

UDC 621.454  
629.13.014

# 航空宇宙技術研究所資料

TM-83

ジェットリフトエンジン空気取入口の実験（Ⅱ）

近藤 博・増田惣平

1966年4月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

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	永竹中幸彦, 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, 小原英 井暎一
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, 小原英 鳥海良三, 安藤泰勝
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	中井暎一, 橋爪本登 高木俊朗, 橋本正勝 鳥崎忠雄, 松木昭一 山小野幸一
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	
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, 谷新井喬 斎藤秀夫, 飯田宗四郎 竹内和之, 中井治夫 北谷勇
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第I報)	1963年9月	
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	谷新井喬, 原亘利 柳原盛三, 外立政 中井暎一, 橋爪宏 安藤泰勝, 高木俊朗
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	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 榎並敬之, 山本稀
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	
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 石井孝雄
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	
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 滝沢実次
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 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	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, 藤枝郭俊一 幸尾治朗, 岡遠
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	
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 林二識, 吉永崇 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 中井暎一, 塚武敏 泉日出夫
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	
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	谷新井喬, 高島一 原亘利, 近藤洋史 板垣芳雄
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	
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

# ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (II)\*

近藤 博\*\*・増田惣平\*\*\*

## 1. は し が き

第1報<sup>1)</sup>では、VTOL 機用ジェットリフトエンジンの単一空気取入口（ベルマウス）として、3種類の軸対称のもの（I～III型）についての実験結果を報告したが、本報では非軸対称形ベルマウスであるIV型について、および前報で述べたI型ベルマウス原型に平板スクープを付けた場合について報告する。IV型は入口幅を機速相当横風  $V_0$  と平行方向にはI型なみに、また直角方向にはIII型（入口幅がI～III型のうちでは最も小さい）なみに制限した上でエンジン回転軸中心線を下流側に偏心させて、断面流路壁上流側の形状をできるだけ曲がりのゆるやかなものにし、前報での測定結果から  $V_0 > 0$  のときの全圧損失増加の最大原因とみられていた上流側流路壁面気流静圧分布の改善をねらったものである。また平板スクープは周知のとおり海外でVTOL 実験機のリフトエンジン用空気取入口にスクープが採用されているので、その基礎設計資料を得ることを目標に試験を行なった。

## 2. 実験装置および模型

図1に実験装置外観を、図2に模型断面を示す。

実験装置の空気系統については前報で述べたとおりであり、ベルマウスIV型およびスクープを除いては模型についても前報のものと同様である。

### 2.1 ベルマウス IV 型

非軸対称ベルマウスIV型の座標を図3に示す。IV型の入口幅は抽気管径  $D$  に比して、横風と平行方向に1.8倍、直角方向に1.4倍であり、その平面形は前半部が半楕円、後半部が半円である。断面における流路壁形状は1/4楕円であるが、前半部では軸を含む各断面ごとに連続的に離心率を変えてあり、後半部はつねに離心率  $e=0.8229$ （III型と同一）である。ベルマウス表面から曲線終点までの深さはIII型と同じ  $0.352D$  としたので、ボスヘッドは短型<sup>1)</sup>を用いて実験を行なった。

---

\* 昭和41年4月9日受付

\*\* 原動機部

\*\*\* 慶応義塾大学工学部

なお、同一縮尺のI型からIV型までの各ベルマウス比較図を図4に示す。

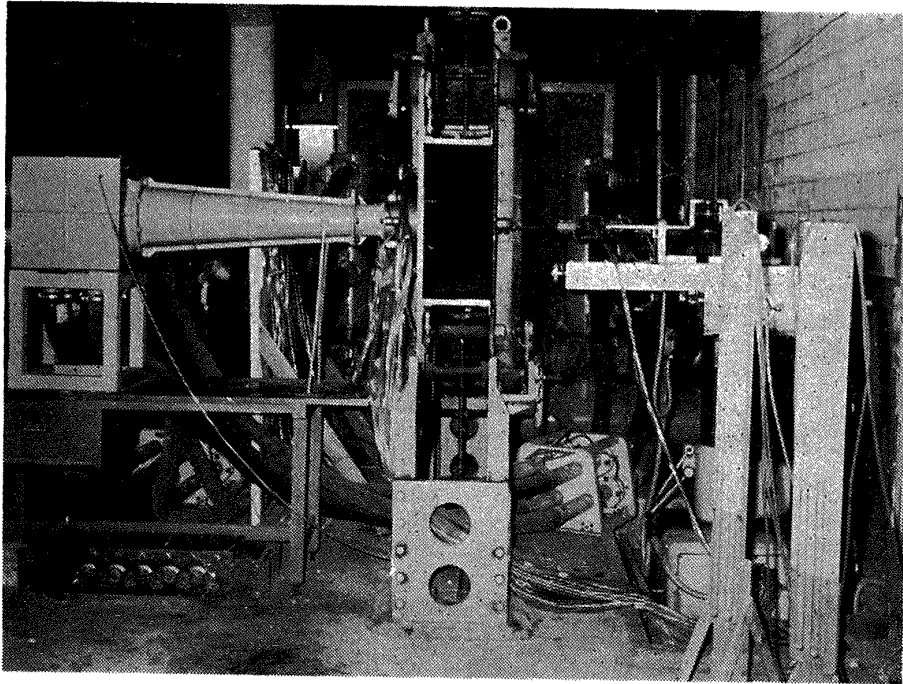


図1 実験装置外観

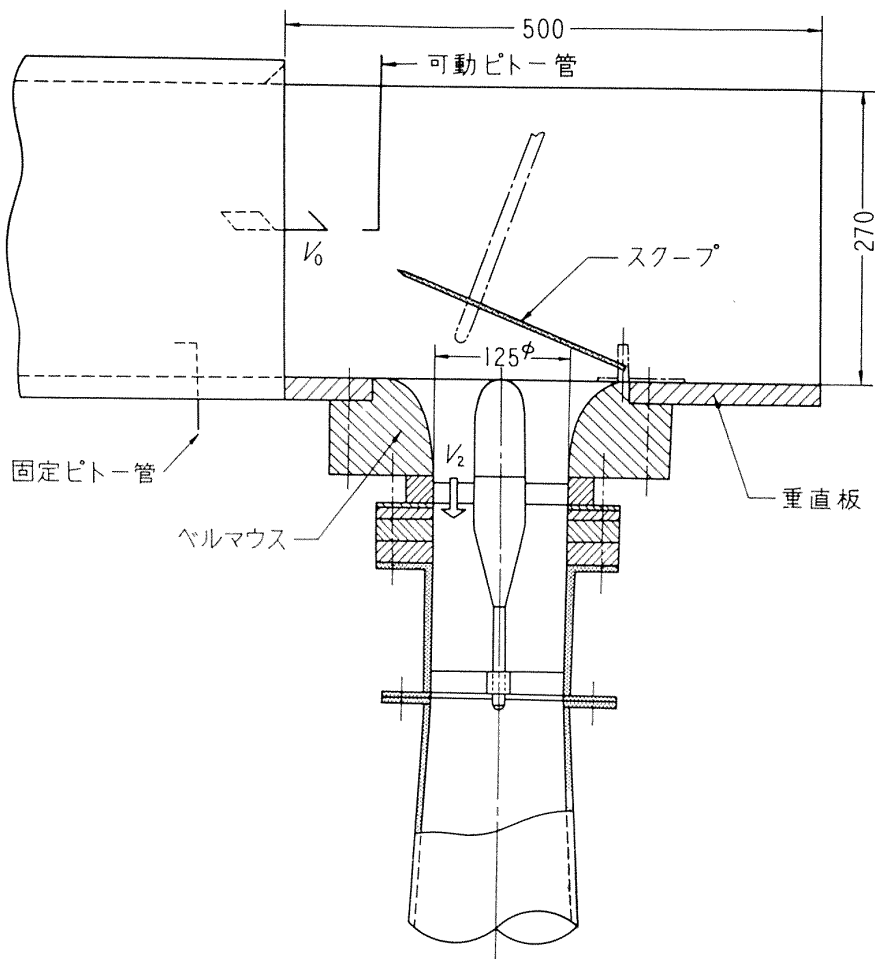
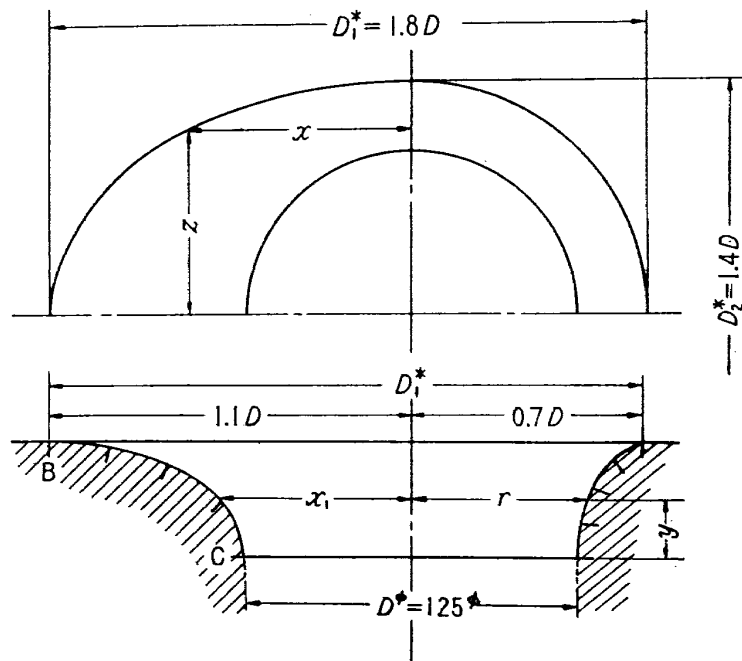


図2 模型断面



平面座標

$x$	$z$
0	87.50
20	86.57
38	84.09
56	79.92
70	75.31
94	63.86
106	55.73
116	46.98
124	37.81
130	28.50
134	19.62
136	12.89
137	7.46
137.5	0

断面座標 ( $Z=0$ )

$y$	$x_1$	$r$
0	62.50	62.50
7	63.46	62.79
13	65.85	63.62
19	69.85	64.95
24	74.64	66.55
29	81.10	68.70
33	87.89	70.97
36	94.38	73.13
38	99.69	74.90
40	106.26	77.09
41	110.28	78.43
42	115.15	80.05
43	121.60	82.20
43.5	126.23	83.69
44	137.50	87.50

