

UDC 621. 454
629. 13. 014

航空宇宙技術研究所資料

TM-59

ジェットリフトエンジン空気取入口の実験（I）

近藤 博・増田 惣平

1965年9月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 本一, 登, 清水 福寿
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 雄, 戸川 隼人 三好 甫, 高橋 利之 能美 良三, 板垣 芳雄 海洲 秀夫, 佐田 幸雄 長洲 三夫, 伝田 幸雄 細川 巖登, 井上 政一 橋本 和之, 山根 皓三郎 竹内 為治, 坂元 思無邪 池田 為治
TM- 4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	
TM- 6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	
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	
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 島海 良三, 安藤 泰勝 中井 暎一, 橋爪 宏 高井 俊忠, 橋本 正勝 島崎 忠夫, 藤井 昭一 山 竜夫
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	
TM-17	vTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5 月	
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	1 m×1 m 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 斉藤 秀夫, 新井 忠 竹内 和之, 飲田 宗四郎 北谷 虔勇, 中井 治夫 永井 文雄
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	
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 中井 暎一, 橋爪 宏 安藤 泰勝, 高木 俊明 小橋 安次郎, 宮 沢 政文
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	
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	
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	1965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 雅 竹内 和之, 藤枝 郭俊
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	
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	寺尾 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	平林 二, 橋本 登 木 一, 識, 吉 永 崇

ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)*

近藤 博**・増田惣平***

1. はしがき

当所ではVTOL機の研究の一環として、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回転軸は地上起動時以外は、図1に示すように吸入気流と直角になるので、エンジン空気取入口の設計には特別の配慮が必要である。このためわれわれはリフトエンジン研究の一部として低速風洞を用いた空気取入口の予備実験を行なった。本報ではこのうち第1段階として、スクープを付けない単一取入口（ベルマウス）について最大平均吸入風速 250m/s 程度まで実験した結果について報告する。

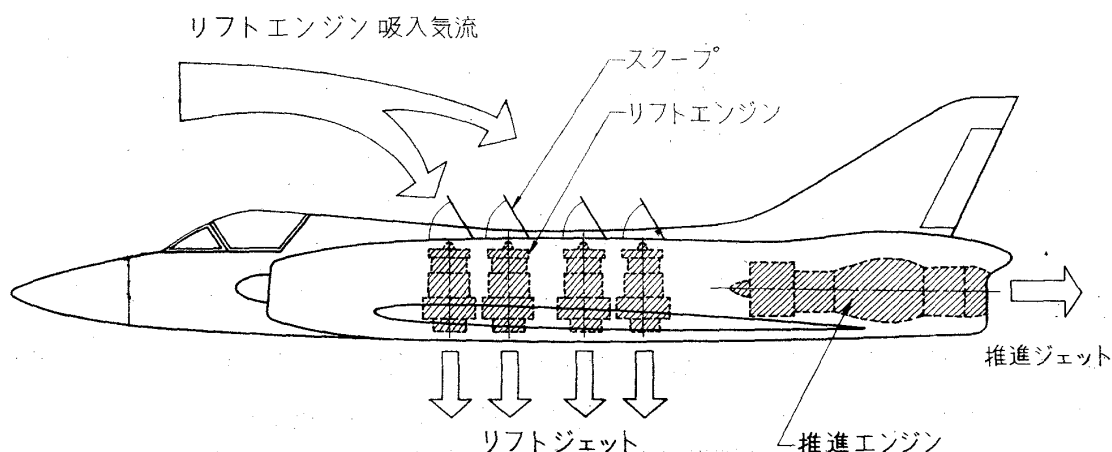


図1 VTOL機リフトエンジン配置例

使用した模型は縮尺 $\frac{1}{4}$ 程度のものであり、風洞吹出気流速度（VTOL機の前進速度に相当）は、時速換算 100~200km/h 程度である。また、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する）についても実験を行ない、取入口における全圧損失および風向の分布について計測を行なって一応の成果を得た。実験範囲におけるレイノルズ数は実際の場合の $\frac{1}{4}$ 程度ではあるが、これによりリフトエンジン空気取入口における気流の分布（maldistribution）について、ある程度の基礎データが得られたものと思う。

* 昭和40年7月29日受付

** 原動機部

*** 慶応義塾大学工学部

2. 実験装置および模型

実験装置の空気系統は図2に示すとおりである。以下、各部について述べる。

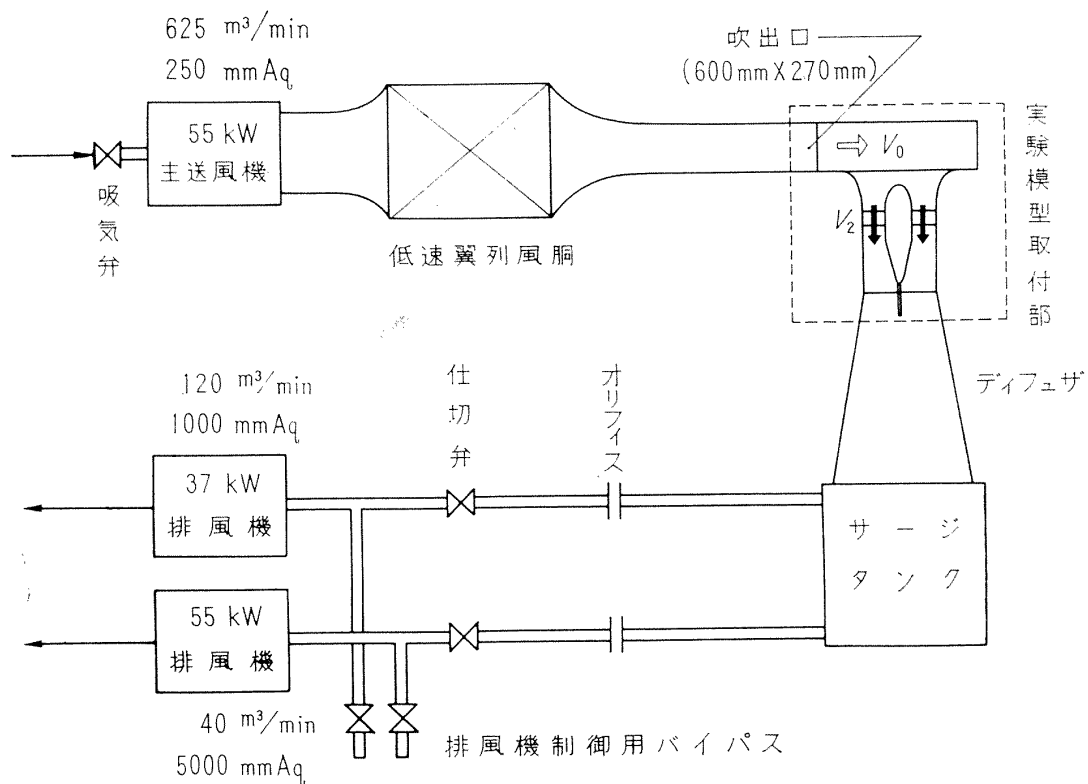


図2 空気系統配置

2.1 風洞

実験には当所の低速翼列試験設備²⁾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

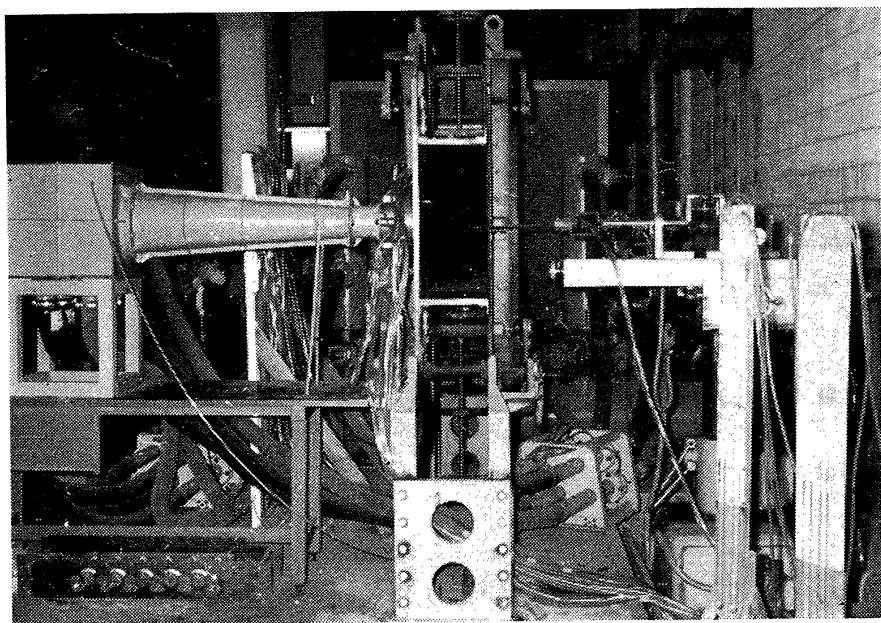


図3(a) 実験装置全景

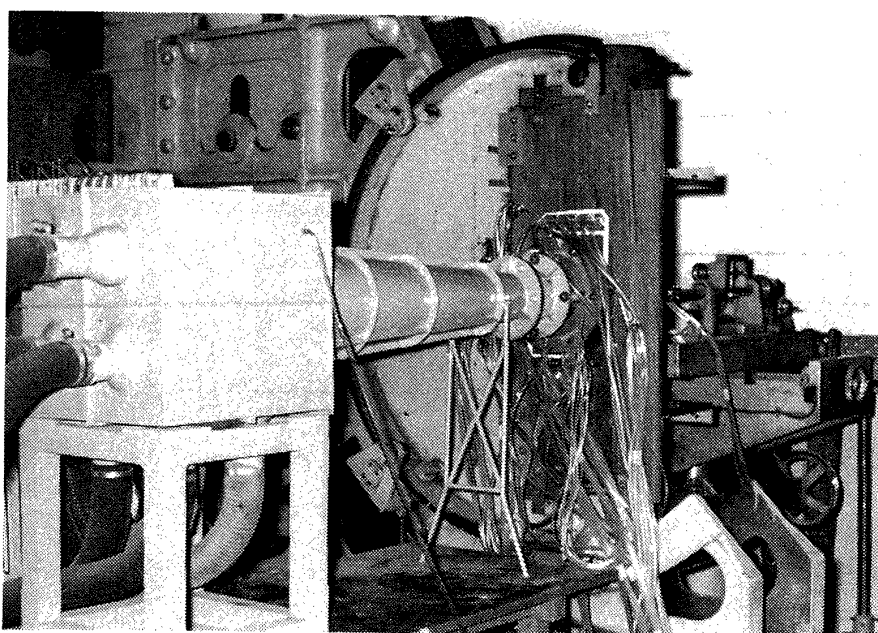


図 3 (b) 模型取付け部（抽気側）

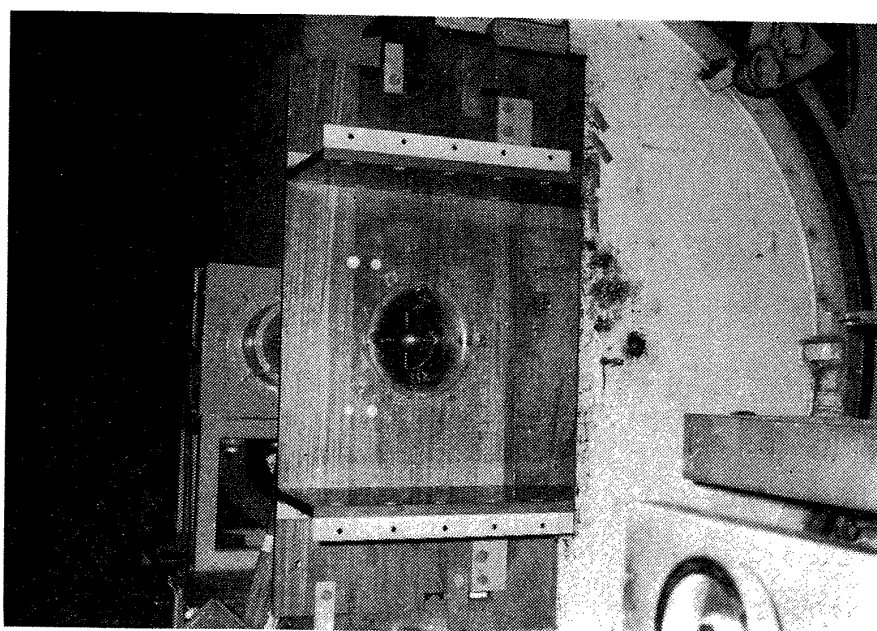


図 3 (c) 模型取付け部（吸入側）

に垂直方向の機速に相当する横風を与えるようになっている。また、抽気用排風機 2 基 (37kW ターボブロワ, 120m³/min, 1,000mmAq および 55kW ターボブロワ, 40m³/min, 5,000mmAq) の単独または並列運転により エンジン模型後部より 抽気を行なった。横風は 主送風機吸気弁により, また抽気は仕切弁およびバイパス吸入により制御を行なった。

2. 2 模 型

模型取付け部を図 3 に, 模型断面を図 4 に示す。風胴吹出口に上・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る。ベルマウスとスペーサーとの間に前置静翼付ボスを有する支持リングをはめ, ボス後部は支持棒によって横方向のブレを防いでいる。

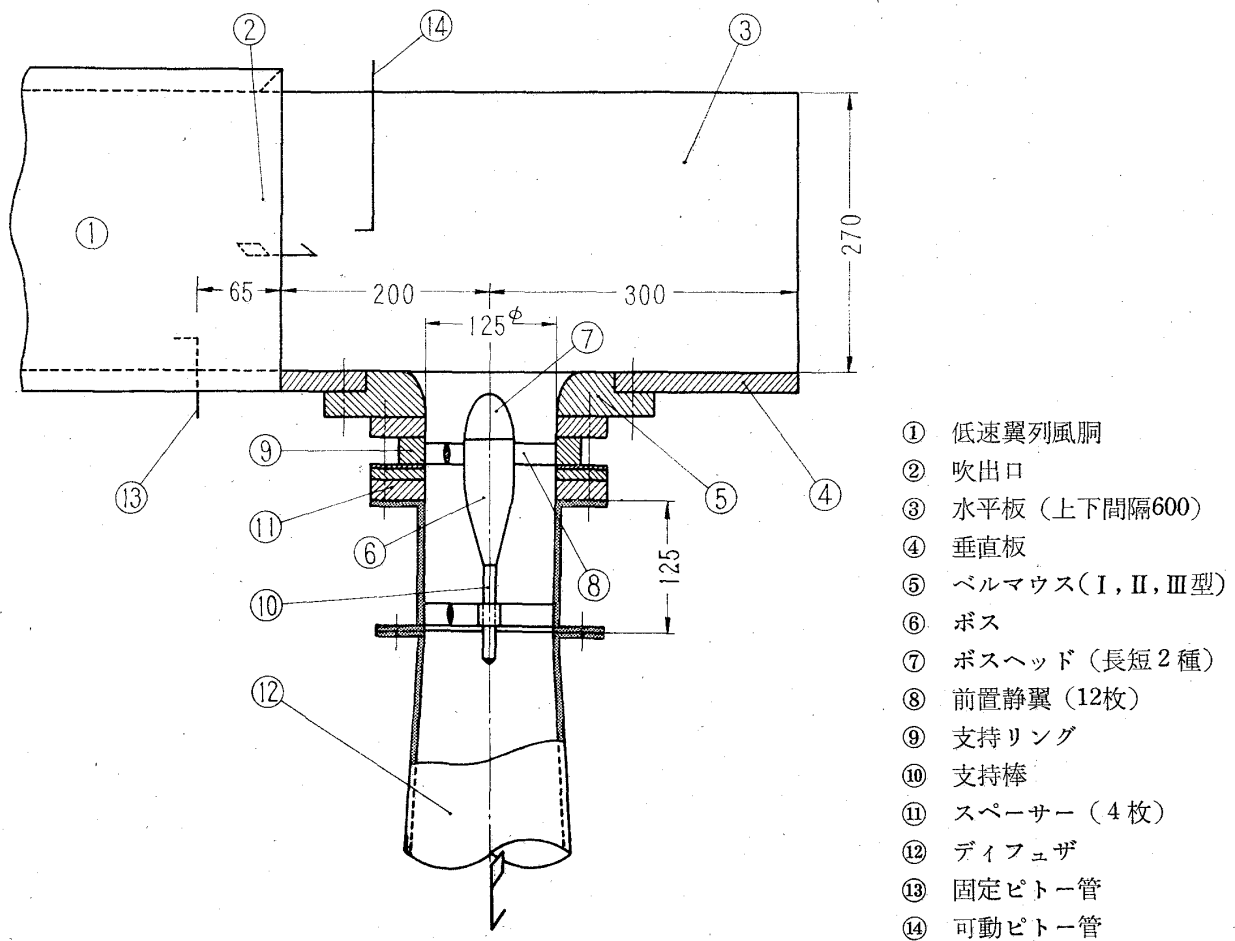
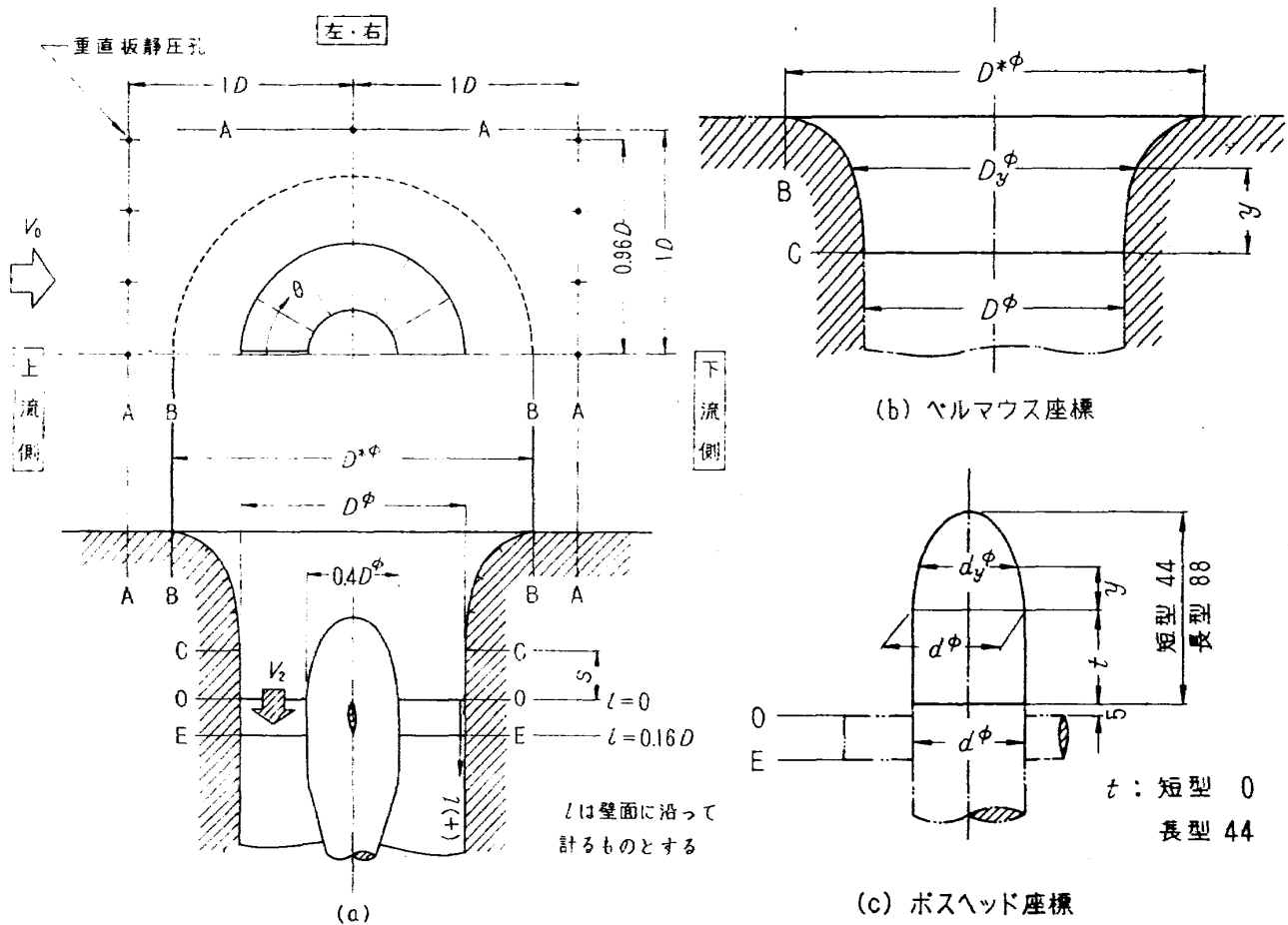


図4 模型断面

前置静翼より下流流路には、実機では圧縮機用動静翼、燃焼室、タービン等が配置されているが、本実験では、理想化状態としてこれらをすべて省略し、ボス後端部はゆるやかに絞り、流路はディフューザ（後述）を経て、サージタンクに接続されている。風洞吹出気流なしの場合には各方向から一様に吸込めるように、上・下水平板は取りはずす。スペーサーは厚さが5, 10, 20, 20mmの4枚からなっており、これらを支持リングの前後にそう入することにより、ボスの先端から前置静翼前縁までの距離を一定に保ったまま、ボスの位置を5mm間隔で最大55mmまで後退させることができる。ボスと前置静翼は、支持リングとともに任意の位置に回転して固定され、またボスヘッドは前置静翼の前縁から5mm上流で取りはずし、交換することができる。

ベルマウスは図5に示すように、I, II, III型の3種類のものについて実験を行なった。曲線部はいずれも離心率 $e = 0.8229$ の $\frac{1}{4}$ 楕円を用い、入口径 D^* は抽気管径 D に比して、それぞれ 1.8, 1.6, 1.4倍にとったので、楕円の長径は D に比してそれぞれ約 1.4, 1.1, 0.7倍になっている。

ボス径 d は $50\text{mm} (=0.4D)$ で、ボスヘッドの断面はベルマウスと同じ離心率を有する半楕円の短型と、短型に後続平行部を付けた長型の2種類を製作し、前者はベルマウスII, III型に、後者はベルマウスI型に用いた。



ベルマウス座標

I 型 ($D^*=1.8D$)		II 型 ($D^*=1.6D$)		III 型 ($D^*=1.4D$)	
y	$Dy\phi$	y	$Dy\phi$	y	$Dy\phi$
0	125.00	0	125.00	0	125.00
14	126.17	10	125.86	7	125.58
26	129.46	19	128.17	13	127.23
38	134.80	28	132.08	19	129.90
48	141.18	36	137.14	24	133.09
58	149.79	44	144.10	29	137.40
66	158.85	50	151.04	33	141.93
72	167.50	54	156.88	36	146.25
76	174.49	57	162.19	38	149.79
80	183.34	60	168.75	40	154.17
82	188.73	62	174.29	41	156.86
84	195.19	63	177.64	42	160.10
86	203.79	64	181.68	43	164.40
87	209.77	65	186.99	43.5	167.38
88	225.00	66	200.00	44	175.00

ボスヘッド座標

長・短型共通	
y	$dy\phi$
0	50.00
7	49.42
13	47.78
19	45.10
24	41.92
29	37.60
33	33.08
36	28.76
38	25.20
40	20.84
41	18.14
42	14.90
43	10.60
43.5	7.62
44	0

図5 断面位置および座標 (寸法の単位はmm)

前置静翼は翼弦長20mmの対称翼で、翼型はNACA0010を用い、翼枚数は12である。

模型の材質は重量の軽減と防錆の意味から、上・下水平板、垂直板およびベルマウスは木製、ボス、および前置静翼はステンレス鋼（SUS27）製、スペーサーはアルミニウム製であって、そのほかは普通鋼製である。

2.3 測定位置

主送風機による機速相当の横風の流速は図4に示した固定ピトー管および可動ピトー管によって測定した。垂直板上には図5(a)に示す位置（断面A）に計16箇所の静圧孔（ $0.4\text{mm}\phi$ ）が設けてあり、ベルマウスの静圧孔（ $0.4\text{mm}\phi$ ）は曲線始点（断面B）から曲線終点（断面C）までの間に5箇所×4方向（上・下流測および左右）に設けてある。前置静翼前縁（断面O）の全圧および円周方向風向の偏りを測定するために、スパン中央に頂角 90° の3孔フローヘッド型ピトー管（内径 $0.4\text{mm}\phi$ ）と、その両側2箇所ずつに全圧管（内径 $0.4\text{mm}\phi$ ）とを埋め込んだ前置静翼が円周方向 90° ごとに都合4枚あり、翼間のリング壁面には断面O、Eおよびその中間に3箇所×4方向に静圧孔（ $0.4\text{mm}\phi$ ）を設けた。各圧力は水柱、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、前置静翼に埋め込んで製作した3孔固定ピトー管の個々の精密な検定は困難であったので、風向係数については従来の同型ピトー管検定データを用いることにし、取付け誤差角については図6に示すような整流格子と絞りの付いた整流管を取り付けて各ピトー管を同時に検定し、そのときの前置静翼中心線に対する流入風向が 0° であると仮定して取付け誤差角を求め、実験データを補正した。また、ピトー管は3孔であったため円周方向の偏角のみを測定し、半径方向については測定を行っていない。（図13-1参照）



