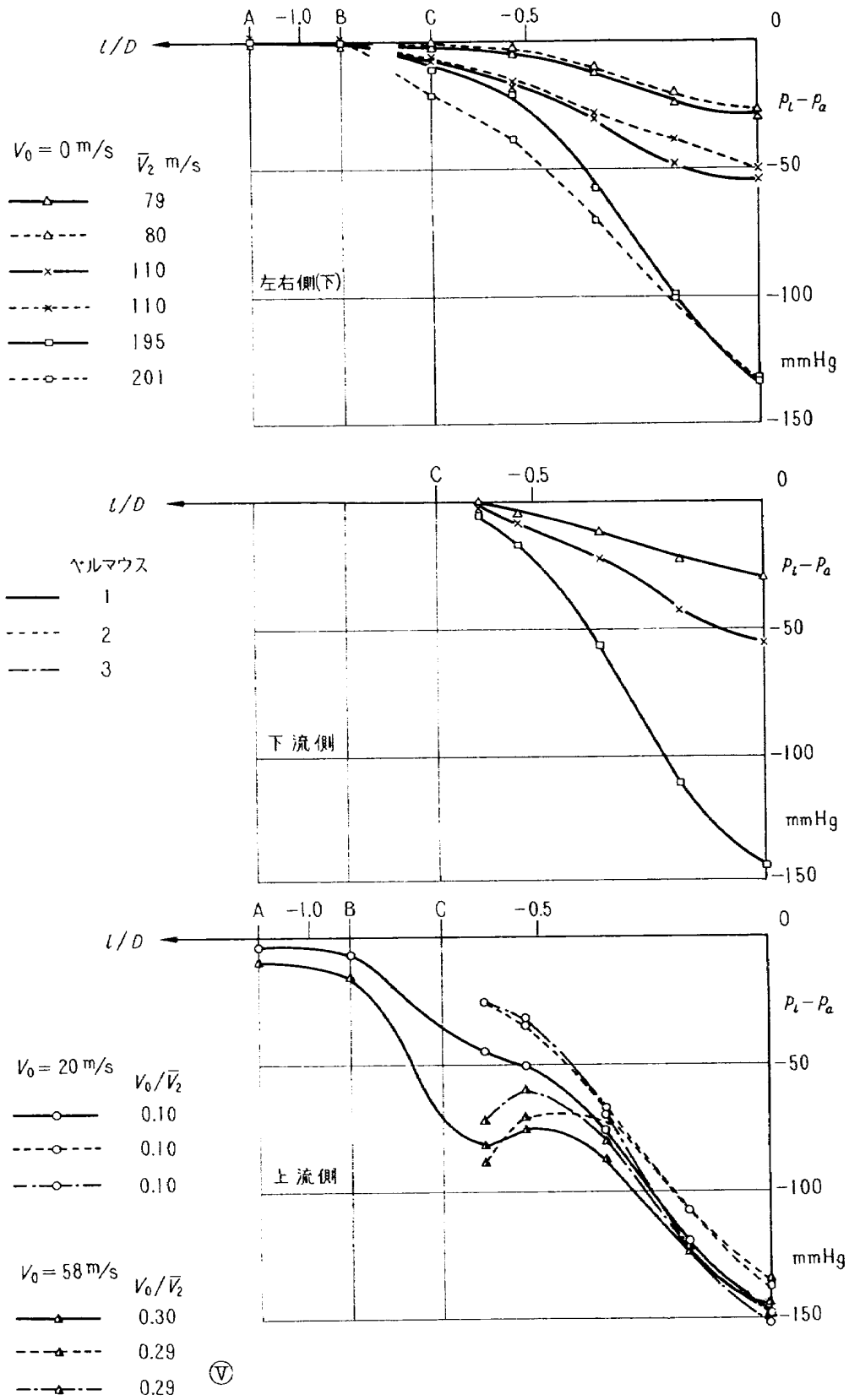


図 14-8(a) ベルマウス静圧分布 (配列V)



Ⓟ

図 14-8(b) ベルマウス静圧分布 (V)

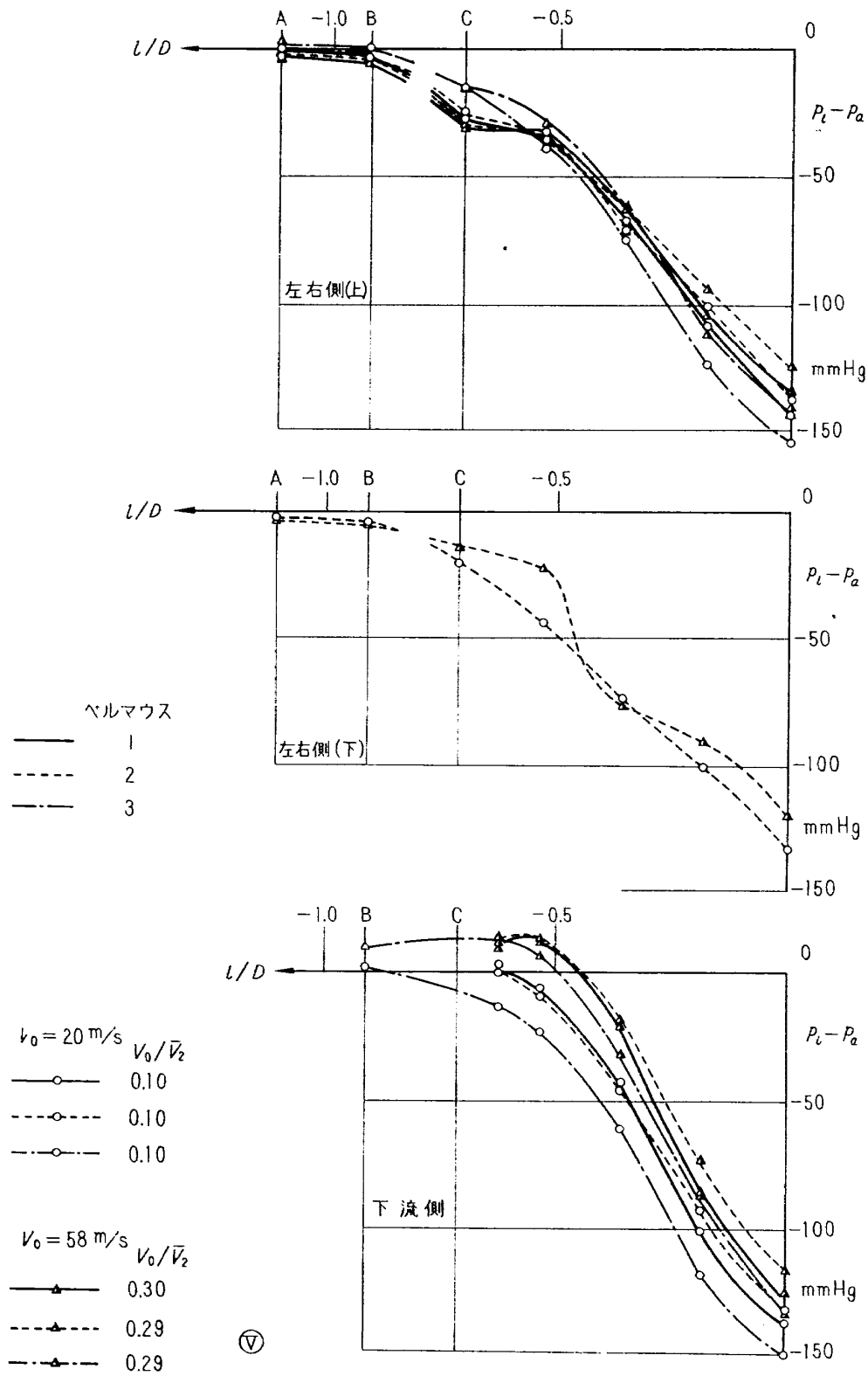


図 14-8(c) ヘルマウス静圧分布 (V)

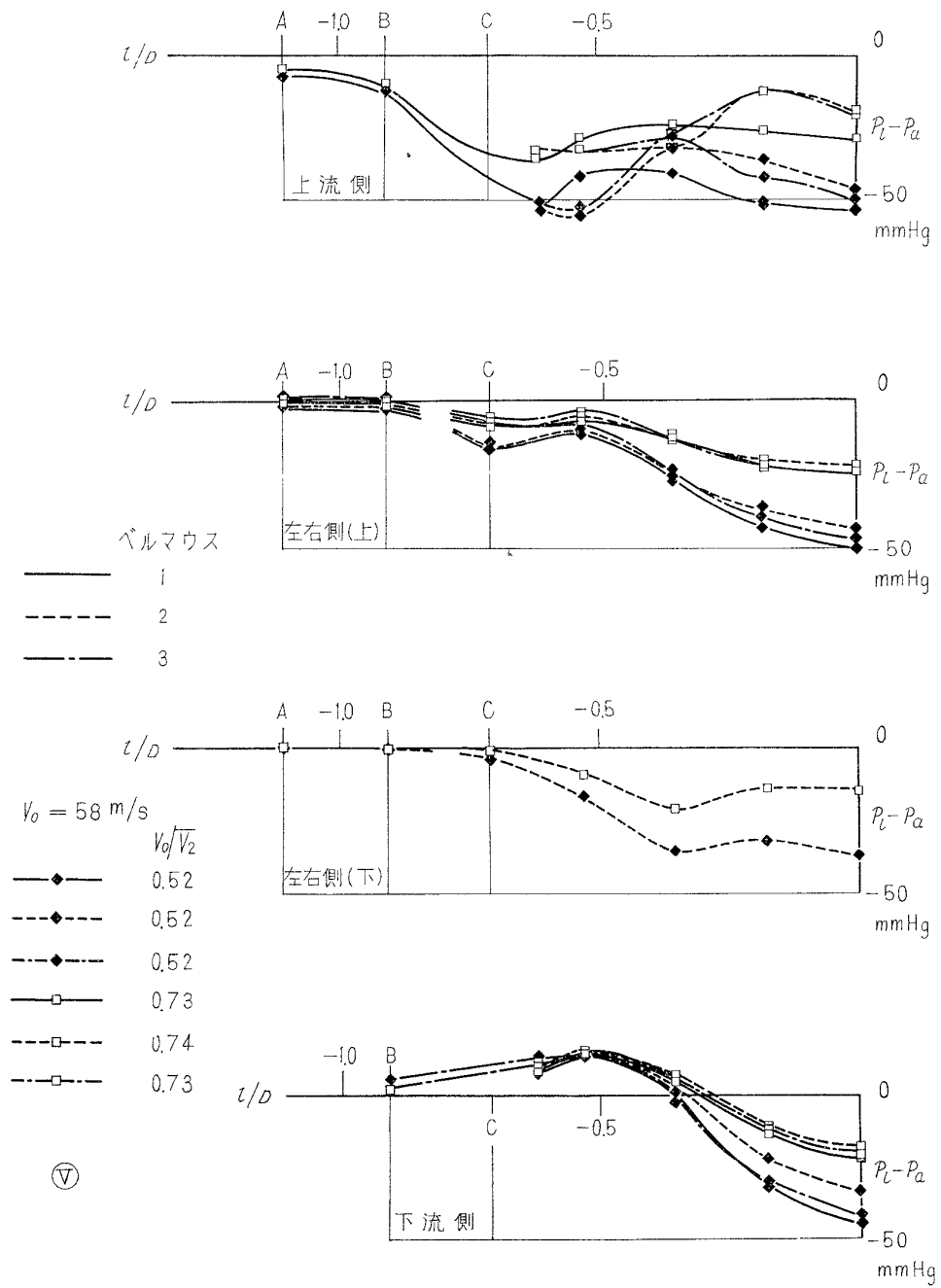


図 14-8(d) ベルマウス静圧分布 (V)

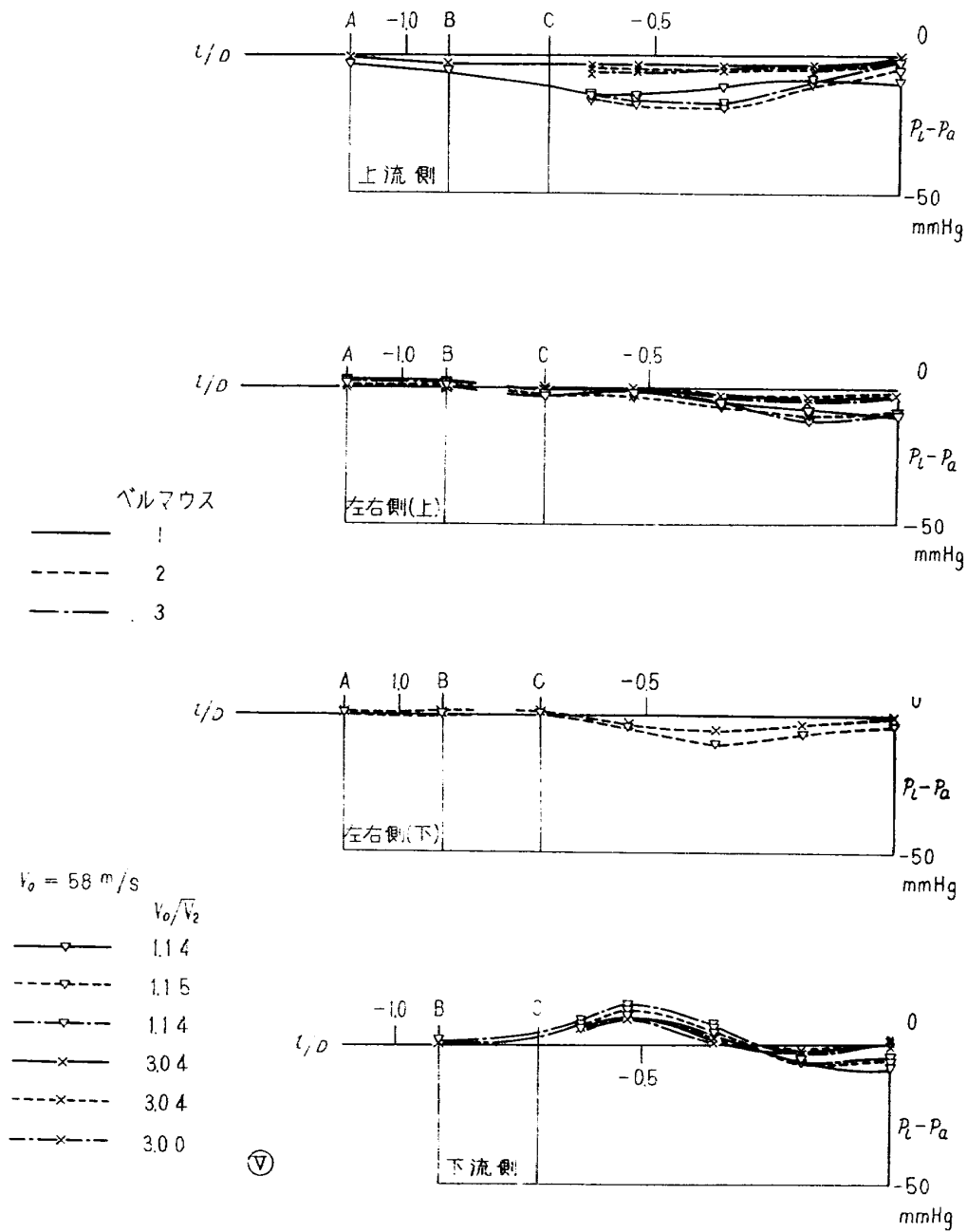


図 14-8(e) ベルマウス静圧分布 (V)

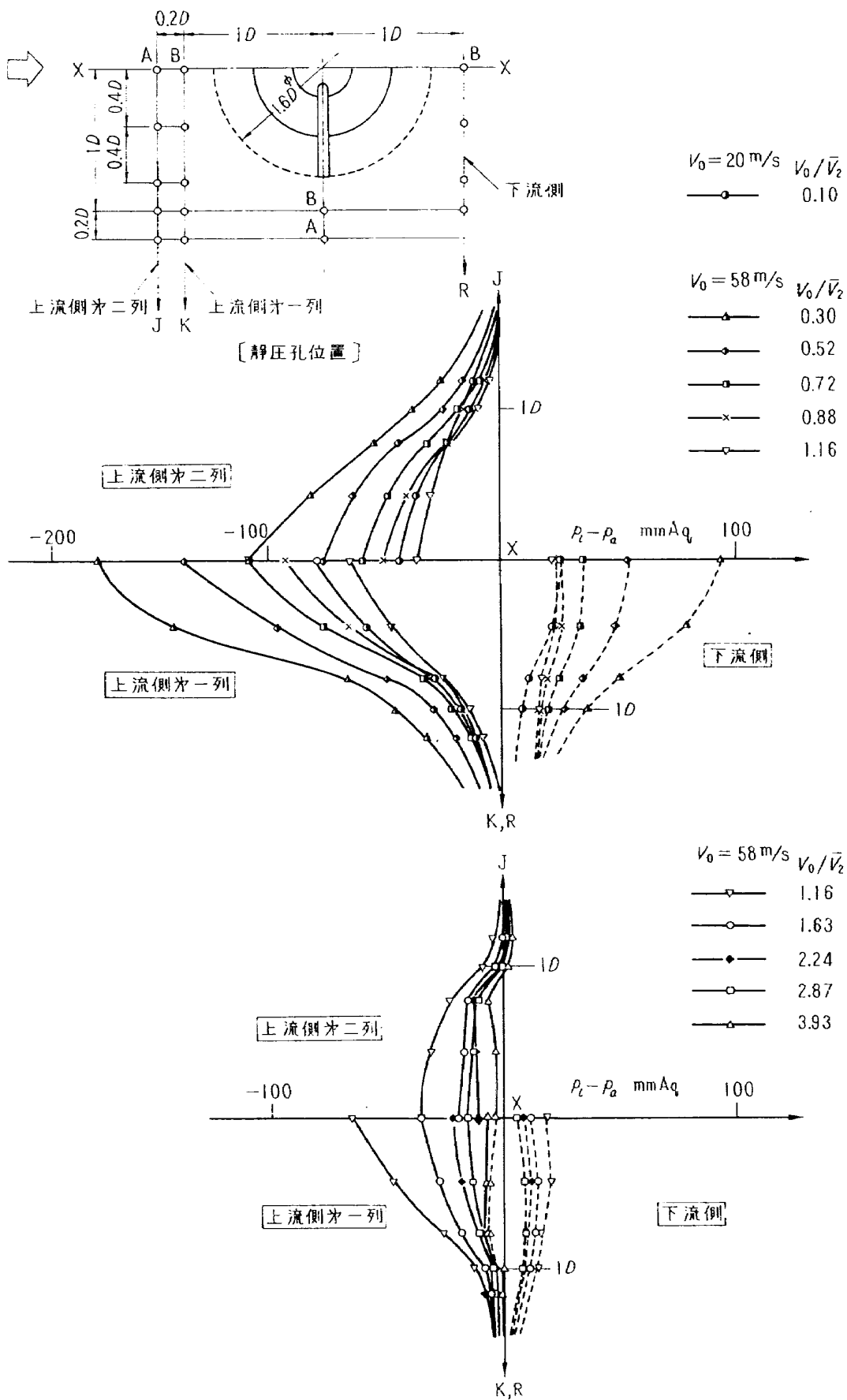


图 15-1 垂直板静压分布 (配列 I A)

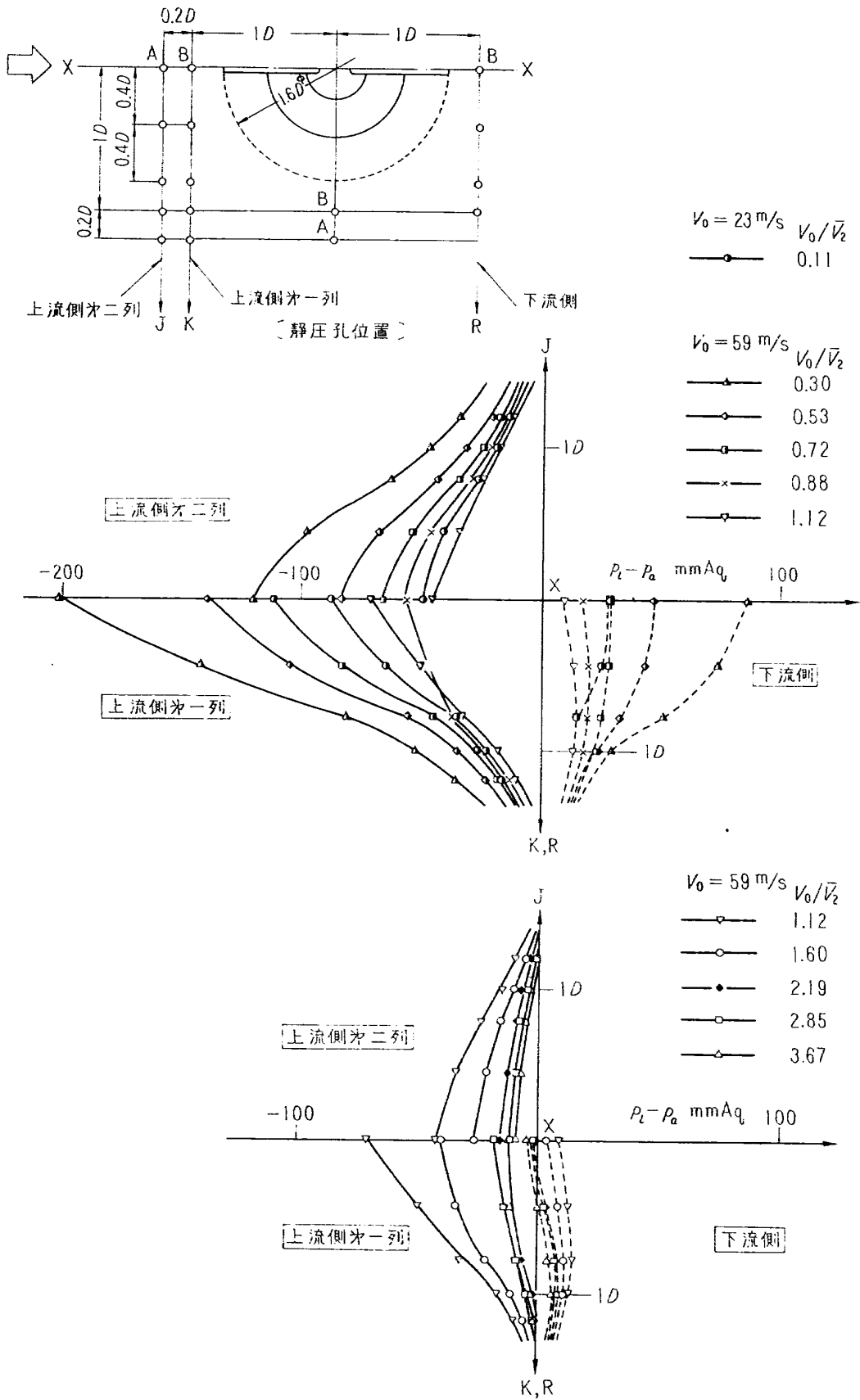


図 15-2 垂直板静圧分布 (配列 I B)

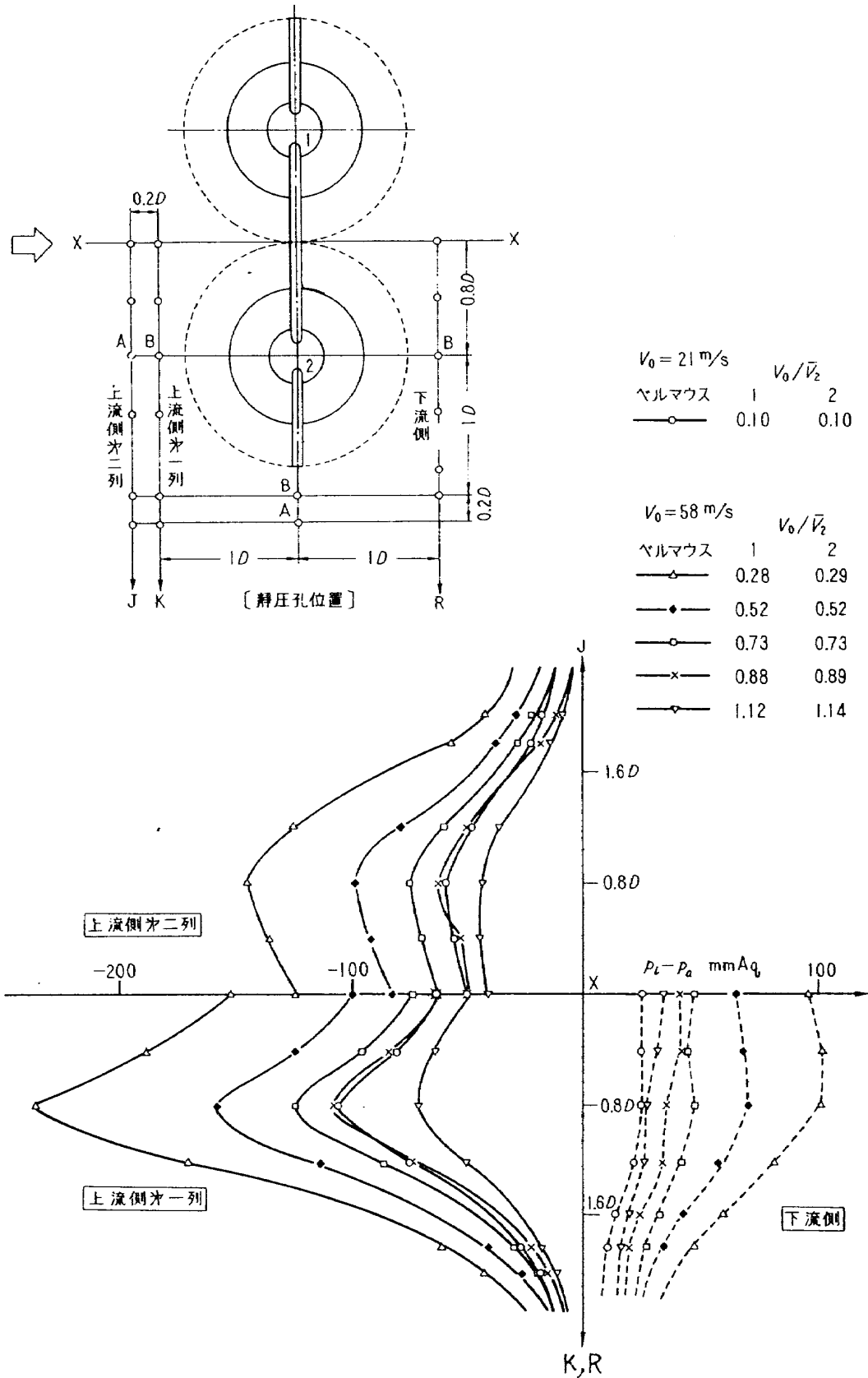


図 15-3 垂直板静圧分布 (配列Ⅱ)