単位mm

図3 ペルマウスIV型

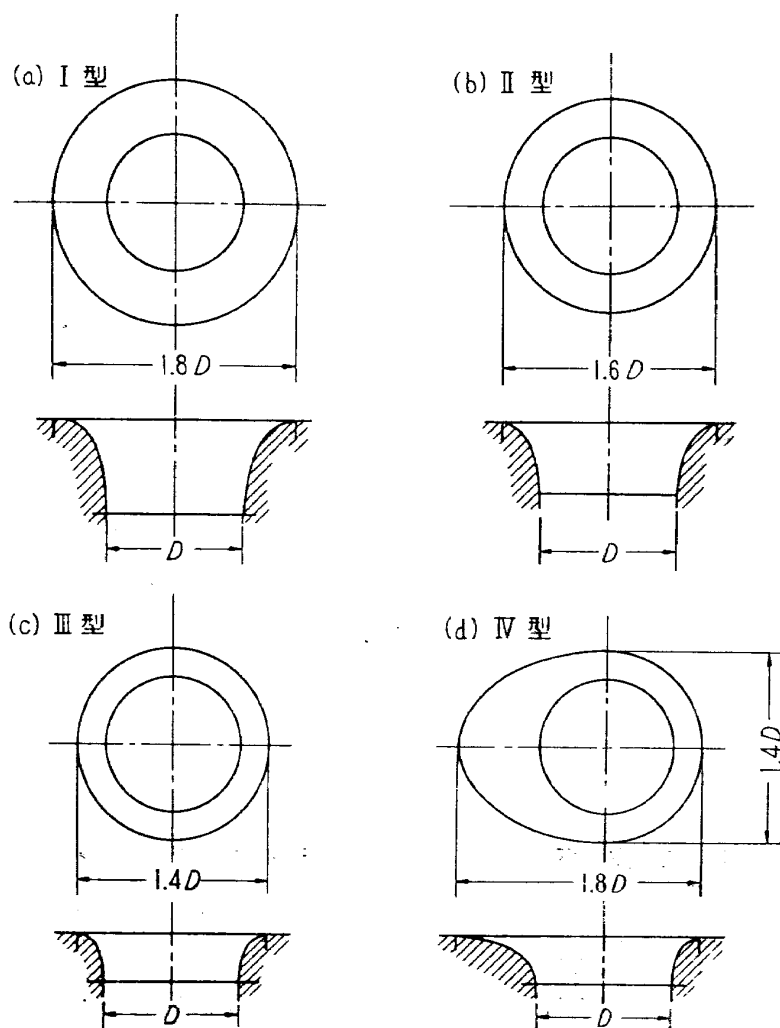


図4 ベルマウス比較図

## 2.2 スクープ

スクープおよびその取付け装置寸法を図5に、その取付け外観を図6に示す。なお、図6では煙による流線写真撮影（後述）のため、上面水平板はガラスにしてある。

スクープは、長さ 227.5mm×幅 225mm の平板で、厚さは前後縁付近以外は一定（= 5mm）とし、前縁付近断面には対称翼型 NACA 0010 の一部を用い、後縁は半径 2.5mm の半円である。後端はヒンジにより垂直板に取付け、後端隙間  $h$  は 0, 10, 20mm ( $h/D=0, 0.08, 0.16$ ) の3段階に変えることができ、開角  $\beta$  はスクープ側面にある植込みボルトをアームの任意の孔にそう入することにより、またアームの取り付けてある垂直アングルの位置を上・下水平板の側面上で移動させることにより、適当に選ぶことができる。なお、スクープはジュラルミン製であり、実験は I 型ベルマウス原型のみに取り付けて行なった。したがって、ボスヘッドは長型<sup>1)</sup>を用いてある。

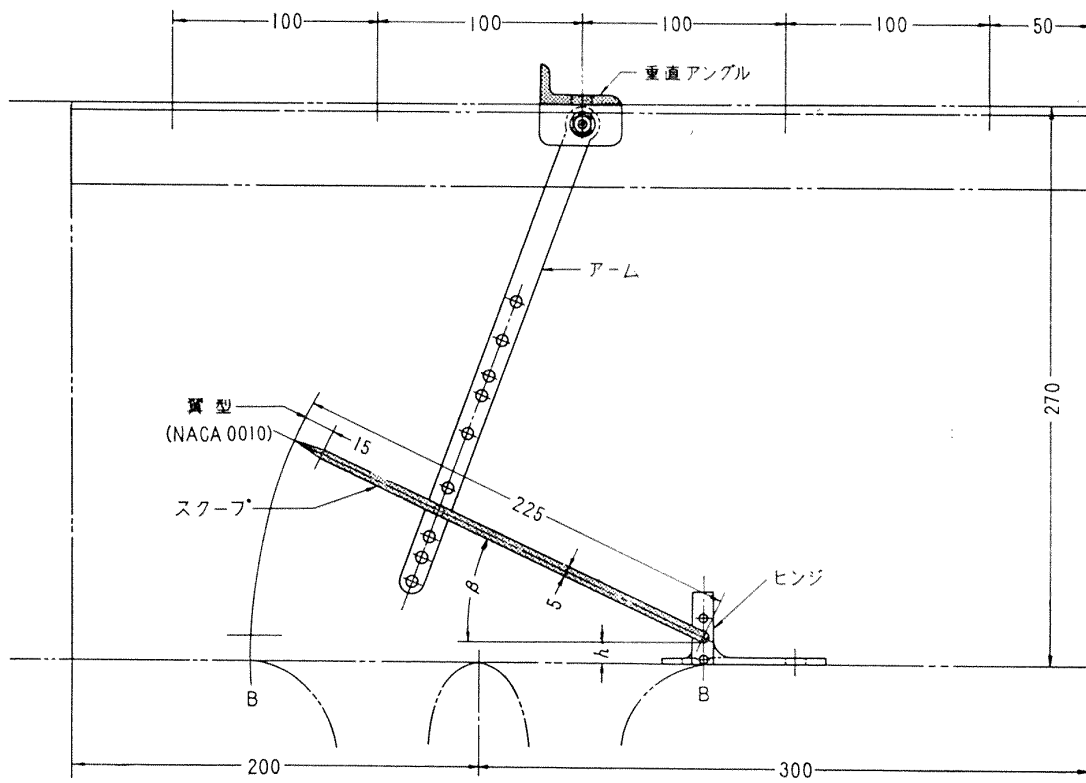


図5 スクープ

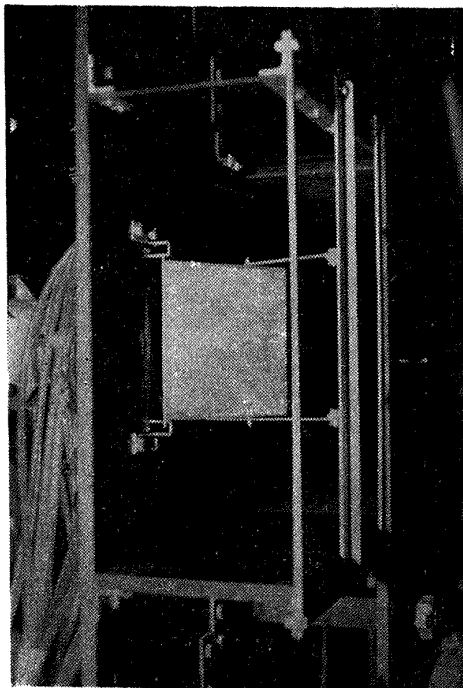


図6(a) スクープ取付け外観

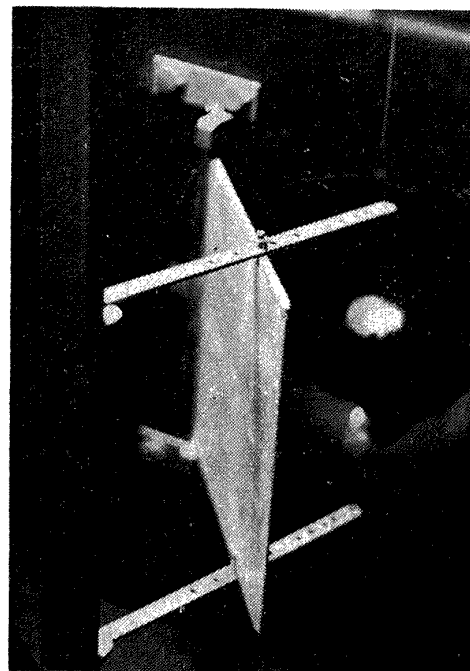


図6(b) スクープ取付け外観

### 2.3 測定位置

測定位置については、第I報に準じて図7のとおりであり、IV型ベルマウスには静圧孔 (0.5m mφ) が曲線始点 (断面B) から曲線終点 (断面C) までの間に、5箇所×4方向 (上・下流側および左右) に設けてある。また、スクープ表面の静圧については測定を行っていない。