図6 ピトー管検定用整流管

2. 4 その他

模型後部とサージタンクとの間に設けたディフューザは、広がり角 8° ，出口側と入口側の面積比は4である。

サージタンクは450mm×450mm×450mmの立方体で、容量は約0.09m³である。このサージタンクに12本の75mmφゴム管を取り付け、そのうち10本を37kW排風機に、2本を55kW排風機に接続して抽気を行ない、抽気流量は仕切弁の手前に設けたオリフィス流量計によって測定した。

3. 実験範囲

実験範囲を図7に示す。

ベルマウスはI，II，III型の各型について行ない、前置静翼（およびボス）の位置は $S = 5, 30, 60\text{mm}$ ($S/D = 0.04, 0.24, 0.48$) の3位置について行なった。実験を行なった機速相当の横風の風速 V_0 および平均軸流吸入風速 \bar{V}_2 については図7のとおりである。 \bar{V}_0 の最高値約56m/sは時速に換算して約200km/hに相当する。

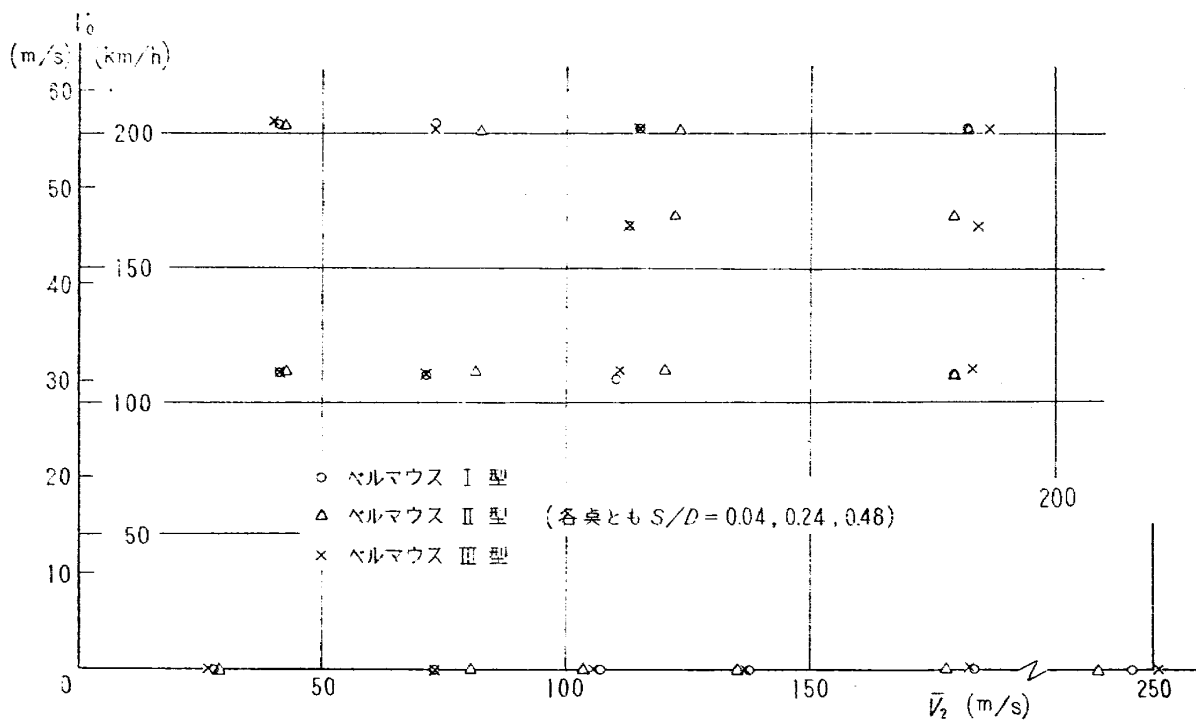


図7 実験範囲

本実験における気流のレイノルズ数は、前置静翼前縁における管径 $D (=125\text{mm})$ を基準寸法に採ったとき $(0.2 \sim 2.2) \times 10^6$ であった。

4. 実験結果とその検討

4. 1 全圧損失

全圧損失 ΔP は、吸入前の全圧 P_0 と前置静翼前縁における全圧 P_2 読取り値との差とし、

吸入気流の偏角による全圧の補正は流路全面にわたって行なうことができないので採り入れていない。また全圧損失係数 ζ は、 ΔP を前置静翼前縁における動圧 q_2 で除したものとす。ただし、局部的な V_2 、 q_2 の値を全面にわたって求めることができないため、以下 \bar{V}_2 、 \bar{q}_2 を用いて計算を行った。また平均全圧損失 ΔP_{mean} 、平均全圧損失係数 ζ_{mean} は、それぞれ ΔP 、 ζ を面積平均して求めたものである。

図8に各ベルマウスの平均全圧損失係数と速度比(V_0/\bar{V}_2)の関係を示す。これによれば、速度比が増せば平均全圧損失係数は急激に増加する³⁾。また、 V_0 、 \bar{V}_2 を変えても速度比が同じであるならば平均全圧損失係数はほぼ等しく、図12にも示してあるように損失分布状態もだいたい等しくなる。すなわち、本実験の範囲ではレイノルズ数による影響はほとんど無視しうると考えられる。図8によれば、ベルマウス曲線終点から前置静翼前縁までの距離 S が大きいほど、すなわちボスと前置静翼を引き込むほど平均全圧損失係数は小さくなることを示している。ただし、この場合、ボス先端から前置静翼前縁までの距離は前述のとおり一定である。この S による全圧損失係数変化の主要原因は、全圧管に対する吸入気流の偏角 α による影響と考えられる。すなわち、図13に示すように、 S が小さいほどは α は大きく、したがって P_2 の読取り値は実際の値よりも小さくなり、 ΔP は大きくなる。このことから、 P_2 の α による適当な補正を全面にわたって行なえば、 ζ_{mean} は S に関係なく $S=0.48D$ の状態(このときは風向分布測定結果からみて吸入気流の偏角による ΔP の補正の必要はほとんどない)に近づくと推定される。また V_0/\bar{V}_2 が小さい場合には α は小さくなるので、 ζ_{mean} に対する S の影響はほとんどなくなる。図8(d)に示すベルマウスI型を使った実験で $S=0.48D$ としてボスヘッドの長型と短型を用いたときの ζ_{mean} がほぼ同じであると云う結果も得られた。以上のことから平均全圧損失係数はボスヘッドの長短によりあまり影響されないと思われる。

図9は同じ V_0/\bar{V}_2 のときにおけるベルマウスI、II、III型の ζ_{mean} を比較してある。これによれば入口径 D^* と管径 D との比 D^*/D が小さいほど ζ_{mean} は大きく、しかもIII型($D^*=1.4D$)になると ζ_{mean} は急激に増加する。しかし V_0/\bar{V}_2 がある値以下になると ζ_{mean} は各型ともほぼ等しくなり、むしろI型のほうがやや損失は増す。

図10に抽気流量(重量) G と平均軸流吸入風速 \bar{V}_2 との関係を示す。本図はベルマウスI型のものであるが、II、III型も同じ \bar{V}_2 のときに1~2% G が減るのみであって傾向はよく似ており、機速 V_0 による影響はほとんどみられない。

図11に G と ΔP_{mean} との関係を示す。これによれば、ベルマウスI型の場合は G が増すに従って ΔP は減るが、ある値以上ではふたたび増加する傾向を示している。II、III型では本実験の範囲では単調に減少し、 G が増せばI型よりも損失は小さくなるが、しだいに減り方がゆるくなっている。

図12は前置静翼前縁における ζ の分布を示す。これは一定流速でピトー管付前置静翼を、 $\theta=0^\circ$ 、 45° の二位置に回転して全圧 P_2 を計40点測定し、 ζ を求めて作成したものである。本図中、斜線で

ハッチを施してある部分は $\zeta \geq 0.1$ の範囲である。ベルマウス I 型については速度比 (V_0/\bar{V}_2) の大きい順に全実験結果を示す ($V_0 = 0$ のときを除く) が, II, III 型については $V_0 = 56\text{m/s}$ の場合のみを示す。本図から, 前述したように機速が変化しても速度比が同じ場合には分布状態はほぼ等しく, レイノルズ数による影響はあまりみられない。一般的に速度比が大きくなるにつれてまず上流側 ζ の値が増し, 左右側がこれに続く。これは後述の静圧分布からもある程度予測されることである。また, 本図に吸入気流の偏角による全圧の補正を行なえば, $S = 0.04D, 0.24D$ の分布は, $S = 0.48D$ の分布状態に近づくであろうと推定される。

4. 2 風 向

図13-1に風向の測定位置および偏角の定義を示す。3孔ピトー管であるため, 円周方向の偏角のみを測定し, 半径方向の角度は不明であるが, 測定位置は平行管路中にあるので, 半径方向の偏角はあまり大きくないものと思われる。

図13-2にまず機速 $V_0 = 0$ の状態を示す。この場合, 気流が旋回しながら吸入されているか否かは明りょうでない。次に機速がある場合には明らかに気流は旋回しておらず, S が大きくなるに従って α は小さくなる。これはベルマウスの曲線終点 (断面 C) から測定位置である前置静翼前縁までの平行管路の部分が長くなるため, 軸方向に整流された結果と考えられる。同一ベルマウスにおいて同一速度比 (V_0/\bar{V}_2) の場合でも機速 V_0 が大きいときのほうが α はやや大きい。これは S が小さい場合のほうが顕著である。また, 同じ V_0 と \bar{V}_2 の組合せのときにはベルマウス II 型のほうが I 型より, III 型のほうが II 型より α は大きい。

4. 3 静圧分布

垂直板上断面 A の上流側および下流側の静圧分布を図14に示す。この部分の $(p_L - p_0)/\bar{q}_2$ は $V_0 > 0$ のとき全圧損失分布と同じように, 速度比 (V_0/\bar{V}_2) が等しければほぼ等しい。

図15にはベルマウスから前置静翼付近までの壁面静圧分布を示す。ただし, 左右側については両側の各対応点の測定値はよい精度で一致したので, 左側 (下流からみて) の結果のみを示した。 $V_0 > 0$ のとき上流側では各ベルマウスとも速度比の大きいときには B 点近くに最大負圧点を生じるが, 速度比が小さくなるに従って C 点のほうへ移動し, 下流にむかって圧力こう配が正である範囲が減少する。そしてしだいに $V_0 = 0$ のときの静圧分布に近づく。この最大負圧点の風速 V_1 は本実験の範囲では全圧損失なしとして計算すると, せいぜい 0.8 マッハ程度まであり, 同じ速度比のときはベルマウス III 型で最も大きく, I 型で最も小さい値を示す。下流側においては B, C 点の中間の位置に岐点を生ずる。これは速度比が小さくなるに従ってやや B 点寄りに移動する。左右側では静圧は大きな極値を取ることなくだいたい単調に下り 0 点で上下側の静圧とほぼ一致する。次に $V_0 = 0$ (軸対称流れなので上流側の結果のみを示す) のときにボスヘッドによる影響を比較してみると, 一般的に S が大きくなる (ボスが下がる) に従って, 上流から下流への静圧の下り方がわ

ずかにゆるくなっているのが見られる。

5. 結 論

スクープを有しないリフトエンジン用単一取入口縮尺模型（ベルマウス）について実験を行い、次の結論を得た。

(1) 平均全圧損失係数は、同じ離心率の楕円によるベルマウスを使用した場合、入口径 (D^*) が管径 (D) に近づくほど大きい。特に $D^*=1.4D$ のベルマウスは、 $D^*=1.6D$, $1.8D$ のものに比べて特に平均全圧損失係数が大きい。ただし、速度比 (V_0/\bar{V}_2) が 0.3 程度以下になると 3 種類ともほぼ同じ値か、逆になる場合もある。

(2) ボスヘッドの位置は、ベルマウスの平均全圧損失係数にほとんど影響しないと思われる。

(3) 平均全圧損失係数は、本実験の範囲ではレイノルズ数にほとんど関係しない。

(4) 全圧損失係数の分布は、速度比が大きくなるほど不均一になり、その平均値も大きくなる。

したがって、VTOL機が着陸のためリフトエンジンを空中で起動するときに最も分布が悪くなる。

(5) 平均全圧損失はそれぞれのベルマウスに特定の吸入風速 (\bar{V}_2) のときに極小値をとるものと推定される。

(6) 前置静翼中心線に対する円周方向の吸入気流の偏角 (α) は、本実験の範囲でも読取り値が 40° 以上に達する部分さえみられたが、前置静翼前の平行管路部 (S) が長くなるほど小さくなる。

(7) 同じ速度比のときには、入口径の大きいベルマウスのほうが偏角は小さい。

(8) 同一ベルマウスで同じ速度比の場合でも、機速 (V_0) が大きくなると α は大きくなる。

本実験はリフトエンジン空気取入口予備実験の第一段階であって、近い将来、スクープを付けた単一取入口模型についての基礎実験についても報告する予定であるが、本報が大型低速風洞による本格的研究の一助にでもなれば幸である。

終りに、本実験に関し終始適切な御助言を頂いた慶応義塾大学 安藤常世助教授および当所、山内研究官、松木室長、鳥崎室長、また実験に協力された東洋大学の湯田坂、吉野両君、並びに種々の便宜を提供された当所原動機部圧縮機、タービン、翼列各研究室と空気源の方々に対し、心から感謝の意を表わします。

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, No.545 (昭和39)
- 2) 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)

- 3) B. I. Tyson : Tests of Air Inlets for Jet Lift Engines, Air Transport & Space Meeting Paper, S. A. E.-A. S. M. E., No. 860B, April 27-30, (1964)
- 4) INTERAVIA, Vol. 16, No. 1, (1961)
- 5) N. Gregory, W. G. Raymer & E. M. Love : The Effect of Forward Speed on the Inlet Flow Distribution and Performance of a Lifting Fan Installed in a Wing, A. R. C., R&M No. 3388., (1965)

記 号

a	; 前置静翼前縁付近の流路断面積 $=0.21\pi D^2$,	約 0.01m^2
D	; 前置静翼前縁における管内径	$125\text{mm}\phi$
D^*	; ベルマウス入口径	(mm)
d	; ボス直径	50mm
G	; 抽気流量 (重量)	(kg/s)
g	; 重力加速度	9.80m/s^2
l	; 前置静翼前縁から壁面に沿う距離	(mm)
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 $=\sum(\Delta P \cdot \Delta a)/a$	(mmAq または kg/m^2)
p	; 静 圧	(mmAq または kg/m^2)
p_L	; 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	; ベルマウス終端から前置静翼前縁までの距離	(mm)
V	; 流 速	(特記しない限り m/s)
\bar{V}	; 平均流速	(m/s)
α	; 流入気流の前置静翼カンバー線に対する円周方向の偏角	(度)
θ	; 円周方向測定位置	(度)
r	; 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 $=\sum(\zeta \cdot \Delta a)/a$	

添字 0; 吸入前の状態

1; ベルマウス付近の状態

2; 前置静翼前縁における状態

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。

$$\bar{V}_2 = \frac{1}{a} \cdot \frac{G}{r_2} \quad \bar{q}_2 = \frac{1}{2g} \cdot r_2 \cdot \bar{V}_2^2$$

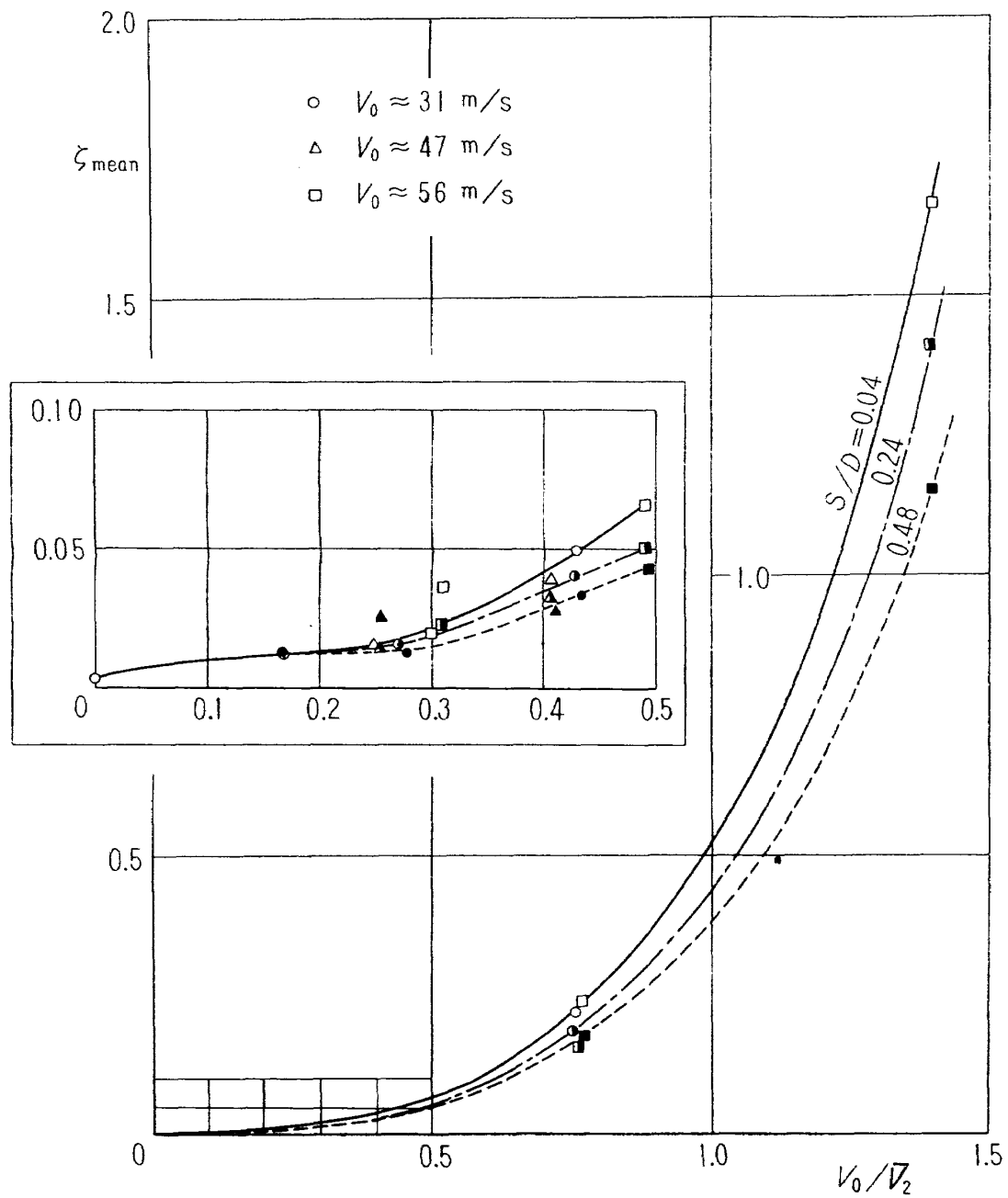


図 8(a) 平均全圧損失係数 (ペルマウス I 型)

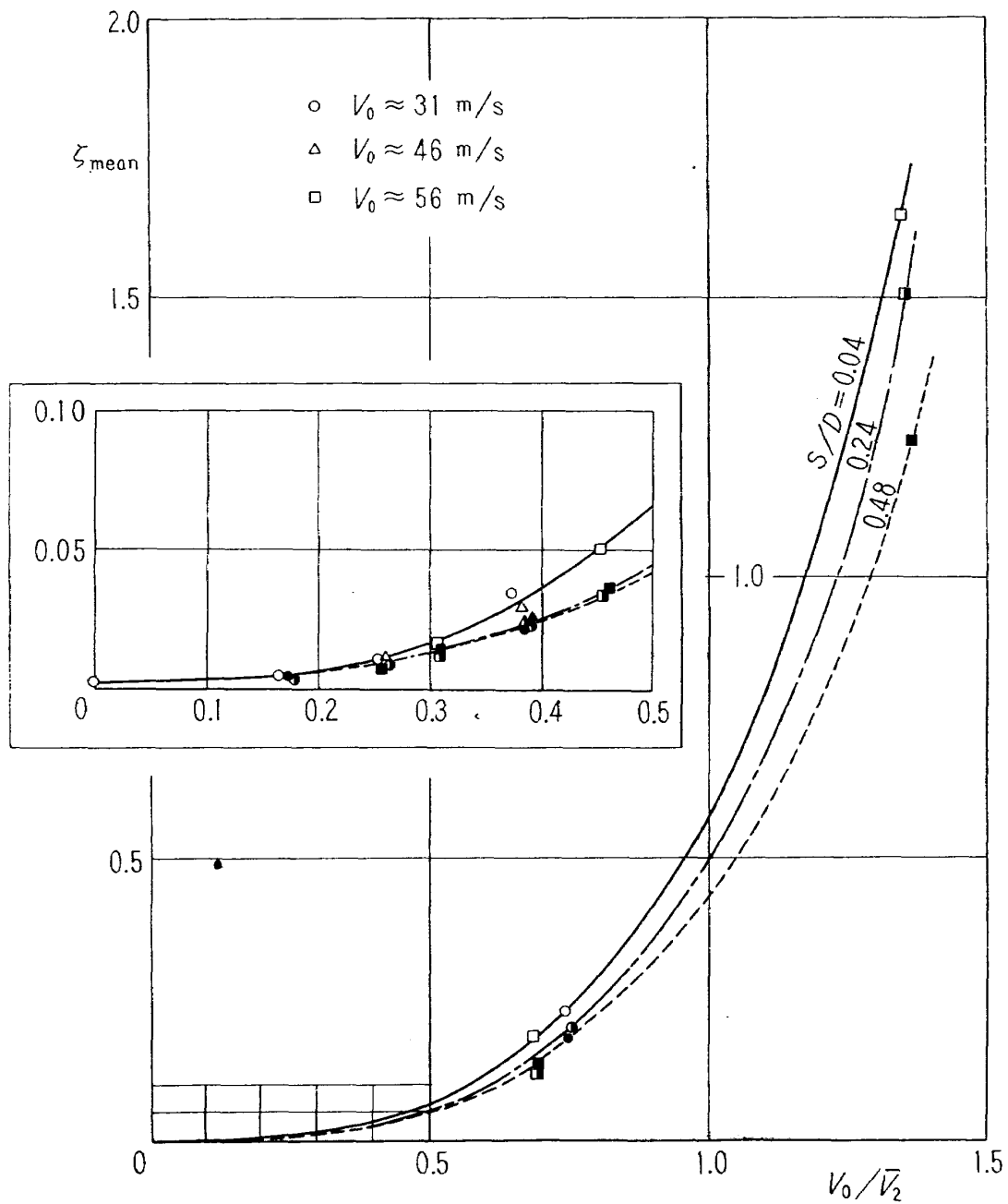


図 8(b) 平均全圧損失係数 (ペルマウス II 型)

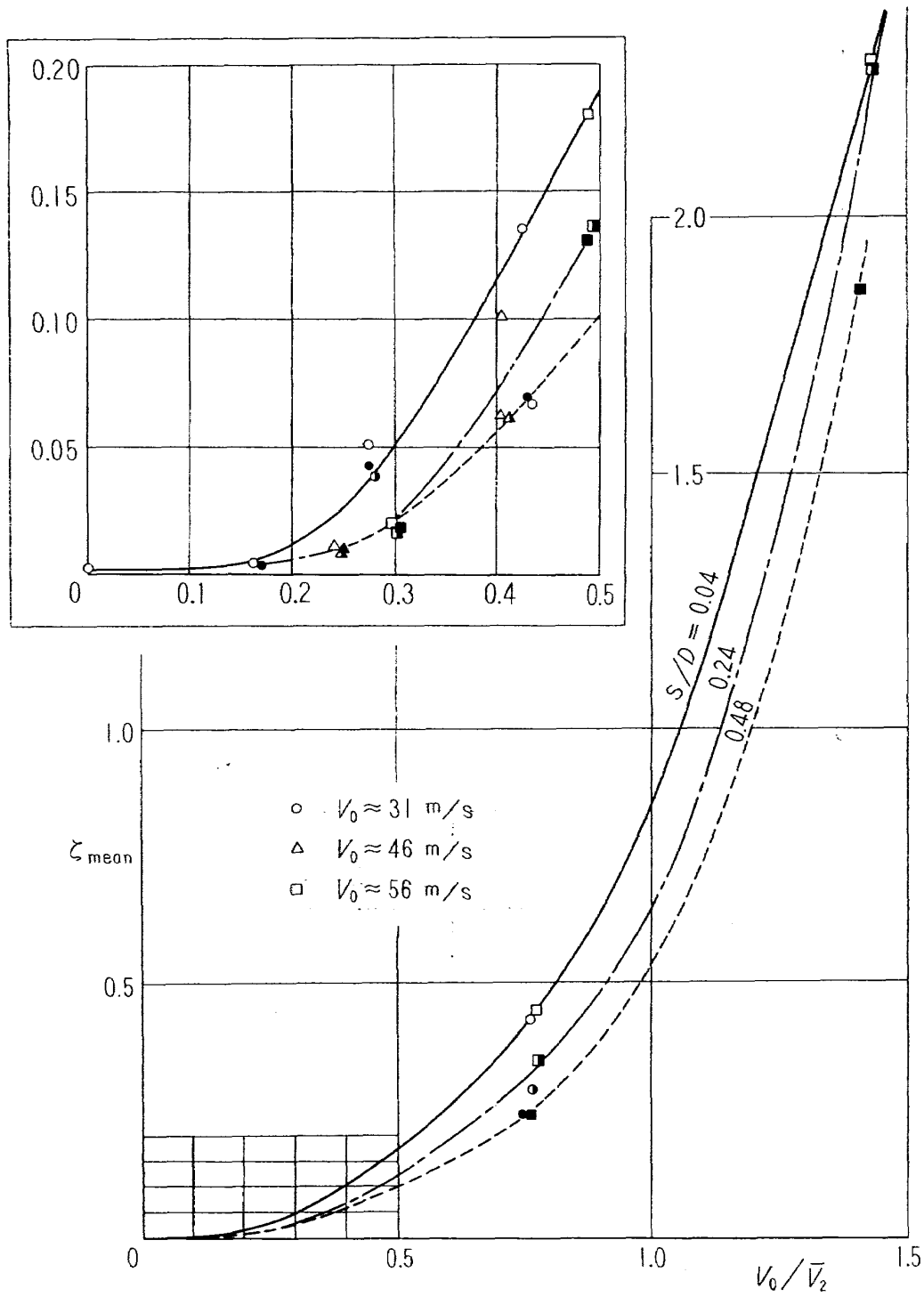


図 8(c) 平均全圧損失係数 (ペルマウスⅢ型)