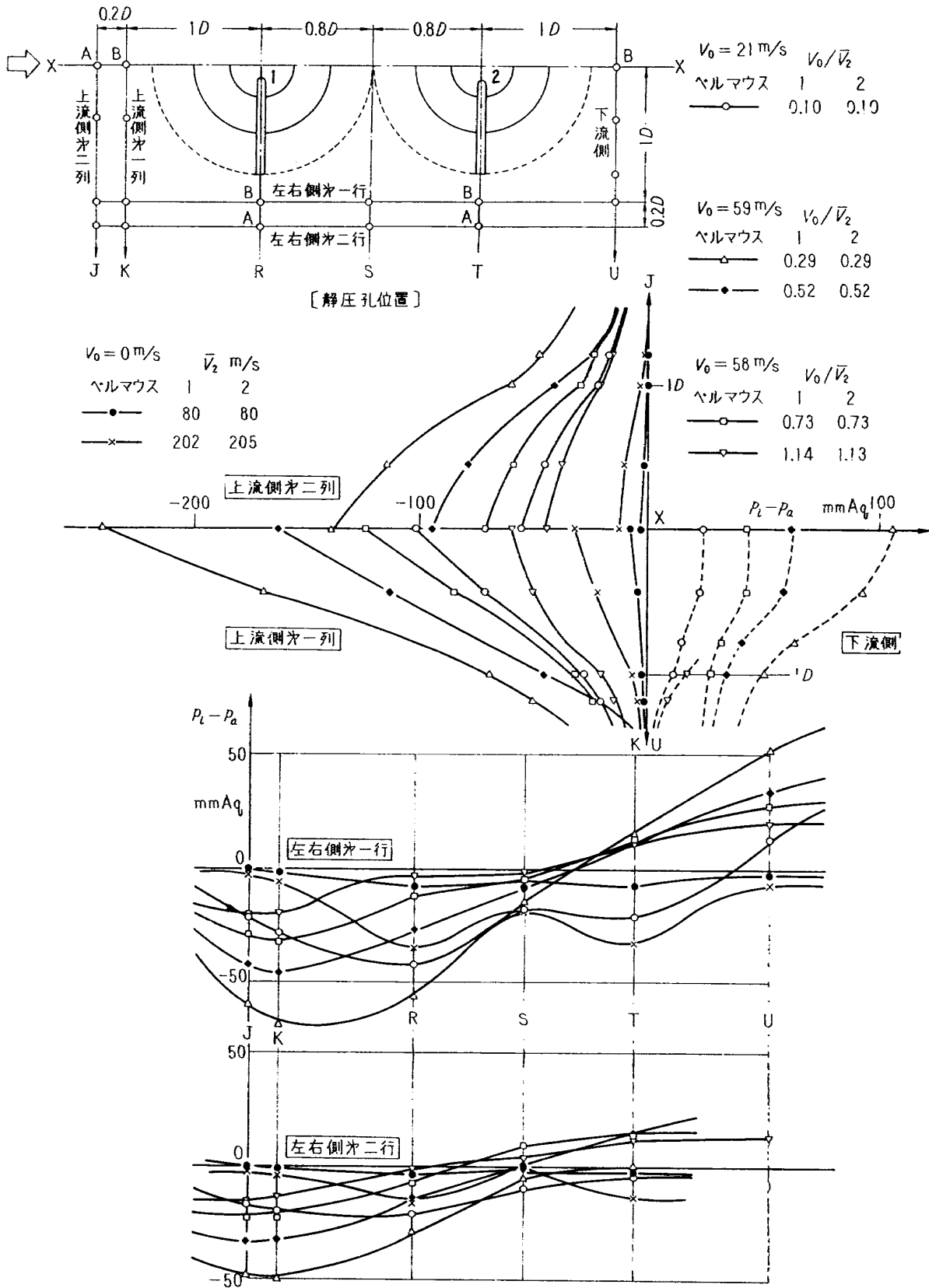


図 15-4(a) 垂直板静圧分布 (配列ⅢA)

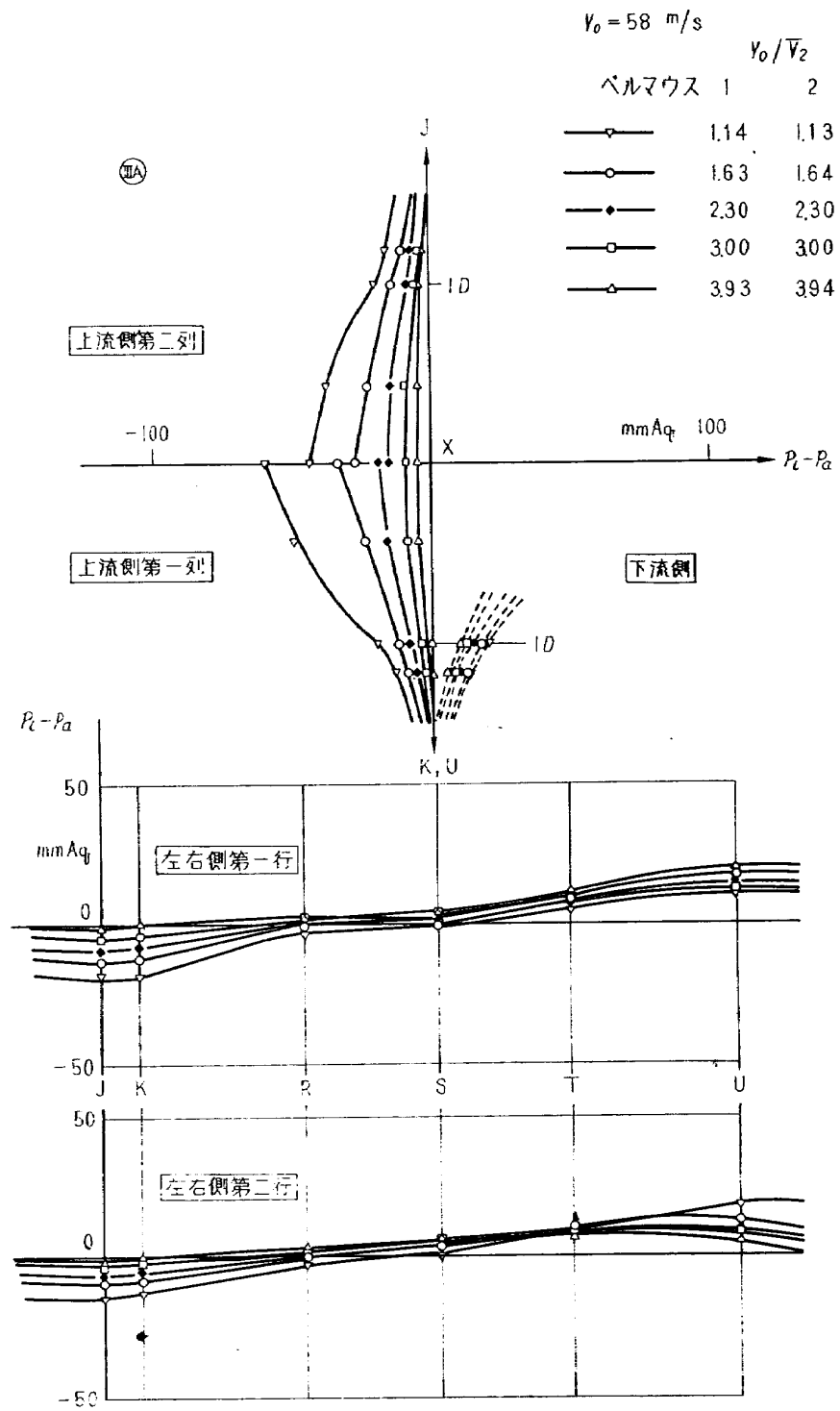


図 15-4(b) 垂直板静圧分布 (ⅢA)

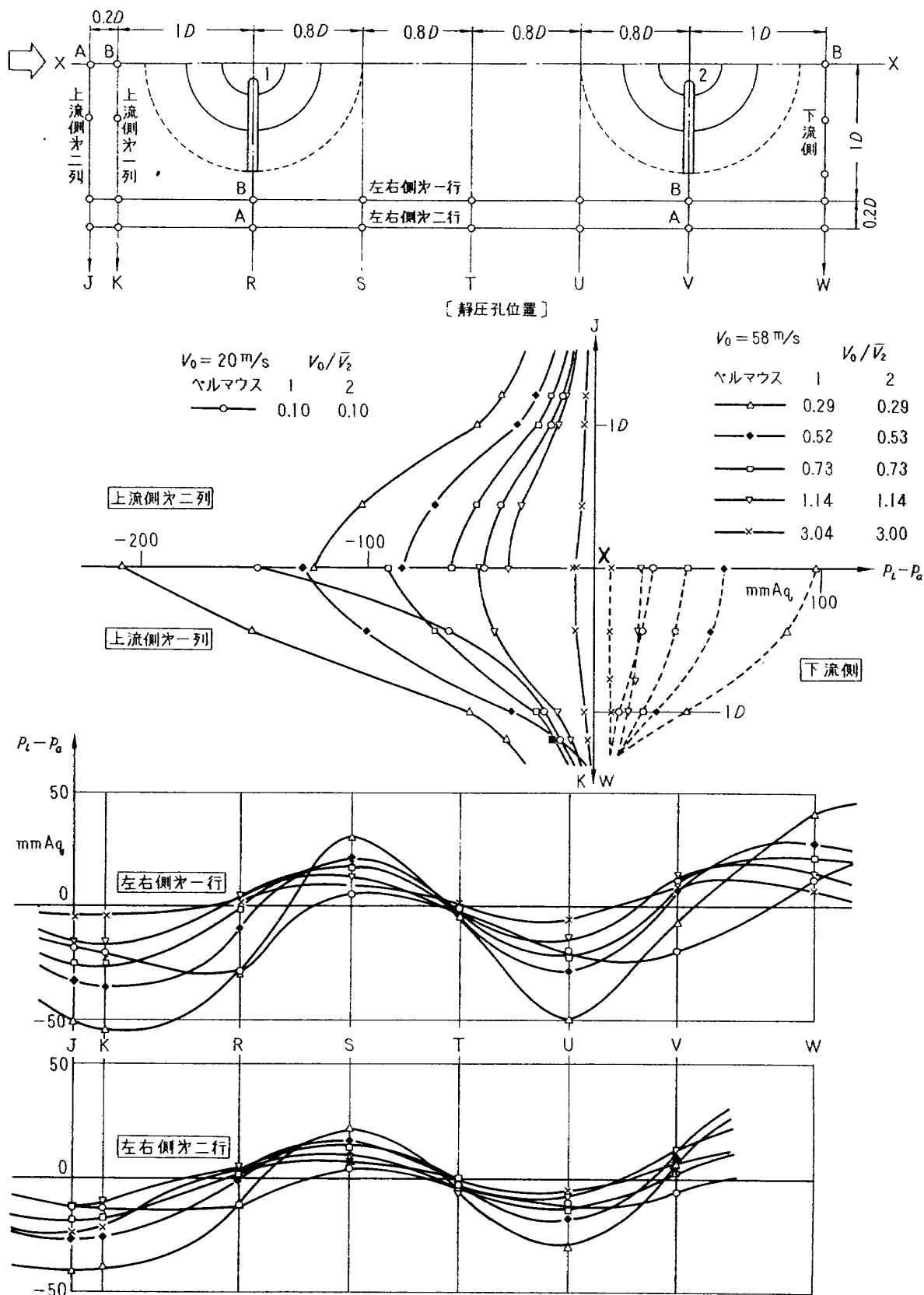


図 15-5 垂直板静圧分布 (配列Ⅲ B)

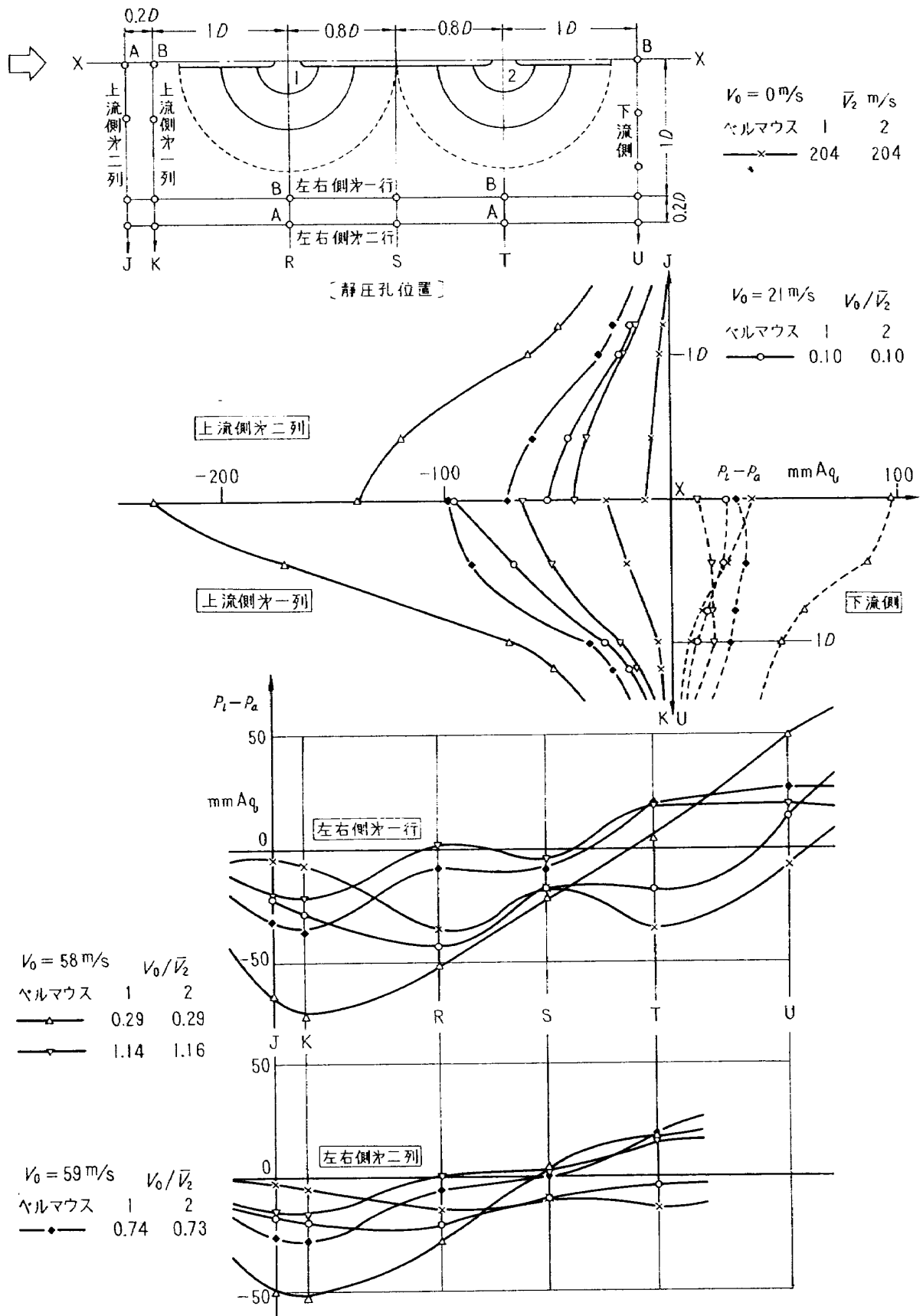


図 15-6 垂直板静圧分布 (配列 IV A)

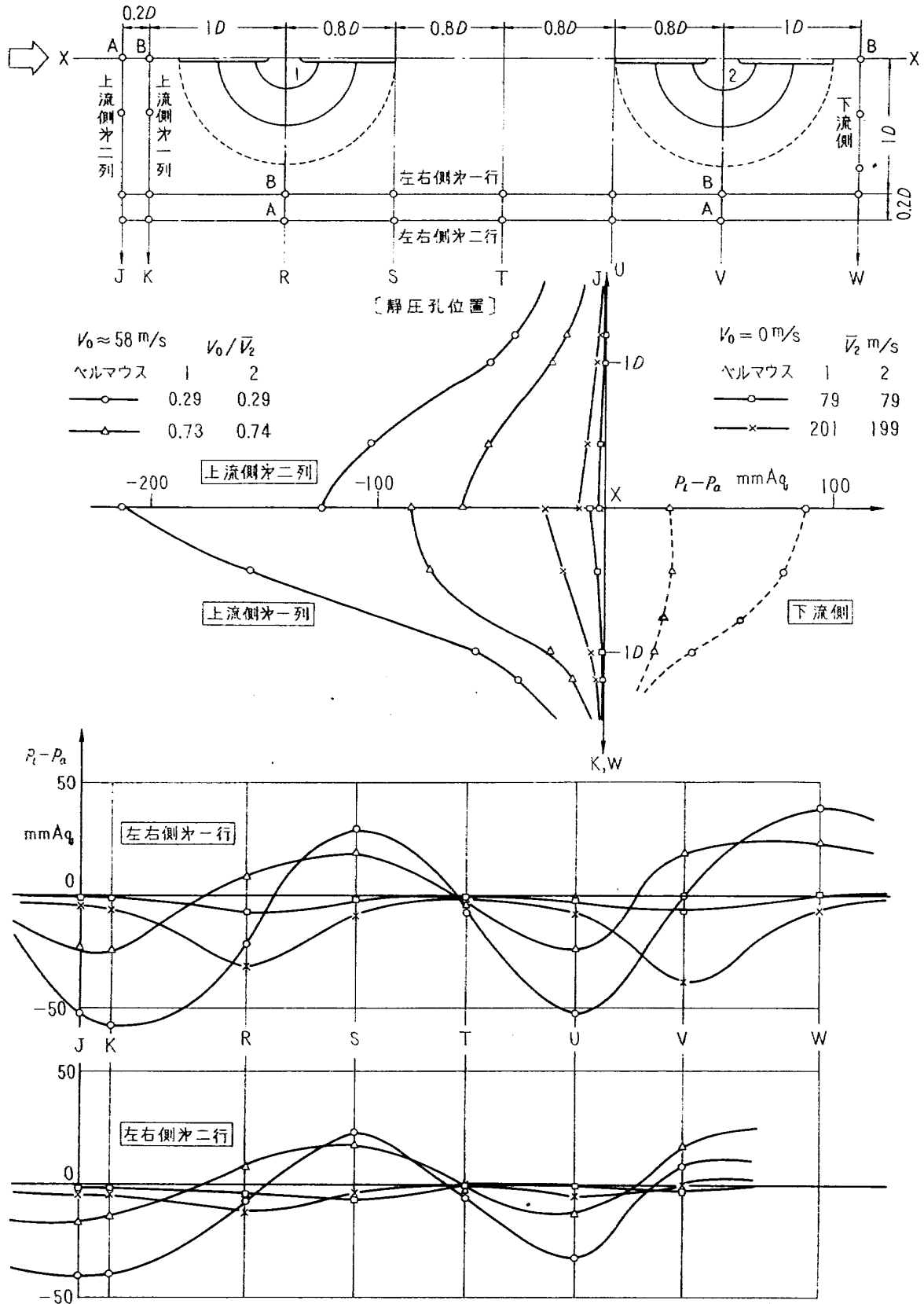


図 15-7 垂直板静圧分布 (配列 IVB)

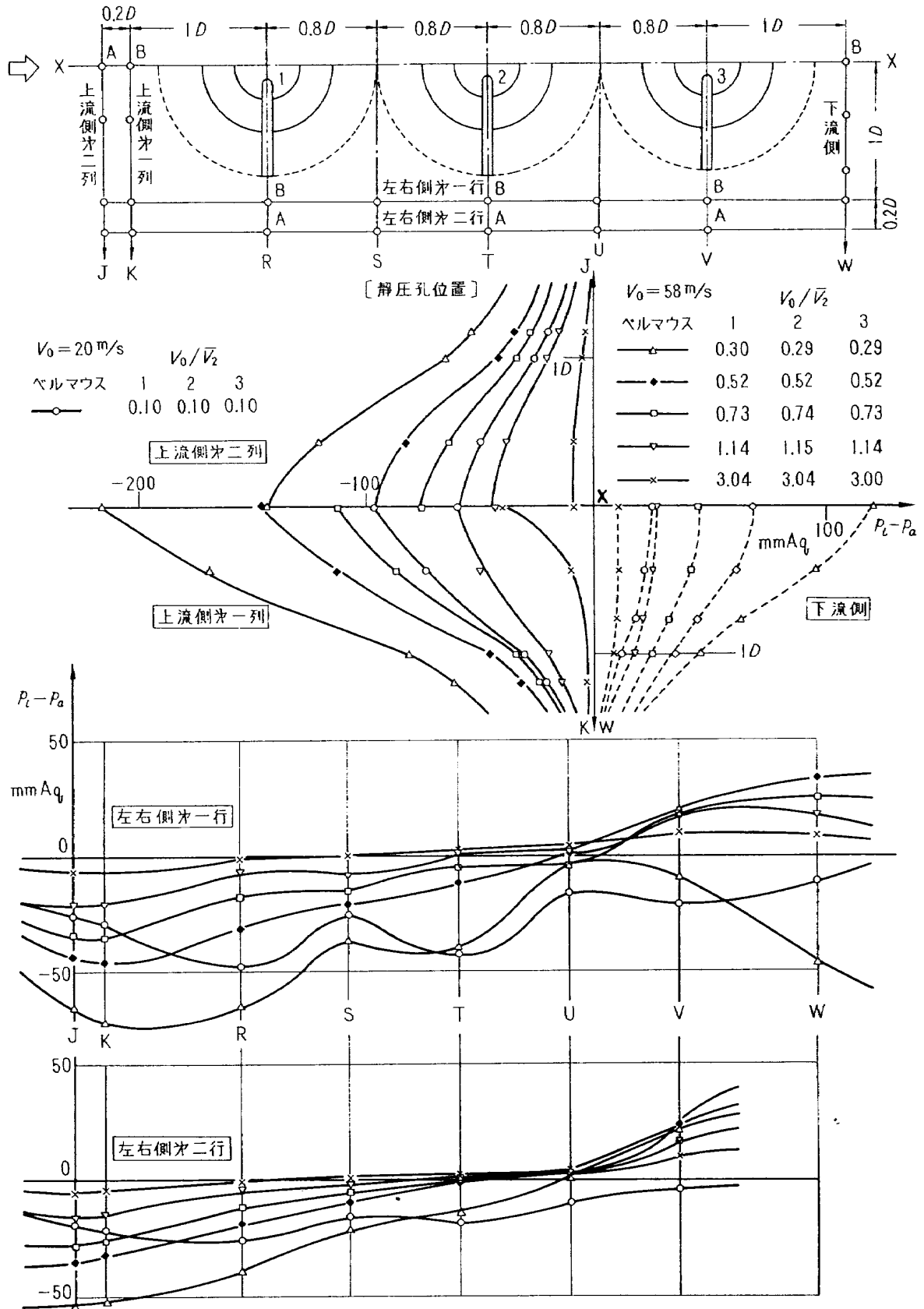


図 15-8 垂直板静圧分布 (配列V)