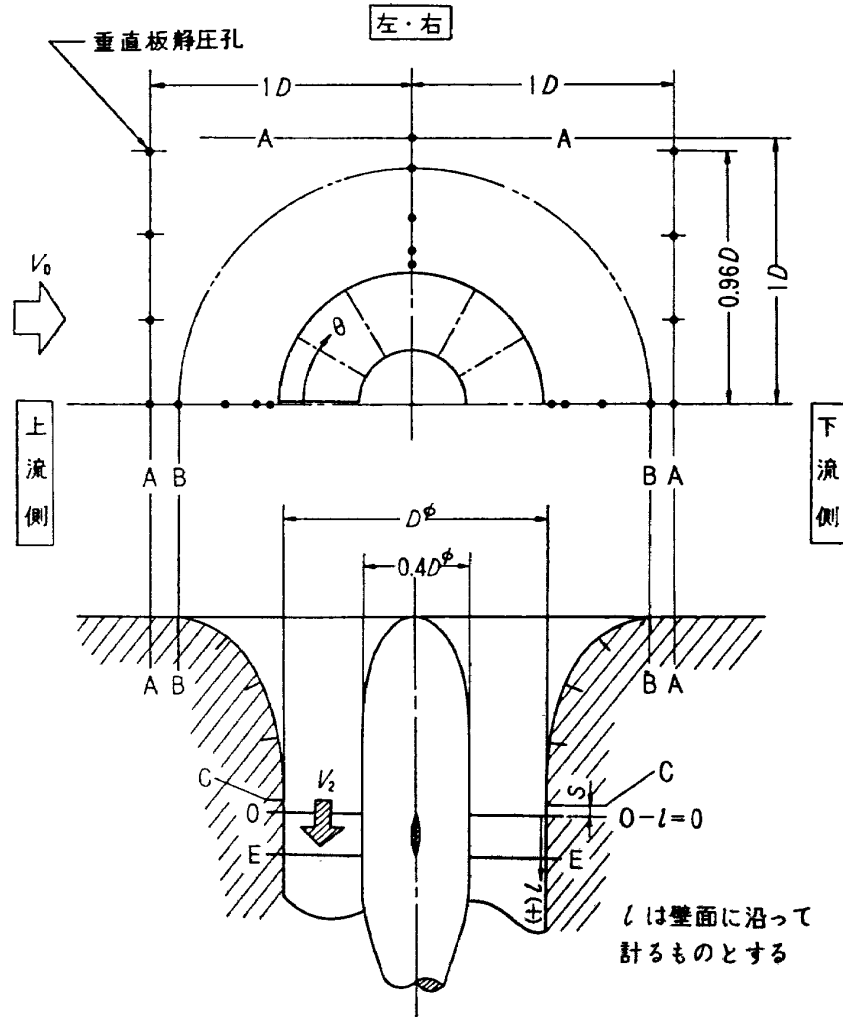


図7 測定位置

### 3. 実験範囲

実験範囲を図8に示す。スクープ位置（開角  $\beta$  および後端隙間  $h$ ）については、図8(a)に示すとおりである。また、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8(b)に示す。スクープ付の実験点は、 $h=0$  の場合のみについて示してあるが、他の  $h$  の場合もほぼ同じである。前置静翼（およびボス）の位置は、ベルマウスIV型の一部の実験を除き、 $S=5\text{mm}$ （ $S$  はベルマウス終端から前置静翼前縁までの距離、 $S/D=0.04$ ）である。

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  $D(=125\text{mm})$  を基準寸法に取ったとき、 $(0.3\sim 1.3)\times 10^6$  であった。



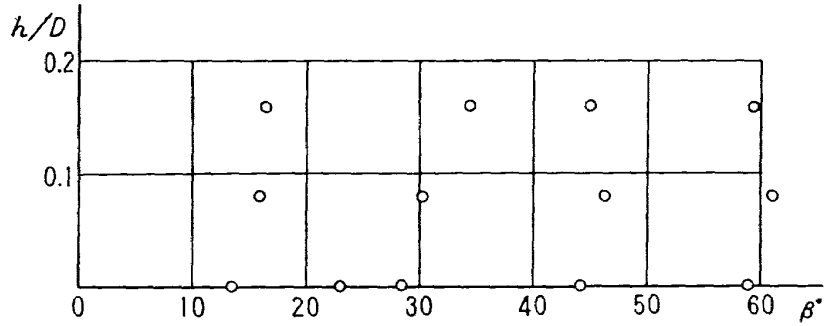


図8(a) スクープ位置

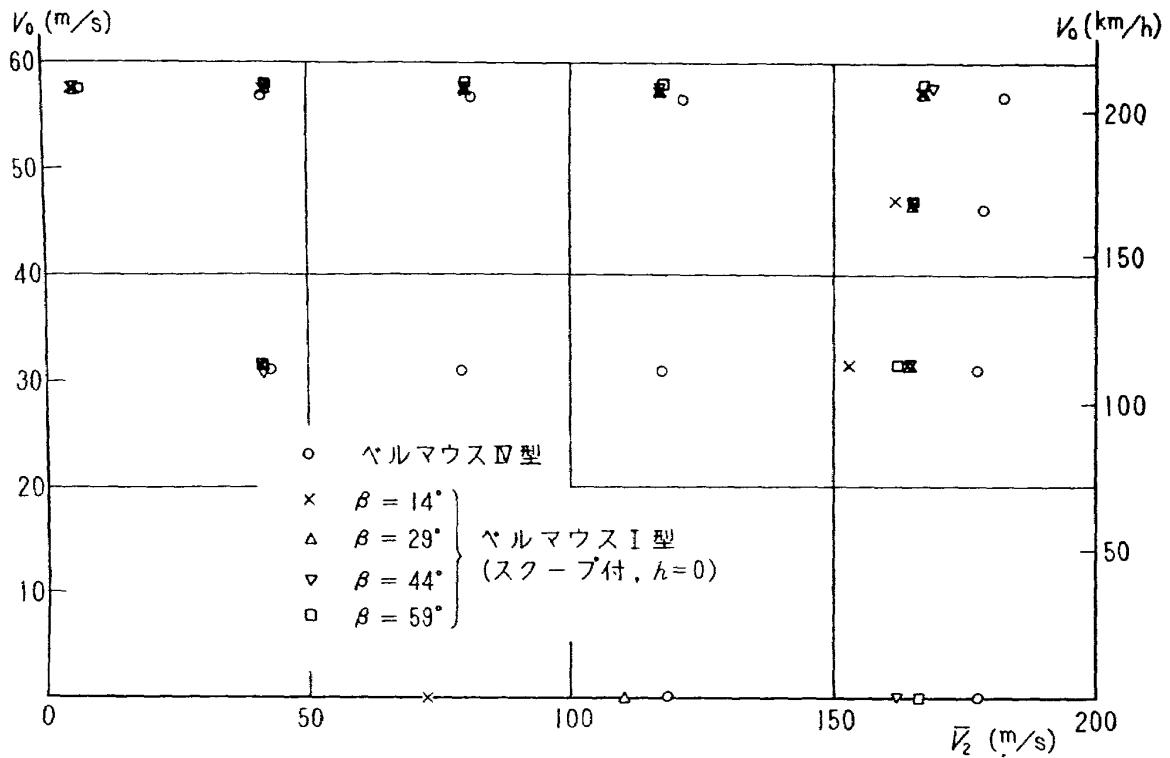


図8(b) 実験点

### 4. 実験結果とその検討

#### 4.1 全圧損失

全圧損失  $\Delta P$  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取り入れていない。また、全圧損失係数  $\zeta$  は、 $\Delta P$  を前置静翼前縁における動圧  $q_2$  で除したものとする。ただし、局所的な  $V_2, q_2$  の値を全面にわたって求めることができないため、以下  $\bar{V}_2, \bar{q}_2$  を用いて計算を行なった。また、平均全圧損失  $\Delta P_{\text{mean}}$ 、平均全圧損失係数  $\zeta_{\text{mean}}$  は、それぞれ  $\Delta P, \zeta$  を面積平均して求めたものである。

図9にベルマウスIV型の平均全圧損失係数  $\zeta_{\text{mean}}$  と速度比  $V_0/\bar{V}_2$  の関係を示す。本図で  $S/D=0.48$  の場合は実験点が少ないため、推定線を示す。これによると、 $S/D=0.04$  の場合は、全体として  $\zeta_{\text{mean}}$  はかなり大きい、図14.2に示すように流入気流偏角  $\alpha$  が大きいので  $P_2$  読取り値は実際の値よりも小さくなり、 $\Delta P$  は見かけ上大きくなったと考えられる。このため、 $\alpha$  が小さい  $S/D=0.48$  の場合<sup>1)</sup>には、 $S/D=0.04$  の場合に比べて同じ速度比でも  $\zeta_{\text{mean}}$  は大幅に小さくなっている。

図10.1にベルマウスI型にスクープを付けた場合の  $\zeta_{\text{mean}}$  と  $V_0/\bar{V}_2$  の関係を示す。これによれば、 $V_0/\bar{V}_2=0$  (横風なし) の場合には、スクープなしの場合<sup>1)</sup>と異なり、開角  $\beta$  の値によっては  $\zeta_{\text{mean}}$  はかなり大きな値をとることもあるが  $V_0/\bar{V}_2$  が増すに従い、いったん減少し、ふたたび増加する傾向にある。しかし、 $\beta$  が大きいときには、スクープなしの場合に比べて再増加の傾向はかなりゆるやかである。

図10.2に  $\zeta_{\text{mean}} \sim \beta$  の関係を示す。 $V_0=0$  のときを除いては  $\beta$  が大きくなるに従って  $\zeta_{\text{mean}}$  は急激に減少する。この傾向は速度比が大きいときに特に顕著である。 $\beta=40^\circ \sim 45^\circ$  付近で  $\zeta_{\text{mean}}$  は各速度比とも最も小さく、 $\beta$  が  $45^\circ$  以上では  $\zeta_{\text{mean}}$  はわずかに増すのみである。 $V_0=0$  のときには  $\beta$  が大きくなるに従って  $\zeta_{\text{mean}}$  は単調に減少する。

図10.3にスクープ後端隙間  $h$  による影響を示す。 $\beta=15^\circ$  の場合を除き、おおむね  $h$  が大きくなるほど  $\zeta_{\text{mean}}$  は増す。ただし、 $\beta=15^\circ$  の場合には、 $V_0/\bar{V}_2 < 1$  では  $h$  が大きいほど  $\zeta_{\text{mean}}$  は小さい。元来同じ  $\beta$  でも  $h$  が増せば吹抜けによりそれだけスクープ効果が減少するはずであるが、 $\beta=15^\circ$  の場合には  $\beta$  が小さいため、 $h=0$  ではスクープ腹面の気流のはく離による逆効果が大きかったのでその減少による好影響が強くてたものと考えられる。スクープ取付けによる逆効果については、煙による気流観察の項でふたたび述べる。なお、図11に各ベルマウスの  $\zeta_{\text{mean}}$  を比較掲載する。

図12に平均全圧損失  $\Delta P_{\text{mean}}$  と吸入流量 (重量)  $G$  との関係を示す。この場合、 $\bar{V}_2$  と  $G$  との関係は前報の結果とほとんど同一である。図12によると、スクープが付いている場合には  $G=1$  kg/s ( $\bar{V}_2 \approx 80$  m/s に相当する) 付近で  $\Delta P_{\text{mean}}$  は極小値をとるが、開角  $\beta$  が大きいときには  $G$  による変化はわずかである。スクープなしの場合には  $G$  が増すに従って  $\Delta P_{\text{mean}}$  は単調に減少する。なお、 $G=0.1$  kg/s 付近の測定点は、抽気管を仕切弁上流で排風機から切り放し、流入気流を大気に放風して測定したものである。