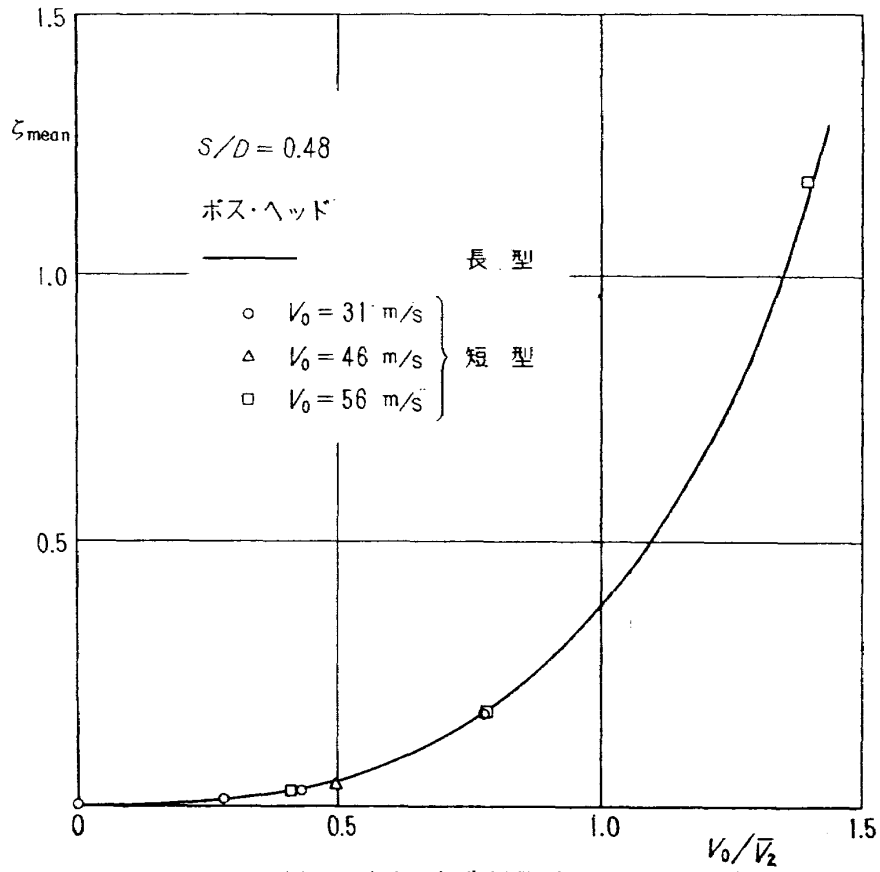


図 8(d) 平均全圧損失係数 (ペルマウス I 型)

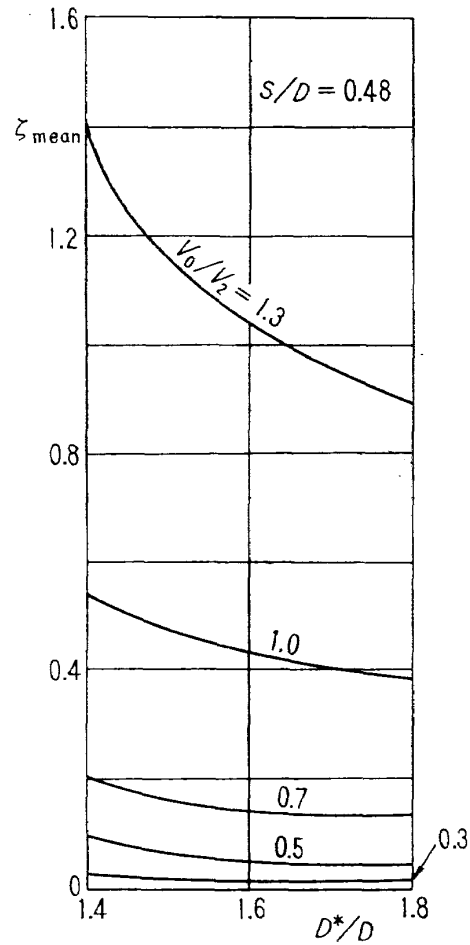


図 9 平均全圧損失係数比較図

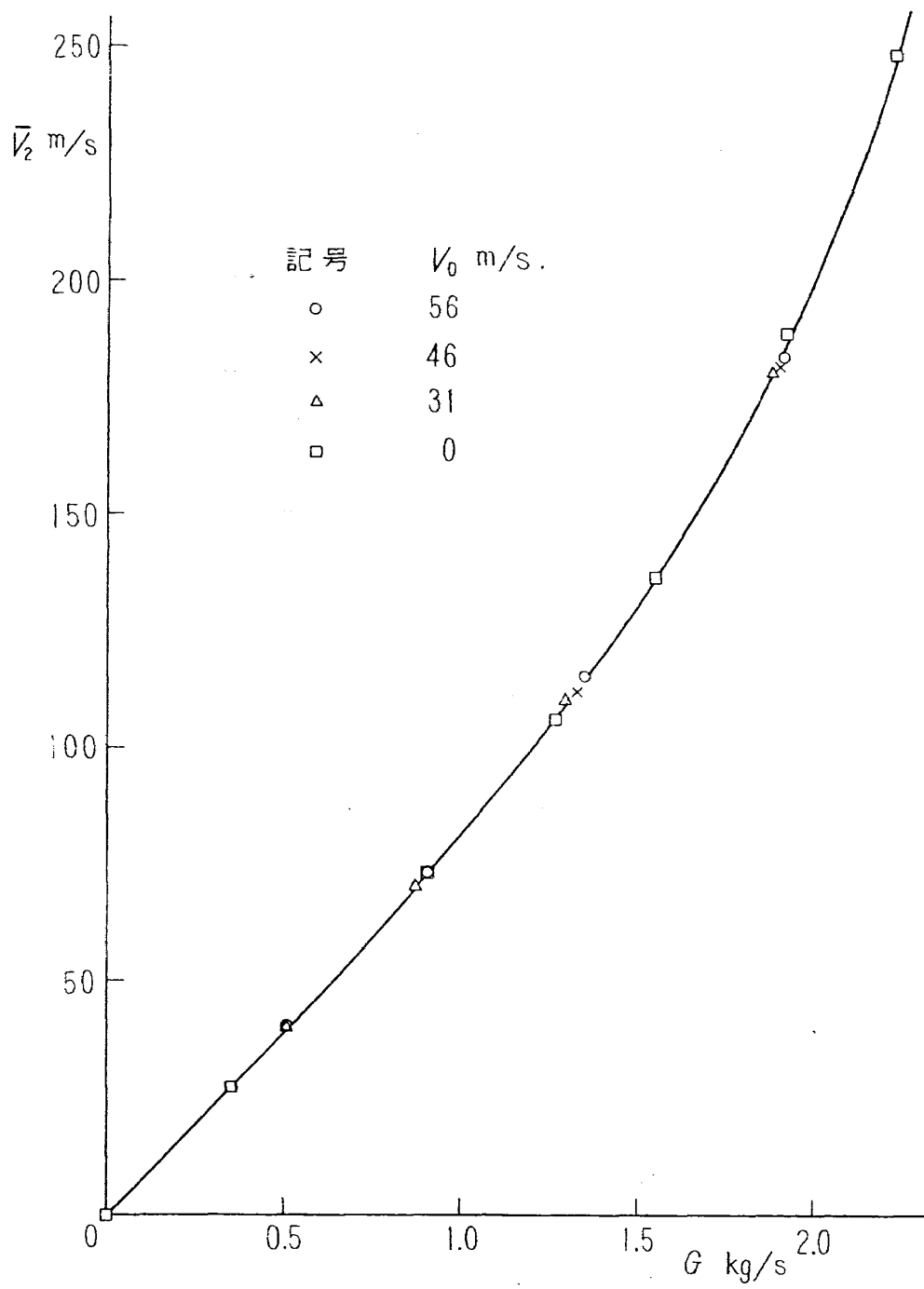


図10 $\bar{V}_2 \sim G$ (ペルマウス I 型)

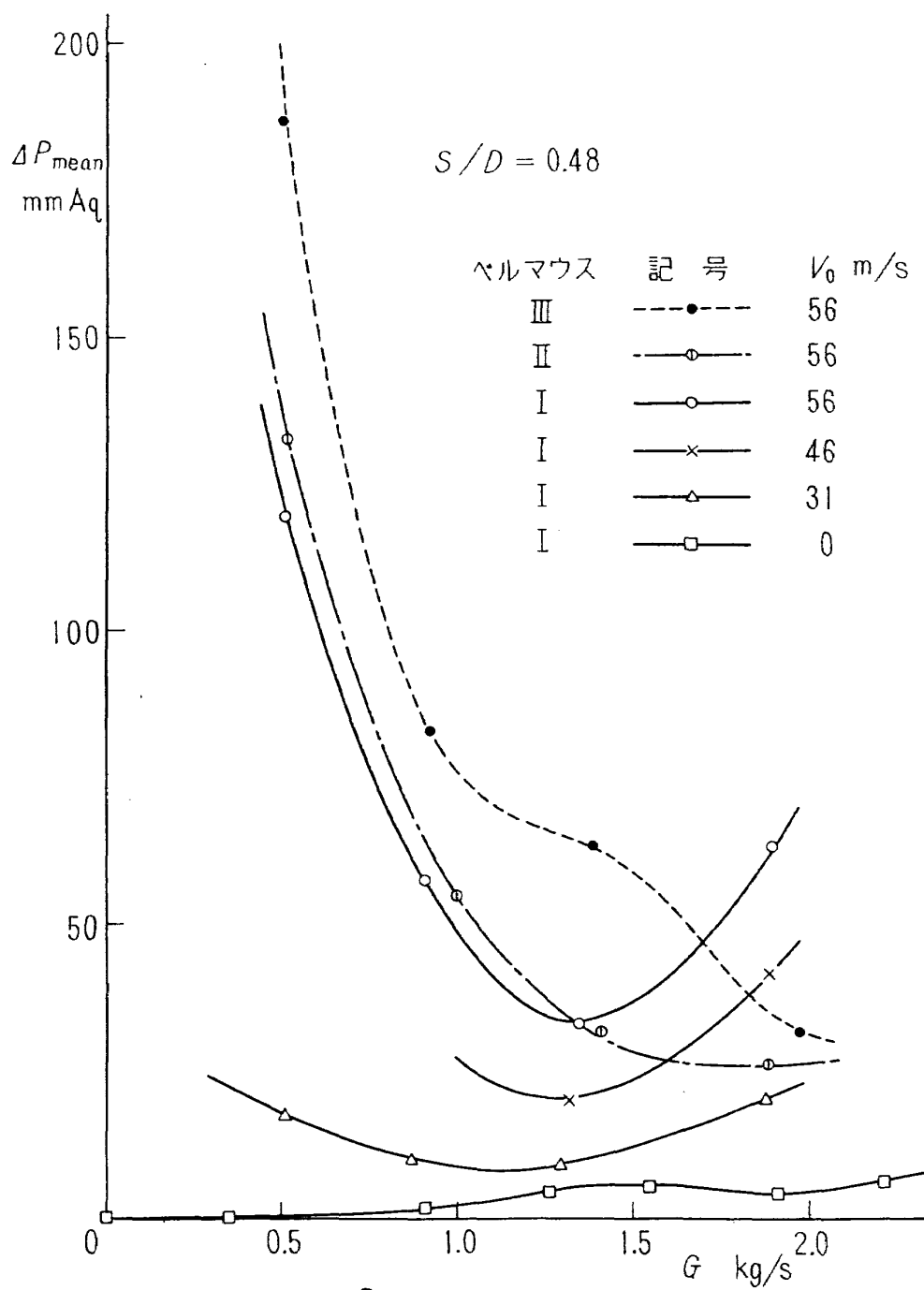
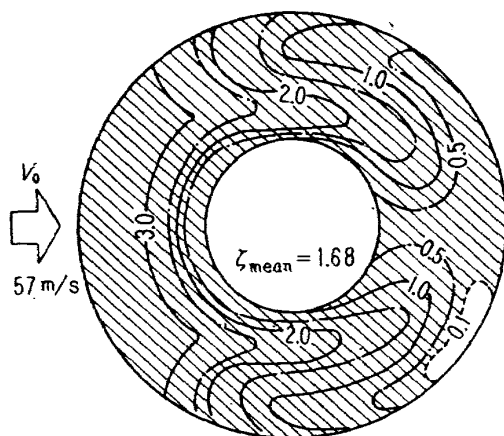
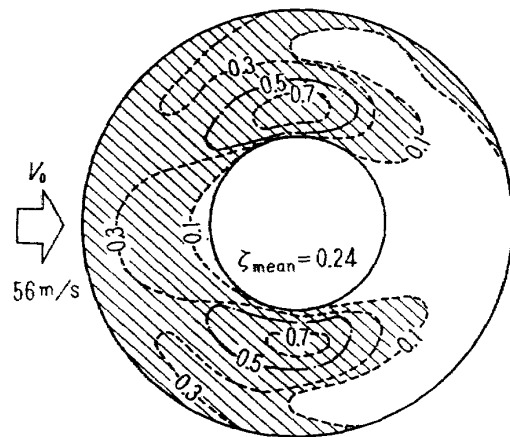


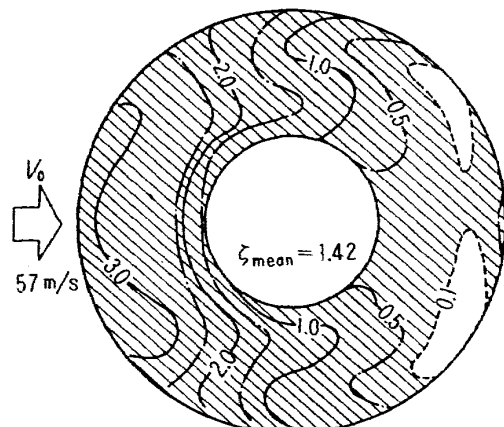
図11 $\Delta P_{mean} \sim G$ (ベルマウス型)



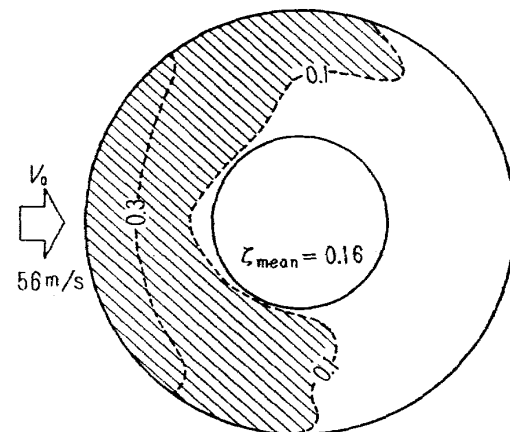
$S/D = 0.04 \quad V_0/\bar{V}_2 = 1.39$



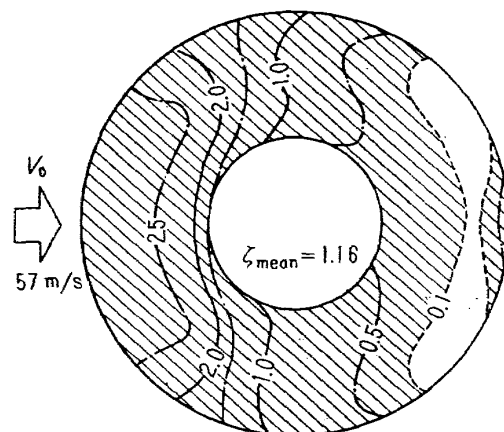
$S/D = 0.04 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.77$



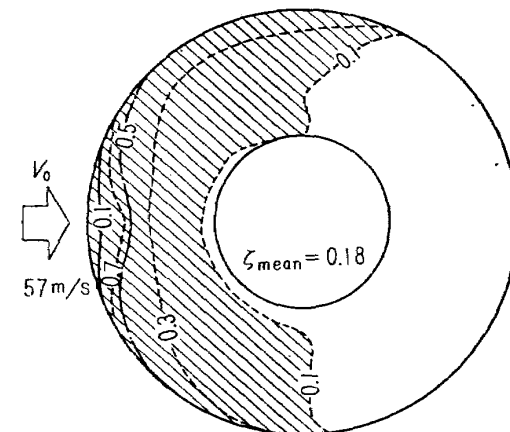
$S/D = 0.24 \quad V_0/\bar{V}_2 = 1.39$



$S/D = 0.24 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.77$



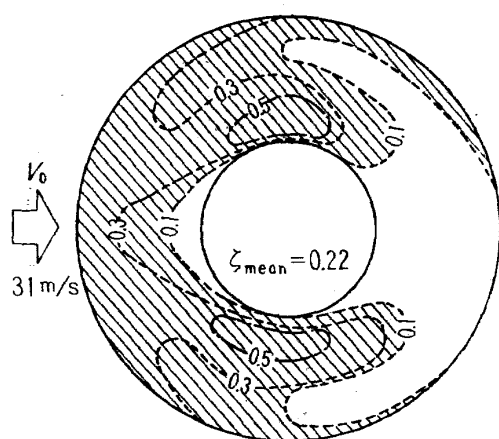
$S/D = 0.48 \quad V_0/\bar{V}_2 = 1.39$



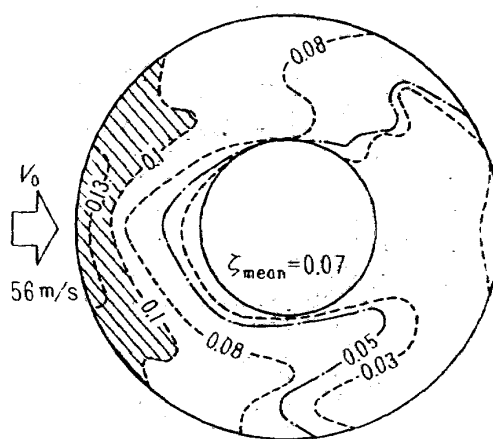
$S/D = 0.48 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.77$

図12-1(a) ζ -分布(ペルマウス I 型)

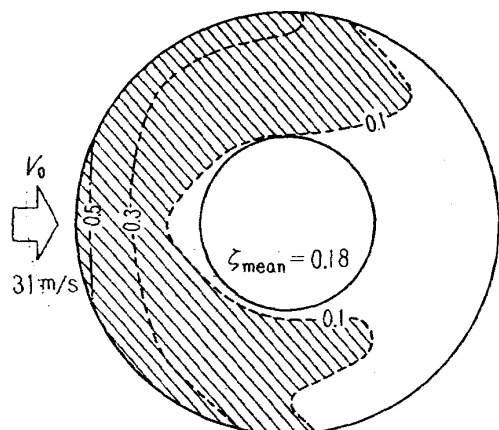
図12-1(b) ζ -分布 (I 型)



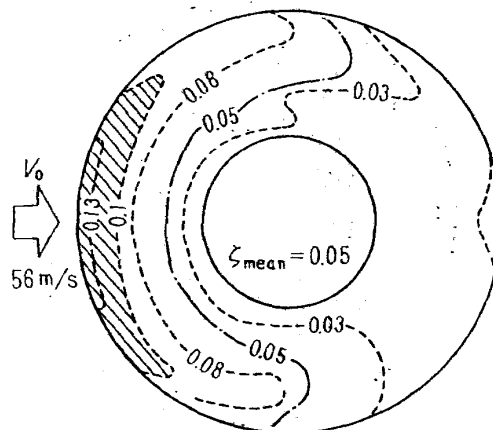
$$S/D = 0.04 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.76$$



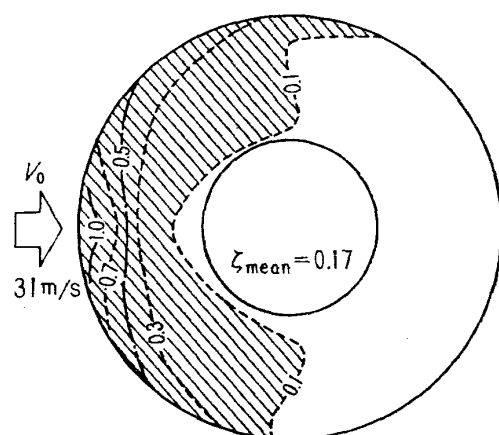
$$S/D = 0.04 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.49$$



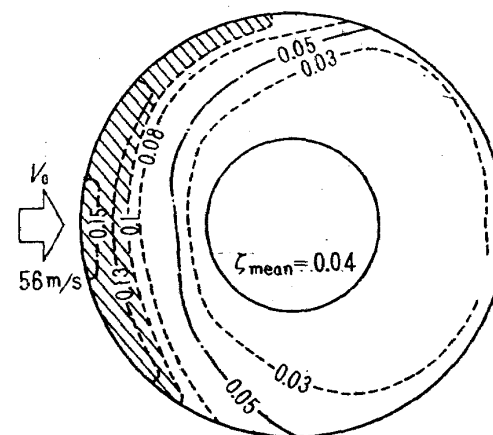
$$S/D = 0.24 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.75$$



$$S/D = 0.24 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.49$$



$$S/D = 0.48 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.77$$



$$S/D = 0.48 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.49$$

図12-1(c) ζ-分布 (I 型)

図12-1(d) ζ-分布 (I 型)