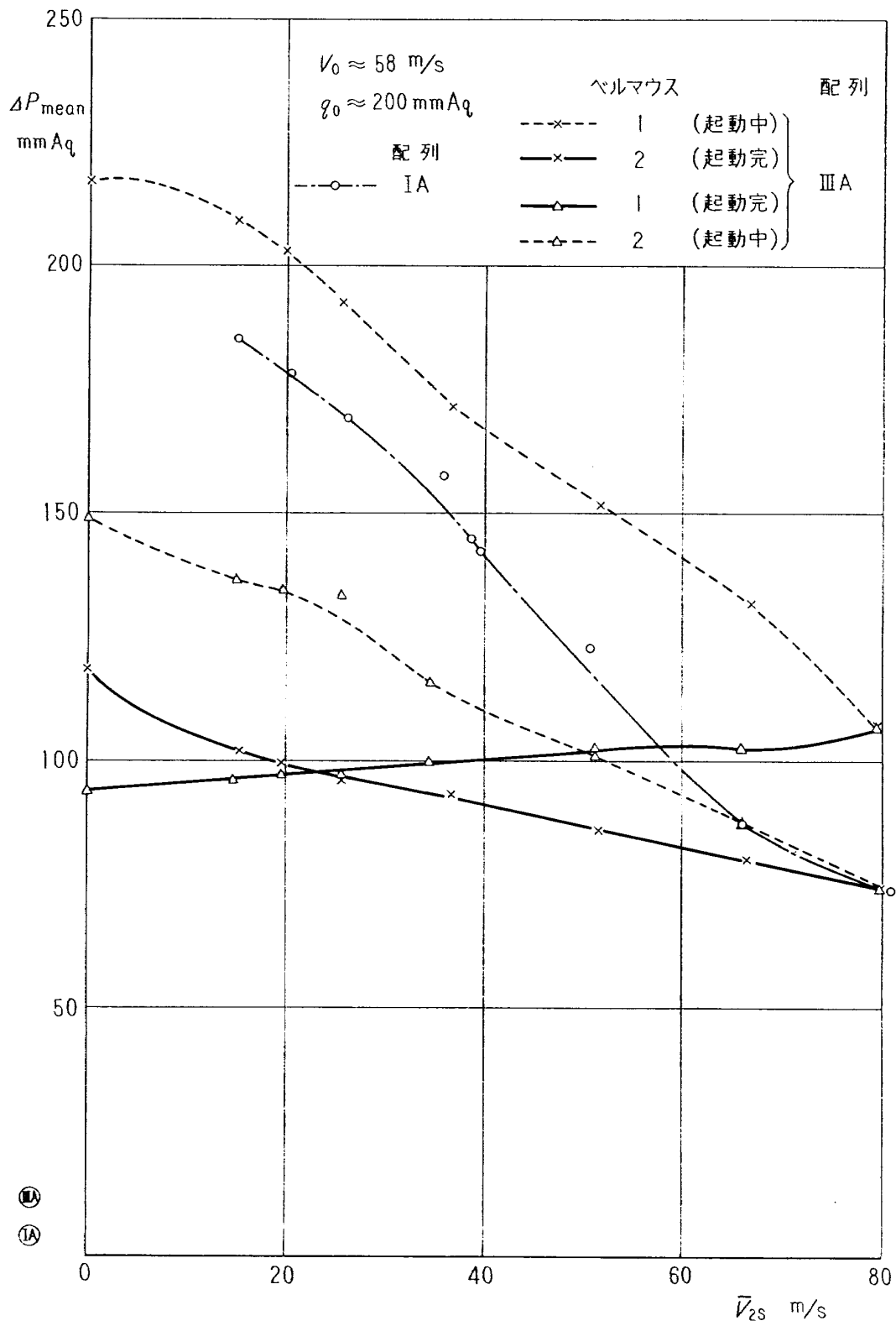


図 16 起動順序比較図 (起動: 配列 III A)

- $V_0 = 0 \text{ m/s}$ ヘルマウス 2 (起動中)
[ヘルマウス 1 (起動完) $\bar{V}_2 = 51 \text{ m/s}$ $G = 0.073$]
- × $V_0 = 0 \text{ m/s}$ ヘルマウス 2 (起動中)
[ヘルマウス 1 (起動完) $\bar{V}_2 = 80 \text{ m/s}$ $G \approx 0.112$]
- ▽ $V_0 = 58 \text{ m/s}$ ヘルマウス 1 (起動中)
[ヘルマウス 2 (起動完) $\bar{V}_2 = 80 \text{ m/s}$ $G = 0.112$]
- $V_0 \approx 59 \text{ m/s}$ ヘルマウス 2 (起動中)
[ヘルマウス 1 (起動完) $\bar{V}_2 \approx 81 \text{ m/s}$ $G \approx 0.111$]

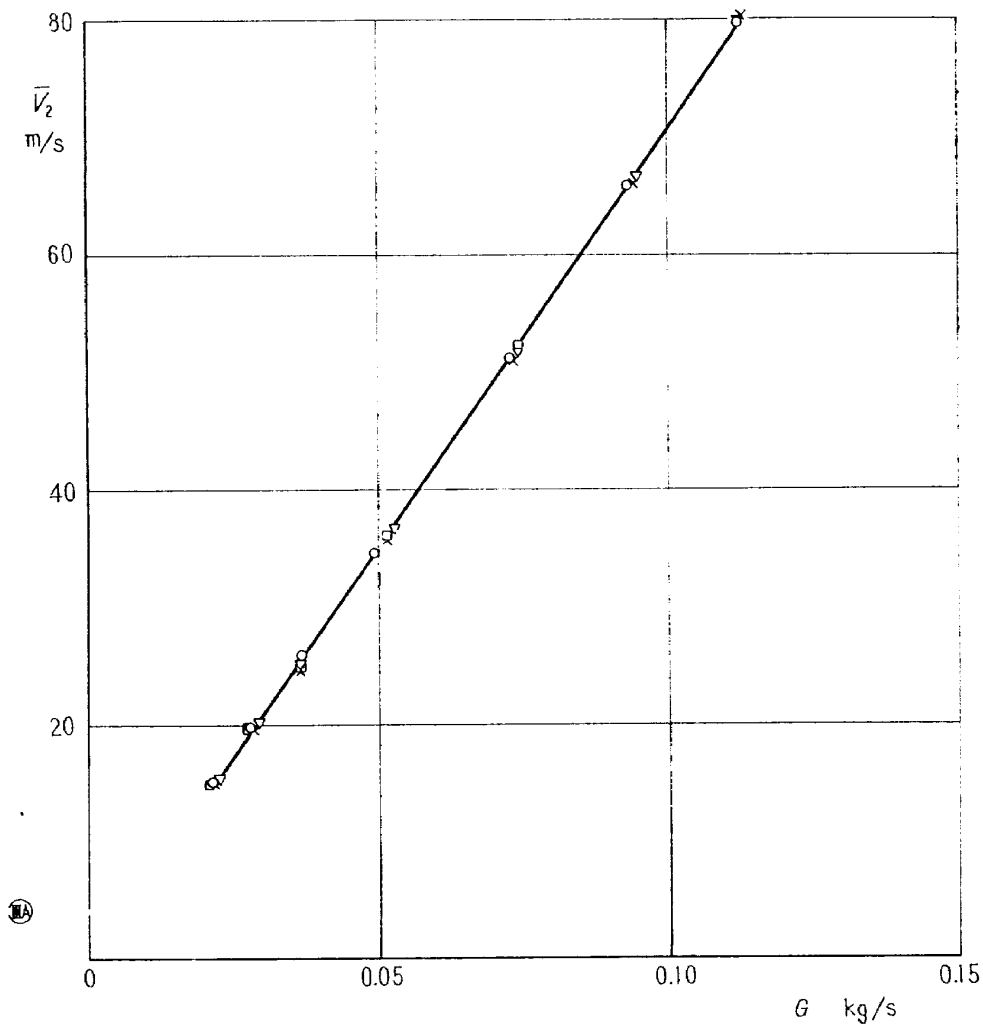


図 17-1 $\bar{V}_2 \sim G$ (起動: 配列ⅢA)

$V_0 \approx 57 \text{ m/s}$ ヘルマウス 3 (起動中)

[ヘルマウス 1 (起動完) $\bar{V}_2 \approx 79 \text{ m/s}$ $G \approx 0.114$]
 [ヘルマウス 2 (起動完) $\bar{V}_2 \approx 79 \text{ m/s}$ $G \approx 0.114$]

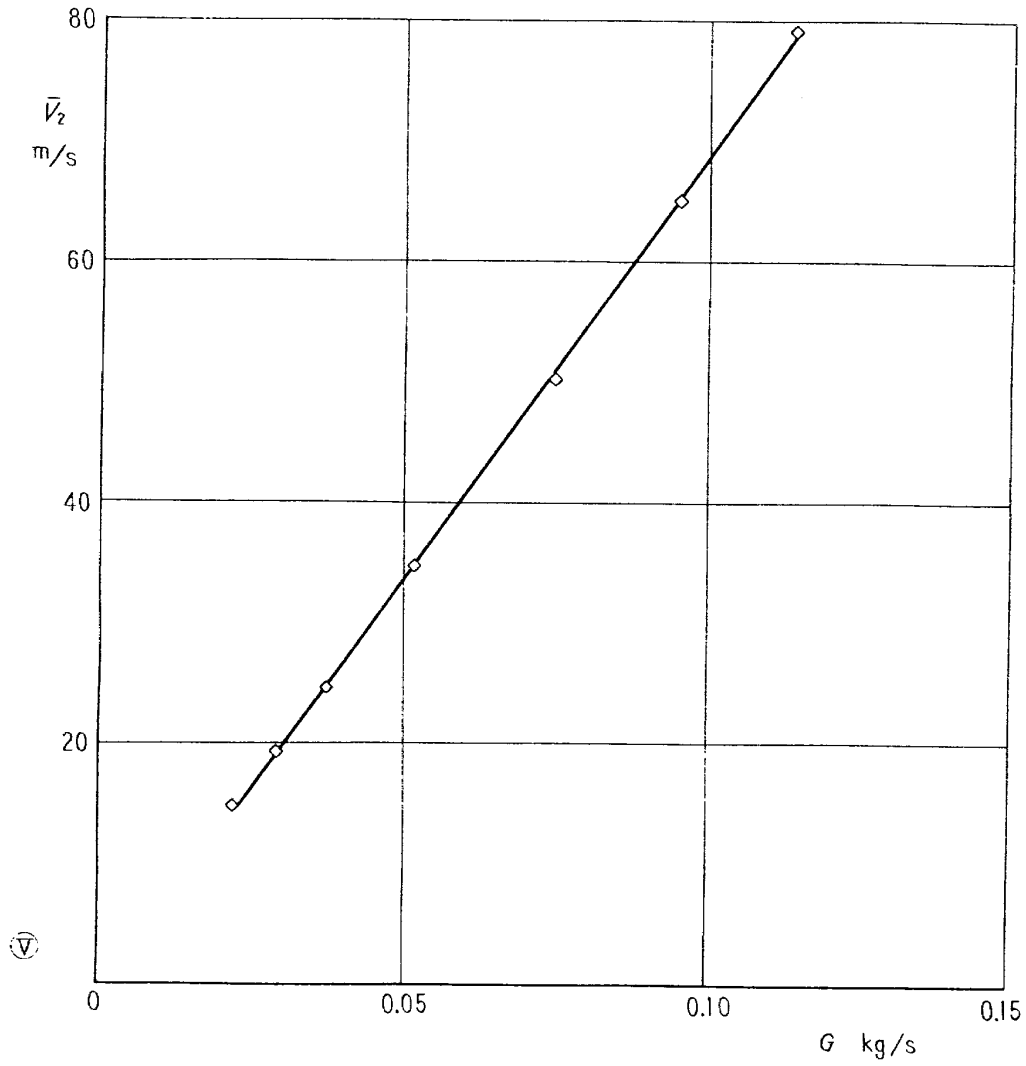


図 17-2 $\bar{V}_2 \sim G$ (起動: 配列V)

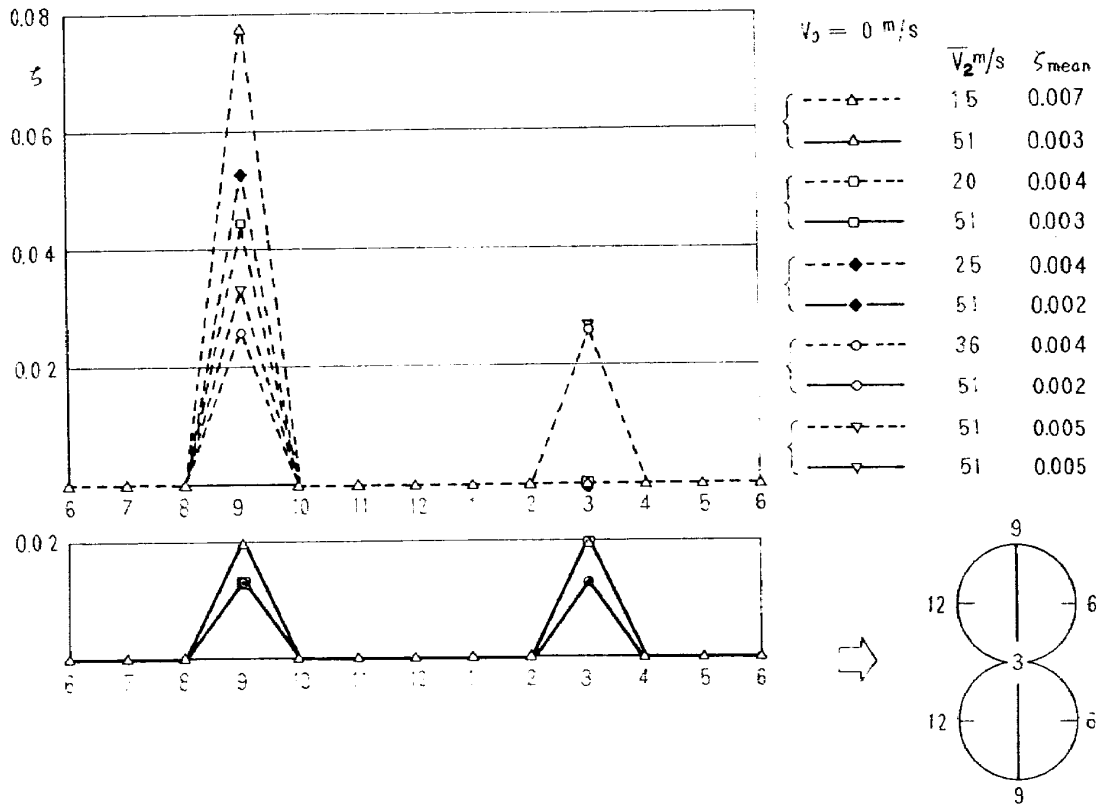


図 18-1(a) ζ分布 (起動: 配列II)

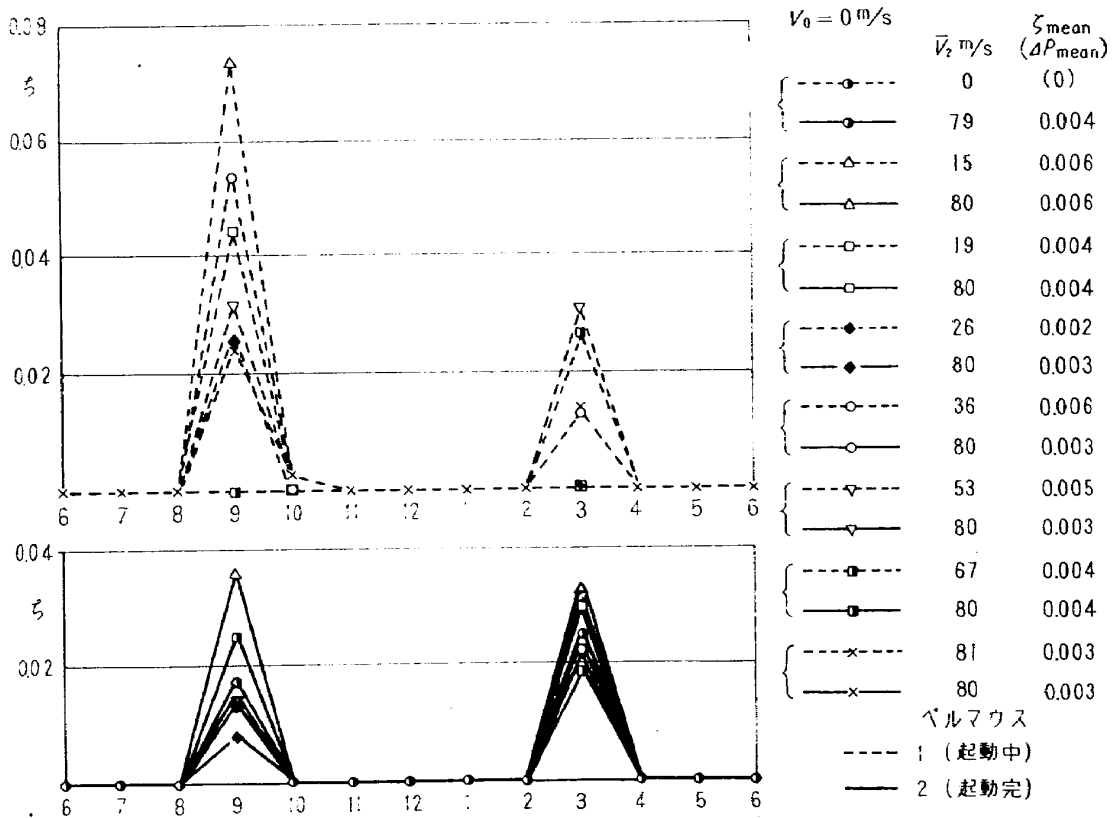


図 18-1(b) ζ分布 (起動: II)

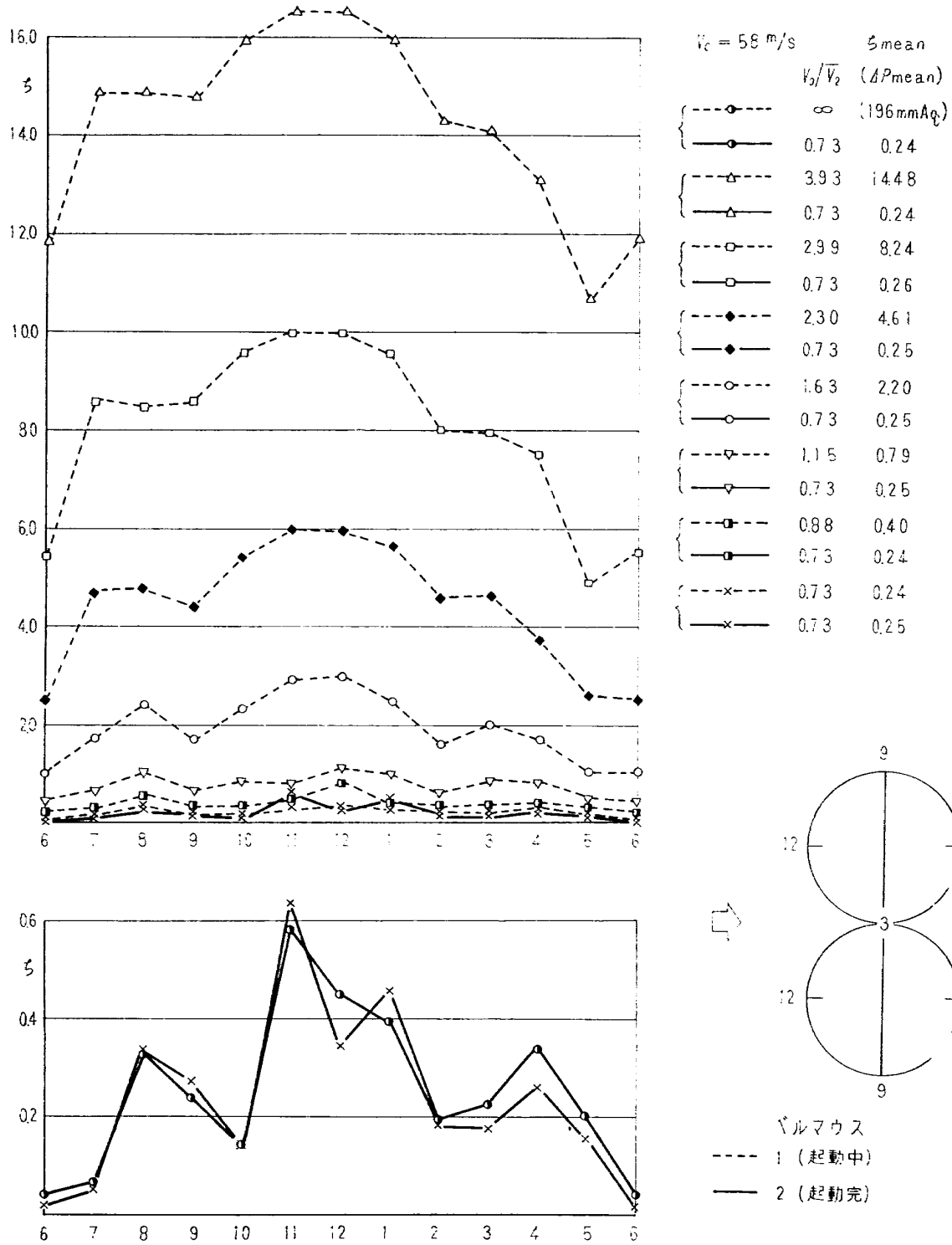


図 18-1(c) ζ分布 (起動: II)

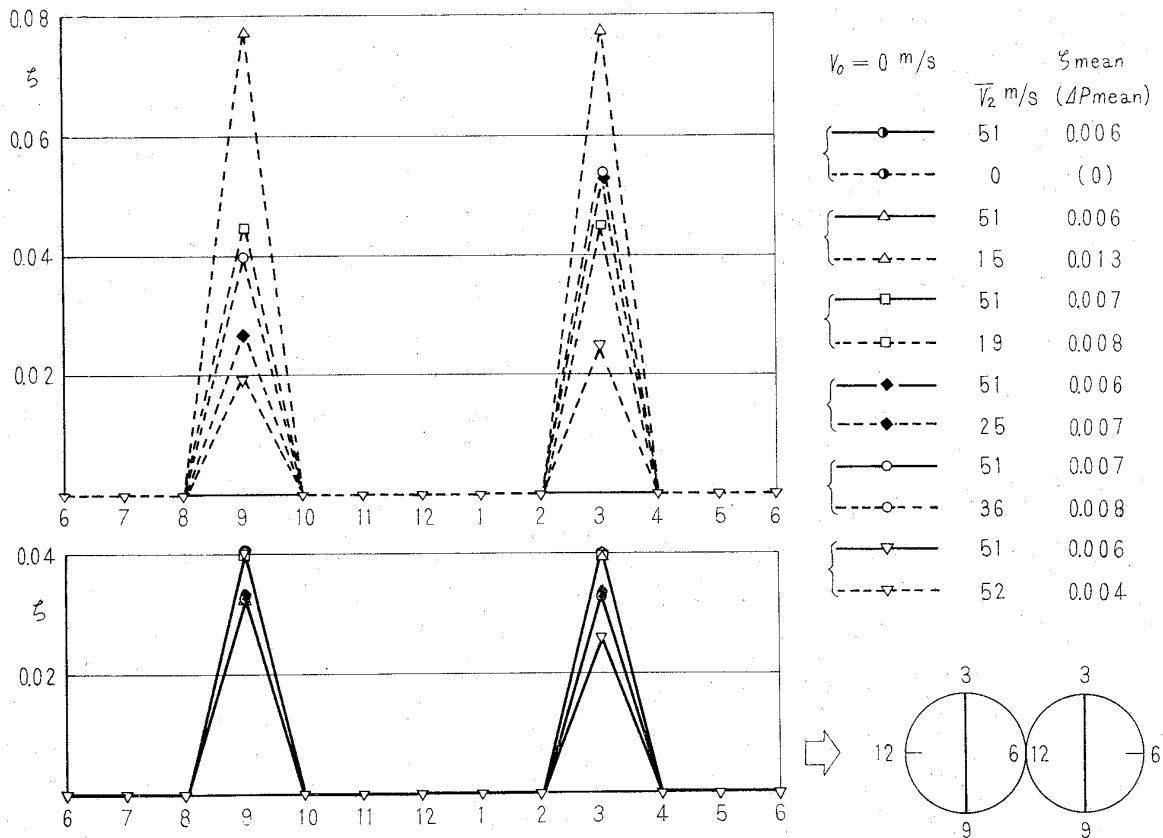


図 18-2(a) ζ 分布 (起動: 配列 III A)