図13は前置静翼前縁における  $\zeta$  の分布を示す。本図は一定流速でピトー管付前置静翼を  $\theta=0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  の3位置 (ベルマウスIV型の場合については  $\theta=0^\circ$ ,  $45^\circ$  の2位置) に回転して全圧  $P_2$  を計60点 (同40点) 測定し、 $\zeta$  を求めて作成したものであり、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。

IV型ではI, II, III型と比べてやや分布状態は異なり,  $V_0/\bar{V}_2$  が大きくなるにつれてまず左右側で $\zeta$ の値が増し, しいにその範囲が拡大する傾向にあるが, 風向分布測定値からみて,  $\alpha$  による補正を行なえばある程度 $\zeta$ は小さくなると考えられる。また, 本図の結果からみて後述の上流側静圧分布からも予測できることであるが, 他のベルマウスでも上流側での $\zeta$ の値を小さくするためには, 上流側ベルマウス表面で最大負圧点をできるだけC点寄りに近づけられれば良いと考えられる。

スクープ付で,  $\beta=15^\circ$  の場合にはスクープなしの場合に比べて, 速度比が小さいときに下流側の分布が悪いのが特徴であり, 速度比が大きくなると逆に上流側が悪くなり, 図12の結果とよい対応を示す。 $\beta$  が大きくなるにつれ, 速度比が小さいときの下流側の $\zeta$ の値は小さくなり, 速度比が大きいたときにもスクープなしの場合に比べて, 分布状態は似ているが $\zeta$ の値は小さくなっている。

#### 4.2 風向

図14.1 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。

IV型では, 読取り値が左右側で非常に大きく, 同じ速度比においてIII型<sup>1)</sup>よりも大きい。

スクープ付の場合,  $V_0/\bar{V}_2=0.3$  で  $\beta$  の影響をみると,  $\beta$  が  $15^\circ$  付近では  $\alpha$  はスクープなしの場合<sup>1)</sup>よりも大きい,  $30^\circ$  付近ではほぼ同じ値を示し,  $45^\circ$  では小さい。しかし, それ以上  $\beta$  を大きくしても  $\alpha$  は小さくならない。 $\beta$  が一定ならば, 速度比による  $\alpha$  の変化はスクープなしの場合に比べて小さい。また,  $h$  の変化は  $\alpha$  の値にほとんど影響しない。

#### 4.3 静圧分布

図15に垂直板(断面A)の静圧分布を示す。ベルマウスIV型を用いたときには上・下流側とも, I, II, III型原型のときと傾向は同じである。I型スクープ付で  $\beta=14^\circ$  の場合には, 下流側スクープ後方では正圧で各点ともほぼ同じ値を示すが, 上流側はおおむね負圧であり,  $\beta=44^\circ$  の場合には下流側で負圧になる。

図16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, 下流からみて左側の結果のみを示した。 $V_0=0$  のときには, つねに各型, 各側とも静圧はほぼ単調に減少する。 $V_0>0$  のときの左右側についても同様であるが, このとき上流側および下流側については各型それぞれ特徴がみられる。

まずIV型では, 上流側で最大負圧点がC点近くに生じているが, I, II, III型ベルマウス原型<sup>1)</sup>ではB点付近に生じたのに比べて下流に大きく移動しており, このために上流側での $\zeta$ の値が小さくなったものと推定される。また, 下流値では, B, C点の中間に岐点を生ずる。

I型スクープ付の場合, 上流側では  $\beta=15^\circ$  の場合を除き,  $V_0/\bar{V}_2<1$  のときには最大負圧点を

生じないで単調に下流に向って静圧は減少するが、 $V_0/\bar{V}_2 > 1$  のときには  $B$  点付近でいったん負圧になったのち、ふたたび正圧になる。 $\beta = 15^\circ$  の場合には  $B$  点よりやや下流に最大負圧点を生じ、以後わずかに圧力こう配が正になる。また、下流側でははっきりした岐点はみられない。なお、一般に  $h$  の影響は明りょうでない。

## 5. 煙による流線観察

風洞吹出し気流中に、四塩化チタニウム ( $\text{TiCl}_4$ ) により生ずる白煙を、口径 1.5~2mm のガラス製ノズルより噴出させ、流線の観測、写真撮影を行なった。その装置概略を図17(a)に、煙吹出し位置を図17(b)に示す。図18に流線写真例を示した。ただし、I型スクープ付の場合には、対称面の立面流線のみを撮影した。図19にスクープの代表的開度に対する立面流線図およびスクープなしの原型における平面流線図を示す。本図は同一条件により各位置からの煙による流線写真を重ねて線画きしたものである。

スクープ背面では  $\beta \geq 45^\circ$  ではく離がみられるが  $\beta = 30^\circ$  では速度比の大きいときにのみはく離し、 $\beta = 15^\circ$  でははく離が起きていない。腹面では  $\beta \leq 30^\circ$  では岐点がつねに前縁付近に生じているが、 $\beta > 30^\circ$  では速度比が大きくなるにつれて岐点が後縁寄りに移動する。ただし、腹面後縁寄りの点ではく離がみられることがあるが、後端隙間  $h > 0$  とすることにより、ほとんどはく離しなくなる。

また、図11でベルマウスI型原型に対するスクープ効果をみると、 $V_0/\bar{V}_2$  が 0.3 付近では  $\zeta$  mean の値はあまり差がないが、 $V_0/\bar{V}_2$  がこれより小さいときにはスクープは逆効果を示し、 $V_0/\bar{V}_2$  がこれよりも大きいときには正効果を示している。この正逆両効果を理解しやすくするため作製した比較図が図20で、図20.1では  $V_0/\bar{V}_2 = 0.2$ ,  $\beta = 14^\circ$  の点を、また図20.2では  $V_0/\bar{V}_2 = 0.7$ ,  $\beta = 44^\circ$  の点を代表例として選んだ。なお、この両図には参考のため、原型の  $\zeta$ -分布と、上流側および下流側の静圧分布も合わせて引用した。

図20.1ではスクープが障害物となって流線が吸入時に絞られており、そのためスクープ腹面にはく離を生じて下流側の  $\zeta$  は原型に比べて著しく大きく、静圧分布もこれに対応してかなり差が生じている。なお、図19によれば  $V_0/\bar{V}_2$  が大きくなって 0.3 程度に近づくとつれて、スクープ腹面では流線がスクープによく密着するようになるので、下流側の  $\zeta$  に対するはく離の影響も減少するものと思われる。

図20.2ではスクープは、原型では吸入されないでベルマウス表面を通過する流線も捕捉して転回吸入させており、これにつれて上流側の壁面静圧分布も原型に比べて著しい負圧のピークを生ずることなく単調減少するようになって、上流側の  $\zeta$  は原型に比べて小さくなり、 $\zeta$  mean も減少して

いる。ただし、左右側についてはスクープ付の場合の平面流線図が得られないため比較はできないが、図19の原型の場合の流線からみて、 $V_0/\bar{V}_2$ が大きくなるにつれて立面流線の場合と同様な正効果が期待できそうであり、これは図 20.1, 20.2 の  $\zeta$ -分布比較の結果ともよく対応する。

なお、これら煙による流線観察の結果は、リフトエンジンを横風と平行方向に複数個近接して装備する場合に、後方取入口に対する上流側エンジンのスクープの影響を予測する場合の一資料にもなると思われる。

## 6. 結 論

非軸対称形のリフトエンジン用単一空気取入口模型（ベルマウスIV型）、および軸対称形ベルマウスI型模型にスクープを取り付けた場合について実験を行ない、次の結論を得た。

### 1. ベルマウスIV型について

1.1 平均全圧損失係数 ( $\zeta$  mean) はIII型のそれよりも大きくて非軸対称形の利点は見られない。ただし流入気流偏角 ( $\alpha$ ) による補正を行なえば  $\zeta$  mean はある程度小さくなると思われる。

1.2 全圧損失係数 ( $\zeta$ ) の分布をみると機速相当横風と平行な方向について入口幅が同じ I 型と比べても上流側だけはIV型のほうがよい。

1.3  $\alpha$  は同じ速度比 ( $V_0/\bar{V}_2$ ) において左右側ではIII型の  $\alpha$  よりも大きい。

### 2. ベルマウスI型スクープ付の場合について

2.1  $V_0=0$  でないときは、スクープ開角 ( $\beta$ ) が  $40^\circ\sim 45^\circ$  付近で  $\zeta$  mean は最も小さい。一般にスクープなしの場合に比べて、 $V_0/\bar{V}_2$  の大きいところでは  $\zeta$  mean ははるかに小さく、 $V_0/\bar{V}_2$  が小さいところでも  $\beta$  によつてはそれほど大きい値はとらない。

2.2  $\zeta$  の分布状態も、 $\beta$  が小さい場合を除き、スクープなしの場合によく似ているが、 $\zeta$  の値は小さい。

2.3  $\beta > 30^\circ$  の場合には、スクープなしの場合に比べて  $\alpha$  は小さい。

2.4 スクープ後端隙間 ( $h$ ) は、 $\beta$  が小さい場合を除き、小さいほど  $\zeta$  mean は小さいが、 $\alpha$  にはほとんど影響しない。

2.5 平均全圧損失 ( $\Delta P$  mean) もスクープ付の場合、 $V_0 > 0$  で吸入流量 (重量,  $G$ ) が小さいときにスクープなしの場合に比べてはるかに小さく、また、 $G$  による変化も小さくなる。

空気取入口の最適形状を決定するための資料を得るには、複数エンジンを近接して並べた場合の流れとか、航空機機体と空気取入口との相互干渉なども明らかにする必要があるが、本実験は、ジェットリフトエンジン空気取入口実験の予備段階であって第1報と本報告によって空気取入口の損

失を少なくするための基本的な考え方について見当をつけることができた。実際の機体に艤装した状態に適合した研究は大型風洞試験などによらねばならない。

終わりに、本実験に関し、終始適切なお指示、ご援助を賜った慶応義塾大学安藤常世助教授ならびに当所、山内研究官、松木室長、鳥崎室長、また実験に協力された慶応義塾大学学生、中村、大城両君および当所原動機部圧縮機、タービン、翼列各研究室の諸氏に対し、厚く感謝いたします。