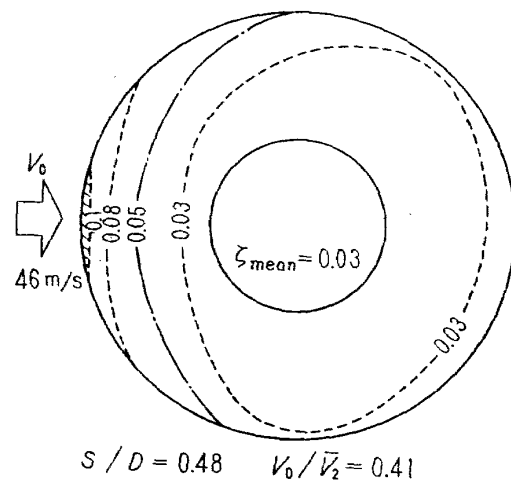
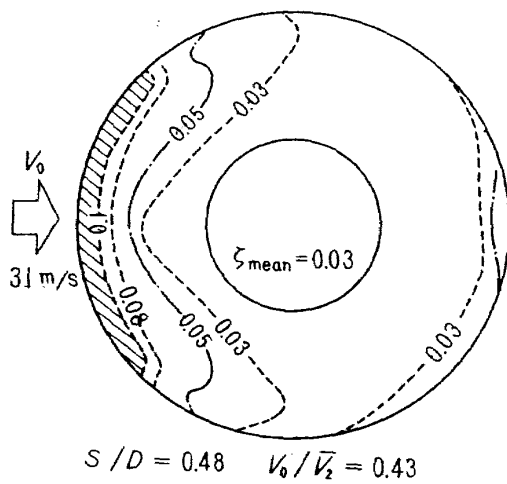
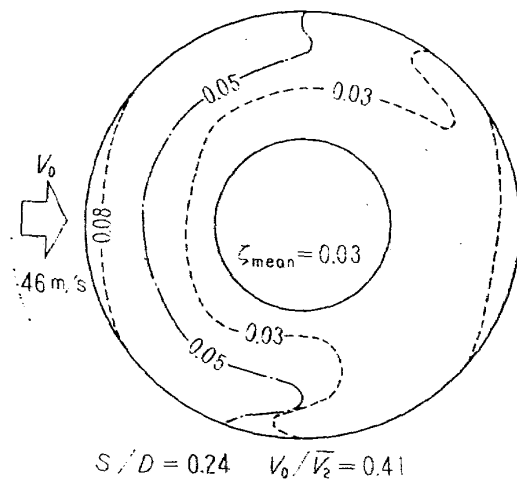
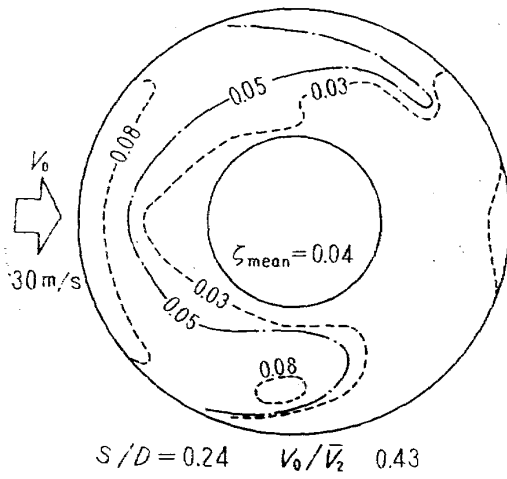
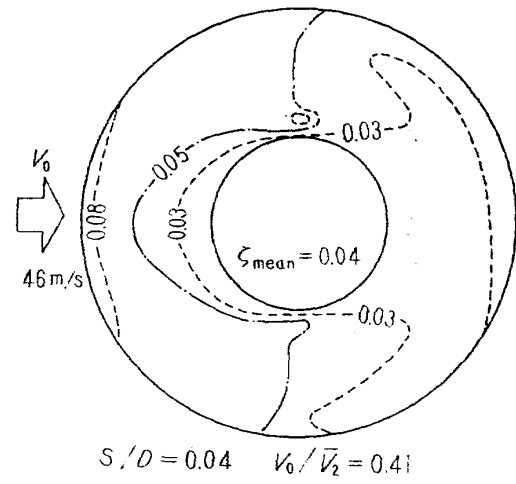
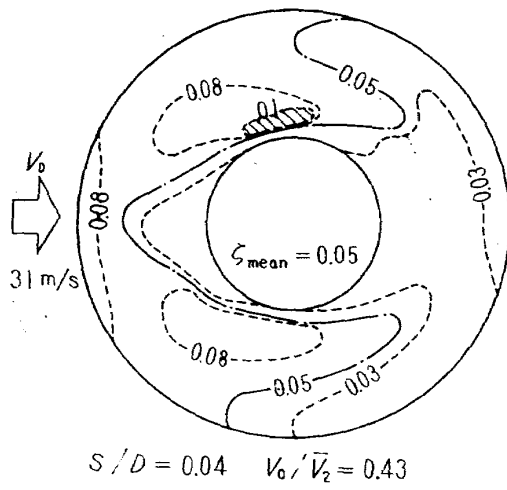


図12-1(e) ζ-分布 (I 型)

図12-1(f) ζ-分布 (I 型)

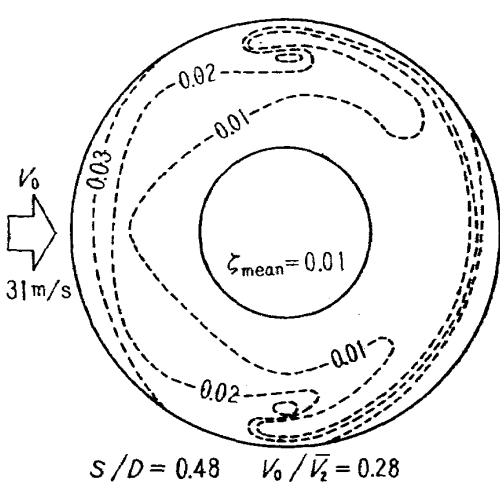
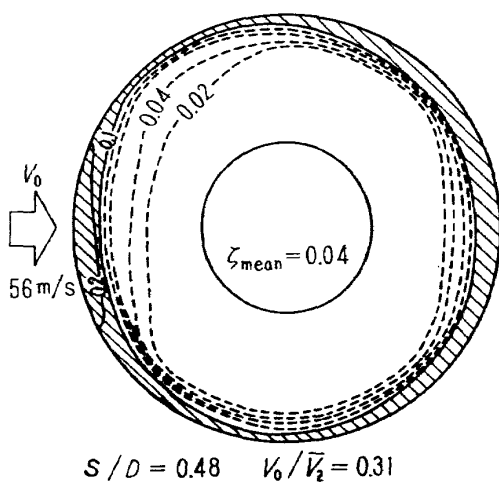
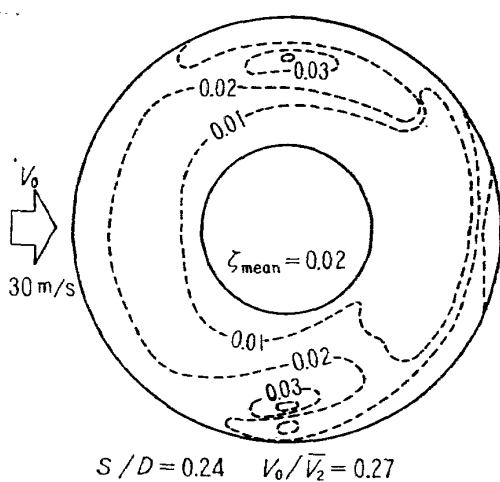
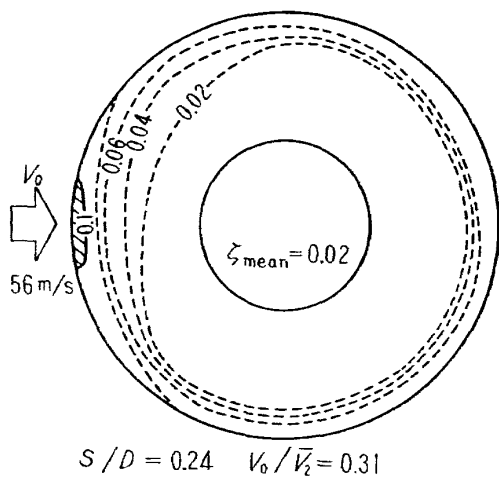
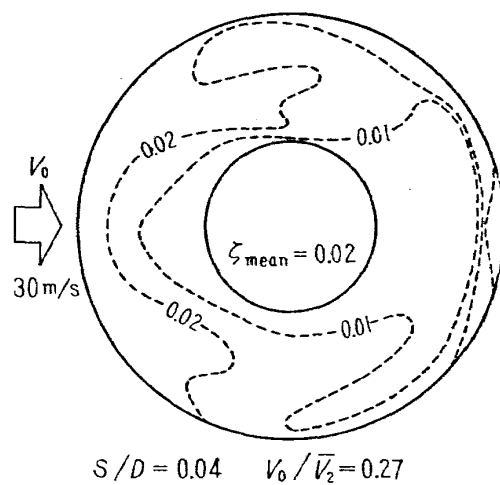
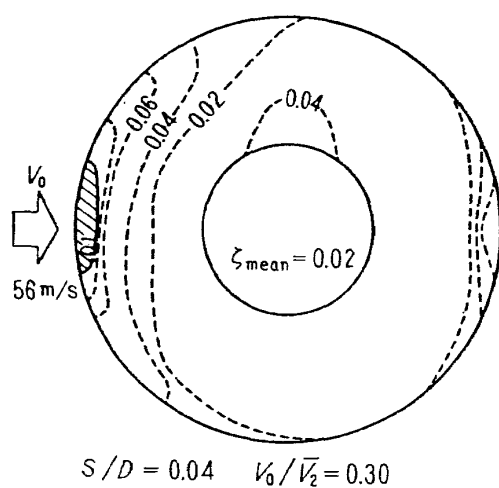


図12-1(g) ζ-分布(I型)

図12-1(h) ζ-分布(I型)

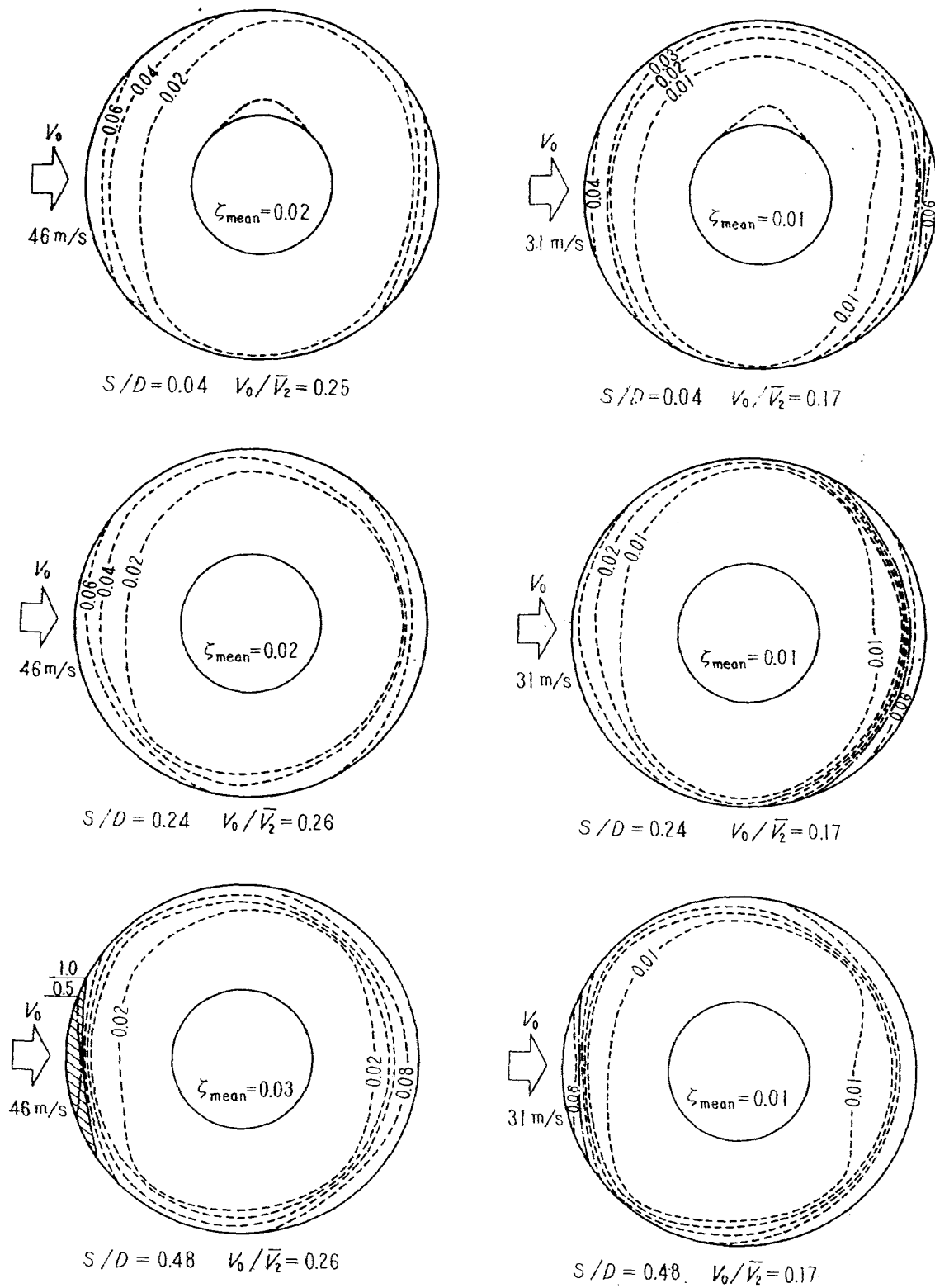
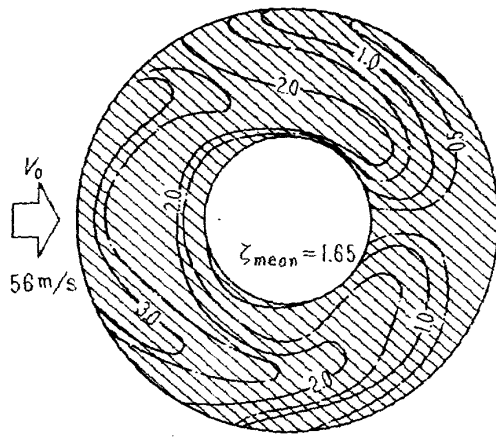
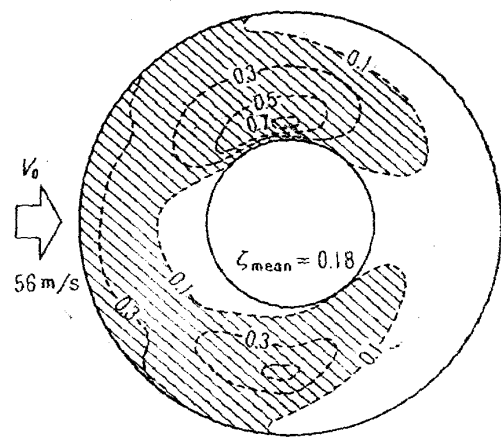


図12-1(i) ζ -分布(I型)

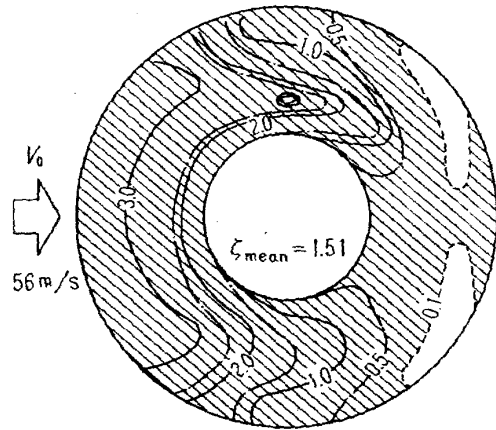
図12-1(j) ζ -分布(I型)



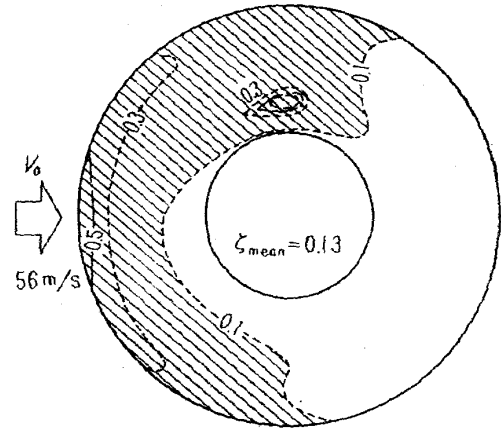
$S/D = 0.04 \quad V_0/\bar{V}_2 = 1.35$



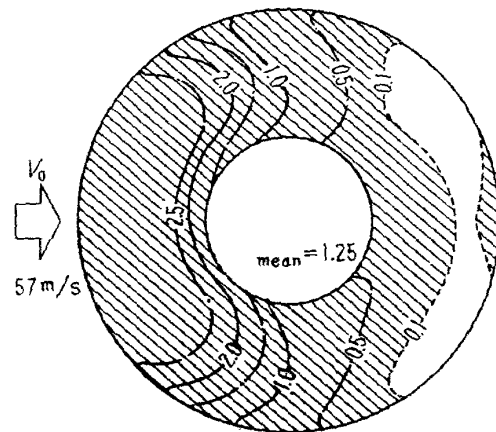
$S/D = 0.04 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.68$



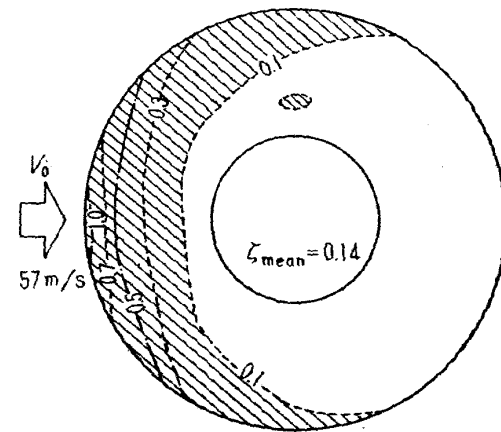
$S/D = 0.24 \quad V_0/\bar{V}_2 = 1.36$



$S/D = 0.24 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.69$



$S/D = 0.48 \quad V_0/\bar{V}_2 = 1.36$



$S/D = 0.48 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.69$

図12-2(a) ζ -分布 (ペルマウス II 型)

図12-2(b) ζ -分布 (II 型)

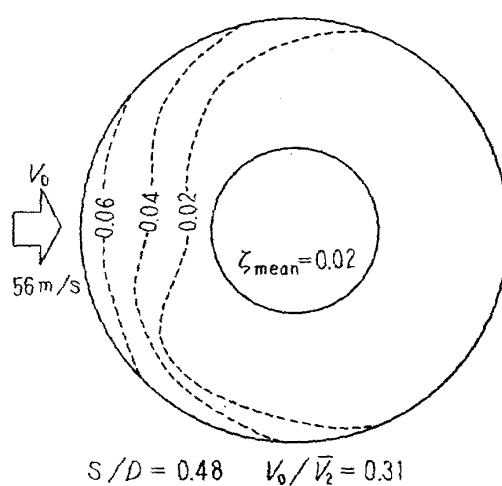
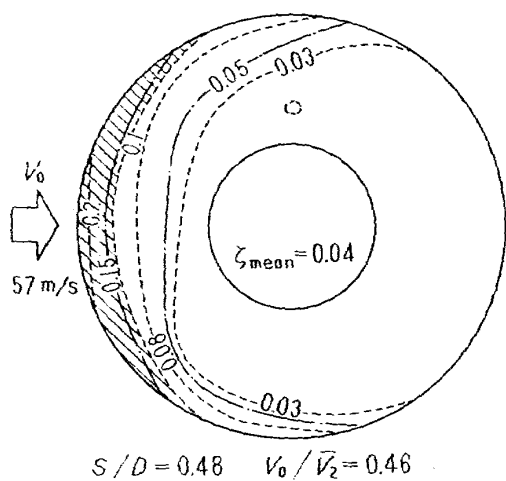
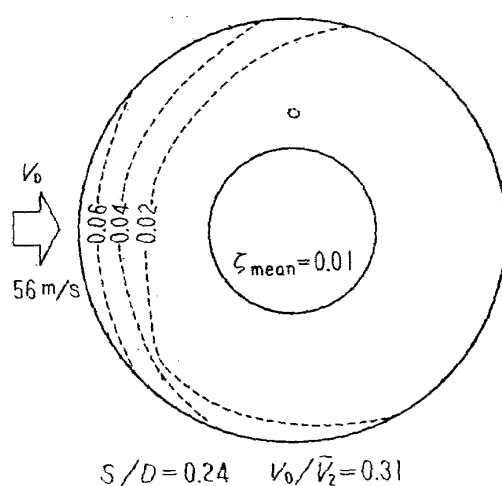
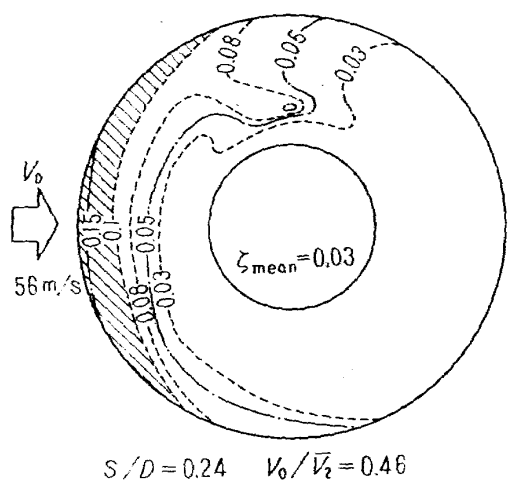
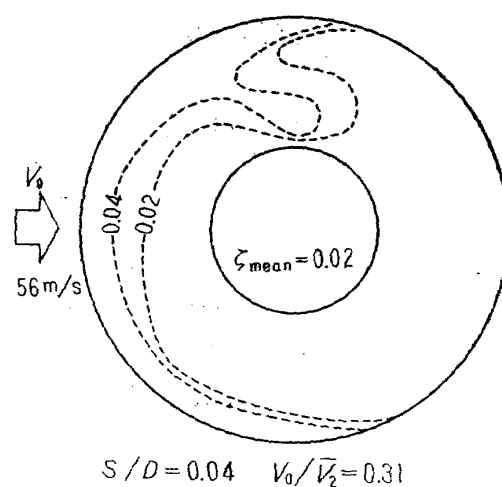
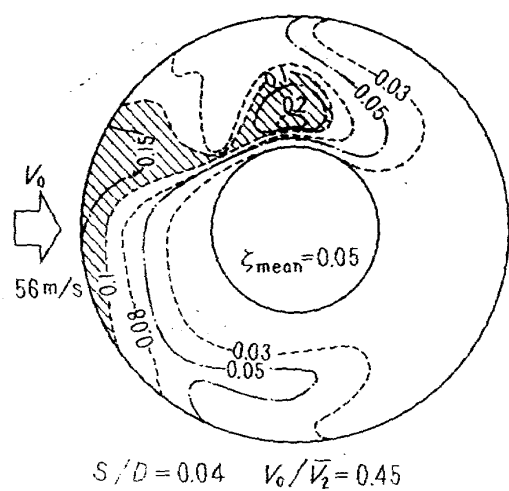
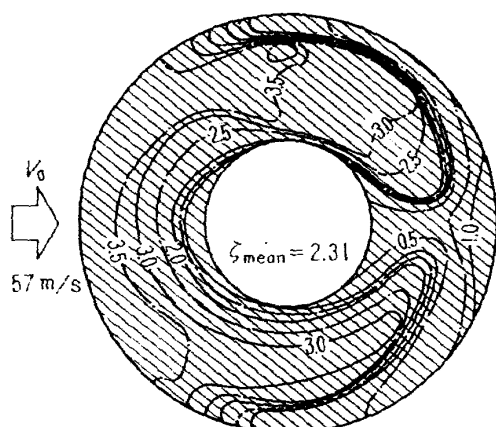
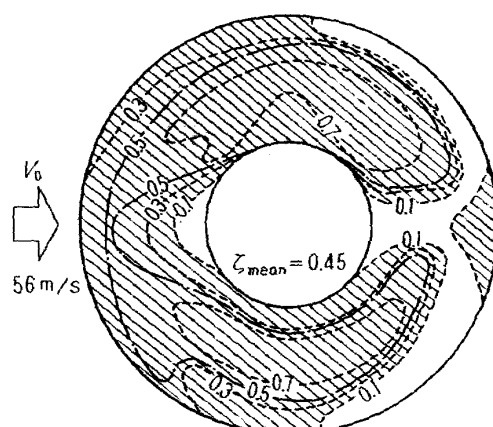


図12-2(c) ζ -分布(II型)

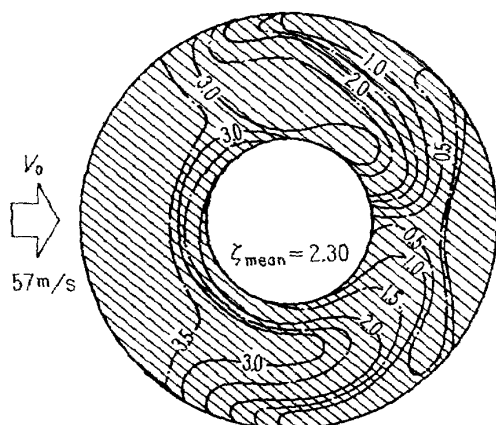
図12-2(d) ζ -分布(II型)



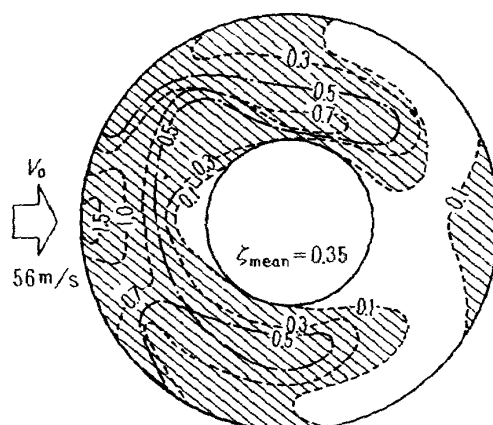
$S/D = 0.04 \quad V_0/\bar{V}_2 = 1.43$



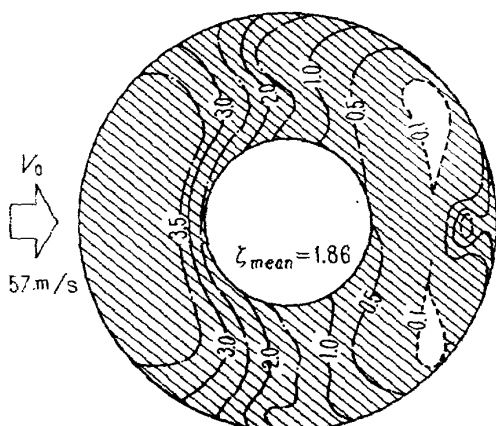
$S/D = 0.04 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.77$