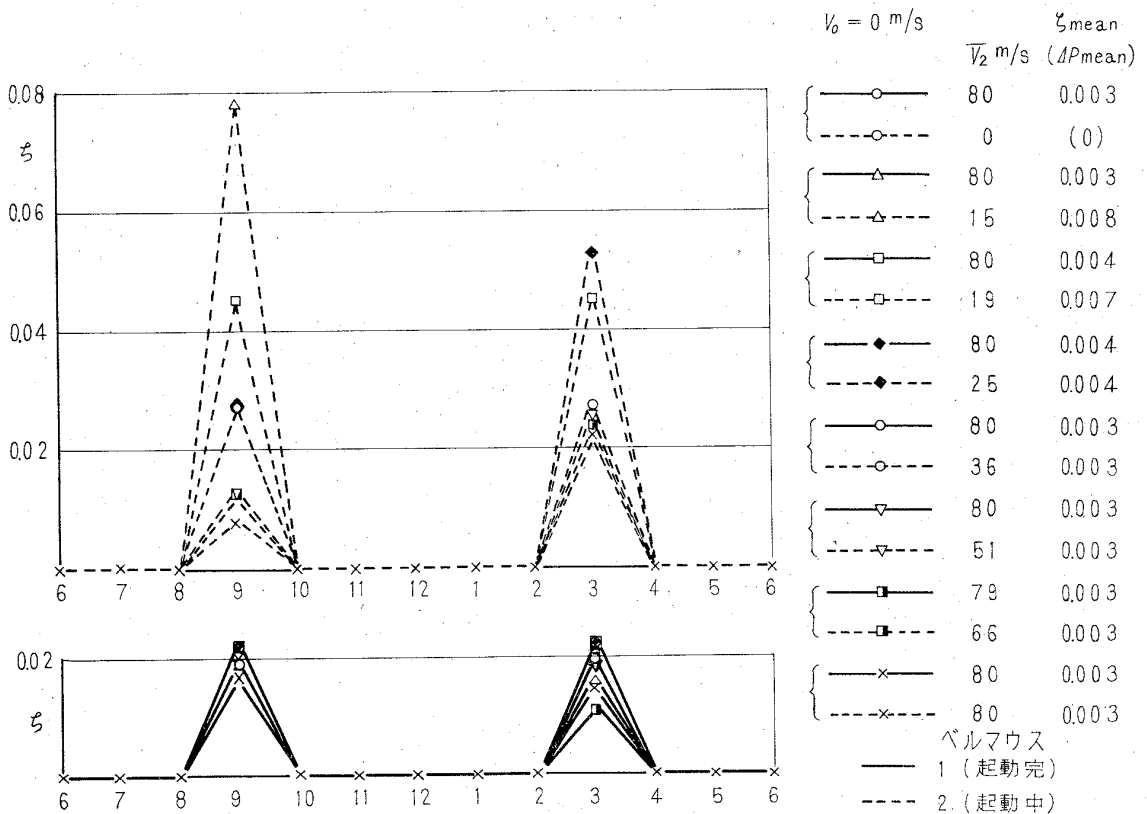


図 18-2(b) ζ 分布 (起動: III A)

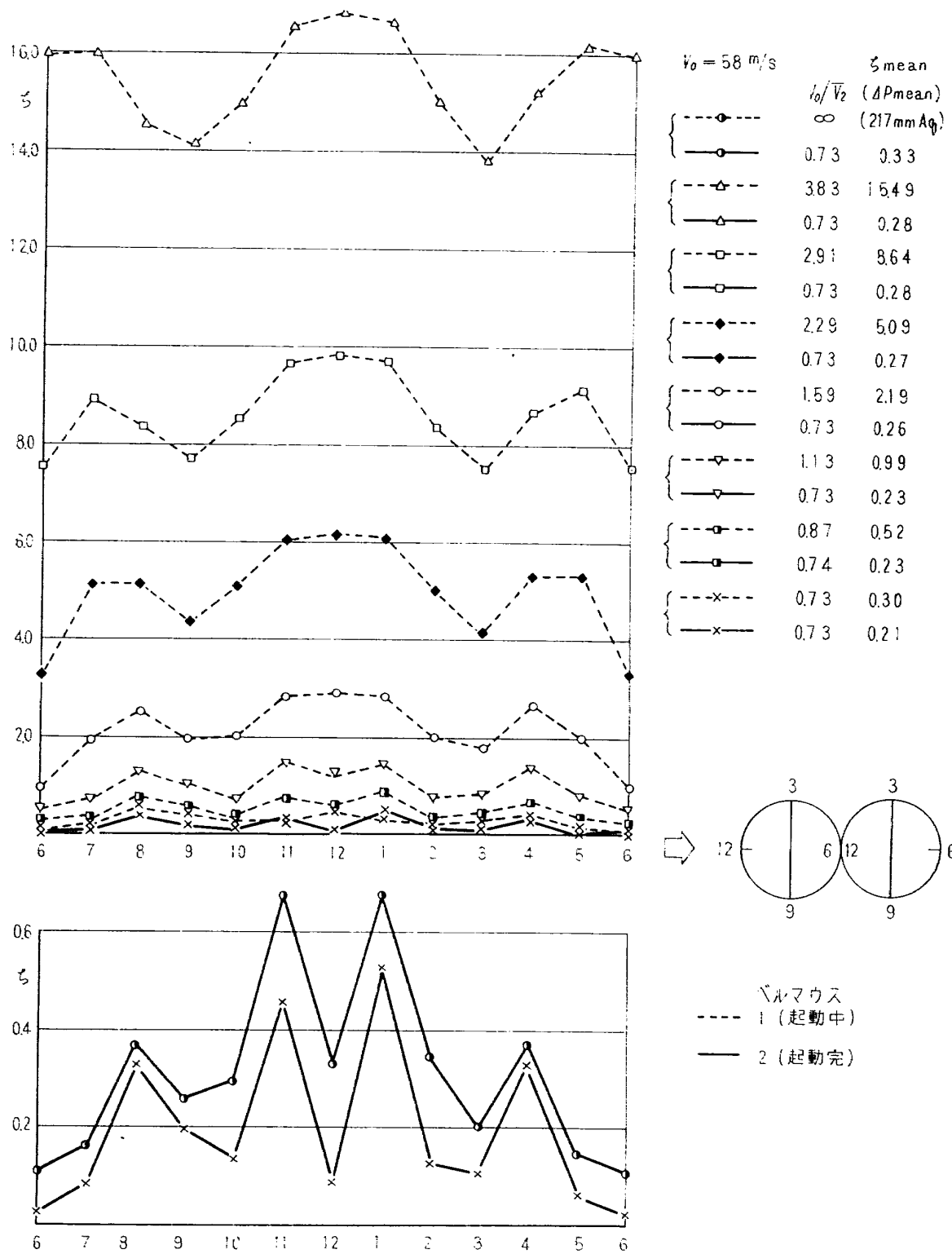


図 18-2(c) ζ分布 (起動: III A)

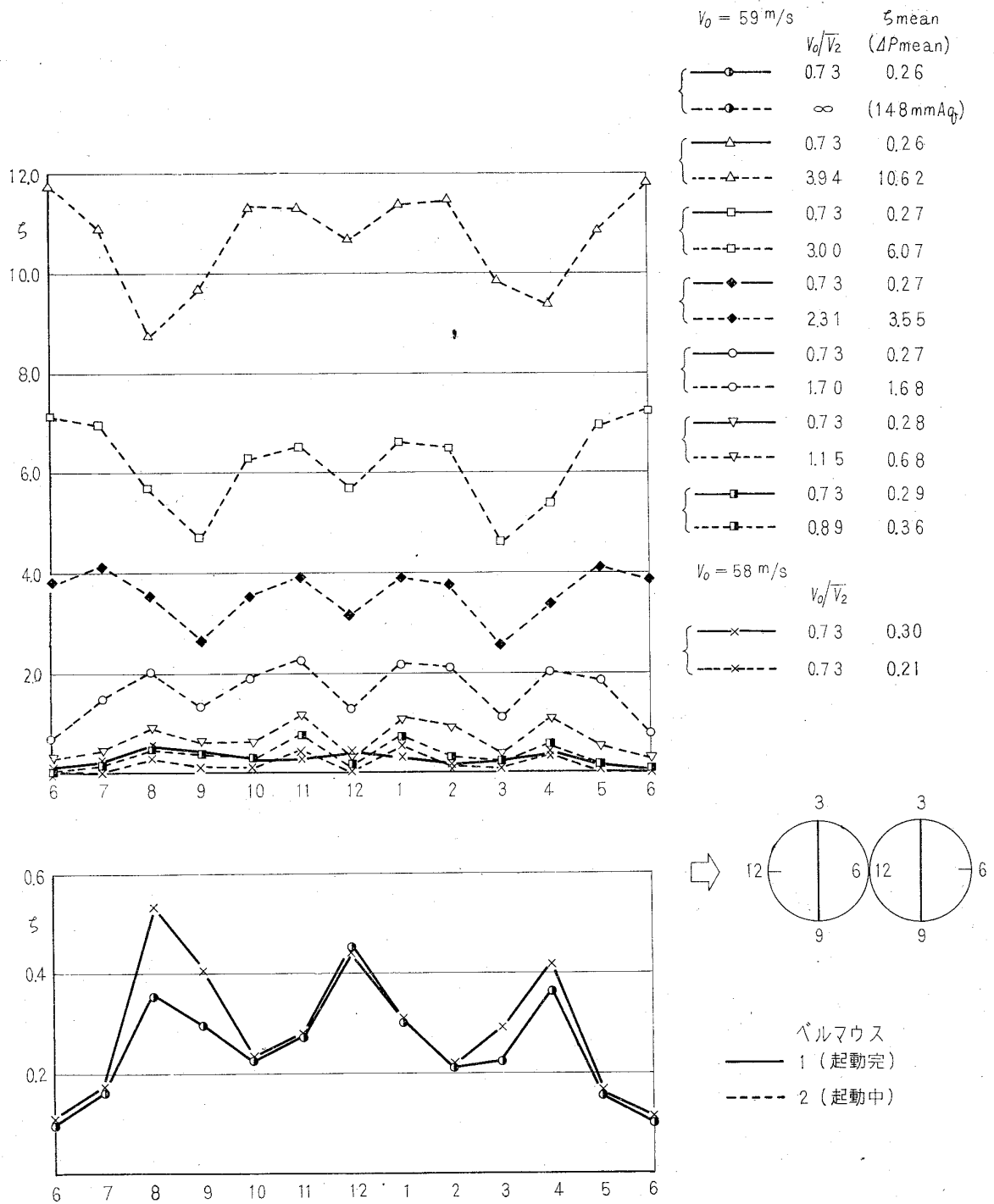


図 18-2(d) ζ分布 (起動: III A)

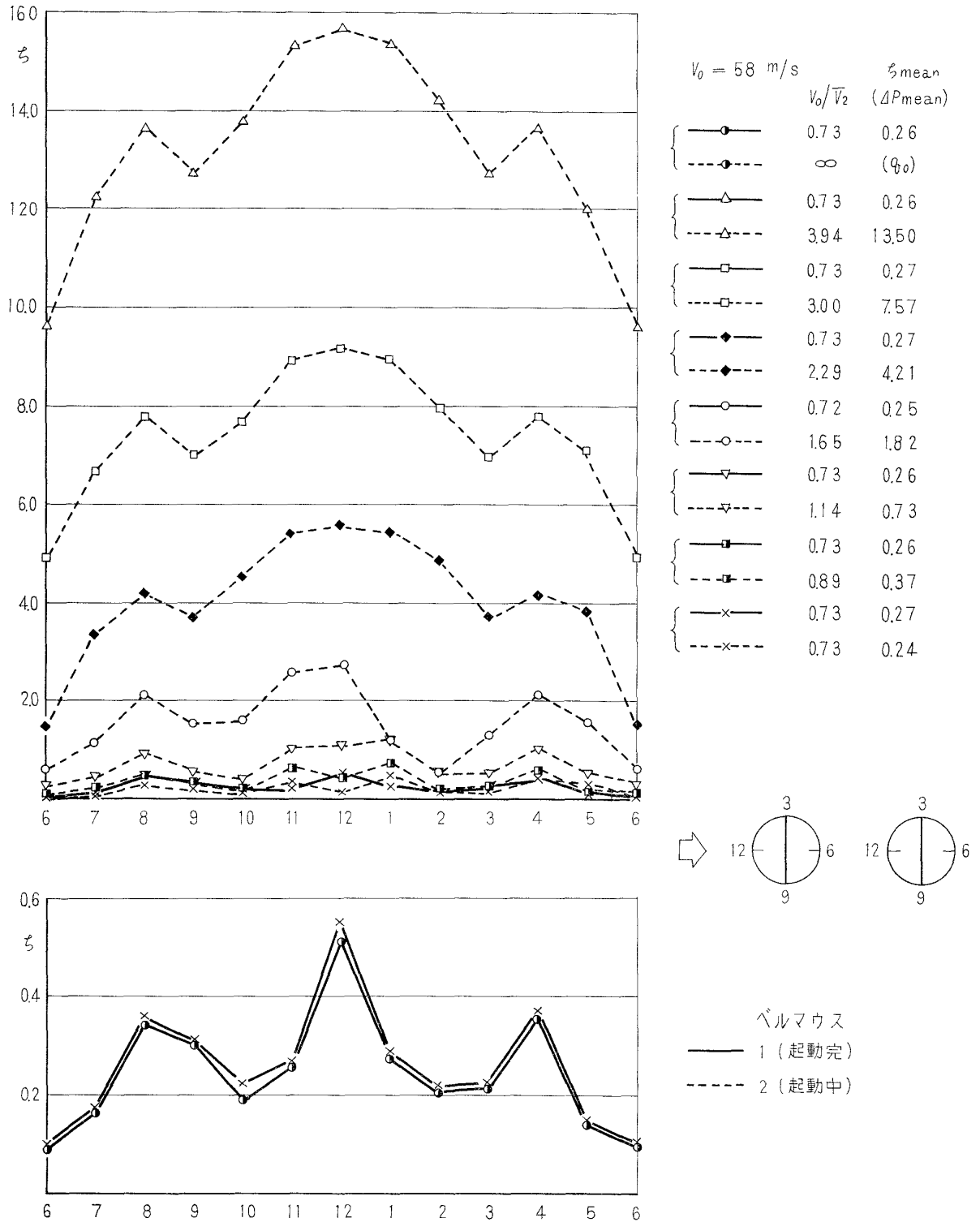


図 18-3 ζ分布 (起動: 配列ⅢB)

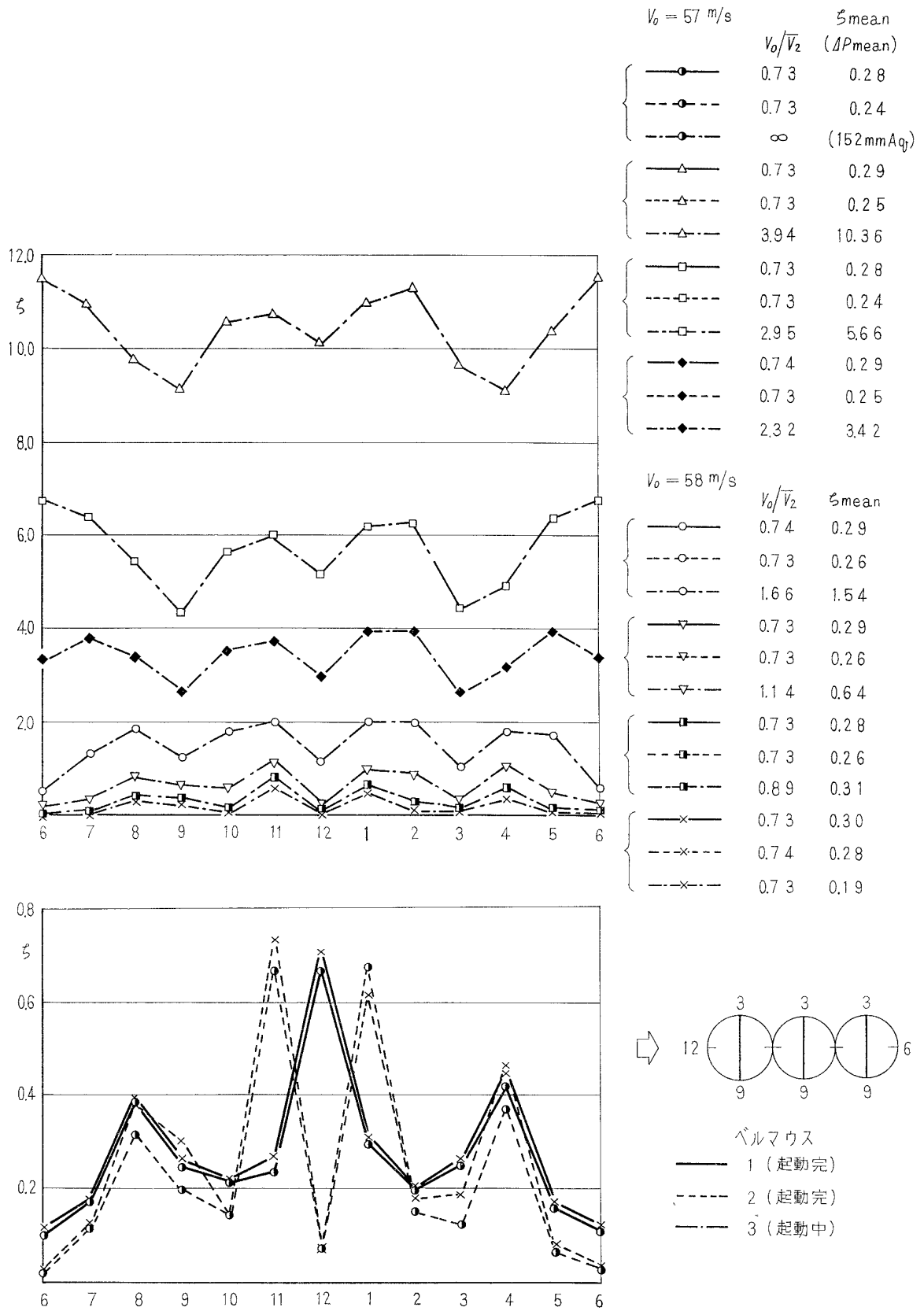
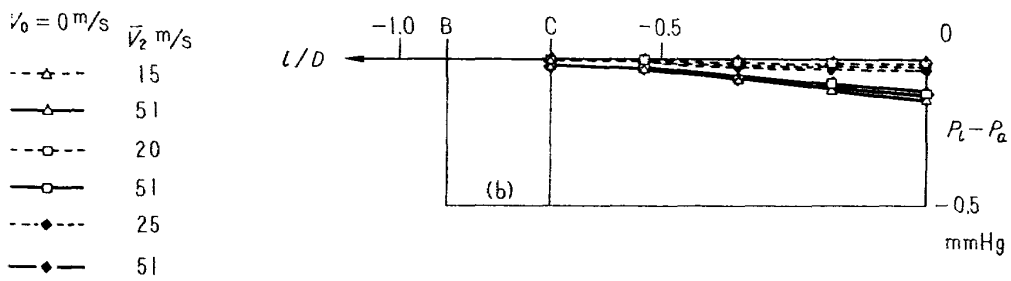
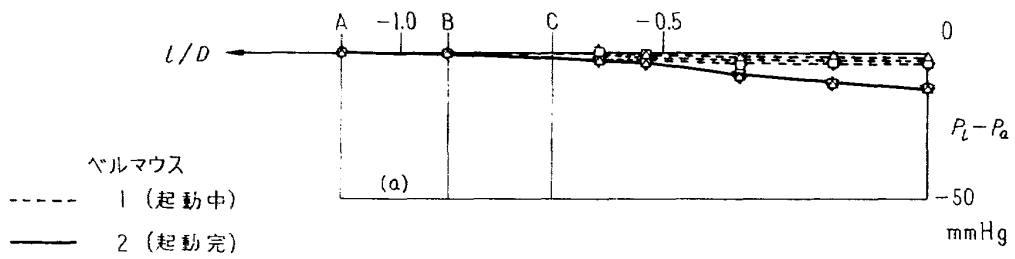
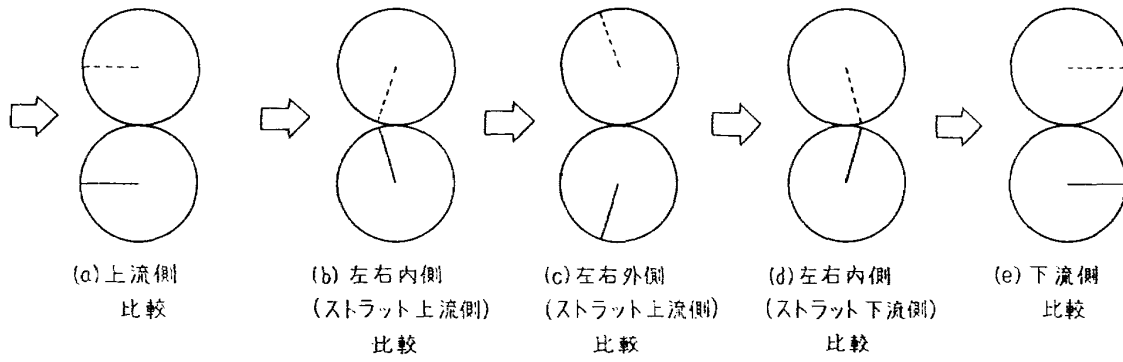


図 18-4 ζ分布 (起動: 配列V)



Ⓜ

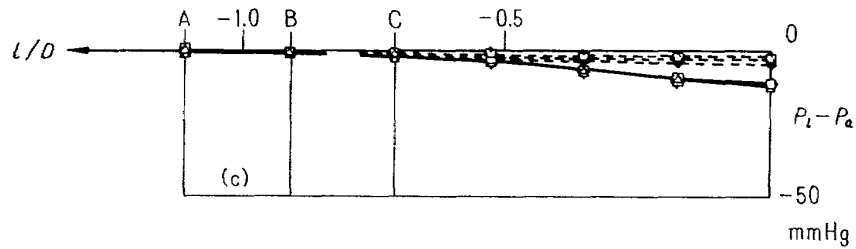


図 19-1(a) ベルマウス静圧分布 (起動：配列Ⅱ)

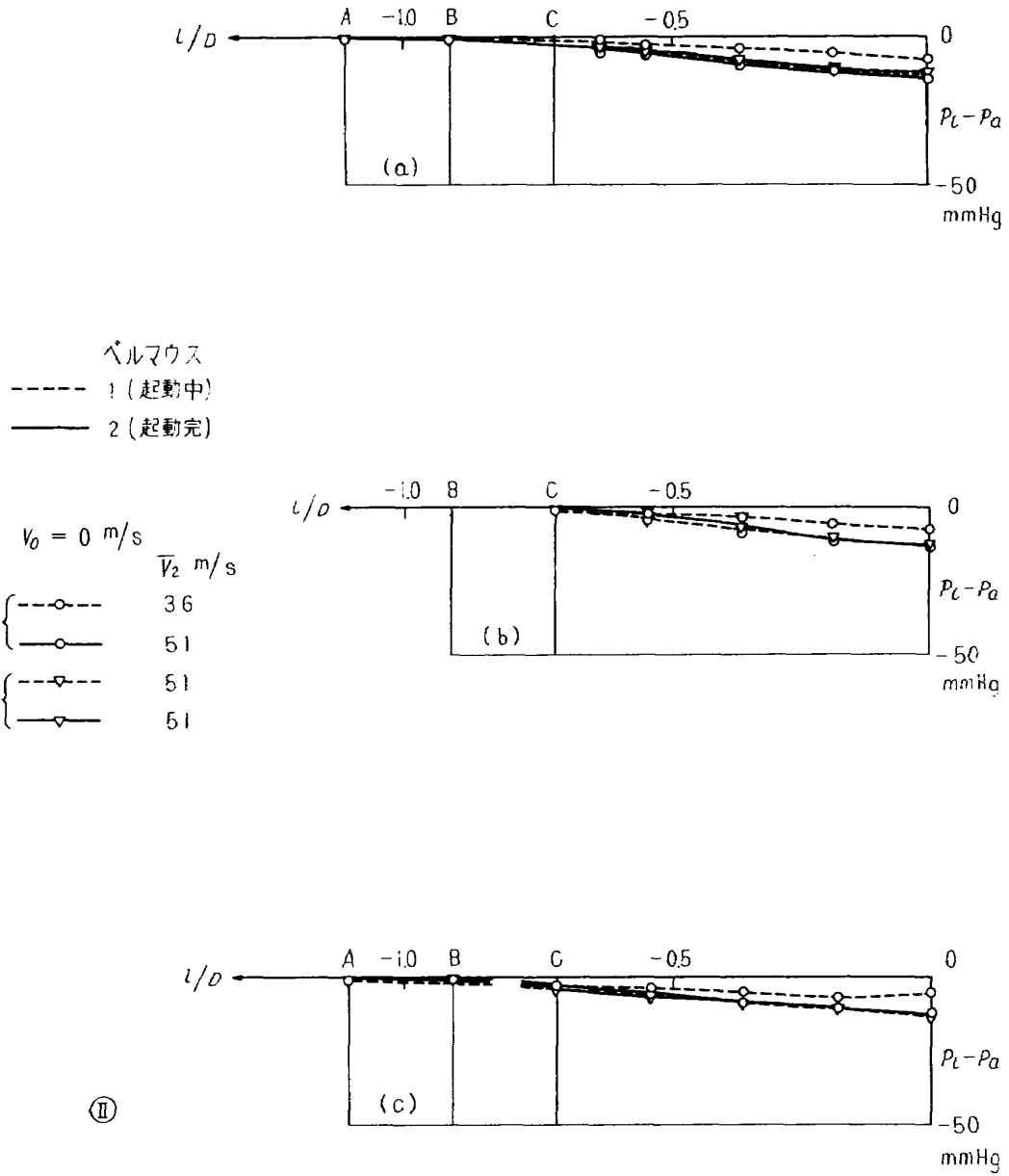


図 19-1(b) ベルマウス静圧分布 (起動: II)