## 文 献

- 1) 近藤 博, 増田惣平: ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(I), 航技研資料 TM-59 (昭和40)
- 2) 佐々木達治郎, 玉野光男: 空気力学実験法, 河出書房 (昭和16)
- 3) B. I. Tyson: Tests to Establish Flow Distortion Criteria for Lift Engines, *Journal of Aircraft*, Vol. 2, No. 5 (1965)
- 4) J. F. Coplin: Lift Jet Installational Experience, AIAA Paper No. 65-798 (1965)
- 5) R. A. Tyler & R. G. Williamson: Measured Circular Intake Performance in Inclined Flow for a Series of Semi-Circular Lip Profiles, NRC Aero. Report (Canada) LR-424 (1965)

記 号

$a$	: 前置静翼前縁付近の流路断面積 = $0.21\pi D^2$	約 $0.01\text{m}^2$
$D$	: 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)
$d$	: ポス直径	50mm
$G$	: 吸入流量 (重量)	(kg/s)
$g$	: 重力加速度	$9.80\text{m/s}^2$
$h$	: スクープ後端と垂直板との隙間	(mm)
$l$	: 前置静翼前縁から壁面に沿う距離	(mm)
$P$	: 全 圧	(mmAq または $\text{kg/m}^2$ )
$\Delta P$	: 全圧損失 = $P_0 - P_2$	(mmAq または $\text{kg/m}^2$ )
$\Delta P_{\text{mean}}$	: 平均全圧損失 = $\sum(\Delta P \cdot \Delta a)/a$	(mmAq または $\text{kg/m}^2$ )
$p$	: 静 圧	(mmAq または $\text{kg/m}^2$ )
$P_L$	: 局所壁面静圧	(mmAq または $\text{kg/m}^2$ )
$q$	: 動 圧	(mmAq または $\text{kg/m}^2$ )
$\bar{q}$	: 平均動圧	(mmAq または $\text{kg/m}^2$ )
$S$	: 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)
$\alpha$	: 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)
$\beta$	: スクープ開角	(度)
$\theta$	: 円周方向測定位置	(度)
$\gamma$	: 空気比重量	( $\text{kg/m}^3$ )
$\zeta$	: 全圧損失係数 = $\Delta P/\bar{q}_2$	
$\zeta_{\text{mean}}$	: 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。

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

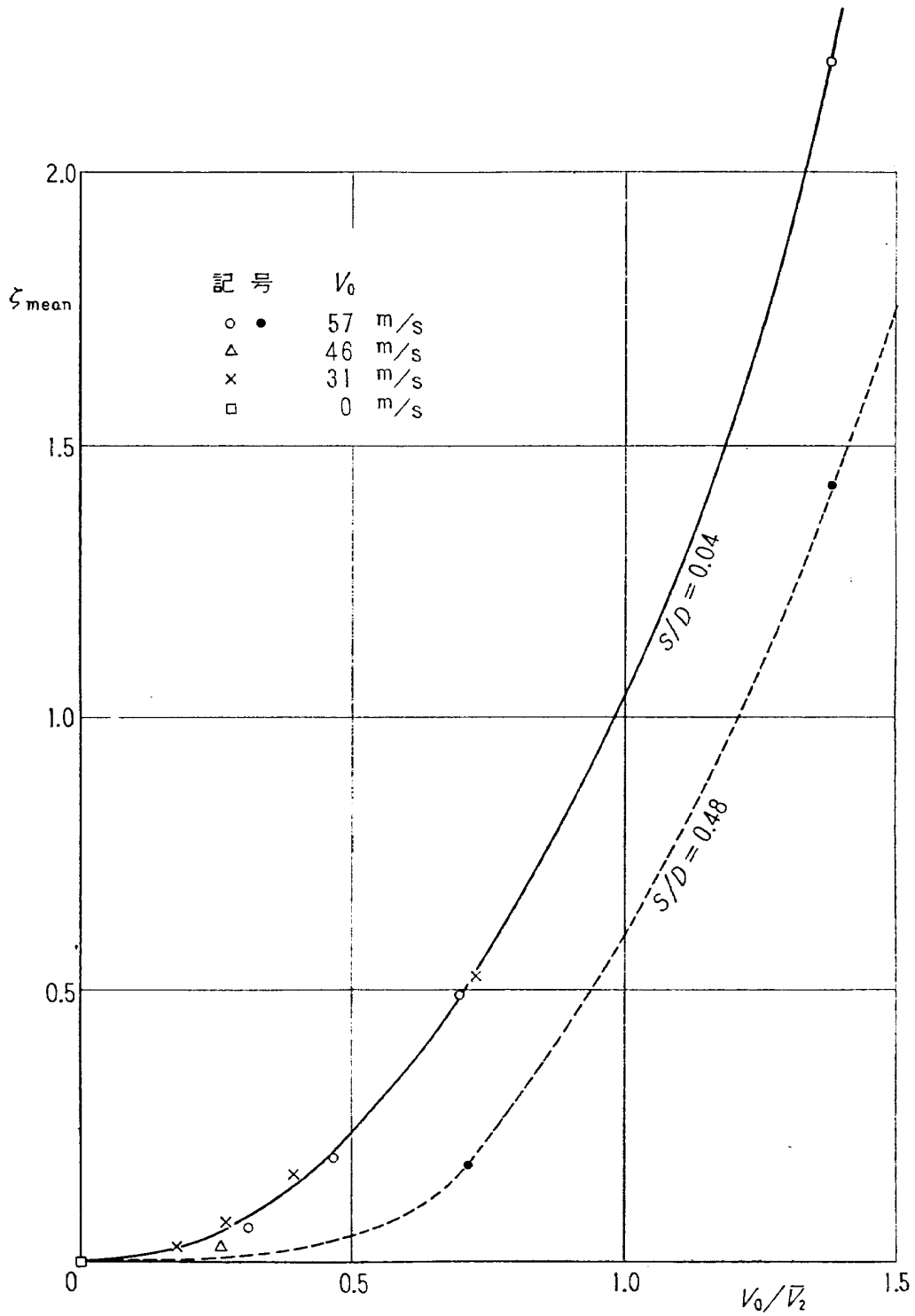


図9 平均全圧損失係数 (ベルマウスIV型)



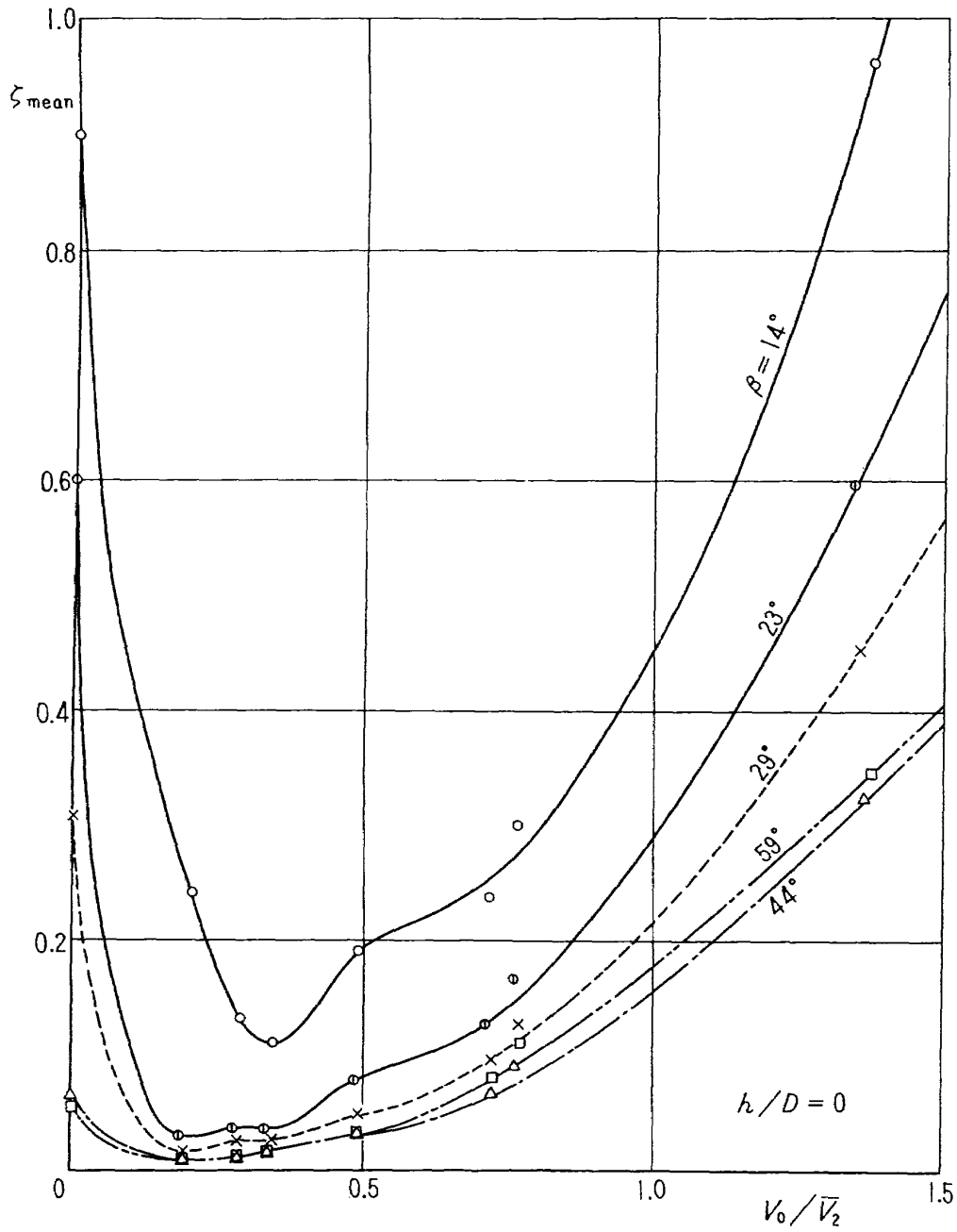


図10.1 平均全圧損失係数 (ベルマウス I 型スクープ付)