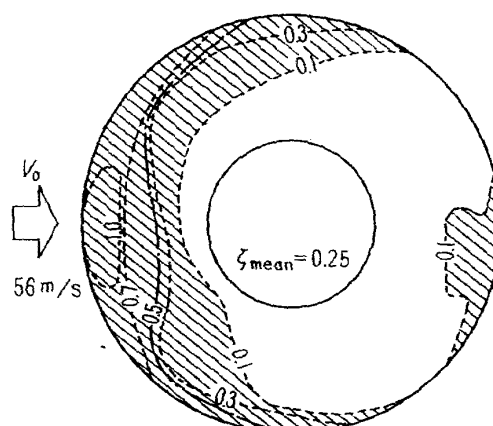
$S/D = 0.24 \quad V_0/\bar{V}_2 = 1.43$



$S/D = 0.24 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.77$



$S/D = 0.48 \quad V_0/\bar{V}_2 = 1.41$



$S/D = 0.48 \quad V_0/\bar{V}_2 = 0.77$

図12-3(a) ζ -分布 (ペルマウスⅢ型)

図12-3(b) ζ -分布 (Ⅲ型)

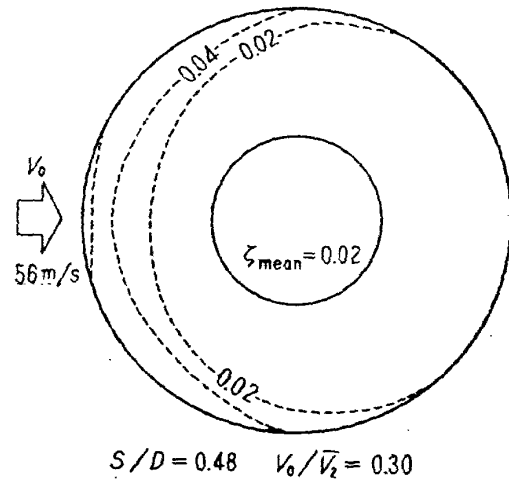
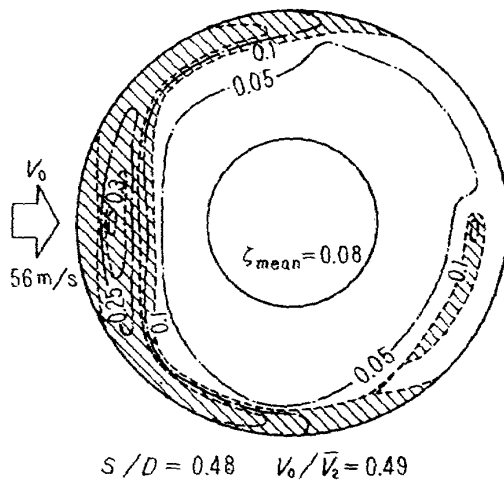
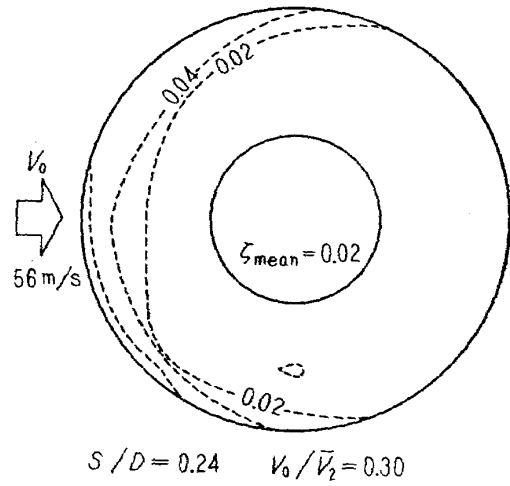
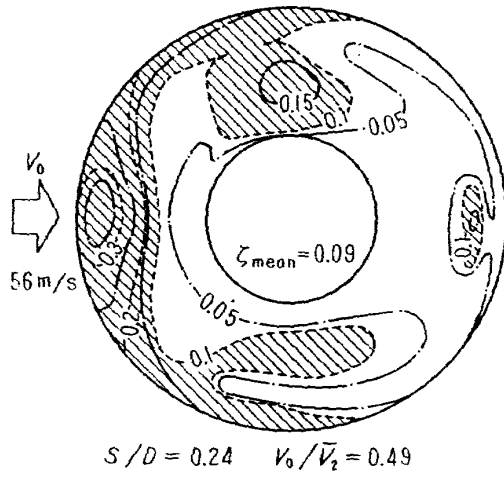
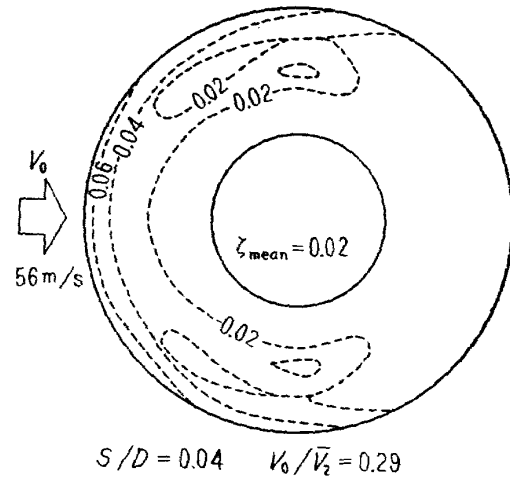
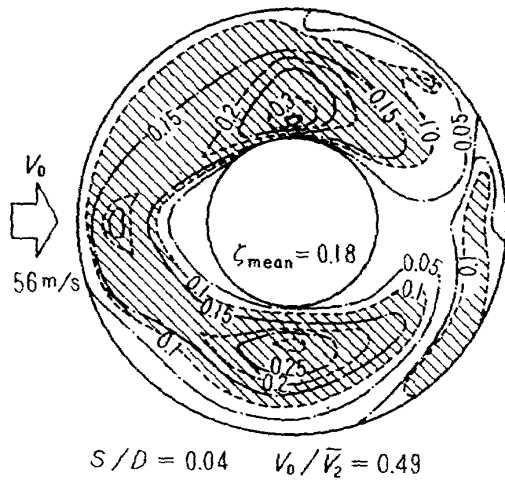


図12-3(c) ζ -分布(Ⅲ型)

図12-3(d) ζ -分布(Ⅲ型)

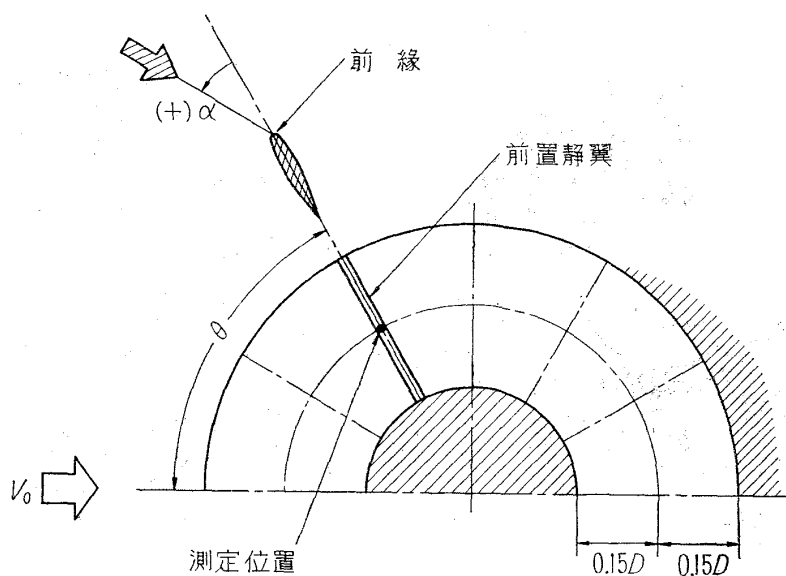


図13-1 流入気流偏角測定位置

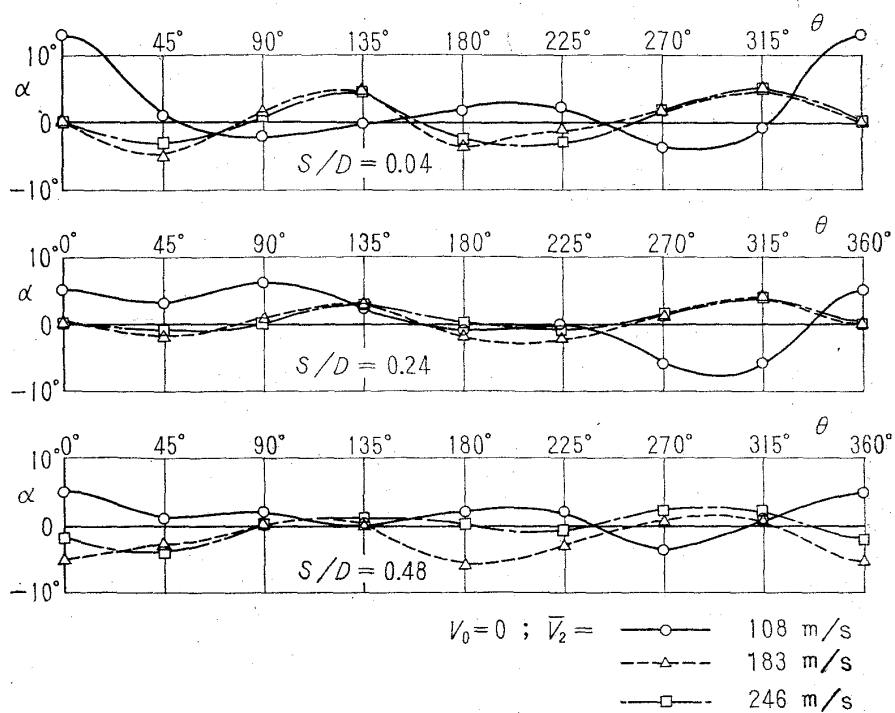


図13-2(a) 流入気流偏角 (ベルマウス I 型)

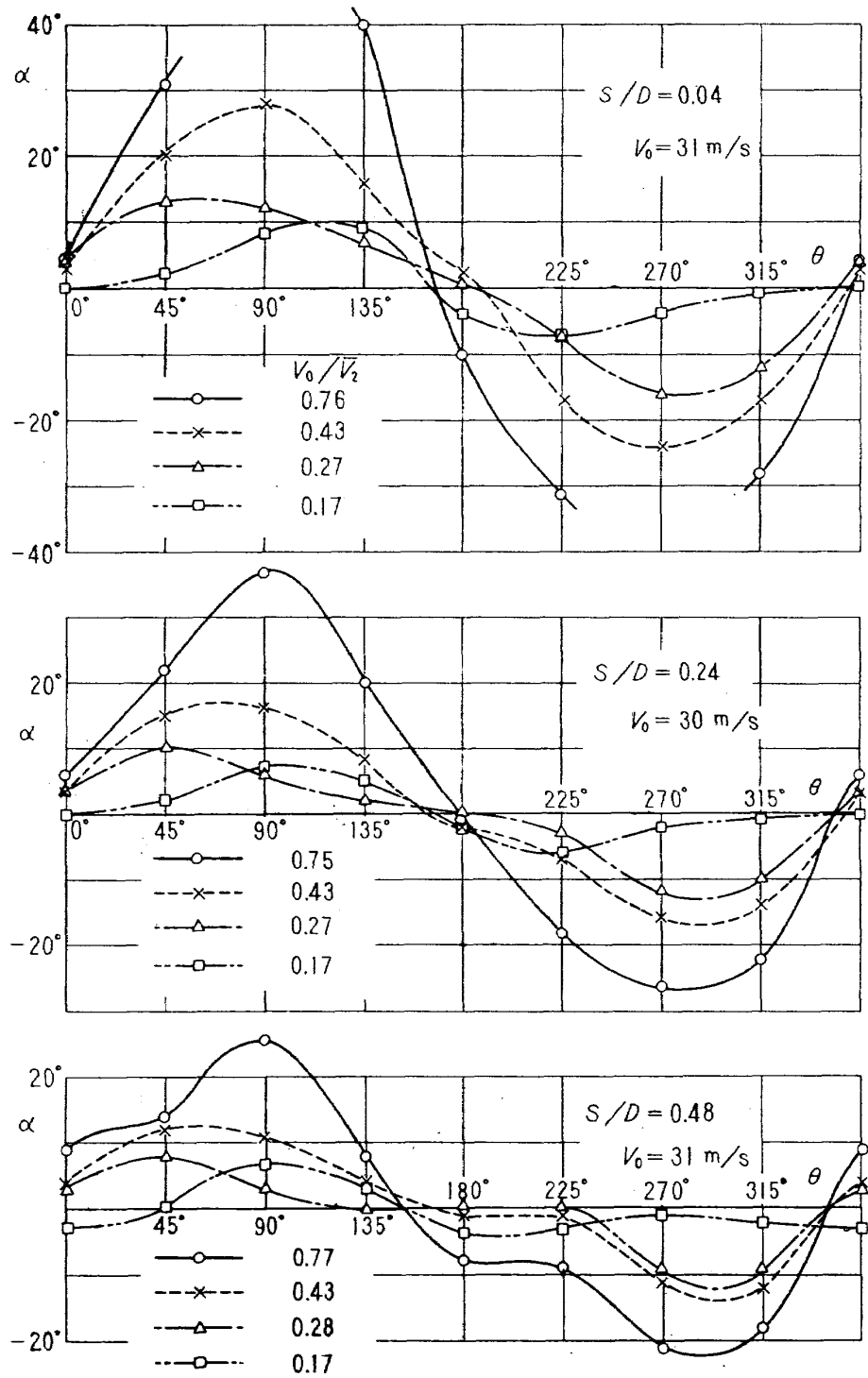


図13-2b) 流入気流偏角 (I 型)

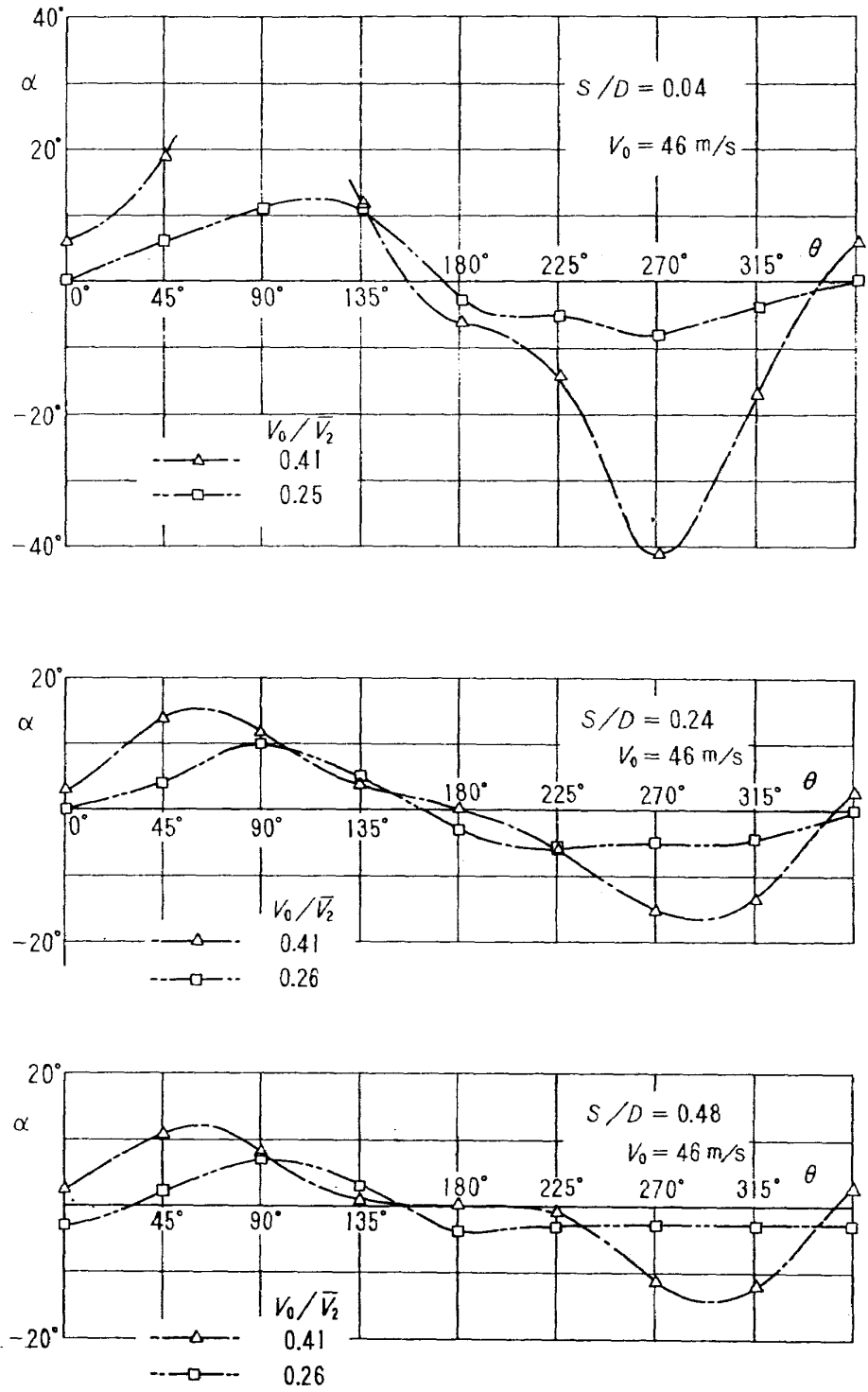


图13-2(c) 流入气流偏角(I型)

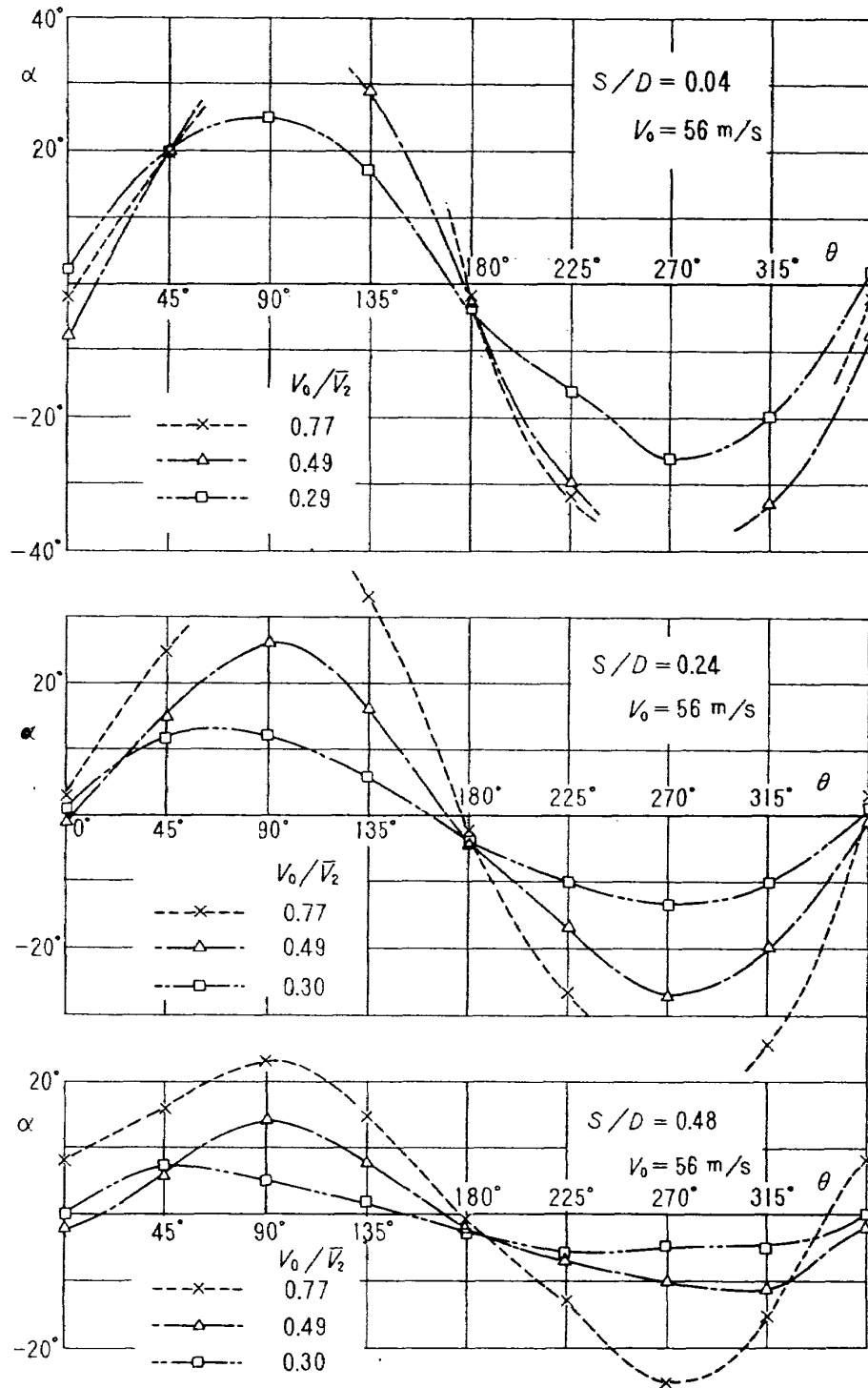


図13-2(d) 流入気流偏角 (I 型)

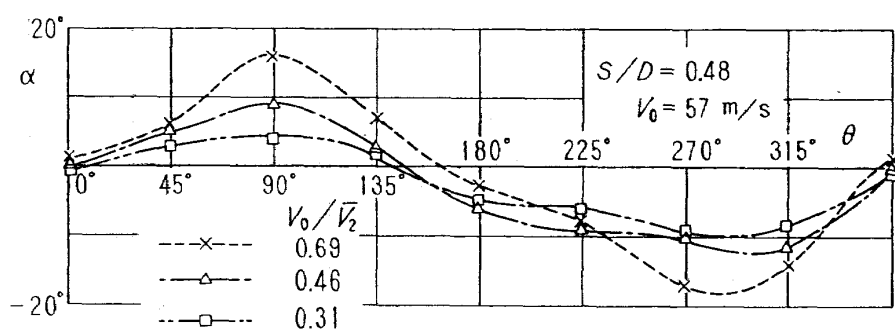
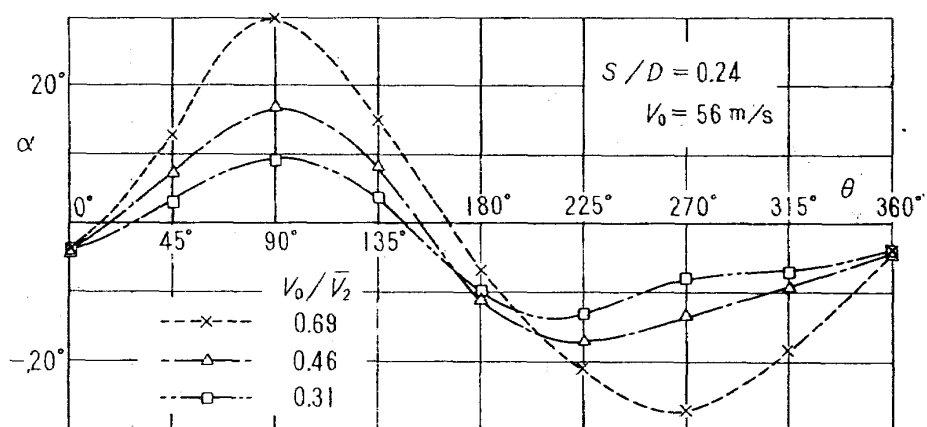
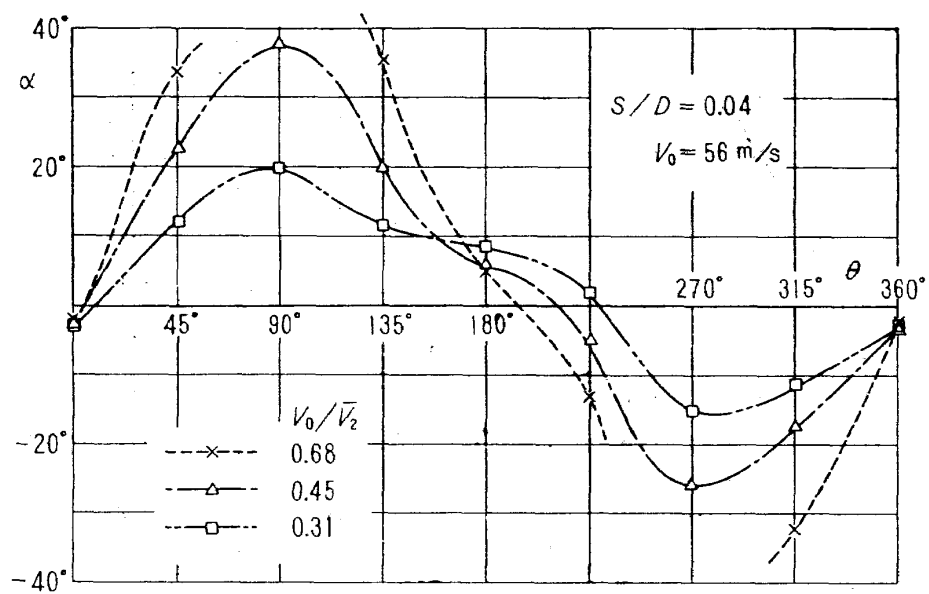