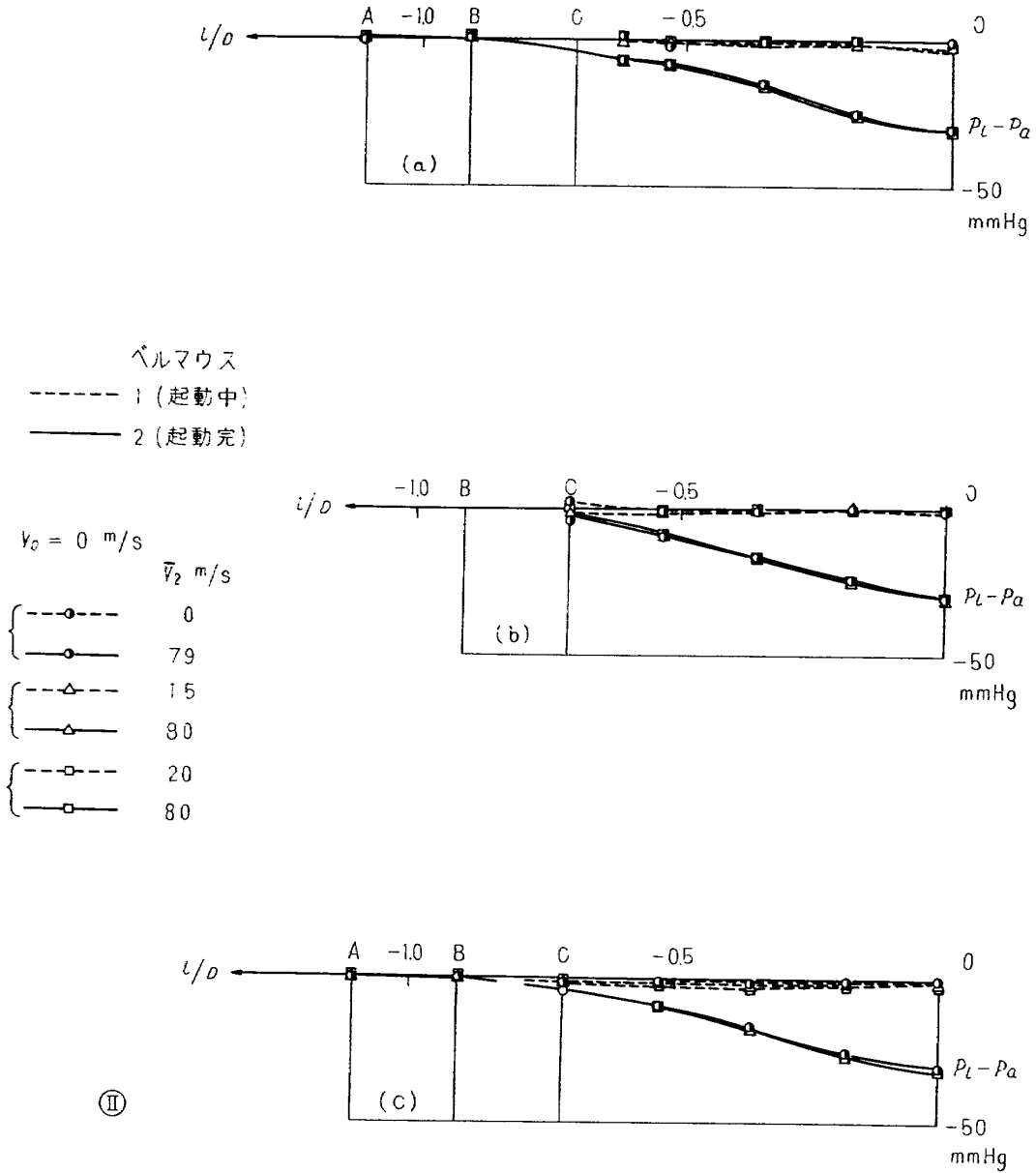


図 19-1(c) ベルマウス静圧分布 (起動: II)

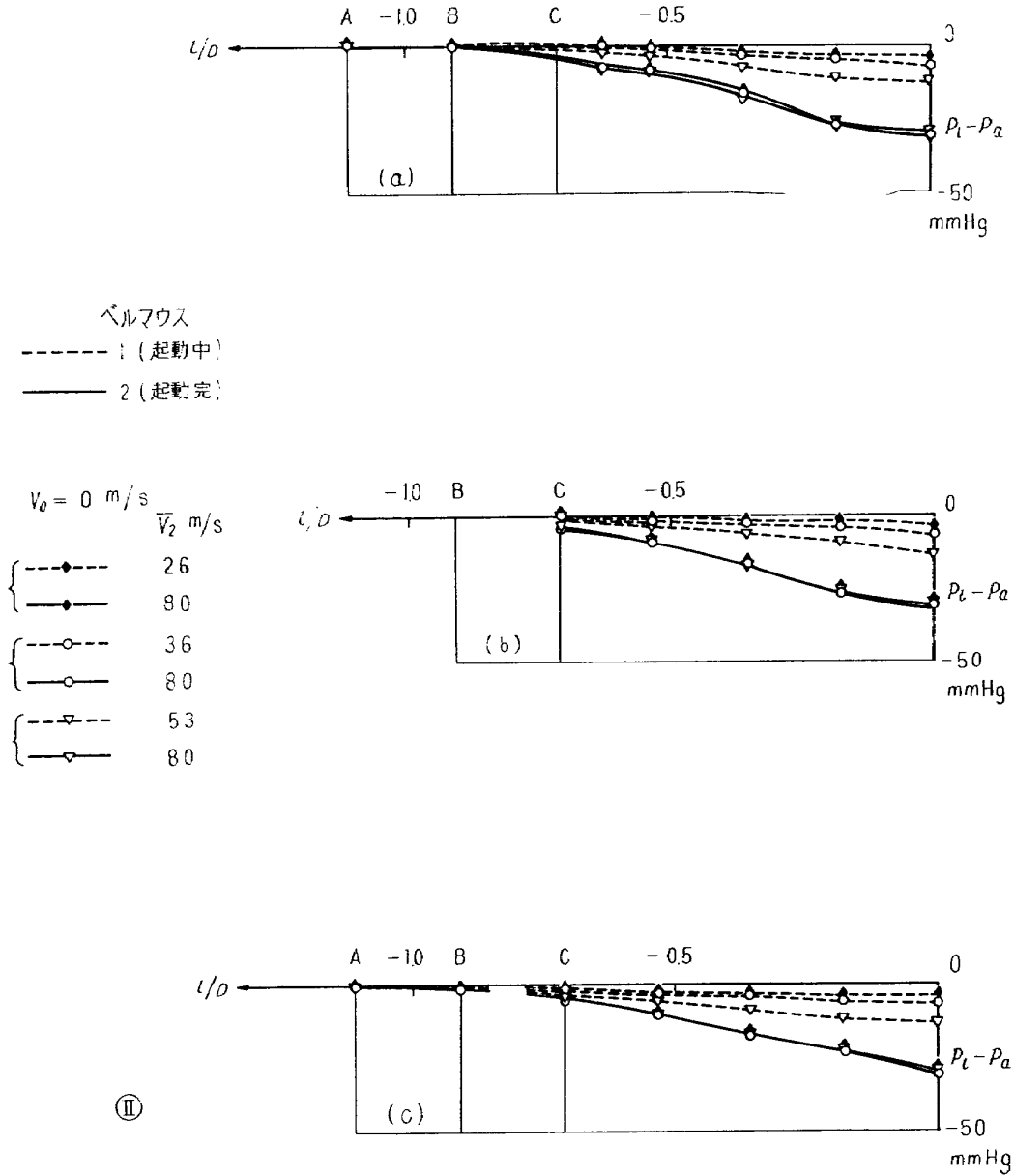


図 19-1(d) ベルマウス静圧分布 (起動: II)

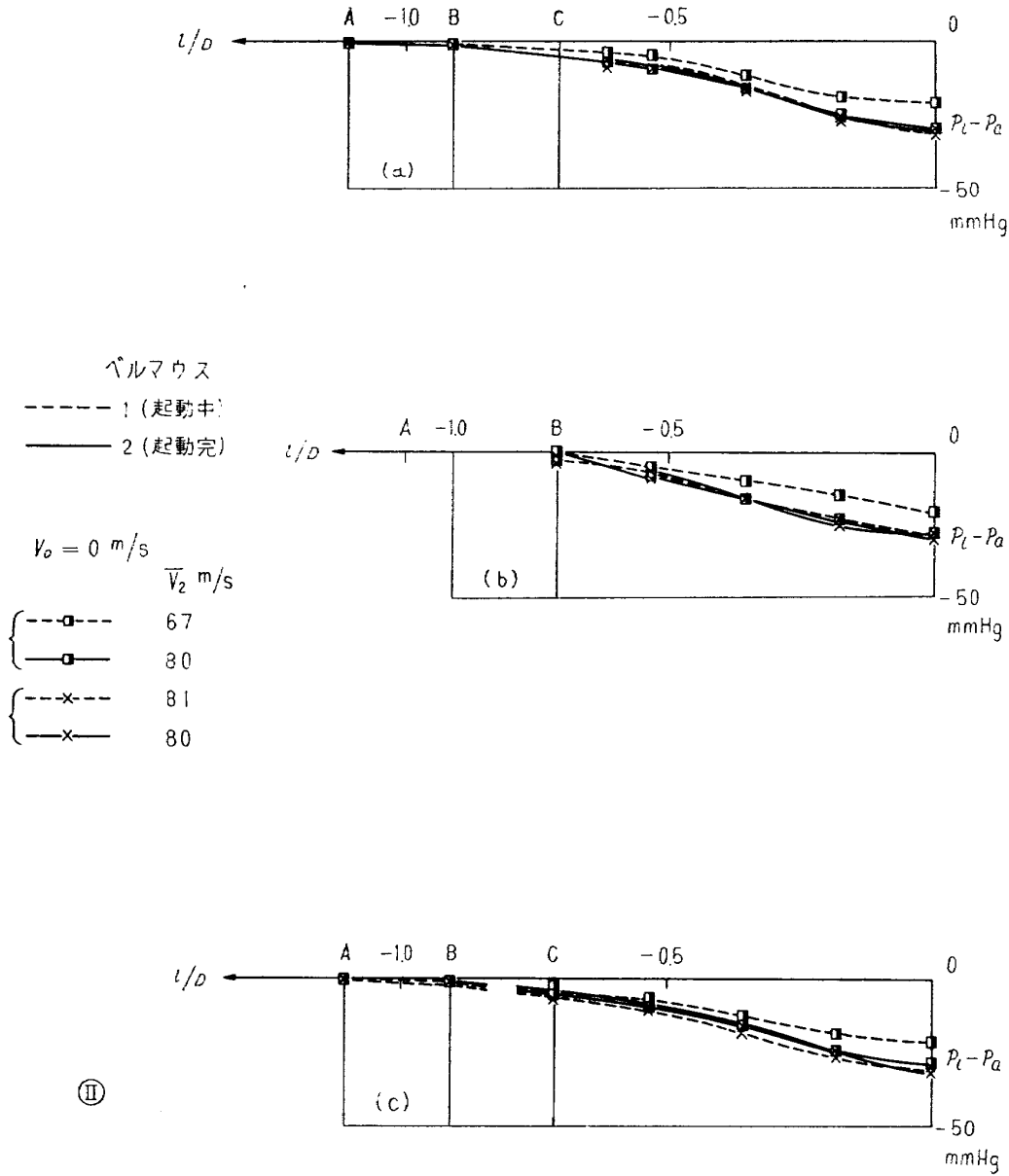


図 19-1(e) ベルマウス静圧分布 (起動: II)

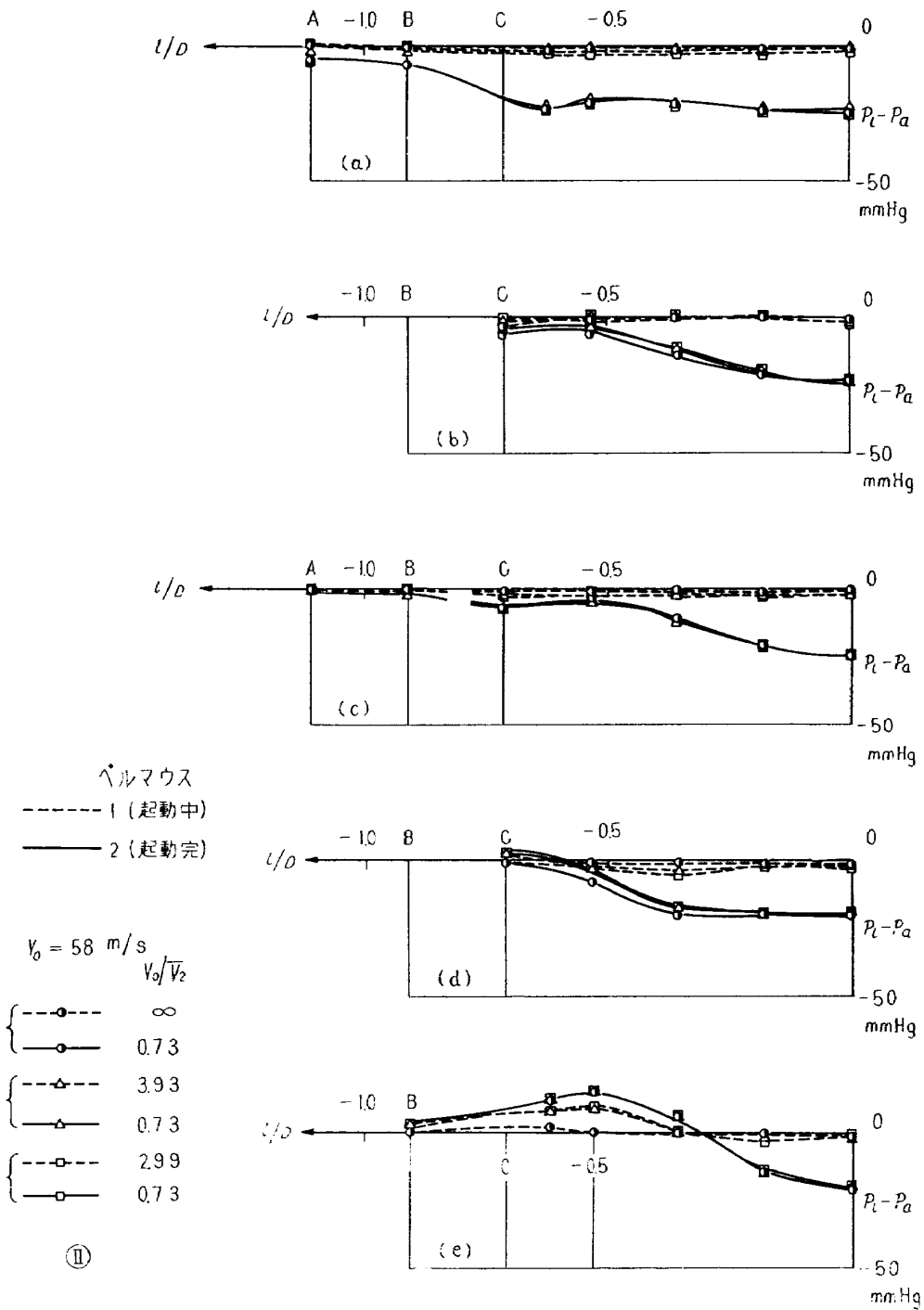


図 19-1(f) ベルマウス静圧分布 (起動：Ⅱ)

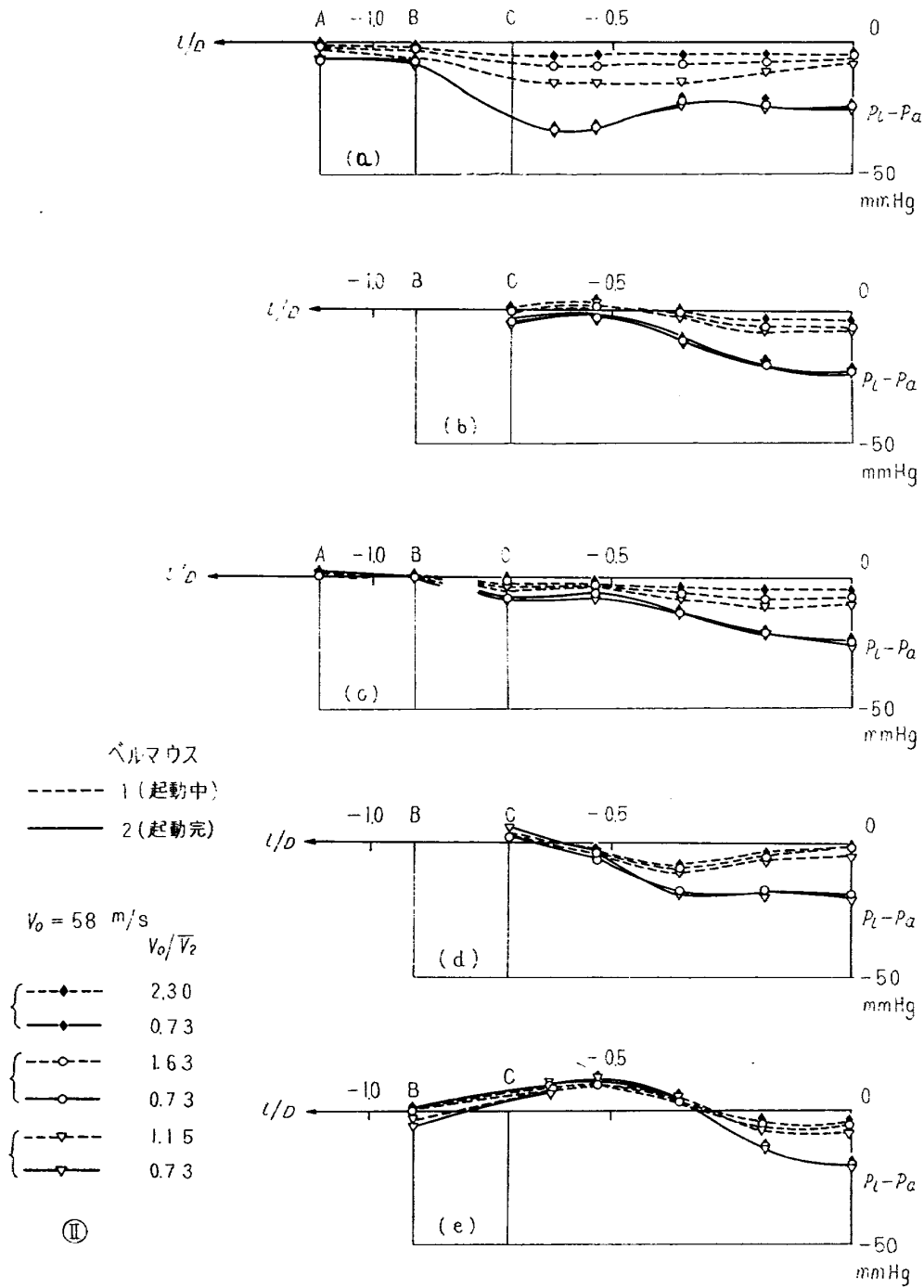


図 19-1(g) ベルマウス静圧分布 (起動：Ⅱ)

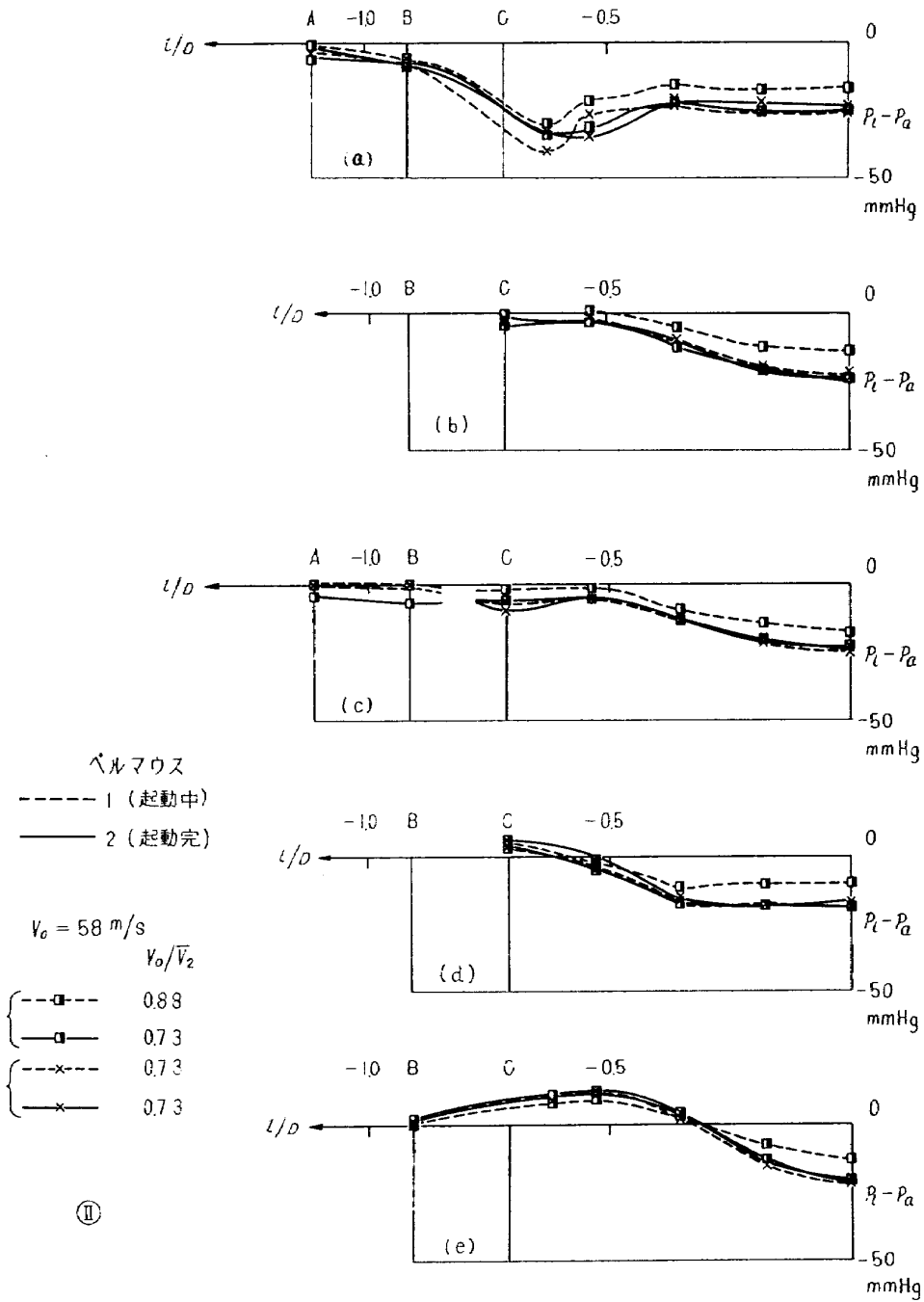


図 19-1(h) ベルマウス静圧分布 (起動: II)

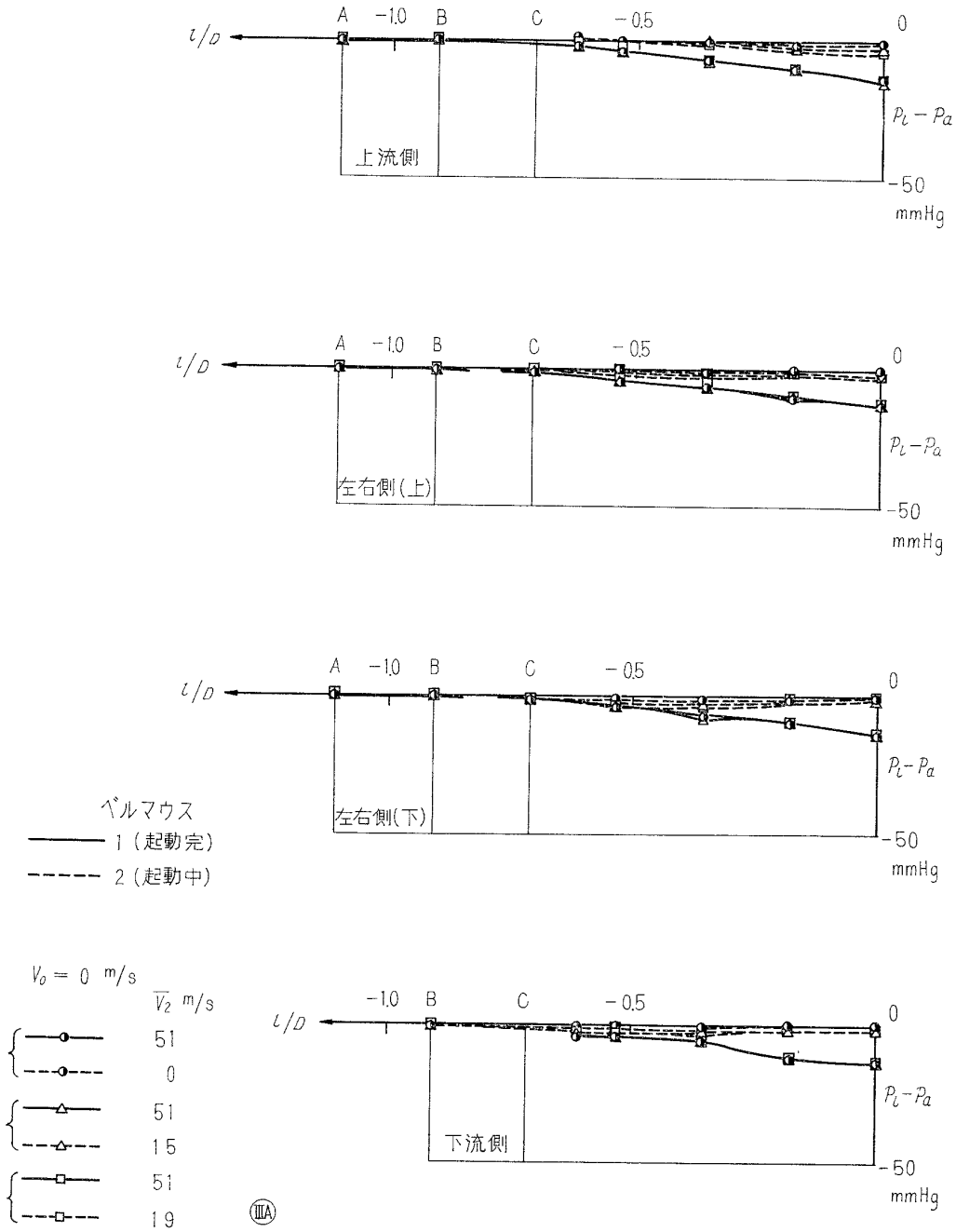


図 19-2(a) ベルマウス静圧分布 (起動: 配列 III A)