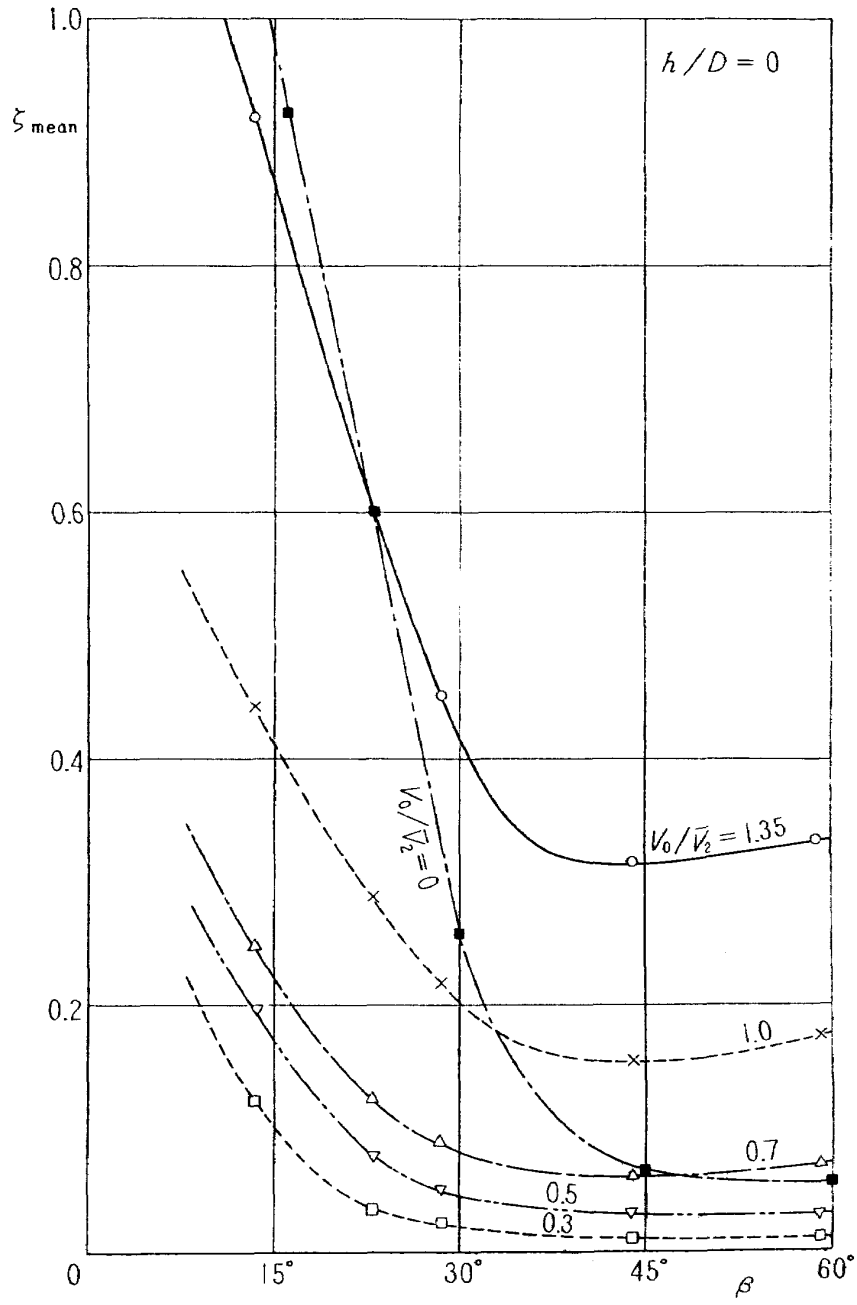


図10.2  $\zeta_{\text{mean}} \sim \beta$

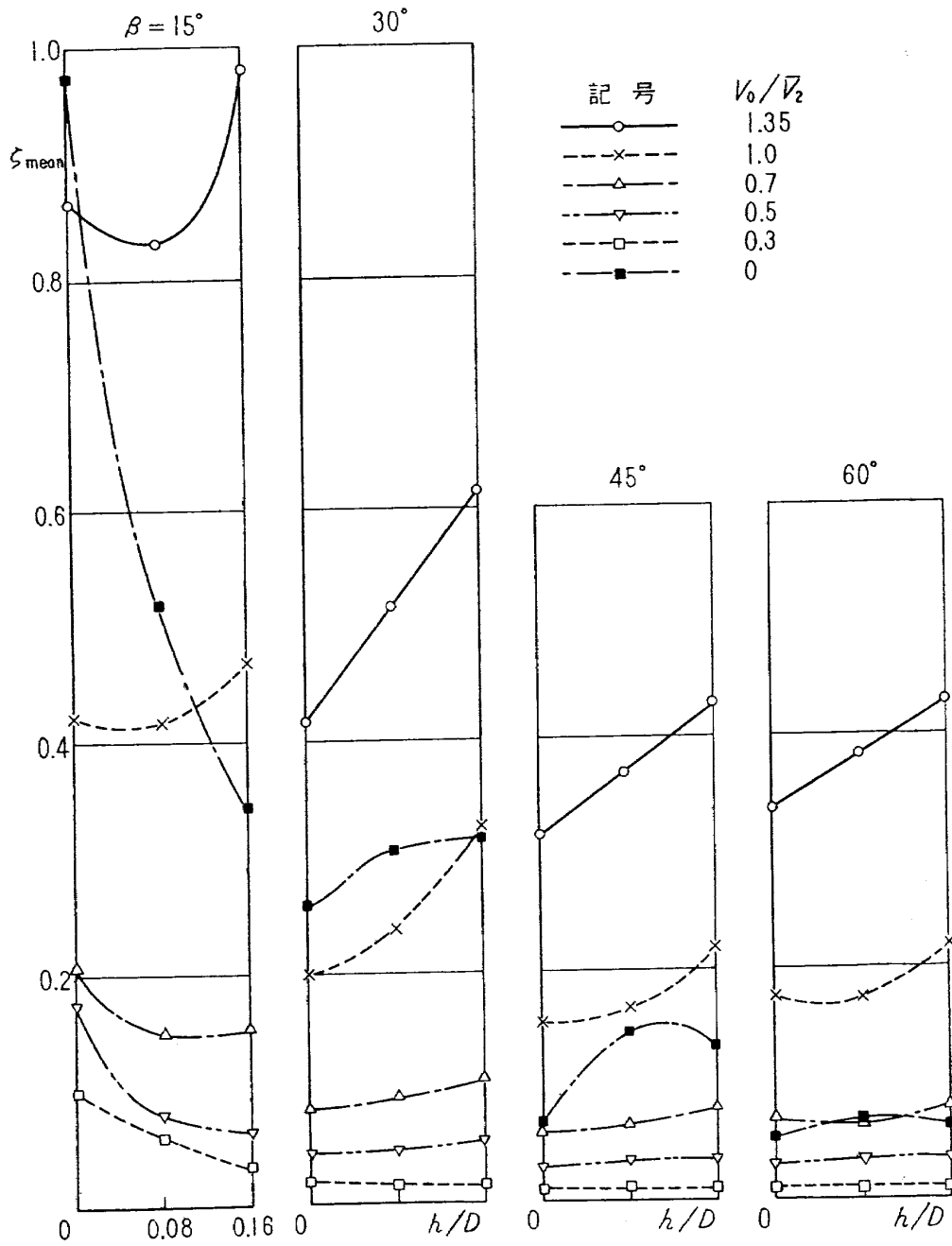


図10.3  $\zeta_{\text{mean}} \sim h/D$

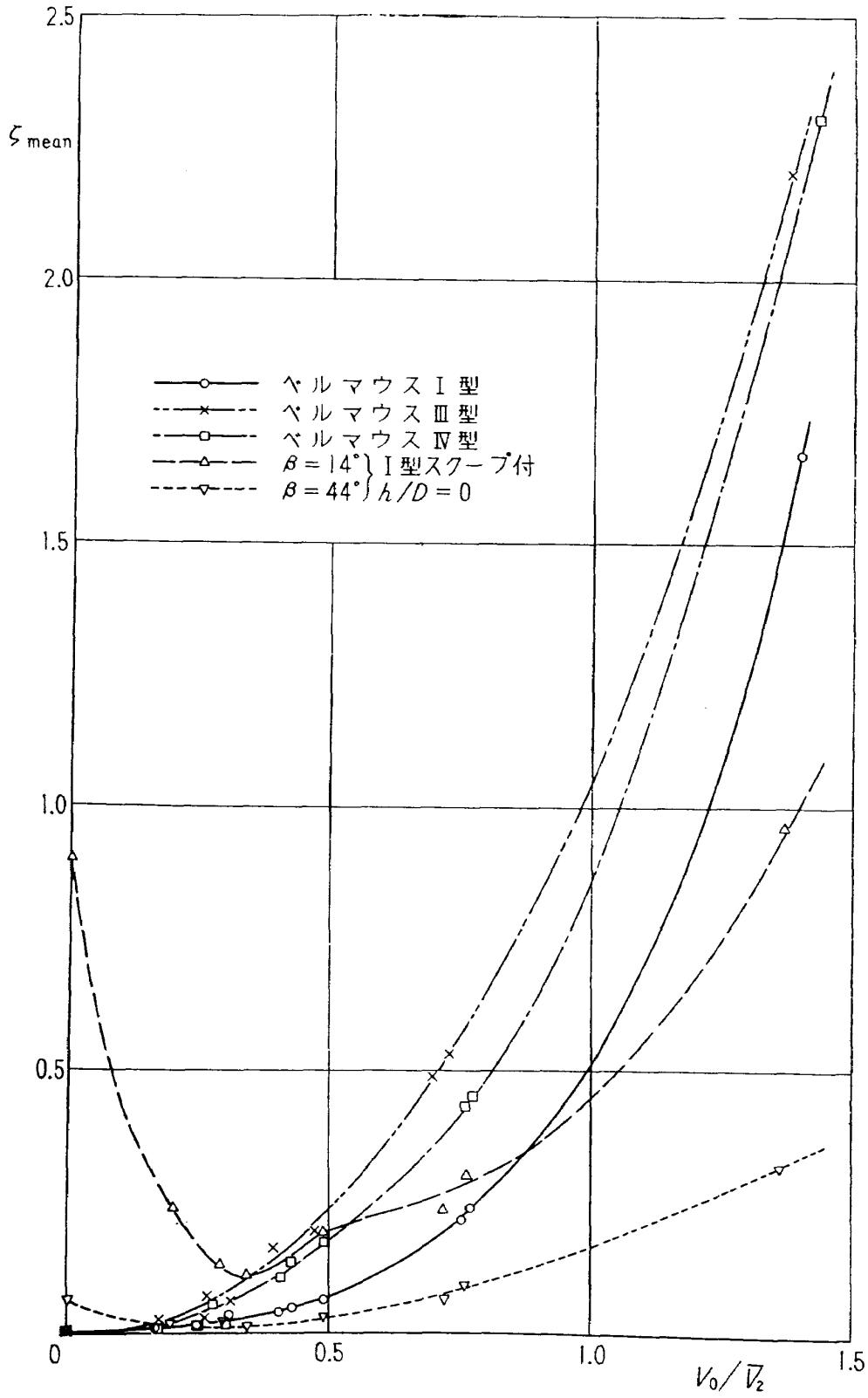