図13-3 流入気流偏角 (ペルマウスII型)

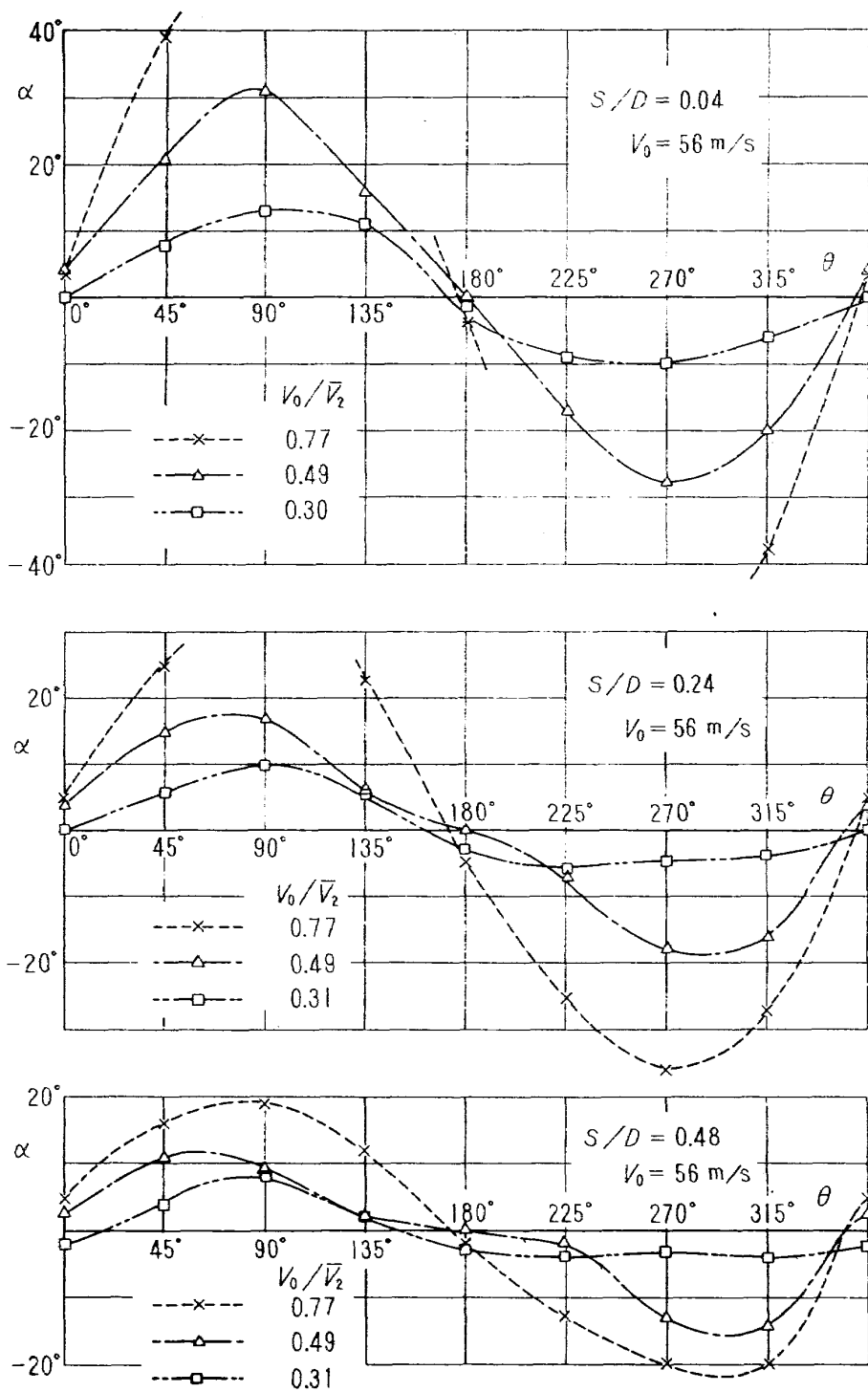


図13-4 流入気流偏角(ベルマウスⅢ型)

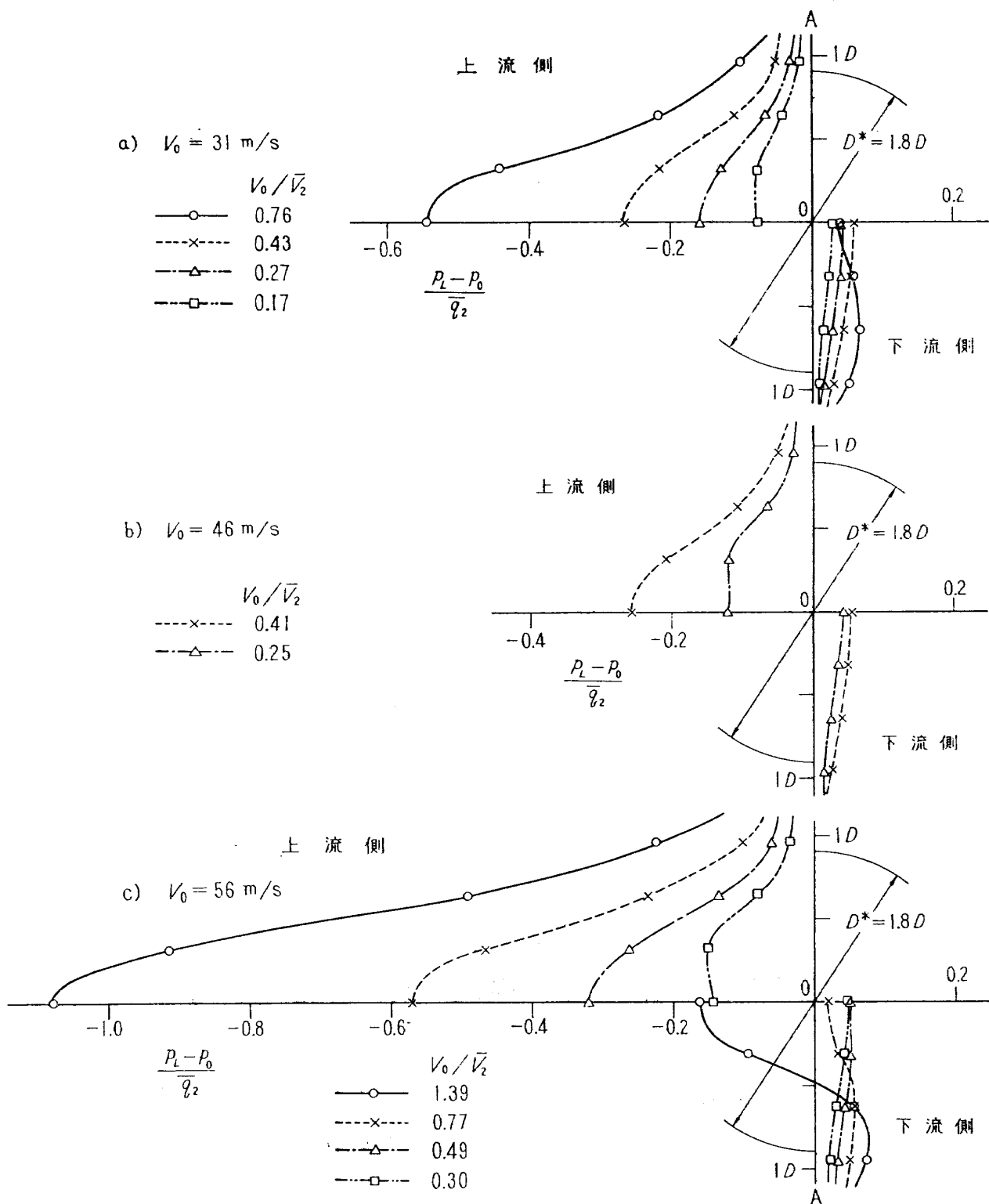


図14-1(a),(b),(c) 垂直板(断面A) 静圧分布 (ベルマウスI型)

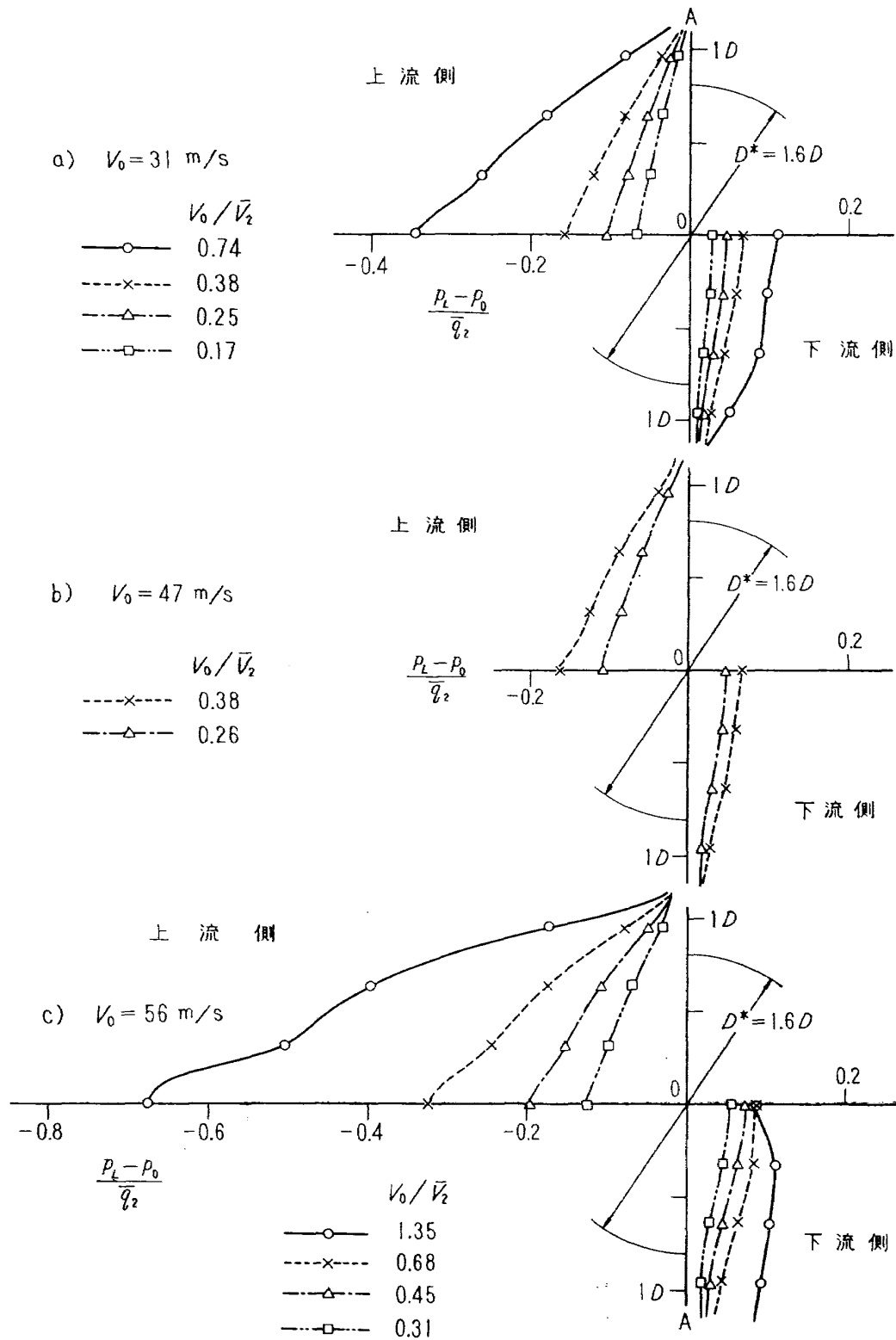


図14-2(a), (b), (c) 垂直板 (断面A) 静圧分布(ベルマウスⅡ型)

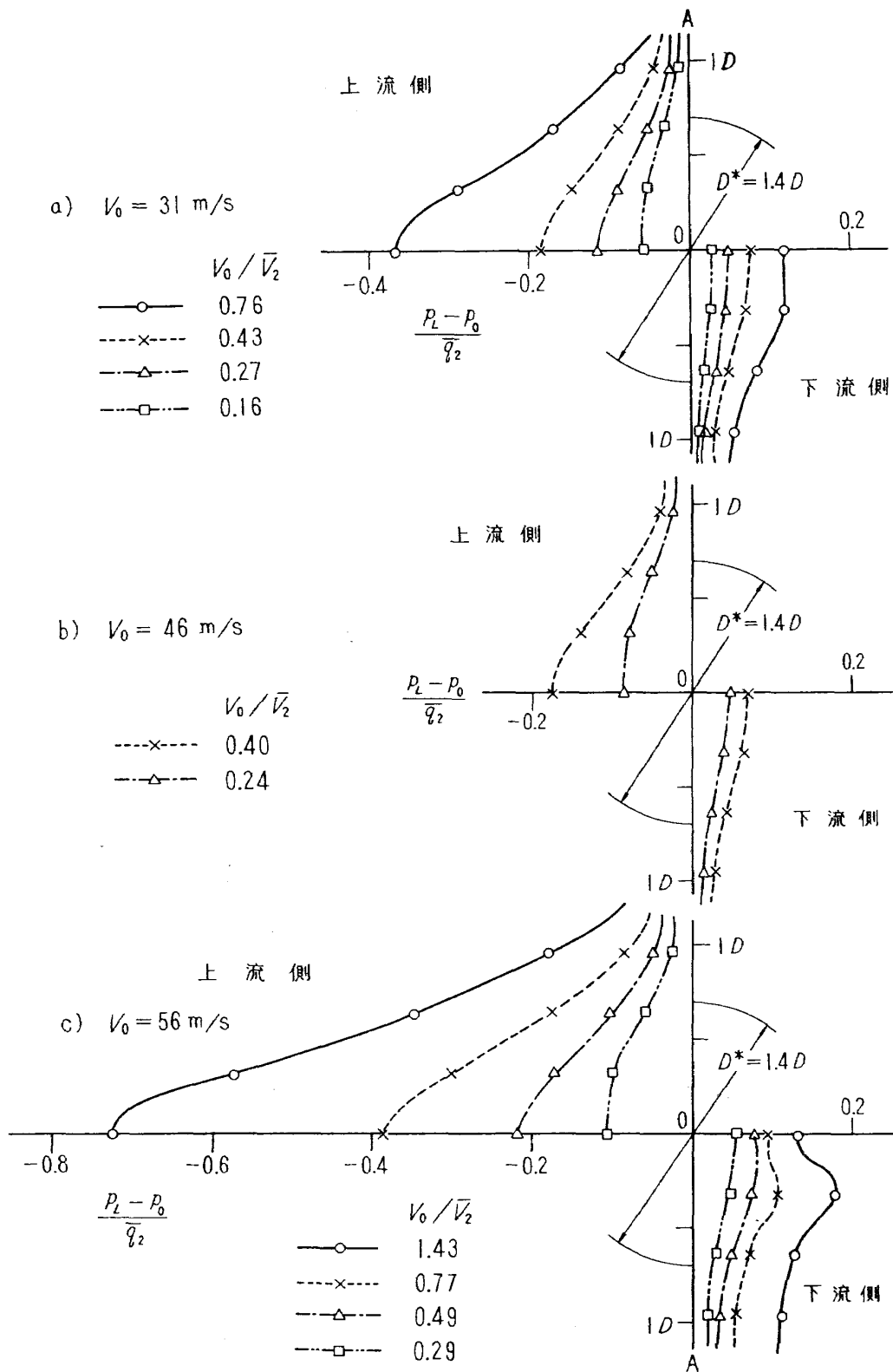


図14-3(a), (b), (c) 垂直板 (断面A) 静圧分布(ベルマウスⅢ型)

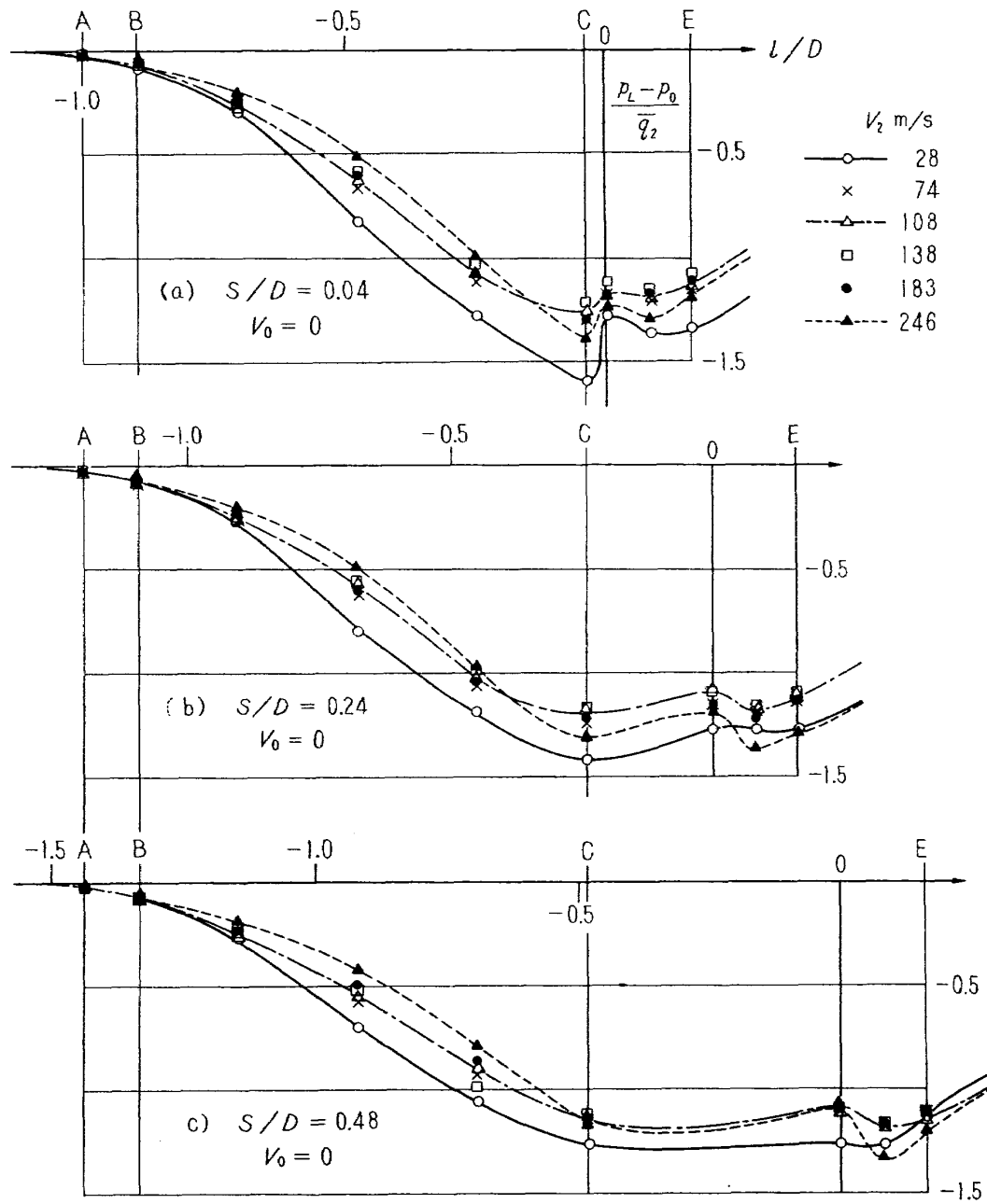


図15-1(a), (b), (c) ベルマウス静圧分布 (ベルマウス I 型)

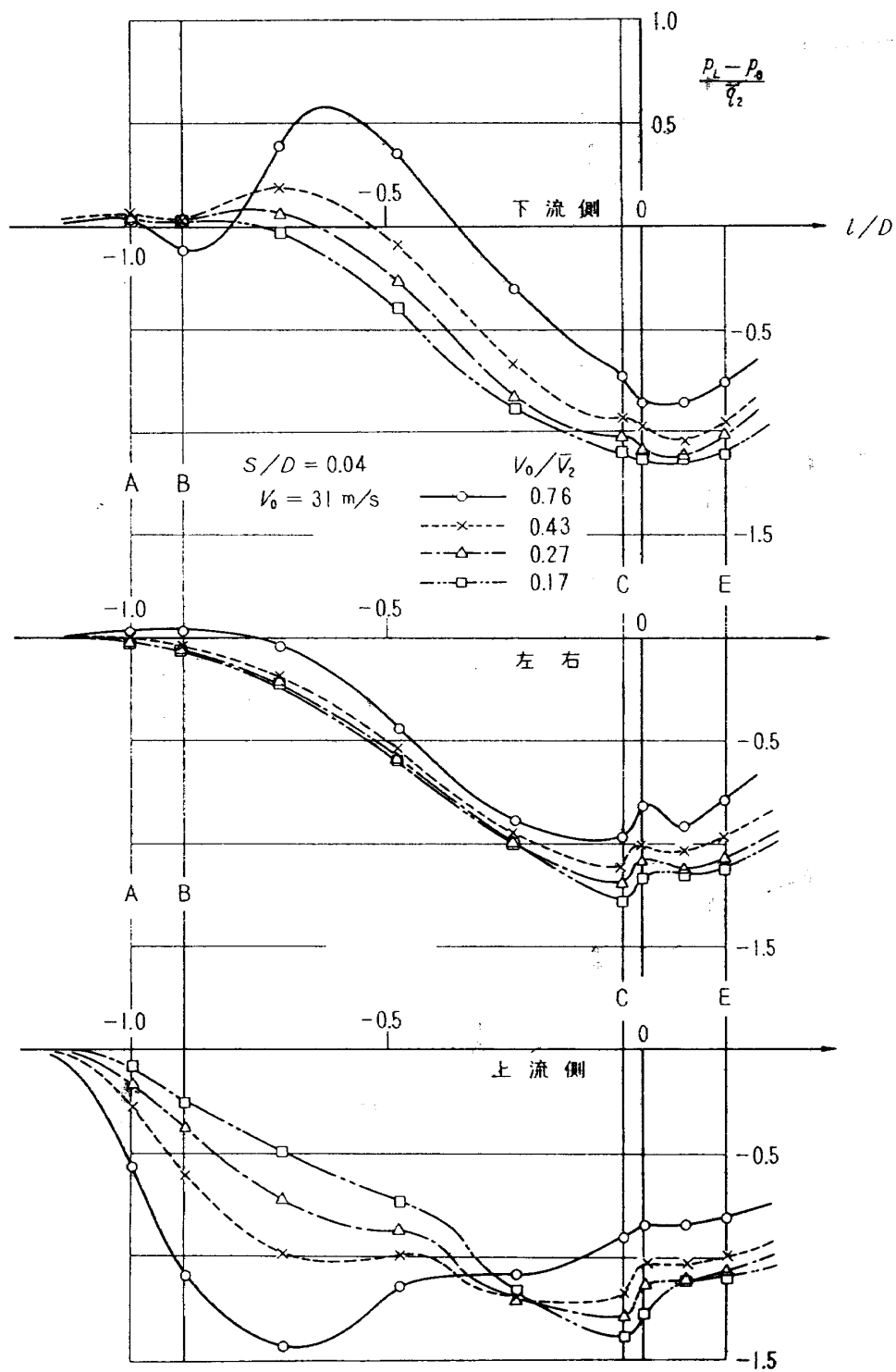


図15-1(d) ベルマウス静圧分布 (I 型)