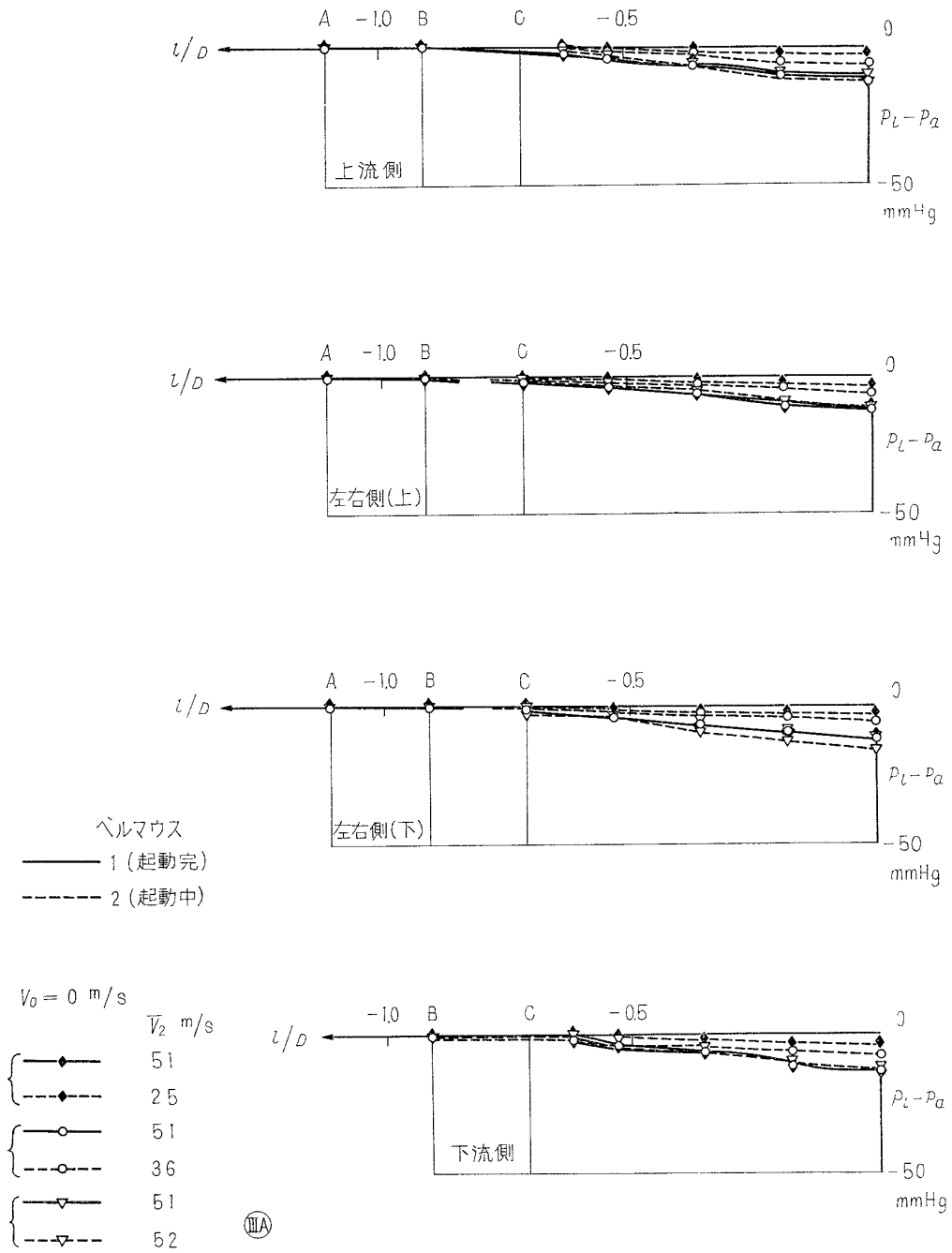


図 19-2(b) ベルマウス静圧分布 (起動: III A)

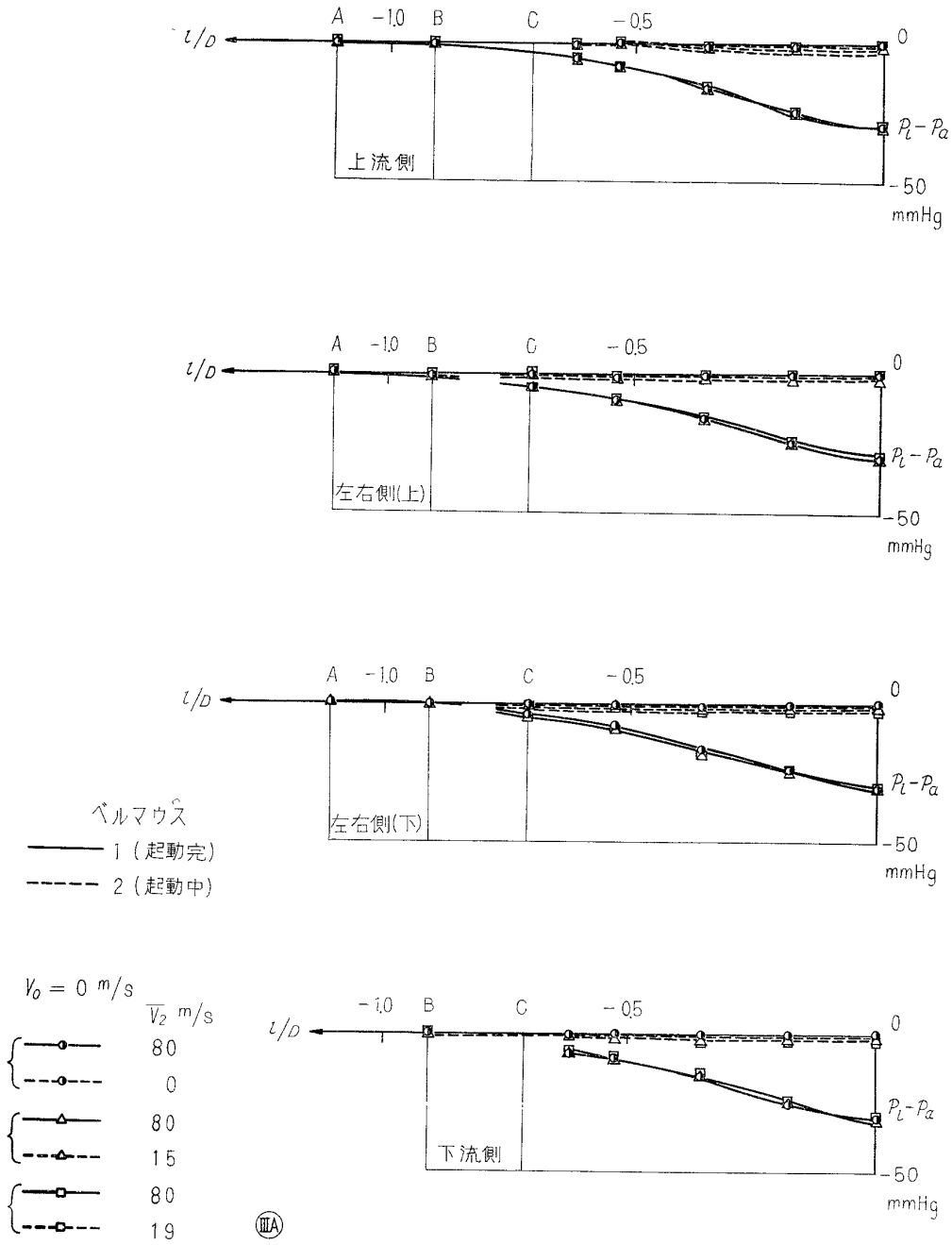


図 19-2(c) ベルマウス静圧分布 (起動: ⅢA)

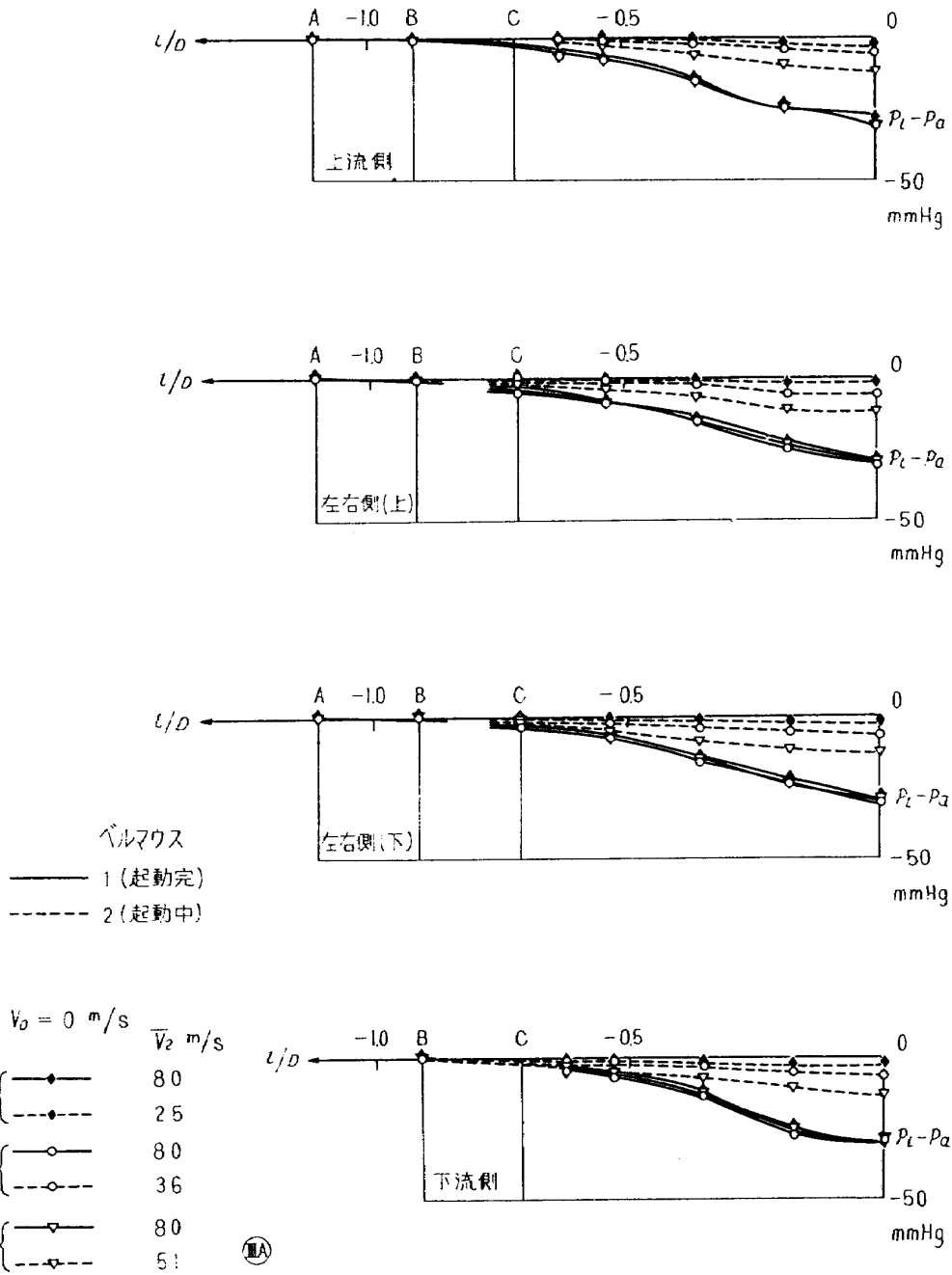


図 19-2(d) ベルマウス静圧分布 (起動: III A)

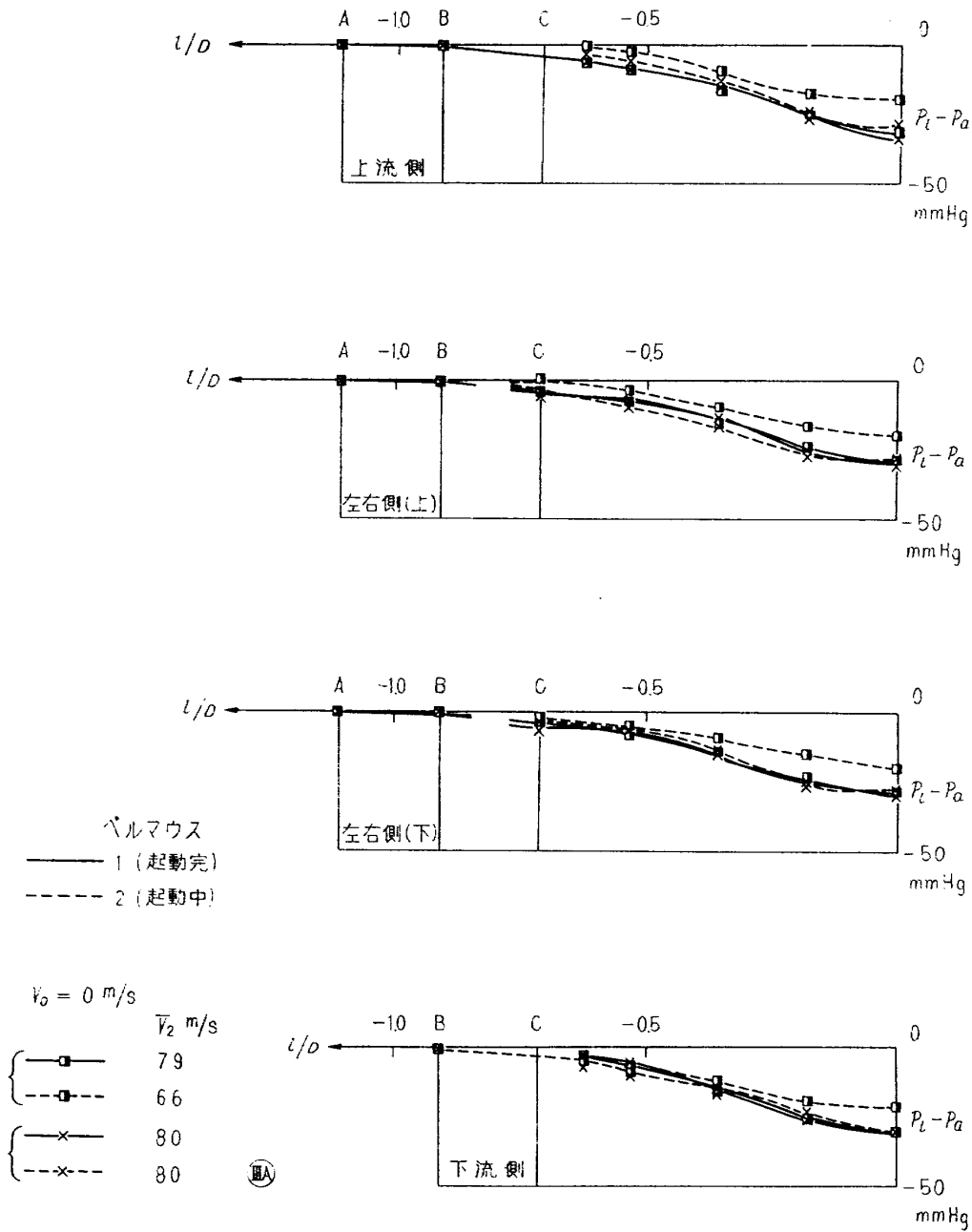


図 19-2(e) ベルマウス静圧分布 (起動: III A)

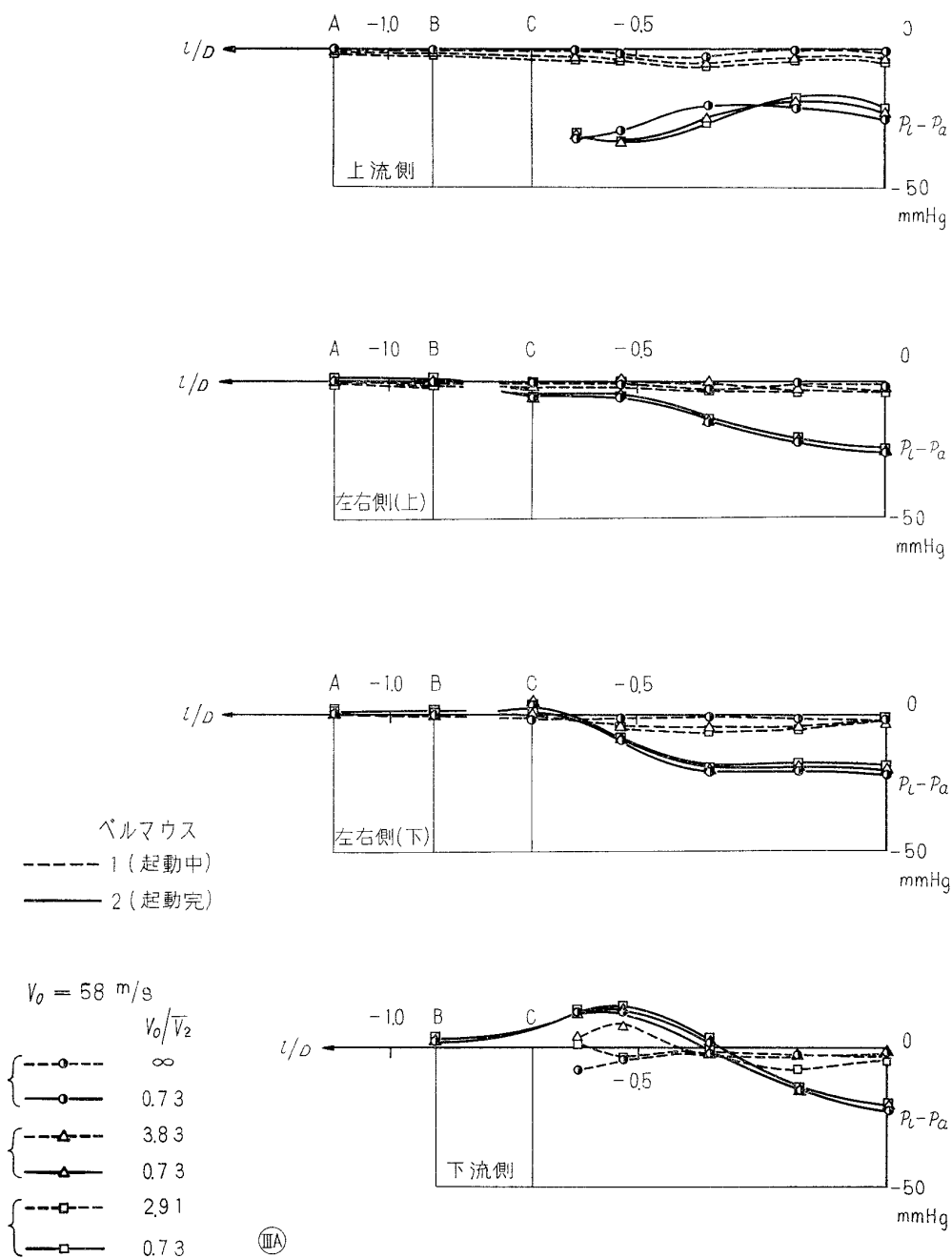


図 19-2(f) ベルマウス静圧分布 (起動: III A)

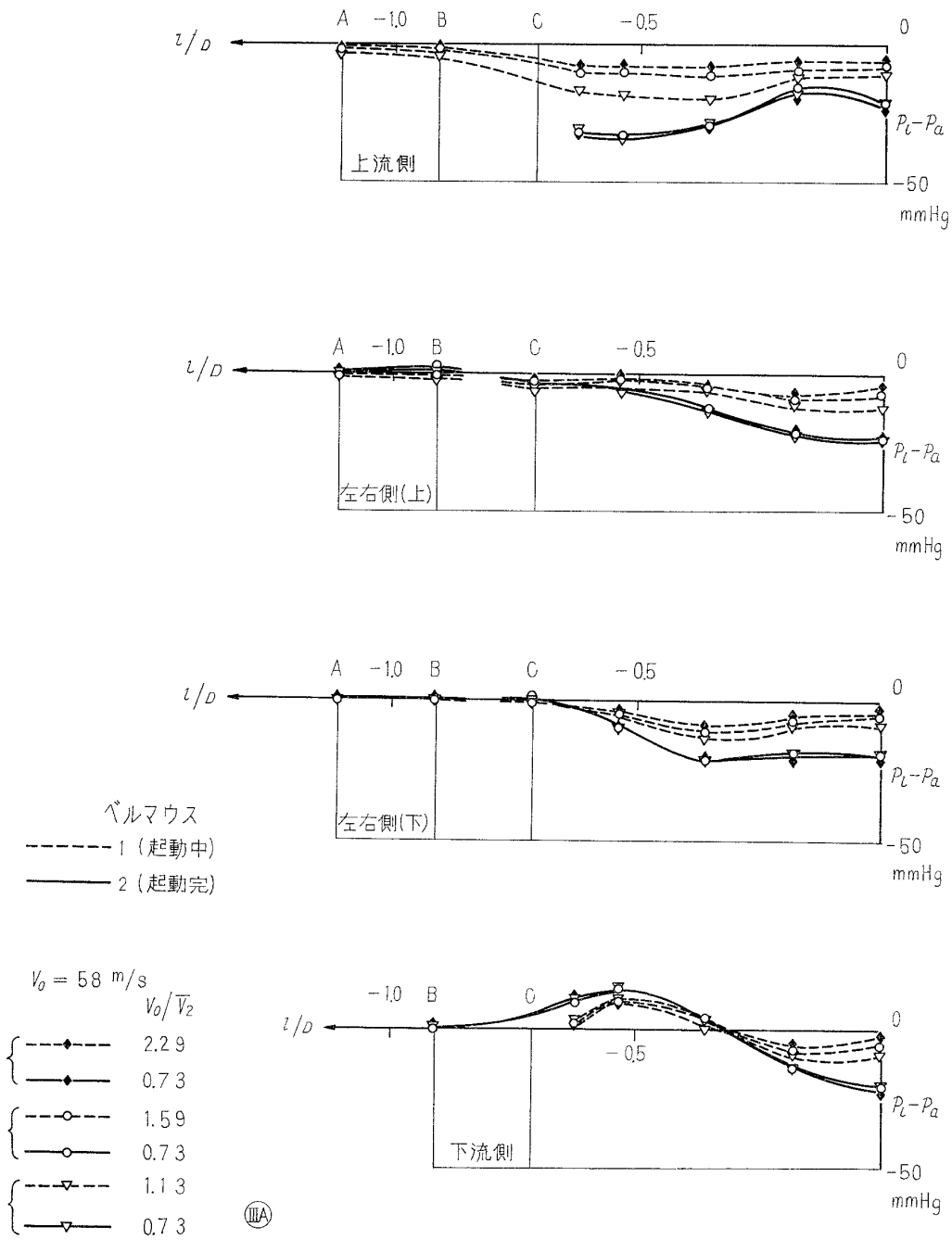


図 19-2(g) ベルマウス静圧分布 (起動: III A)