図11 平均全圧損失係数比較図

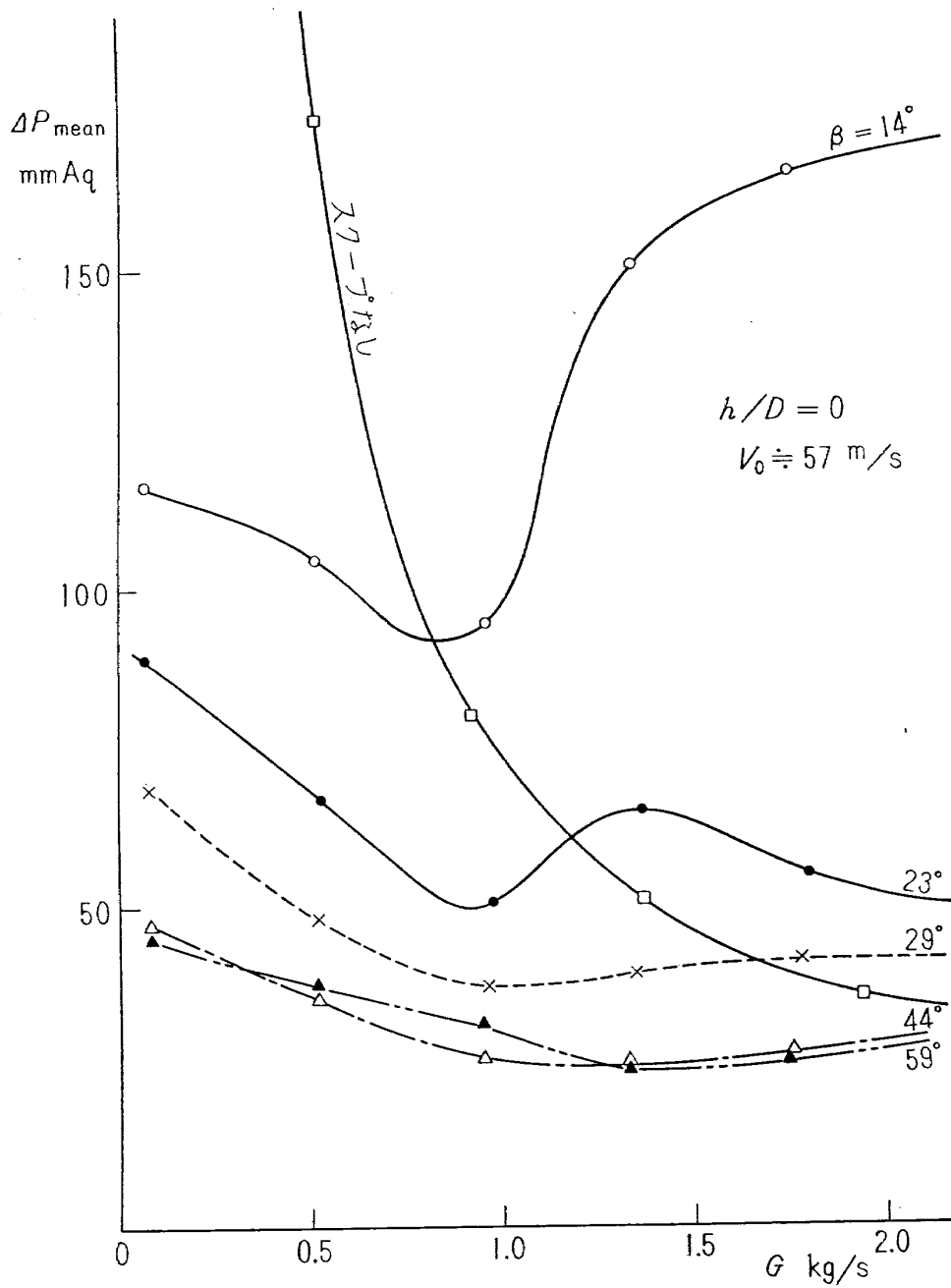


図12  $\Delta P_{\text{mean}} \sim G$

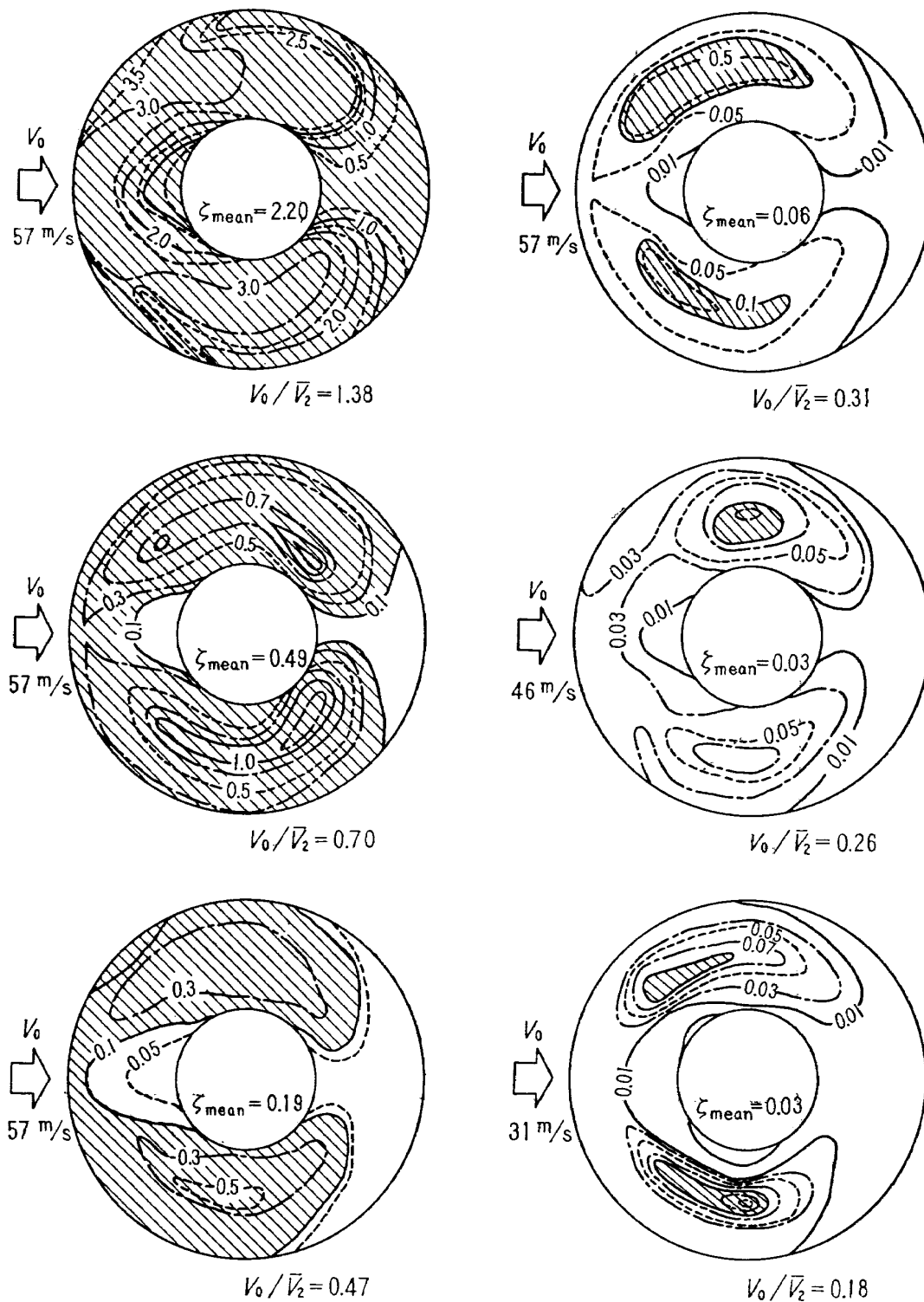


図13.1  $\zeta$ -分布 (ペルマウス IV 型)