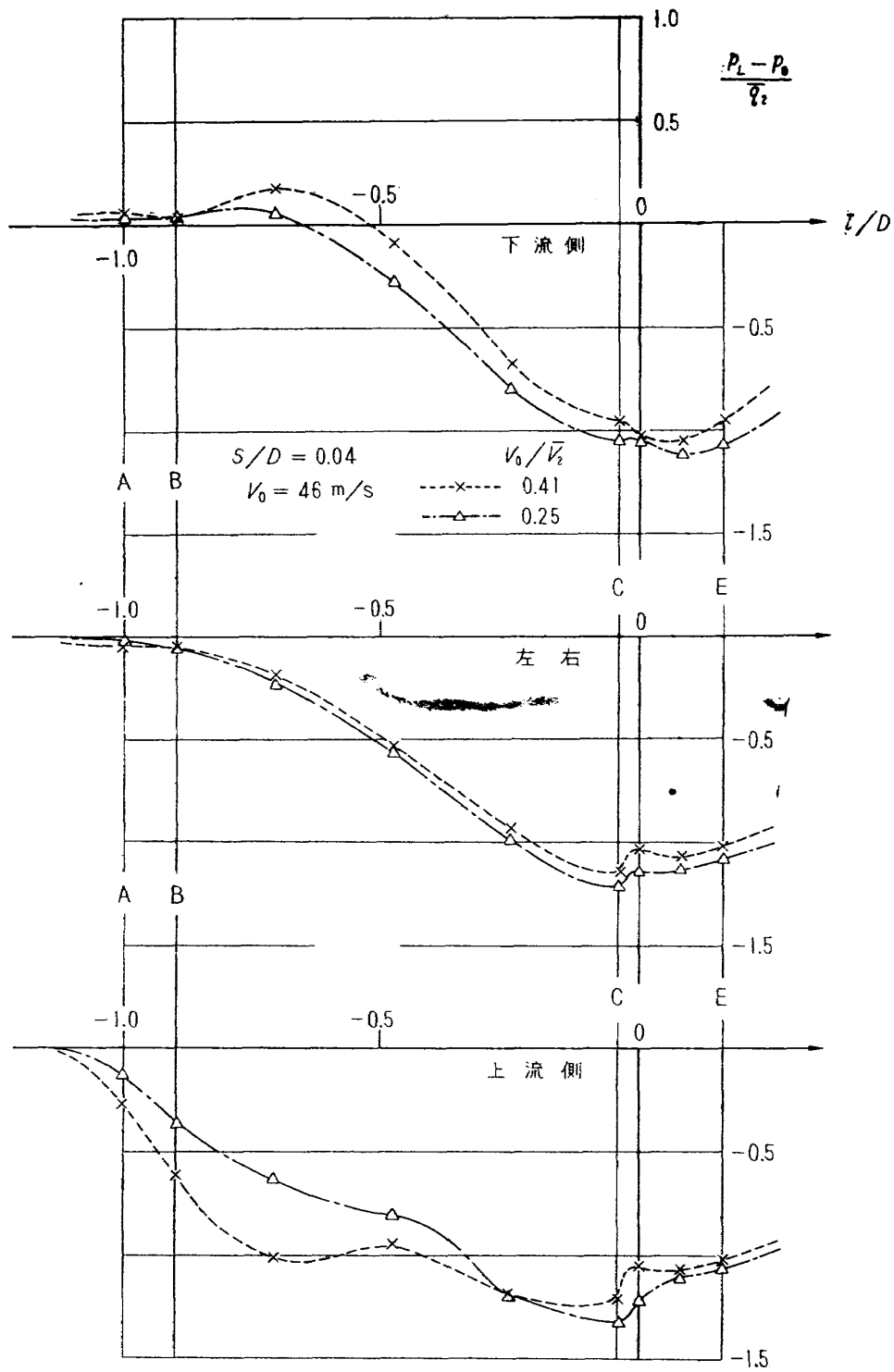


図15-1(e) ペルマウス静圧分布 (I型)

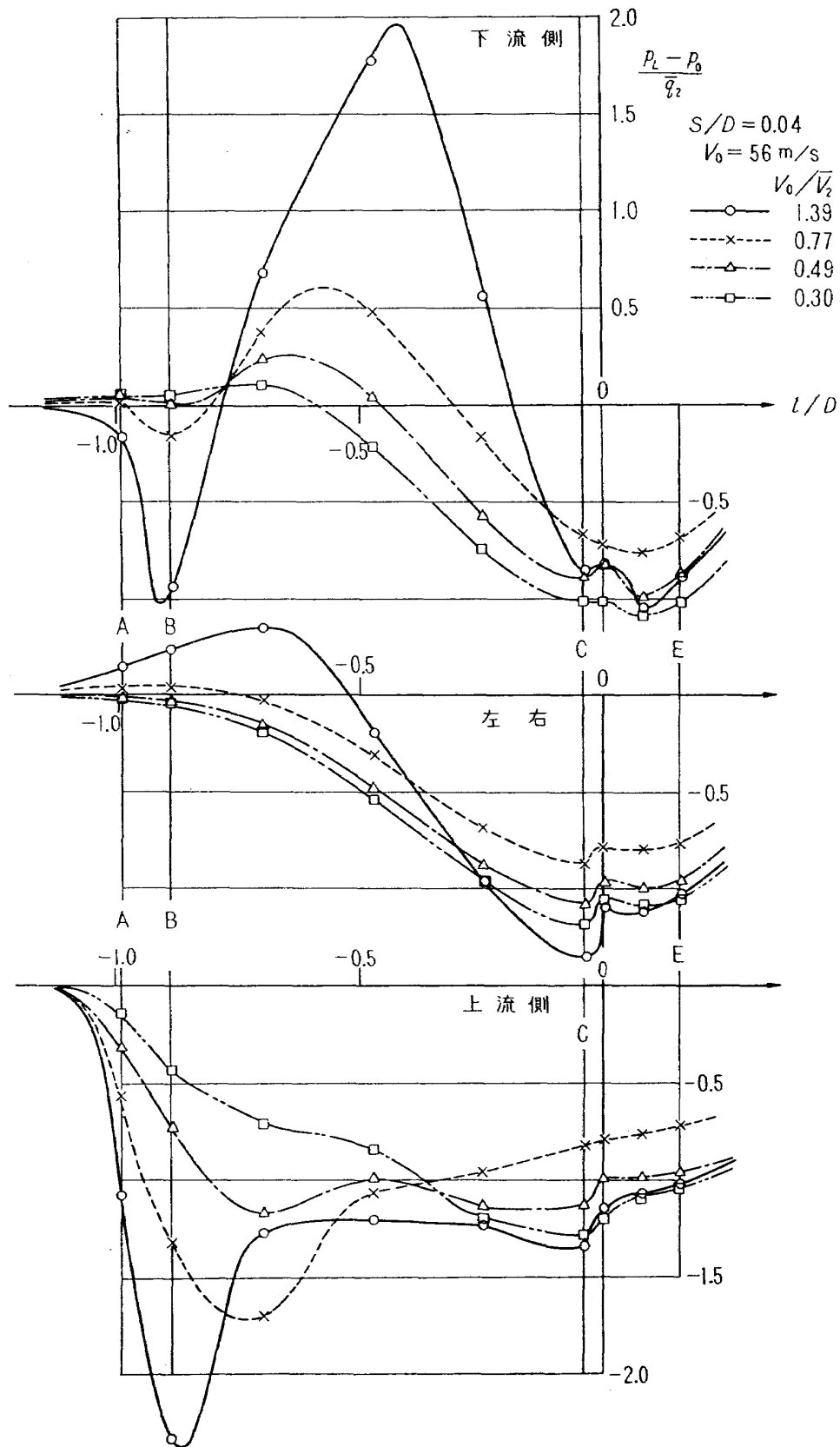


図15-1(f) ベルマウス静圧分布 (I型)

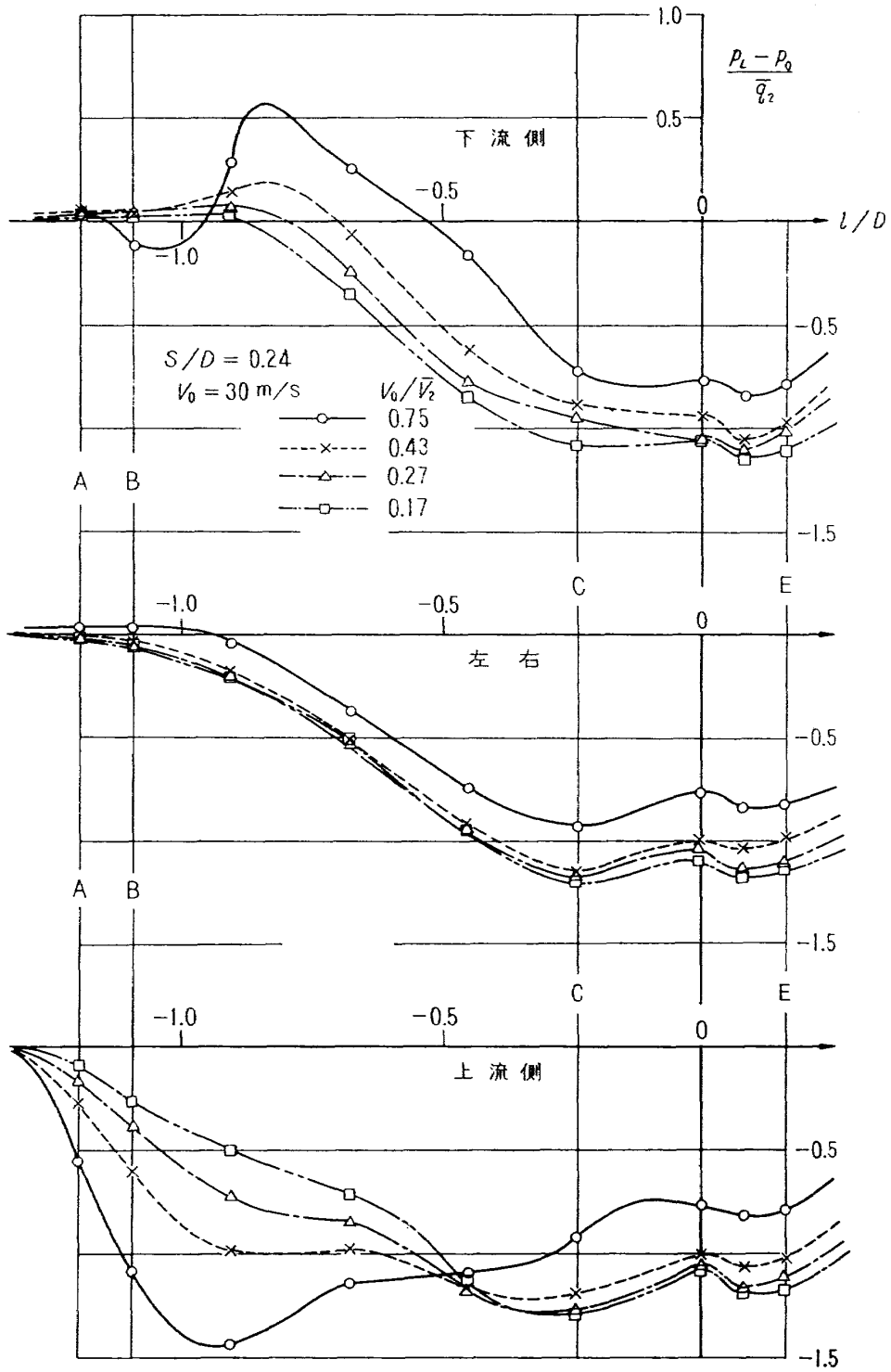


図15-1(g) ペルマウス静圧分布 (I型)

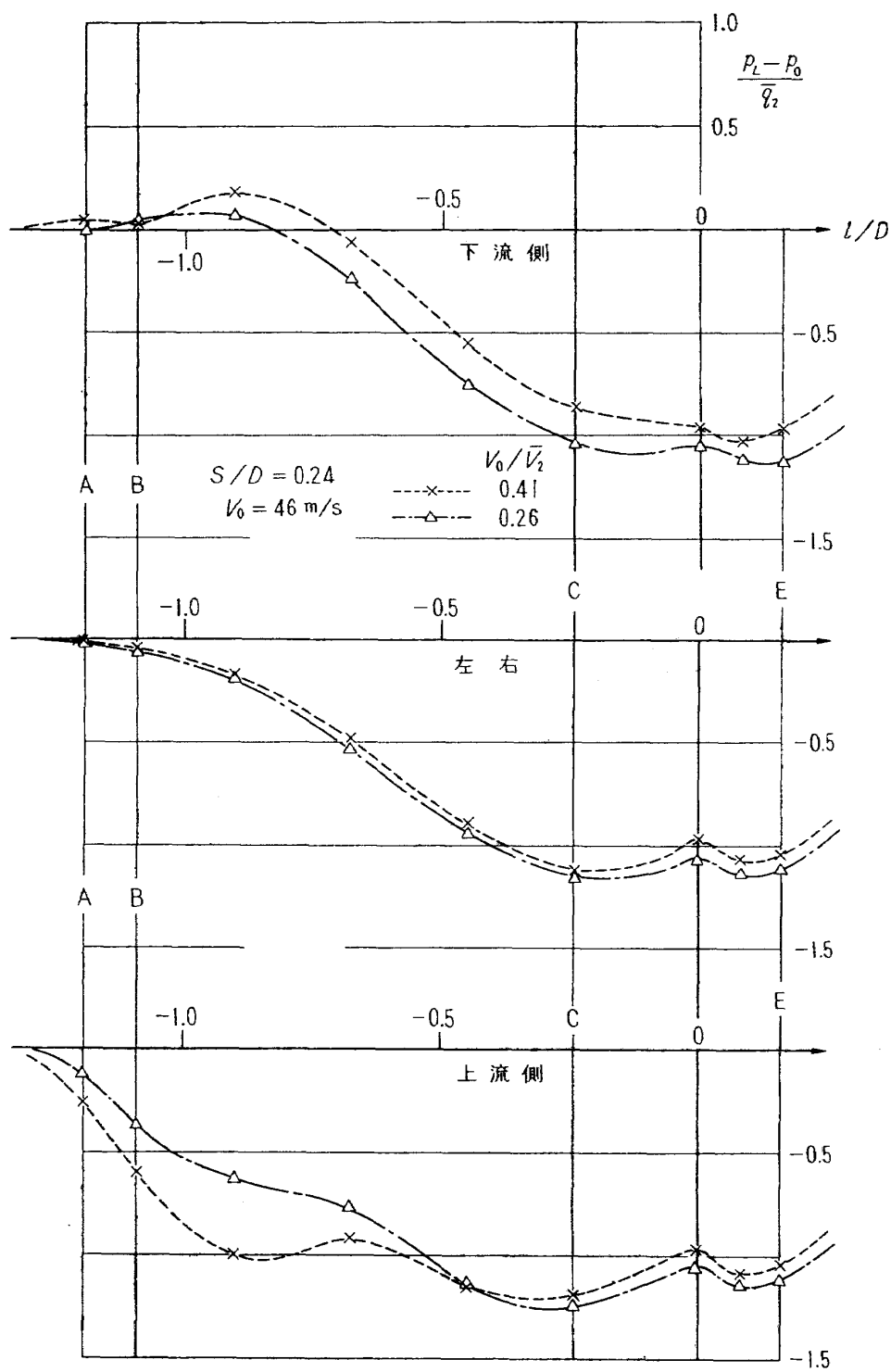


図15-1(h) ベルマウス静圧分布 (I型)

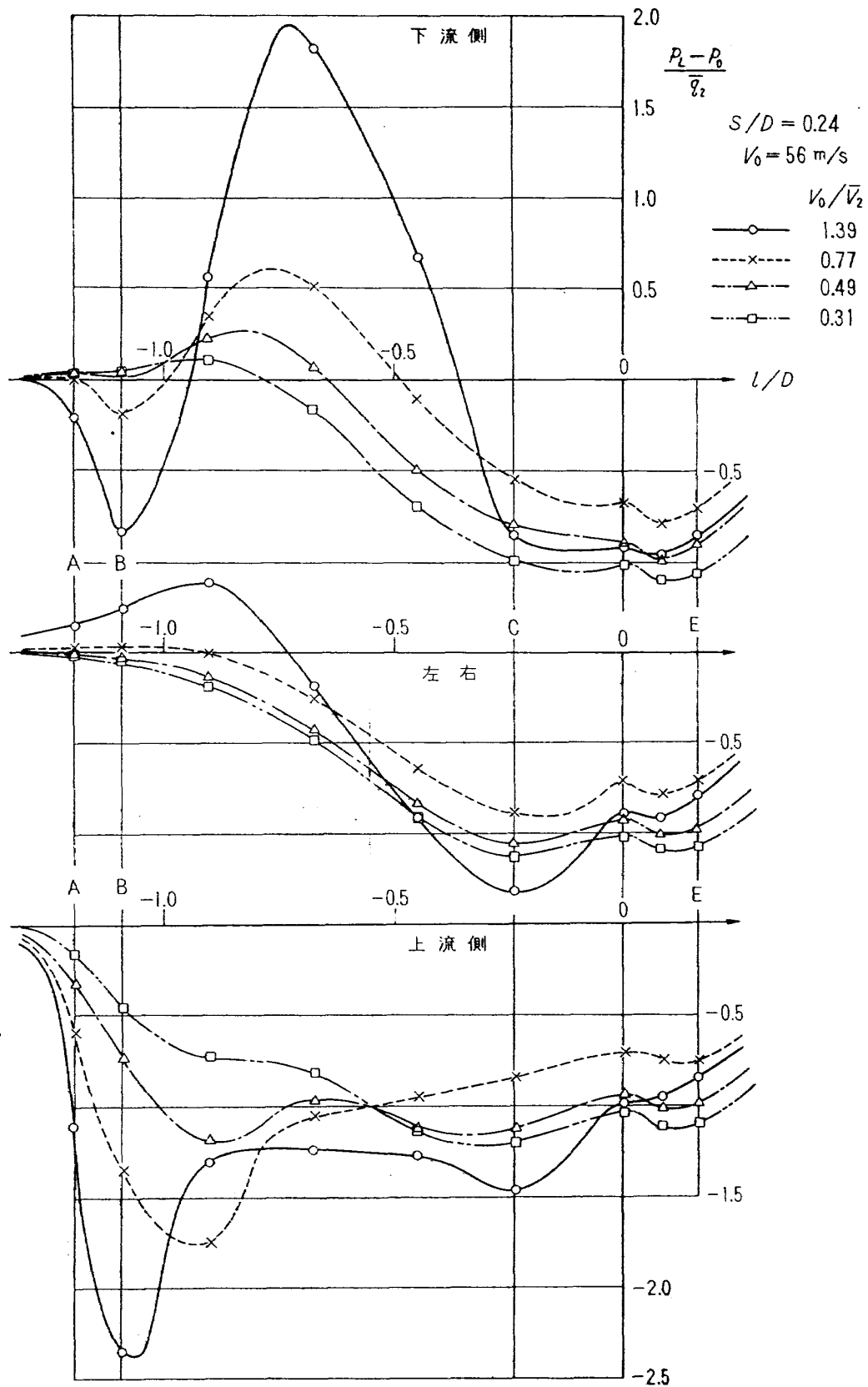


図15-1(i) ベルマウス静圧分布 (I型)

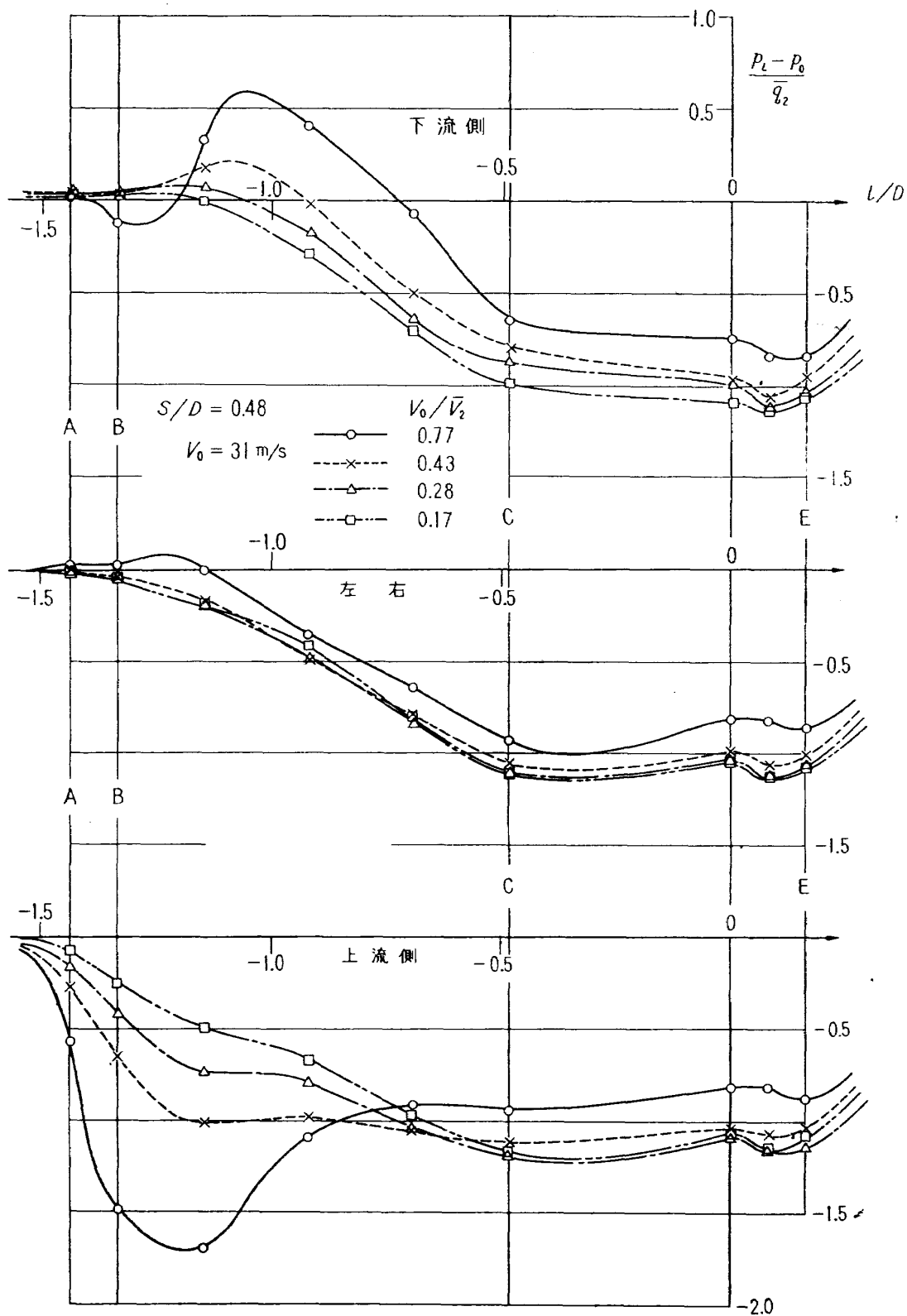


図15-1(j) ベルマウス静圧分布 (I 型)

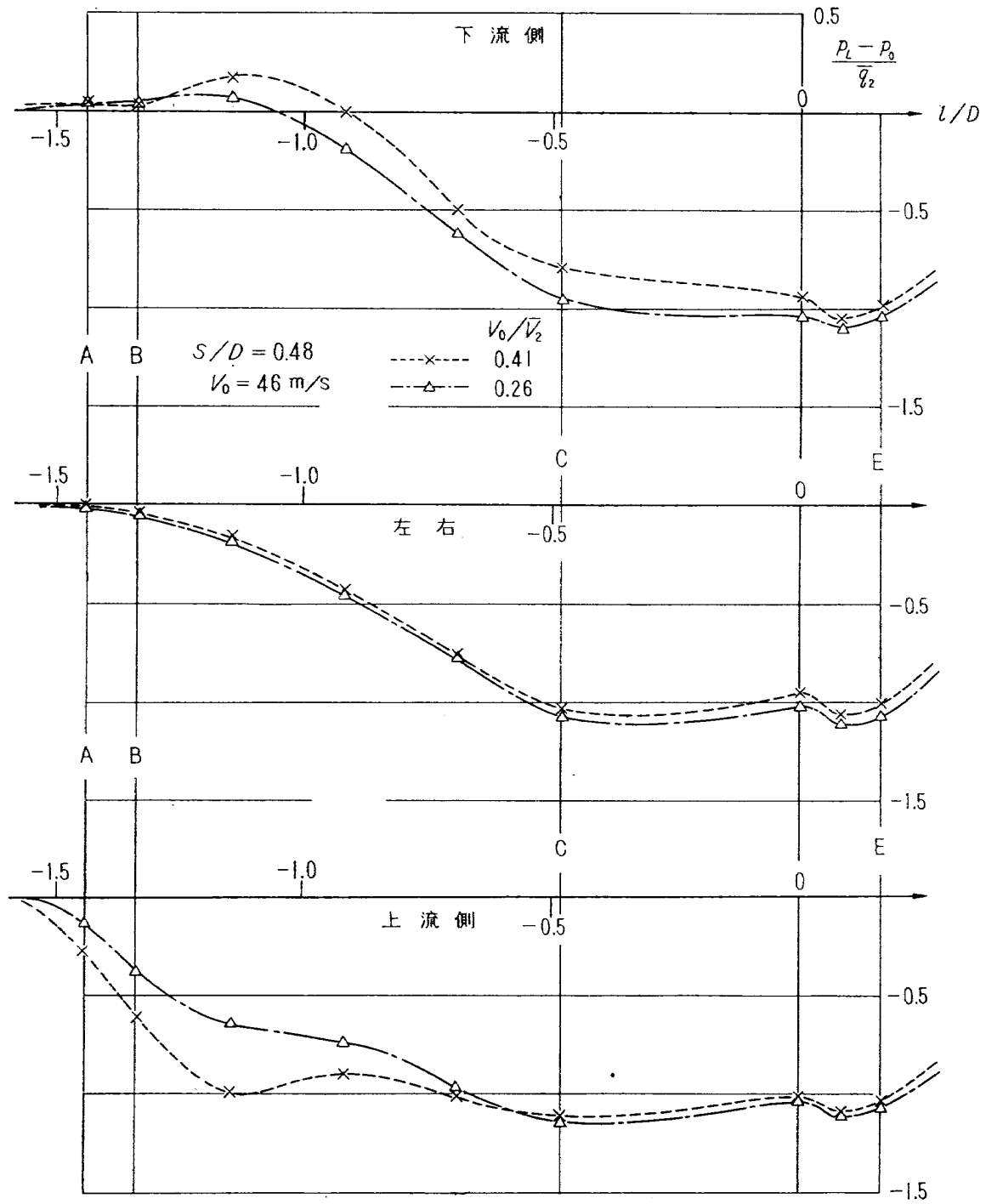


図15-1(k) ベルマウス静圧分布 (I 型)