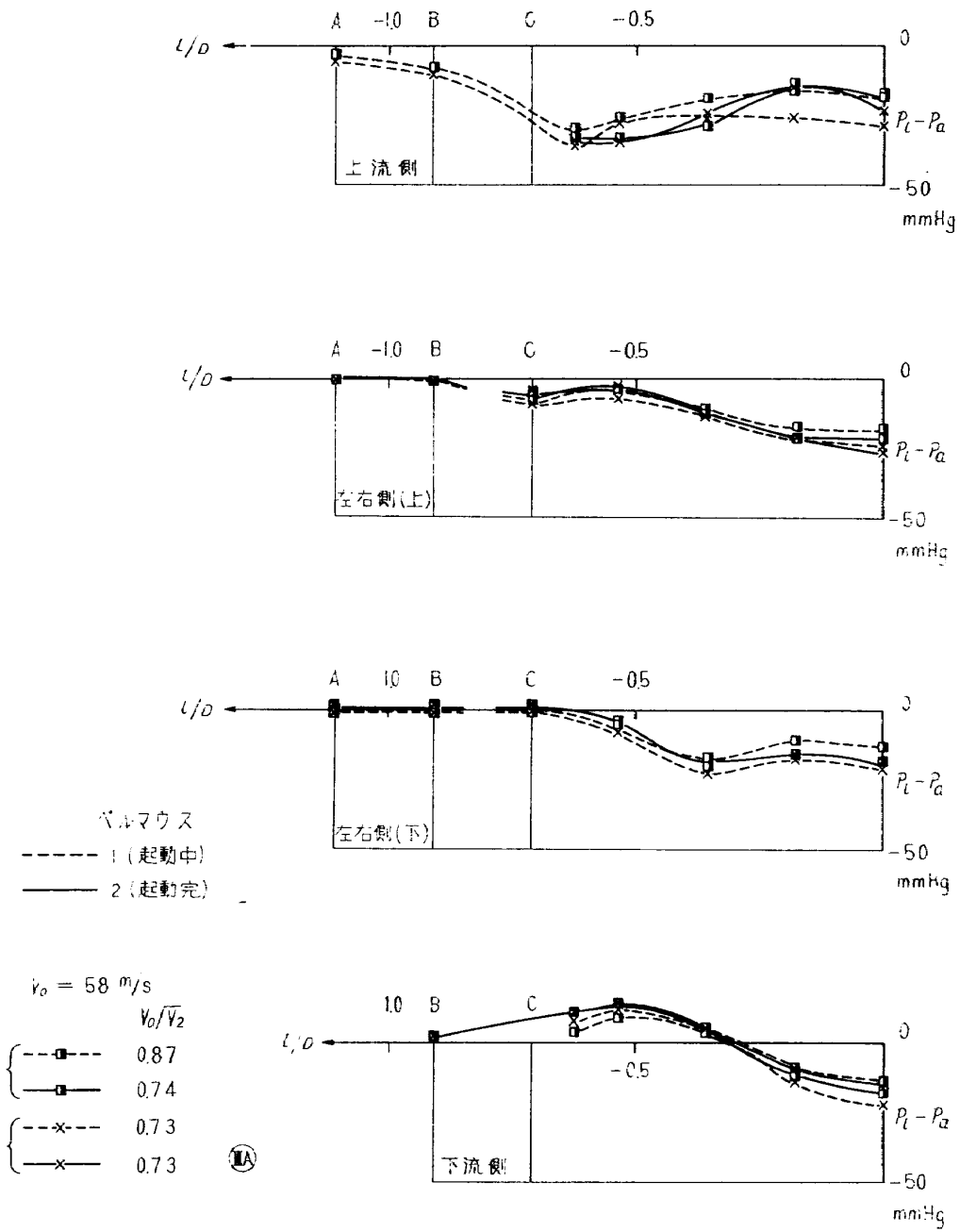


図 19-2(h) バルマウス静圧分布 (起動: 配列ⅢA)

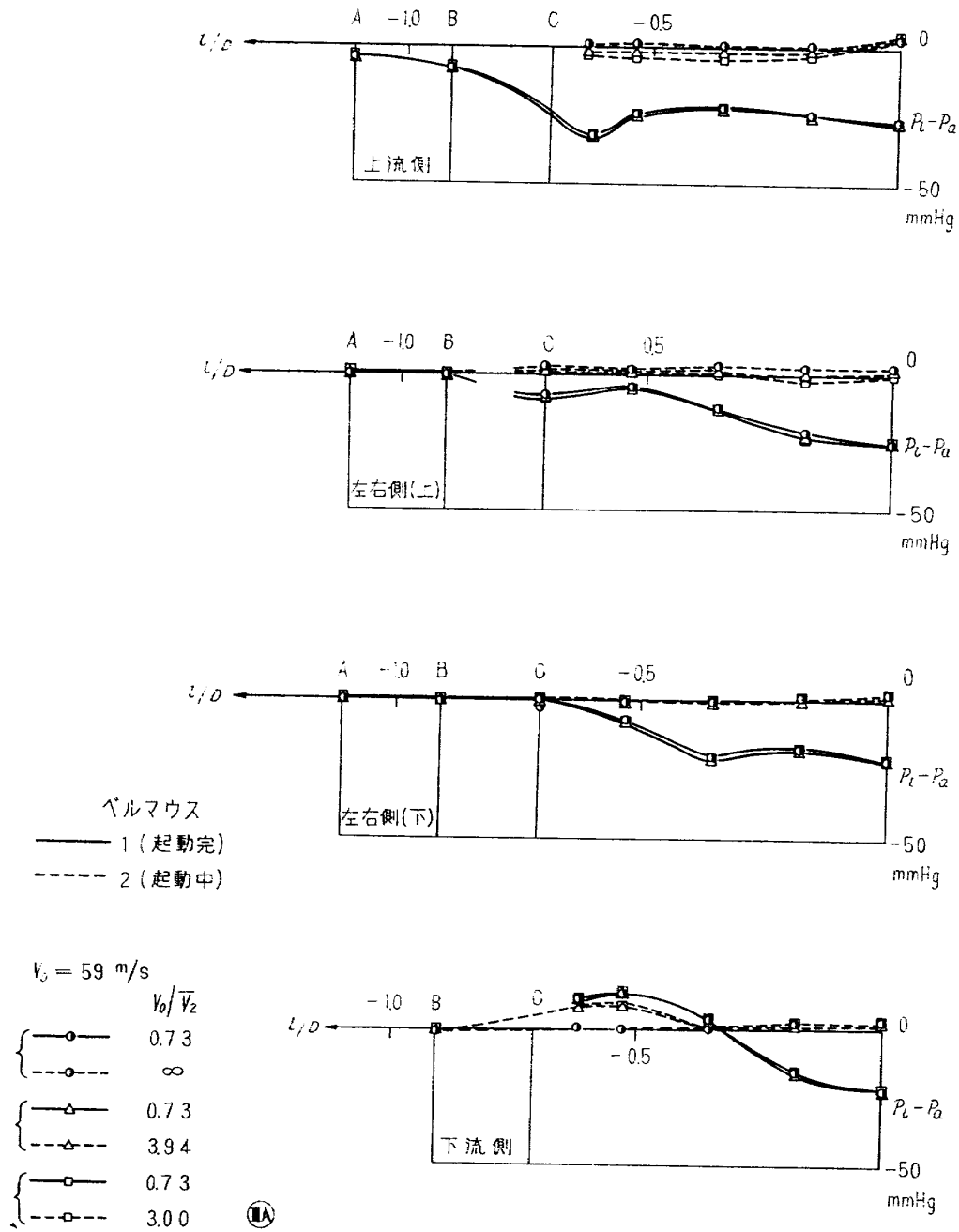


図 19-2(i) ベルマウス静圧分布 (起動: III A)

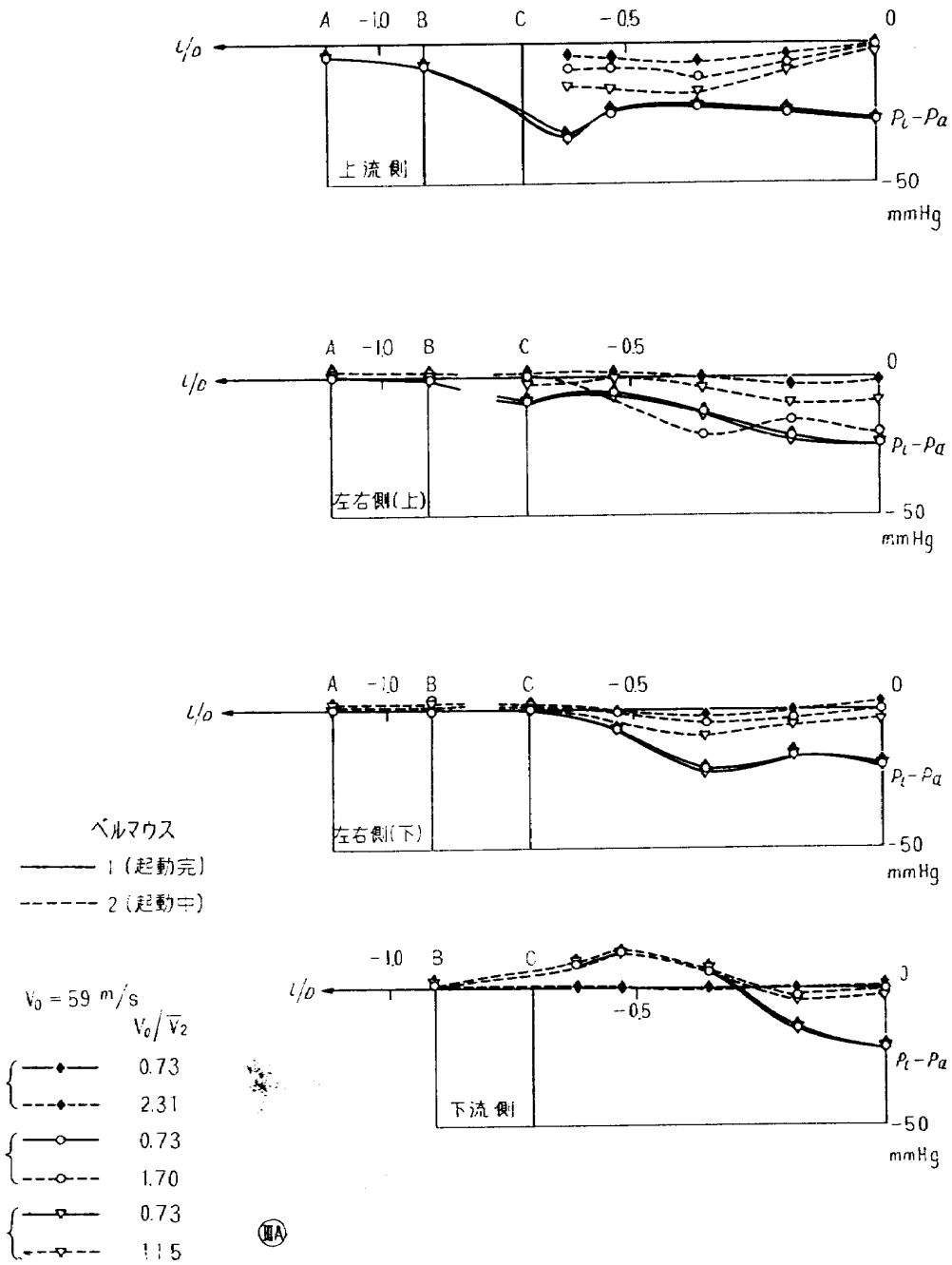


図 19-2(j) ベルマウス静圧分布 (起動: III A)

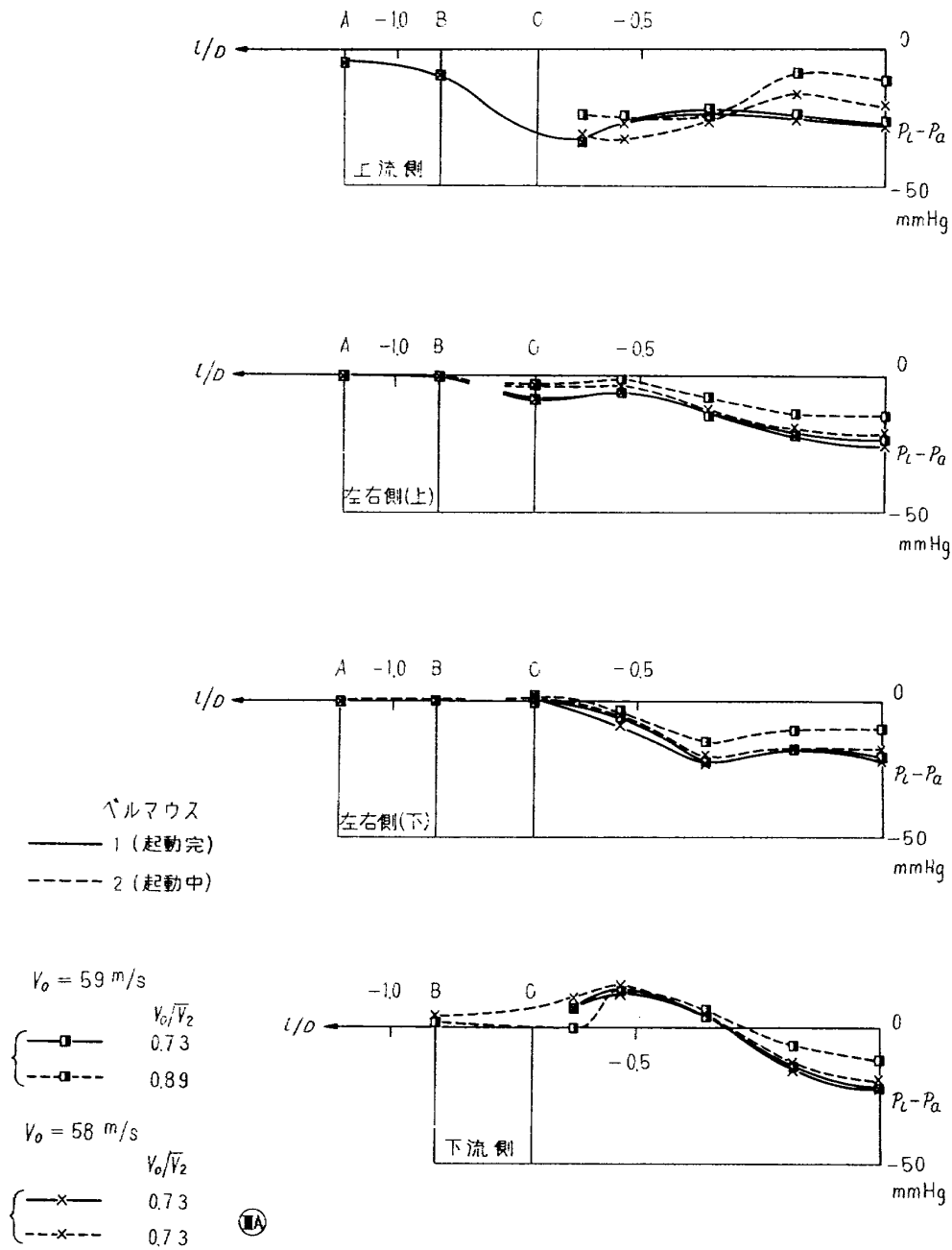


図 19-2(k) ベルマウス静圧分布 (起動: III A)

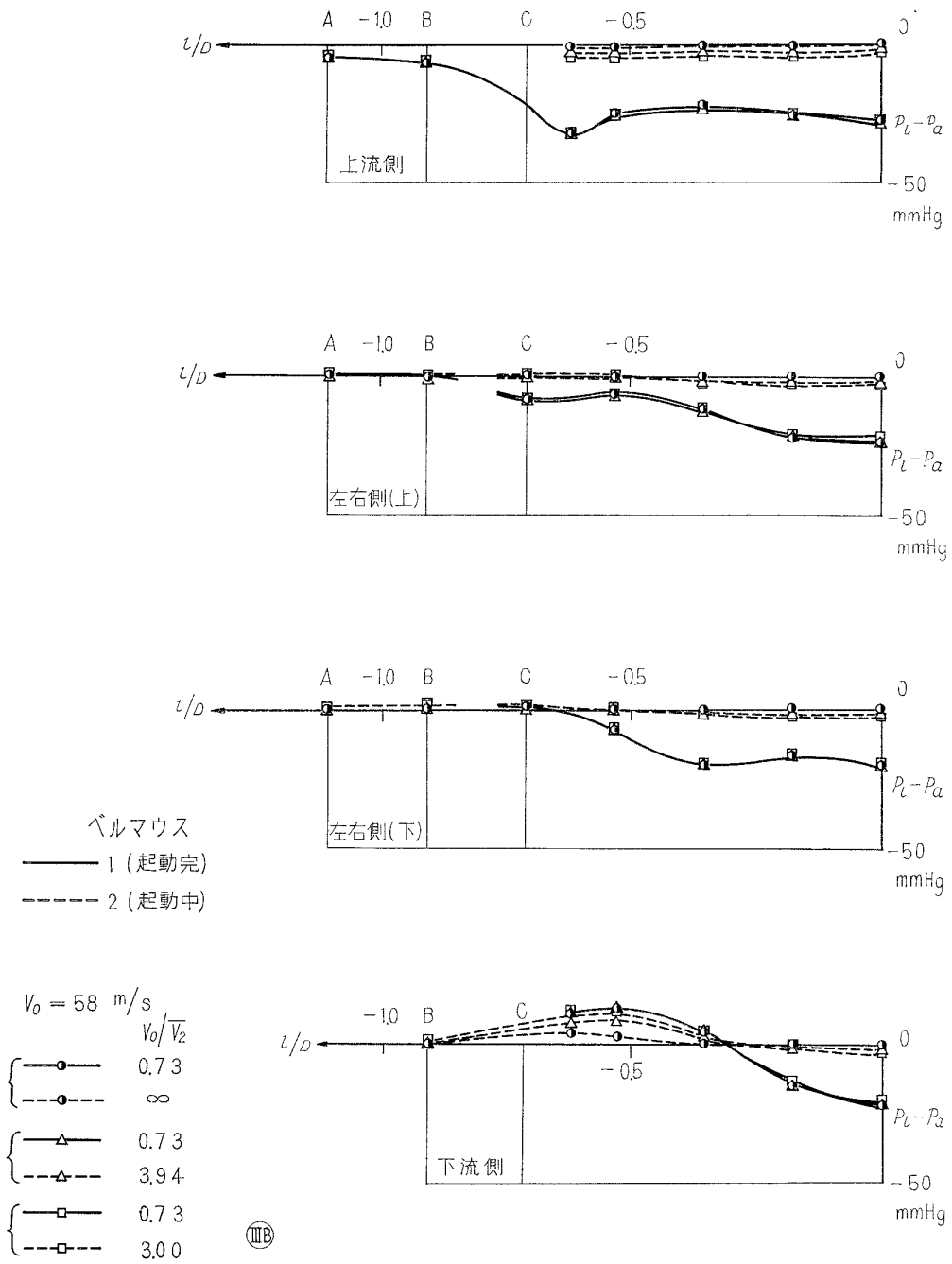


図 19-3(a) ベルマウス静圧分布 (起動: 配列ⅢB)

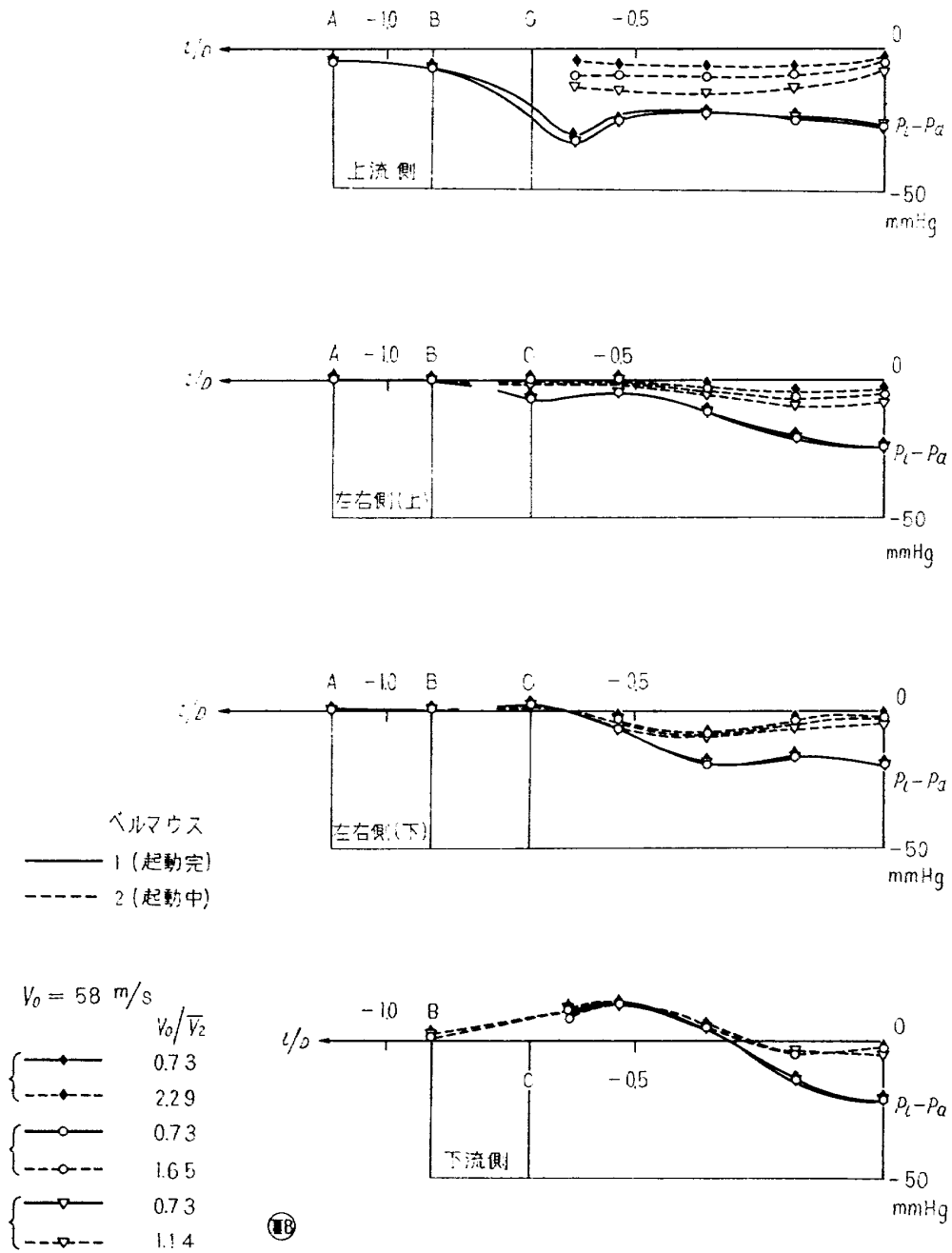


図 19-3(b) ベルマウス静圧分布 (起動: III B)

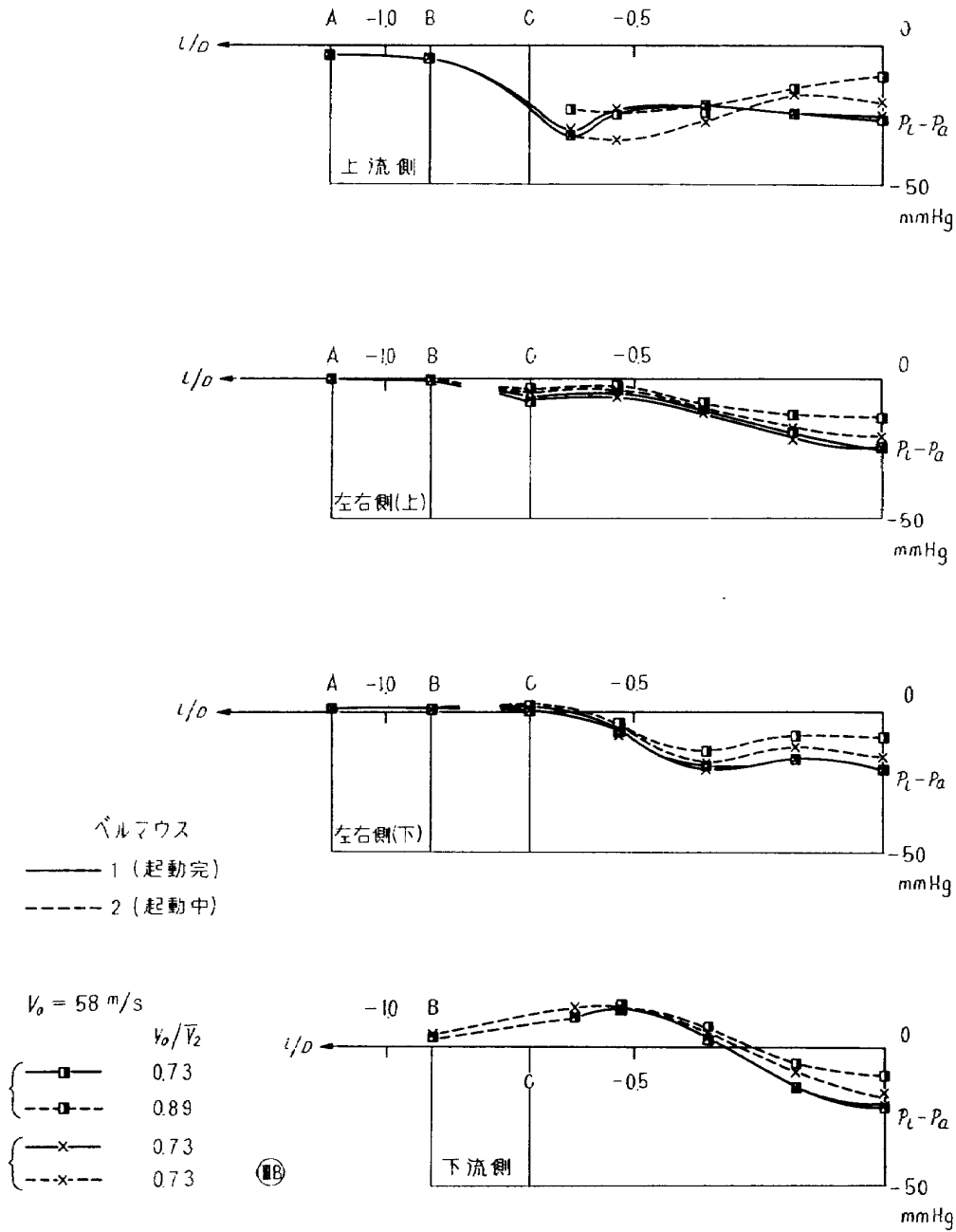


図 19-3(c) ベルマウス静圧分布 (起動: III B)