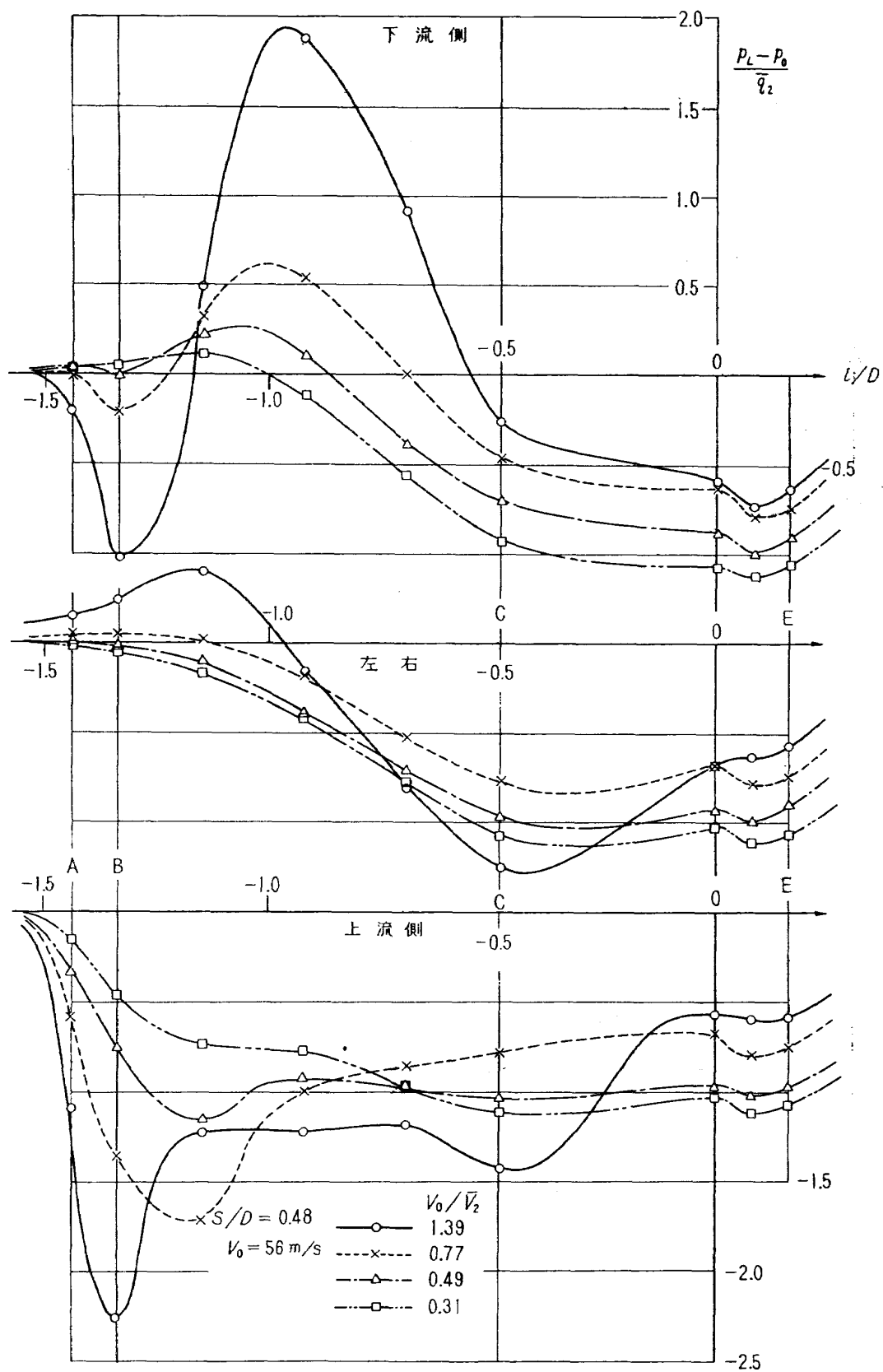


図15-1(1) ベルマウス静圧分布 (I 型)

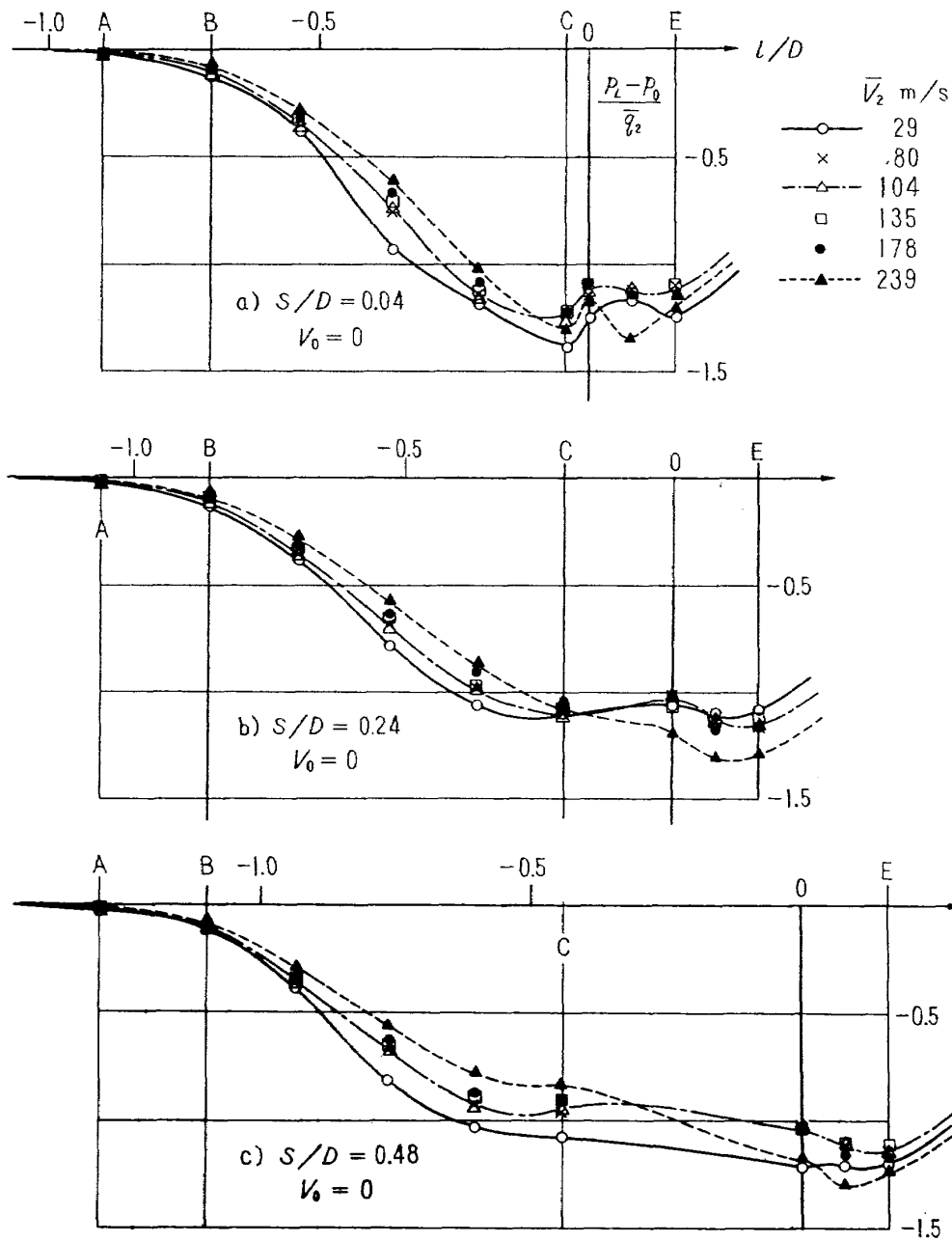


図15-2(a), (b), (c) ベルマウス静圧分布 (ベルマウス II 型)

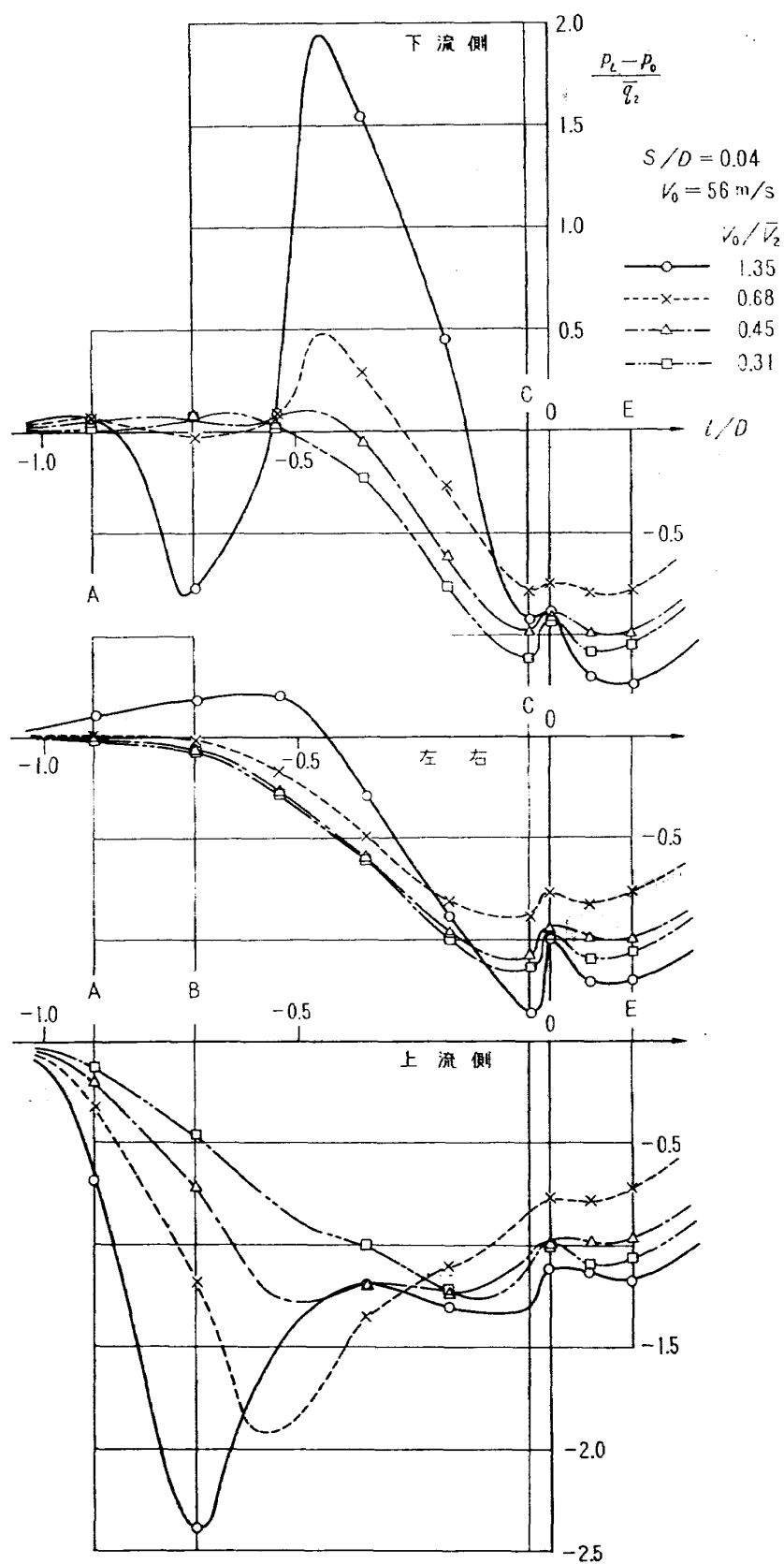


図15-2(d) ペルマウス静圧分布 (Ⅱ型)

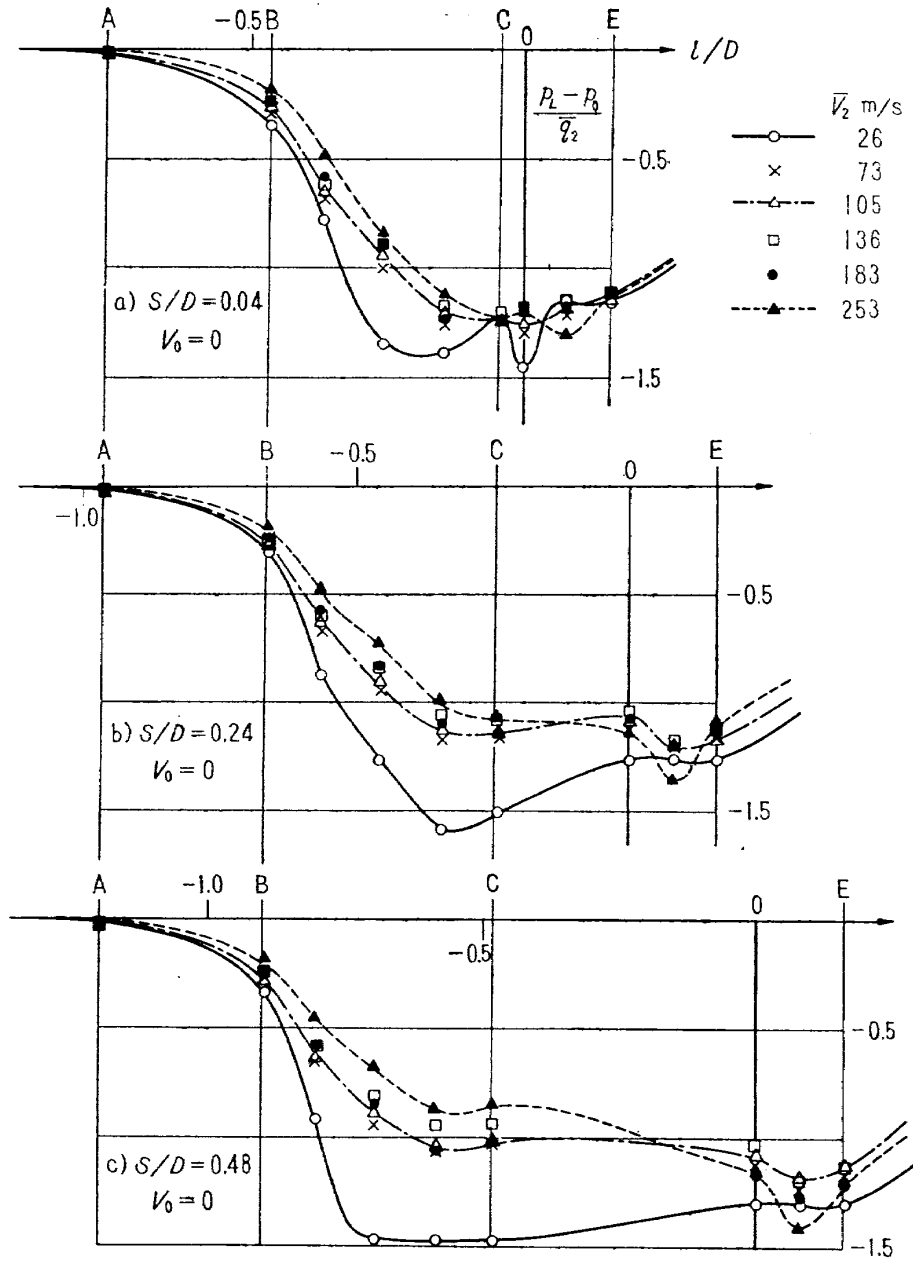


図15-3(a), (b), (c) ペルマウス静圧分布 (ペルマウスⅢ型)

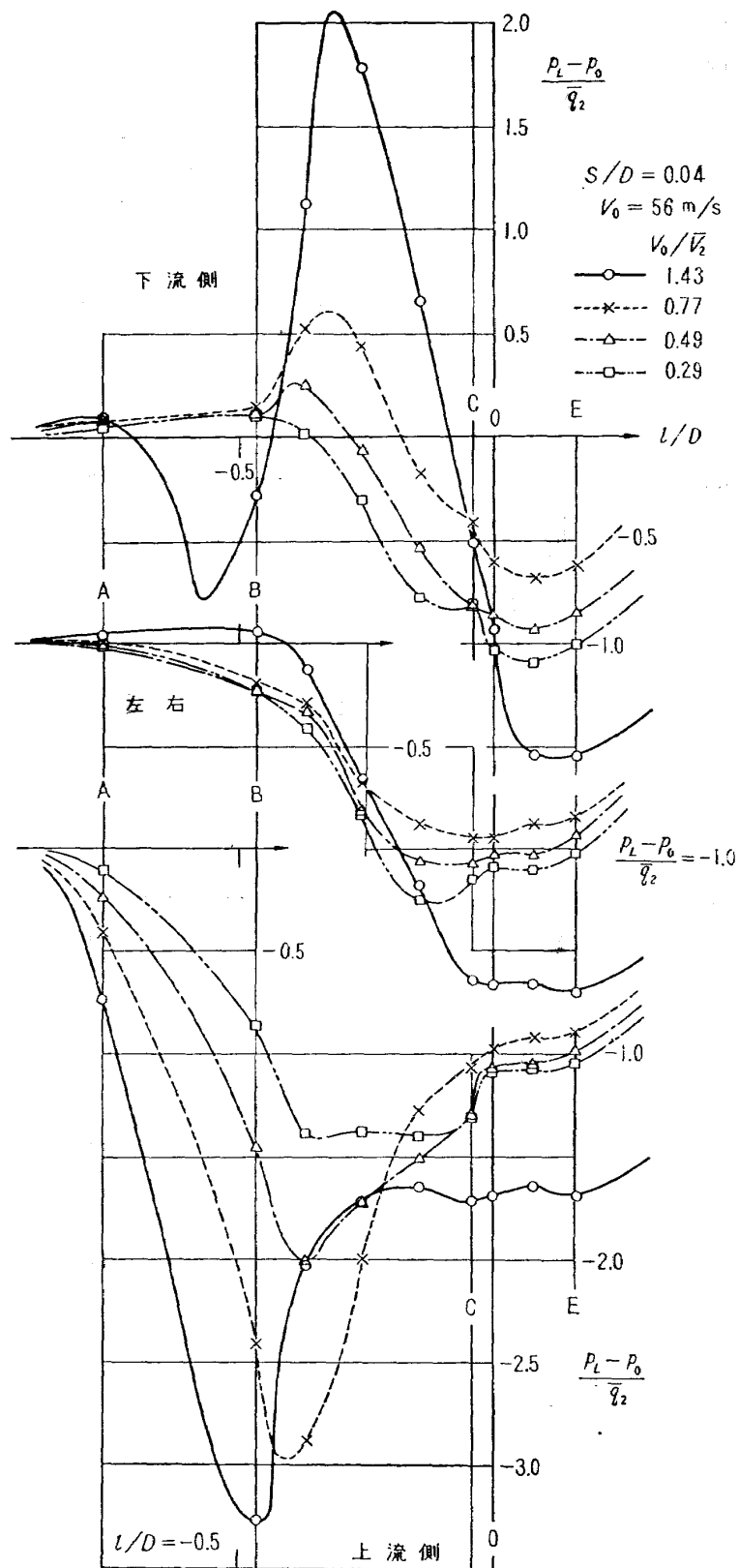


図15-3(d) ベルマウス静圧分布 (Ⅲ型)

<div data-bbox="199 2078 226 2228">NAL TM-59</div> <div data-bbox="237 1998 264 2228">航空宇宙技術研究所</div> <div data-bbox="280 1680 308 2228">ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)</div> <div data-bbox="215 1153 424 1370"> <div>I. 近藤 博 増田 惣平</div> <div>II. NAL TM-59</div> <div>III. 621. 454 629. 13. 014</div> </div> <div data-bbox="459 1769 486 2201">1965年 9 月</div> <div data-bbox="459 1769 486 1874">50ページ</div>	<div data-bbox="204 922 231 1075">NAL TM-59</div> <div data-bbox="242 842 269 1075">航空宇宙技術研究所</div> <div data-bbox="285 524 312 1075">ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)</div> <div data-bbox="464 922 491 1050">1965年 9 月</div> <div data-bbox="464 611 491 719">50ページ</div>	<div>I. 近藤 博 増田 惣平</div> <div>II. NAL TM-59</div> <div>III. 621. 454 629. 13. 014</div>
<div data-bbox="552 1426 818 2228"> <p>小型低速風洞を用いてVTOL機用ジェットリフトエンジン用単一 空気取入口模型について行なったスクープなしの実験結果を示す。 VTOL機の前進機速に相当する横風は約56m/s (200km/h) まで、 模型エンジン軸流吸入風速は約250m/s まで行ない、模型エンジン入 口内径を基準寸法とするレイノルズ数は$(0.2 \sim 2.2) \times 10^6$ 程度である。 これによれば、前進機速と軸流吸入風速の比が約0.3~0.5程度以上 になるとエンジン入口気流分布が悪くなる。</p> </div>	<div data-bbox="557 266 823 1075"> <p>小型低速風洞を用いてVTOL機用ジェットリフトエンジン用単一 空気取入口模型について行なったスクープなしの実験結果を示す。 VTOL機の前進機速に相当する横風は約56m/s (200km/h) まで、 模型エンジン軸流吸入風速は約250m/s まで行ない、模型エンジン入 口内径を基準寸法とするレイノルズ数は$(0.2 \sim 2.2) \times 10^6$ 程度である。 これによれば、前進機速と軸流吸入風速の比が約0.3~0.5程度以上 になるとエンジン入口気流分布が悪くなる。</p> </div>	<div>I. 近藤 博 増田 惣平</div> <div>II. NAL TM-59</div> <div>III. 621. 454 629. 13. 014</div>
<div data-bbox="906 2078 933 2228">NAL TM-59</div> <div data-bbox="944 1998 971 2228">航空宇宙技術研究所</div> <div data-bbox="987 1680 1015 2228">ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)</div> <div data-bbox="922 1153 1131 1370"> <div>I. 近藤 博 増田 惣平</div> <div>II. NAL TM-59</div> <div>III. 621. 454 629. 13. 014</div> </div> <div data-bbox="1166 1769 1193 2201">1965年 9 月</div> <div data-bbox="1166 1769 1193 1874">50ページ</div>	<div data-bbox="911 922 938 1075">NAL TM-59</div> <div data-bbox="949 842 976 1075">航空宇宙技術研究所</div> <div data-bbox="992 524 1019 1075">ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)</div> <div data-bbox="1171 922 1198 1050">1965年 9 月</div> <div data-bbox="1171 611 1198 719">50ページ</div>	<div>I. 近藤 博 増田 惣平</div> <div>II. NAL TM-59</div> <div>III. 621. 454 629. 13. 014</div>
<div data-bbox="1262 1426 1528 2228"> <p>小型低速風洞を用いてVTOL機用ジェットリフトエンジン用単一 空気取入口模型について行なったスクープなしの実験結果を示す。 VTOL機の前進機速に相当する横風は約56m/s (200km/h) まで、 模型エンジン軸流吸入風速は約250m/s まで行ない、模型エンジン入 口内径を基準寸法とするレイノルズ数は$(0.2 \sim 2.2) \times 10^6$ 程度である。 これによれば、前進機速と軸流吸入風速の比が約0.3~0.5程度以上 になるとエンジン入口気流分布が悪くなる。</p> </div>	<div data-bbox="1267 266 1533 1075"> <p>小型低速風洞を用いてVTOL機用ジェットリフトエンジン用単一 空気取入口模型について行なったスクープなしの実験結果を示す。 VTOL機の前進機速に相当する横風は約56m/s (200km/h) まで、 模型エンジン軸流吸入風速は約250m/s まで行ない、模型エンジン入 口内径を基準寸法とするレイノルズ数は$(0.2 \sim 2.2) \times 10^6$ 程度である。 これによれば、前進機速と軸流吸入風速の比が約0.3~0.5程度以上 になるとエンジン入口気流分布が悪くなる。</p> </div>	<div>I. 近藤 博 増田 惣平</div> <div>II. NAL TM-59</div> <div>III. 621. 454 629. 13. 014</div>

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 中井映一, 塙武敏 泉日出夫, 高島明史
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	谷喬利, 高島明史
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	原亘, 利近
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	武敏洋治郎, 池田為治 坂元思無邪, 光山敏雄 河崎俊夫, 谷喬
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	
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	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	齋藤秀夫, 木村友昭

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59号

昭和40年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野(0422)(4)9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1～10