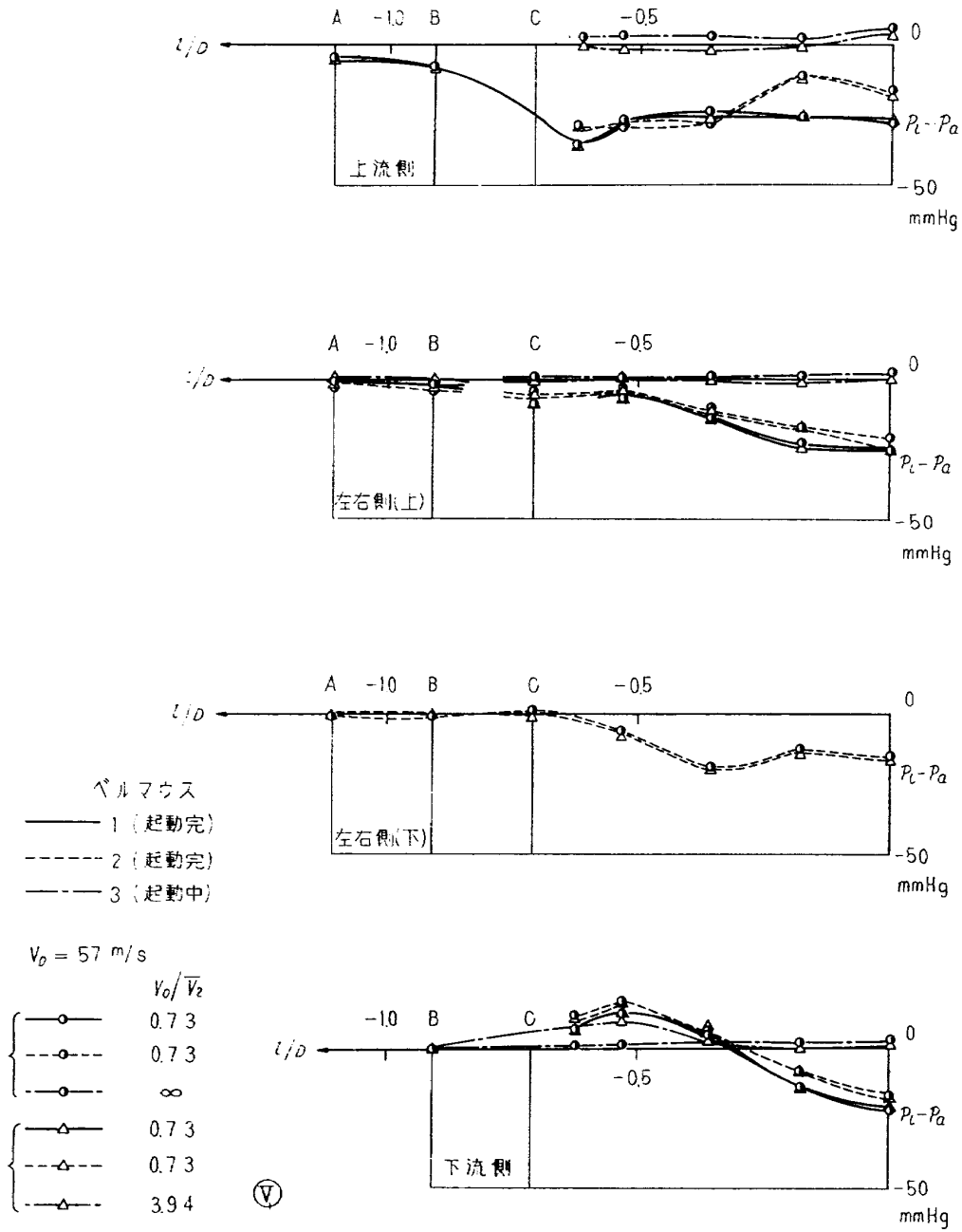


図 19-4(a) ベルマウス静圧分布 (起動: 配列V)

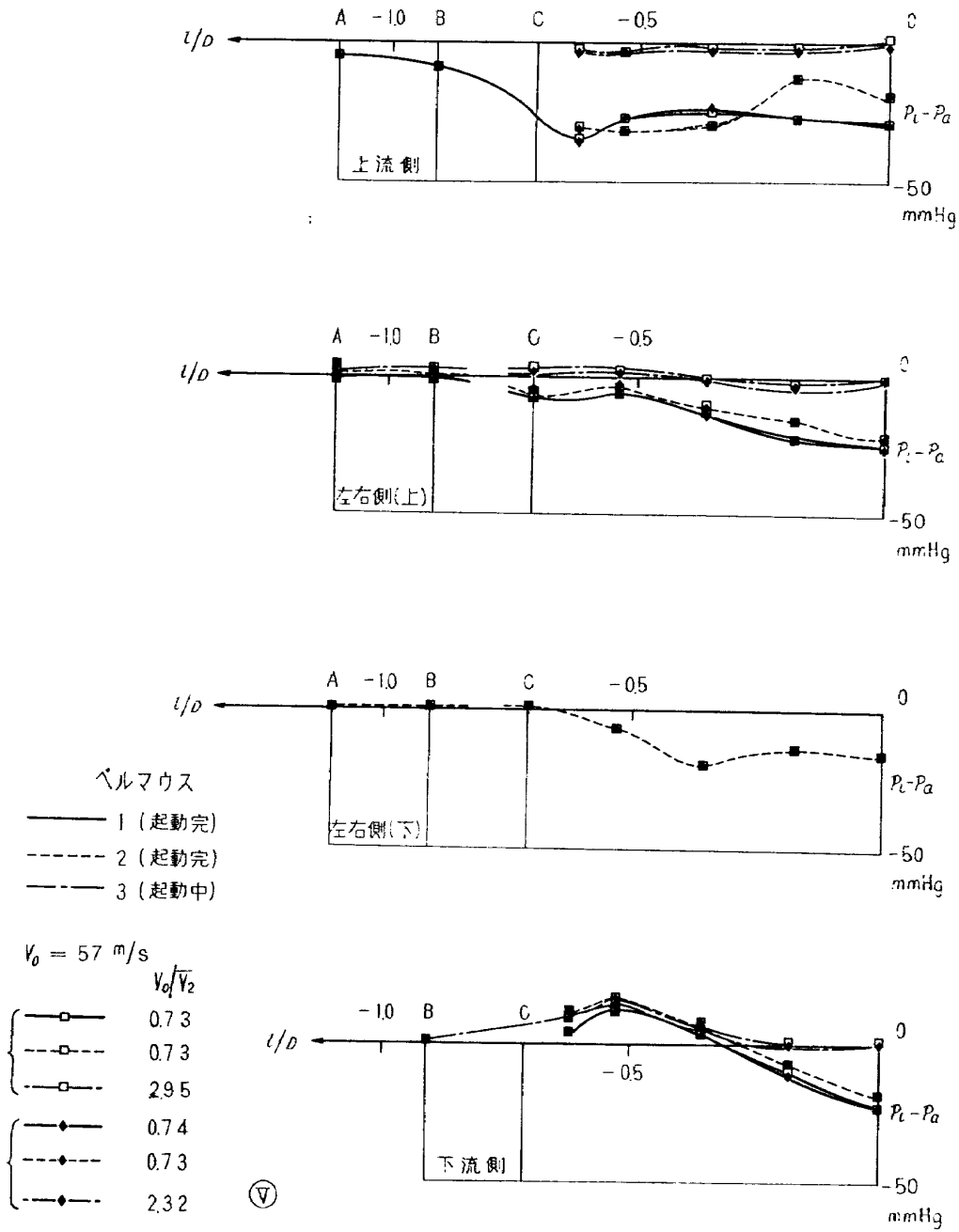


図 19-4(b) ベルマウス静圧分布 (起動: V)

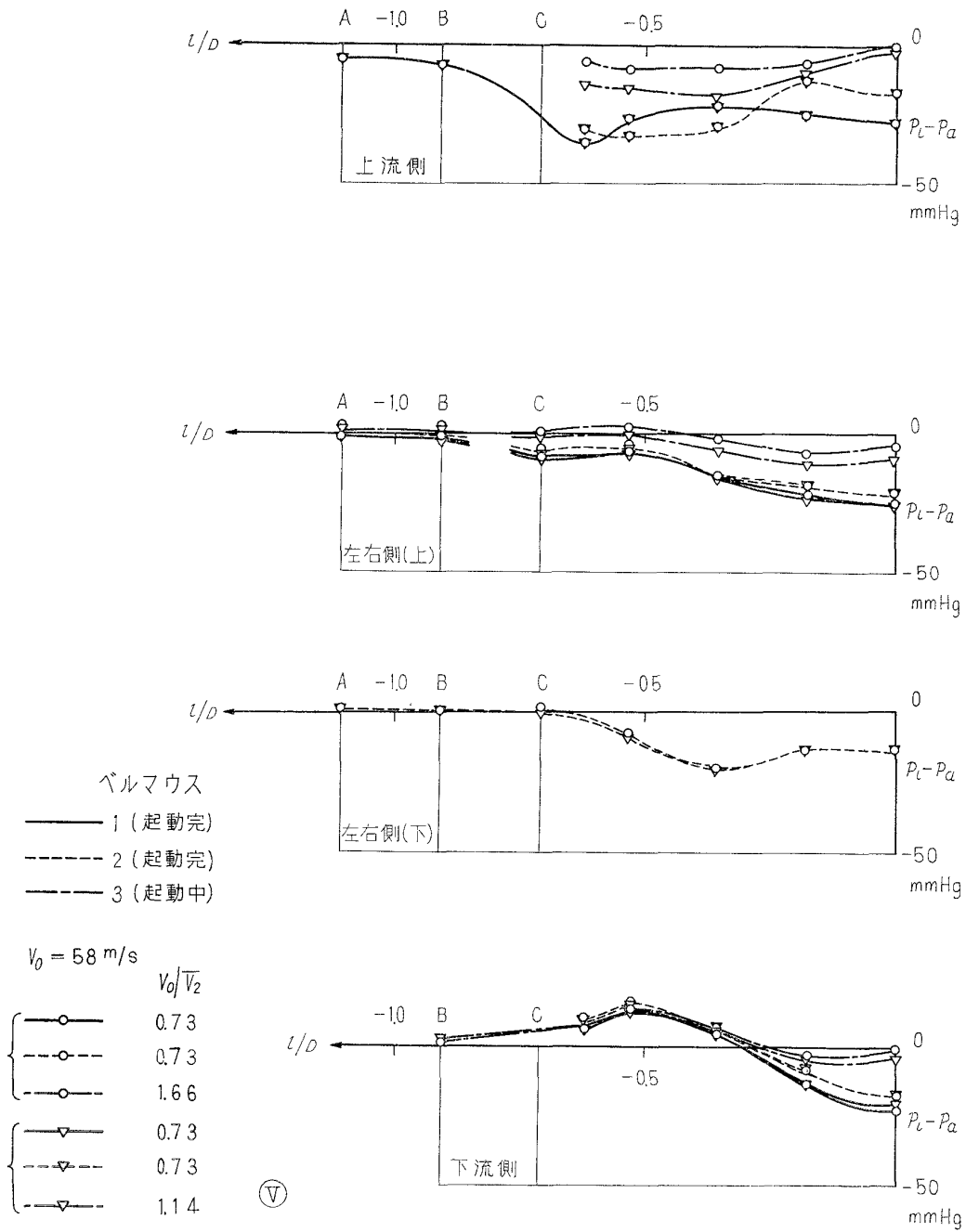


図 19-4(c) ベルマウス静圧分布 (起動 : V)

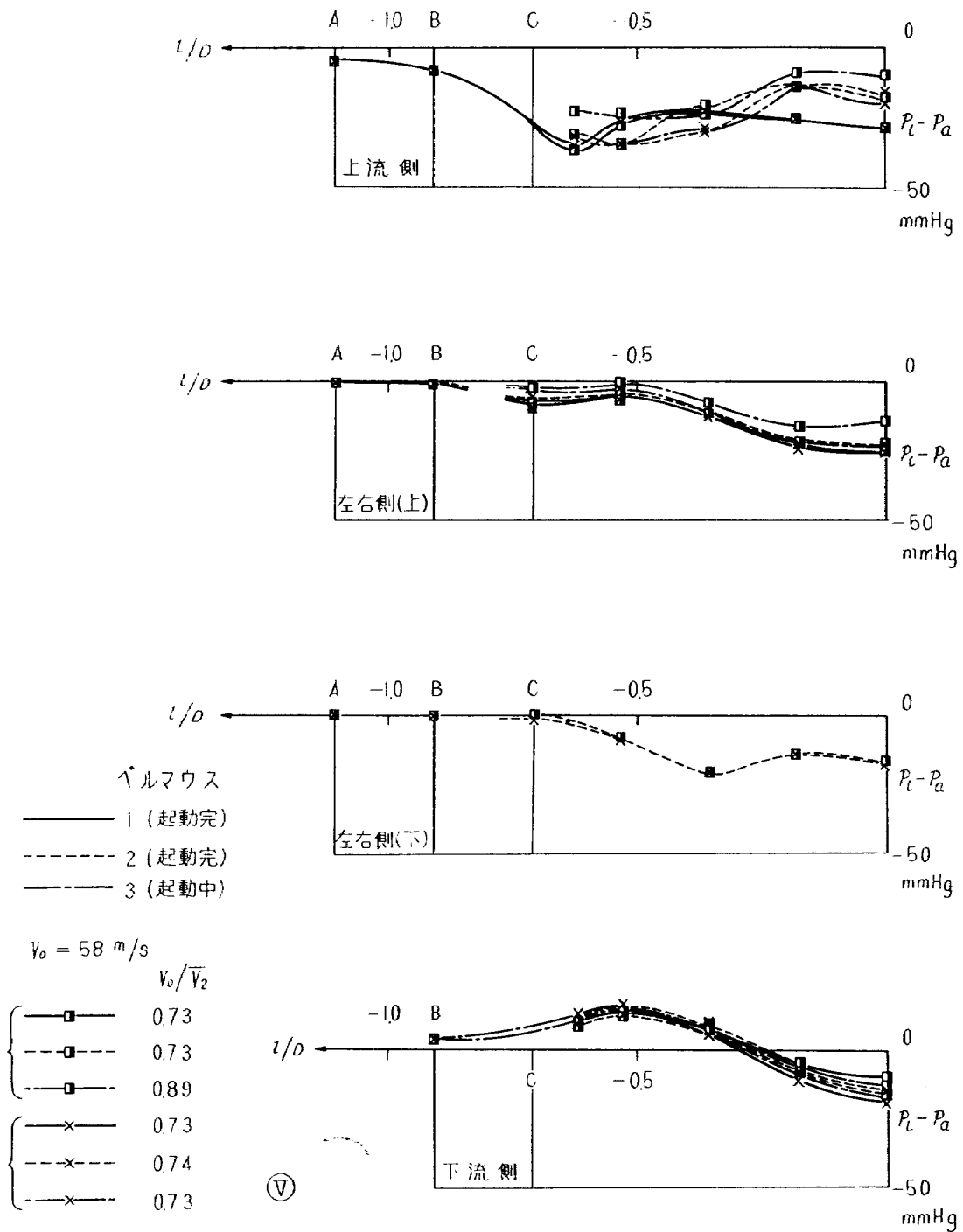
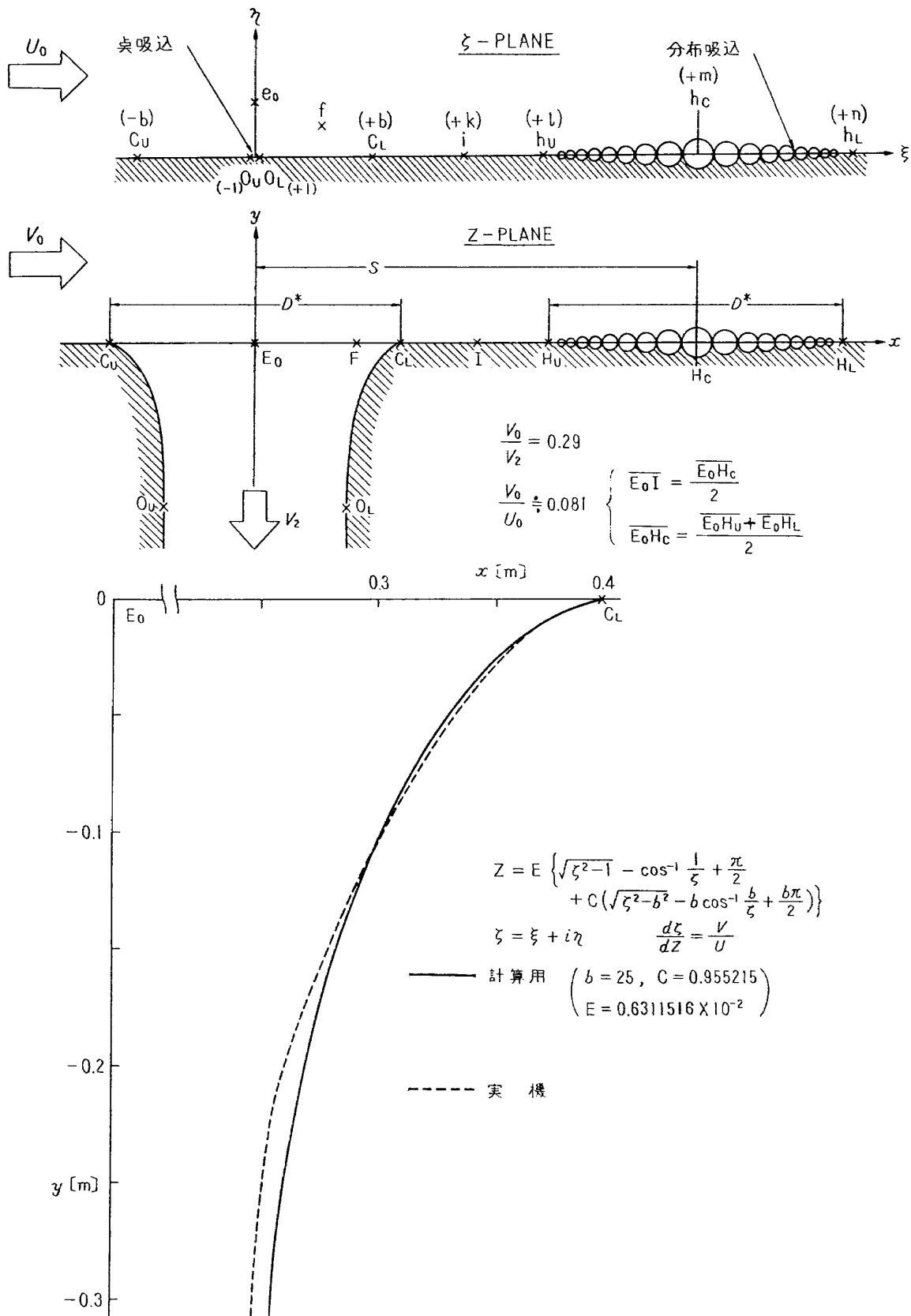
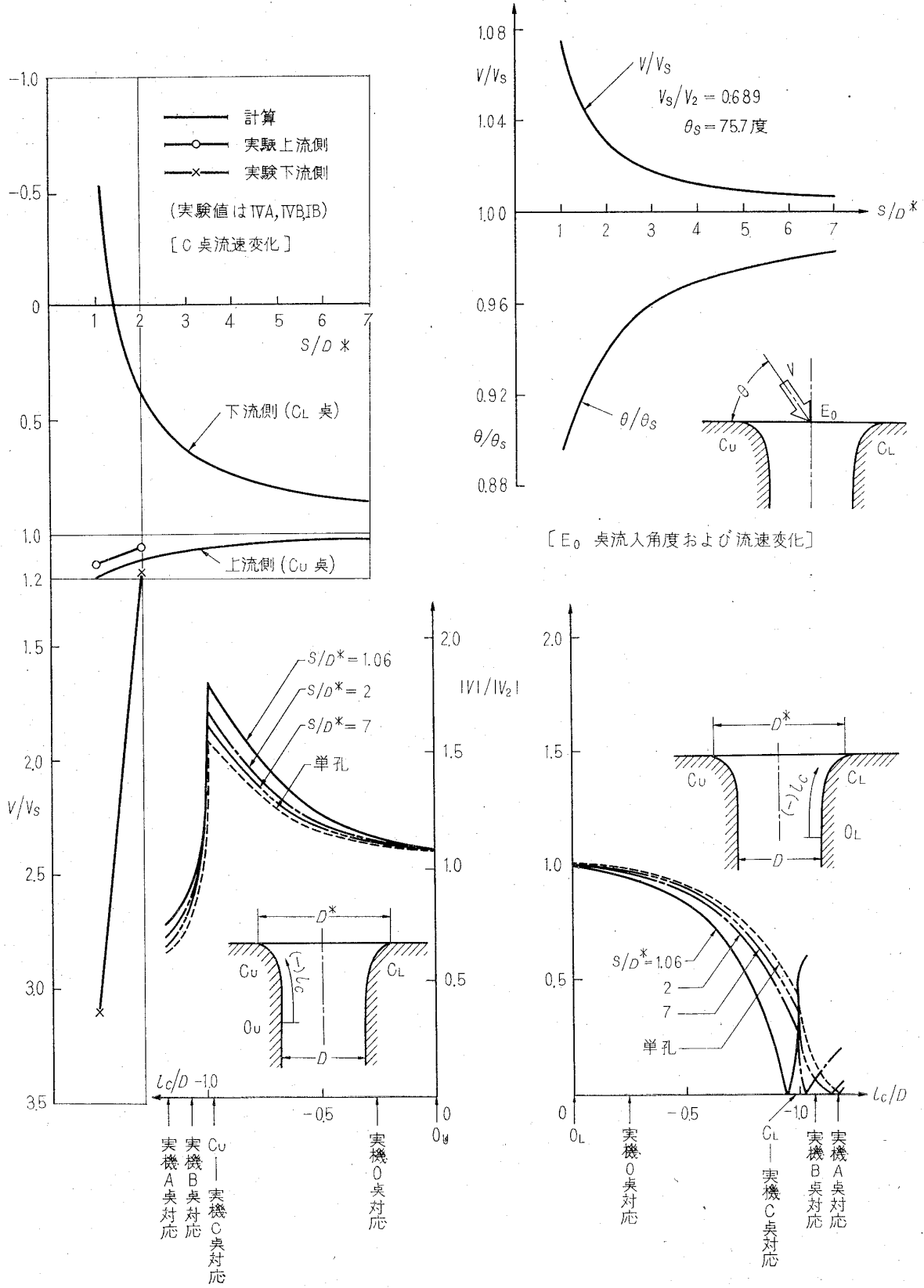


図 19-4(d) ベルマウス静圧分布 (起動: V)



図A 等角写像説明図



[バルマウス表面速度分布変化]

図B 相互干渉計算結果

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	般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 三好 甫, 高橋 利之 能美 力, 板垣 芳子 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 榎原 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, 石井茂五郎 広木強, 山中国雅
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抵抗について	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 林二識, 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 原巨利, 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抵抗	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	原巨利, 高島一明 関根英夫, 中 戸川保子, 正夫
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, 宮地敏雄 星谷昌二
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, 堀内正司 中村浩子
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, 計測部 原動機部
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, 宮地敏雄 星谷昌二
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, 清水福寿 吉永崇
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の測定について	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄 三浦雅男
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, 森幹彦 中野佳直
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	橋崎哲二
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, 斎藤秀夫 外立政隆, 榑原盛三 宗美均
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, 田村敦宏 佐野四郎, 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	池谷光栄, 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, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭
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, 蓑田光弘 山崎紀雄
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, 吉田晃昇 中山晋, 菅原昇 五味光男
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, 田中俊男 宮地敏雄, 星谷昌二
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, 宮地敏雄 星谷昌二
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, 井上建二 広田正行, 楯篤志

TM-98 40kW プラズマ発生装置の諸特性
TM-99 搭載機器用環境試験装置の特性

1967年1月 野村茂昭, 相原康彦
1967年2月 大月正男, 鈴木孝雄
田畑浄治, 円居繁治

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100号

昭和42年3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 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1-1-4