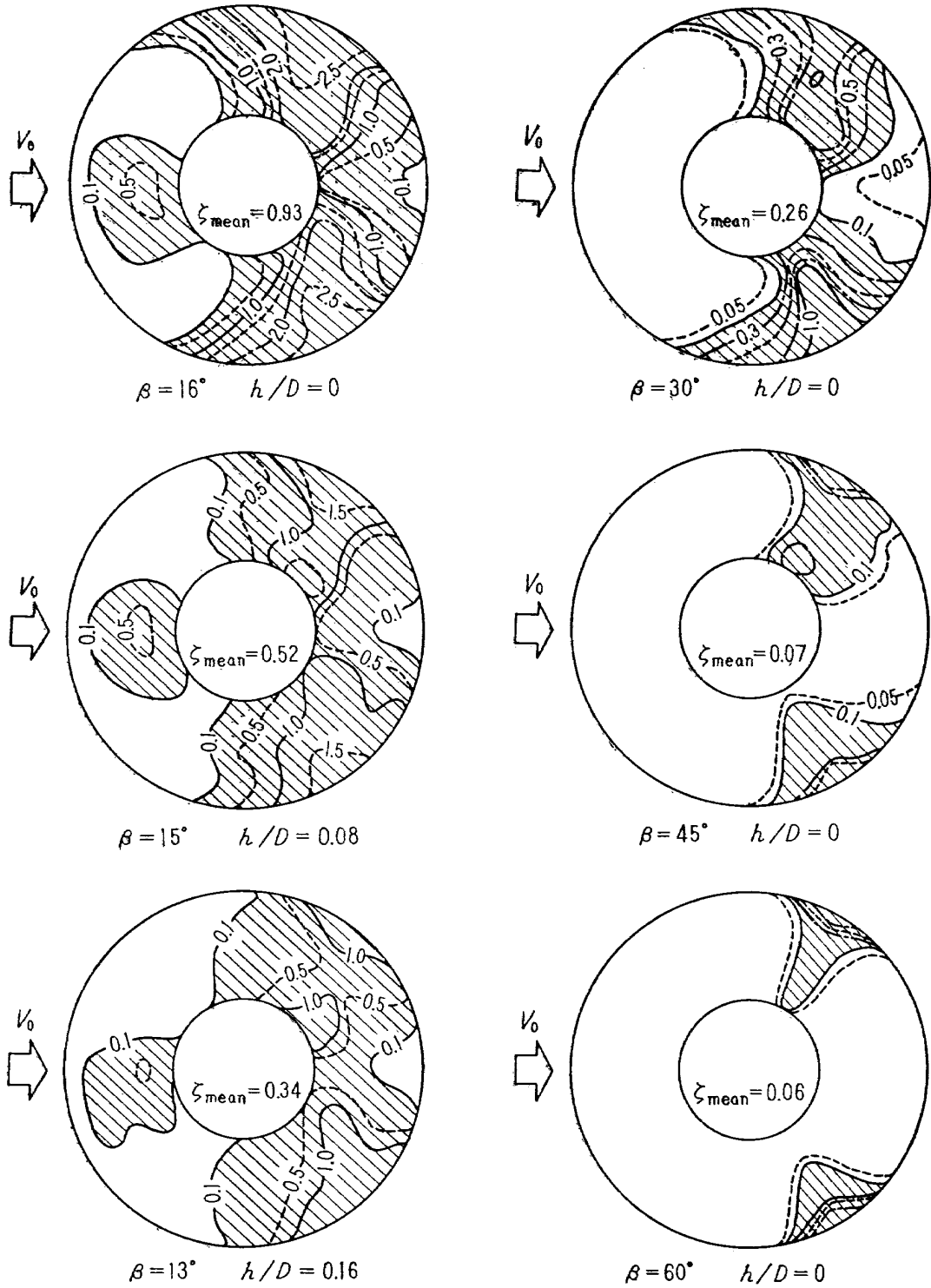


図13.2 ζ-分布 (I型スクープ付;  $V_0/\bar{V}_2=0$ )

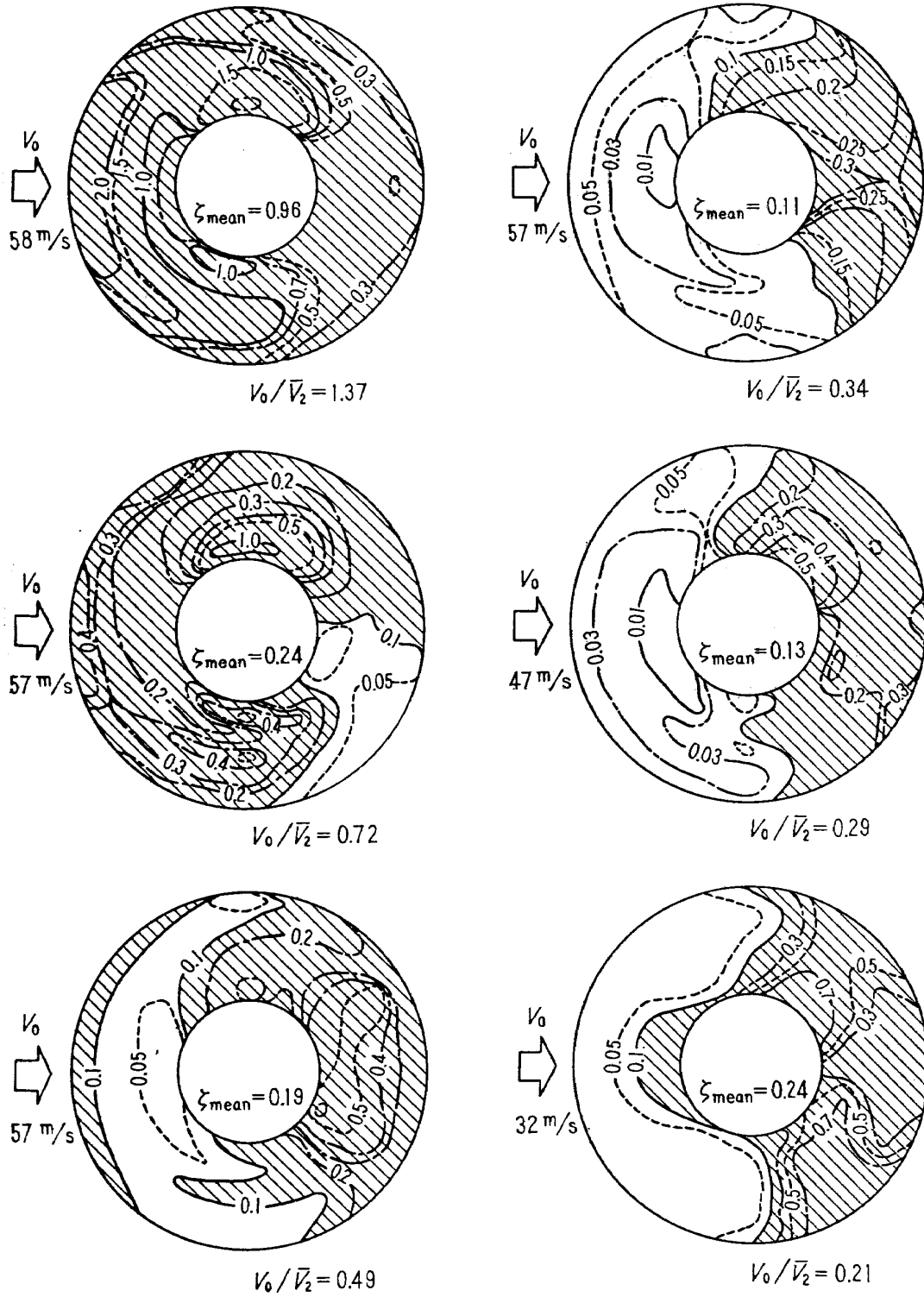


図13.3(a)  $\zeta$ -分布 ( $h/D=0, \beta=14^\circ$ )



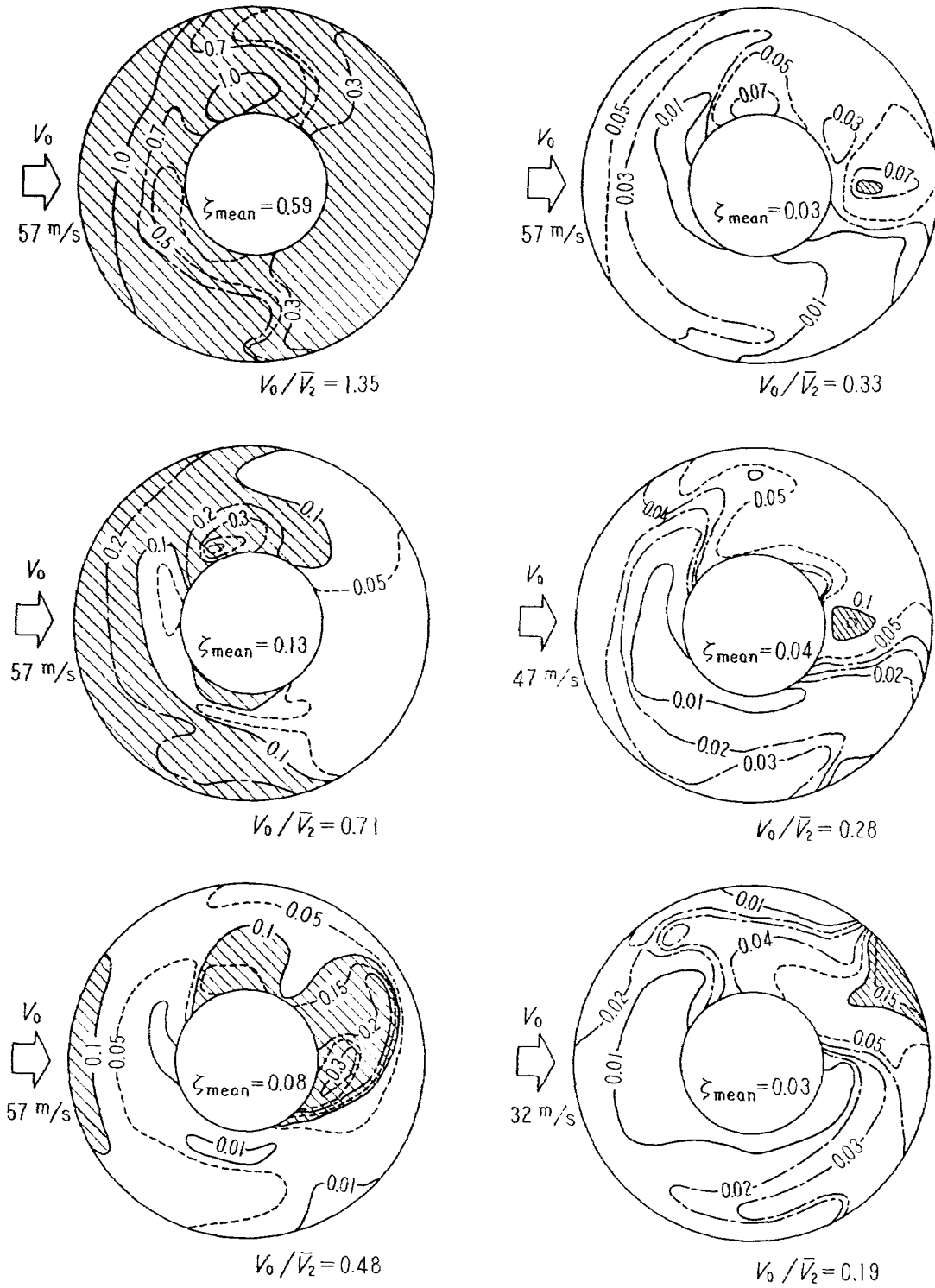


図13.3(b)  $\zeta$ -分布 ( $h/D=0, \beta=23^\circ$ )

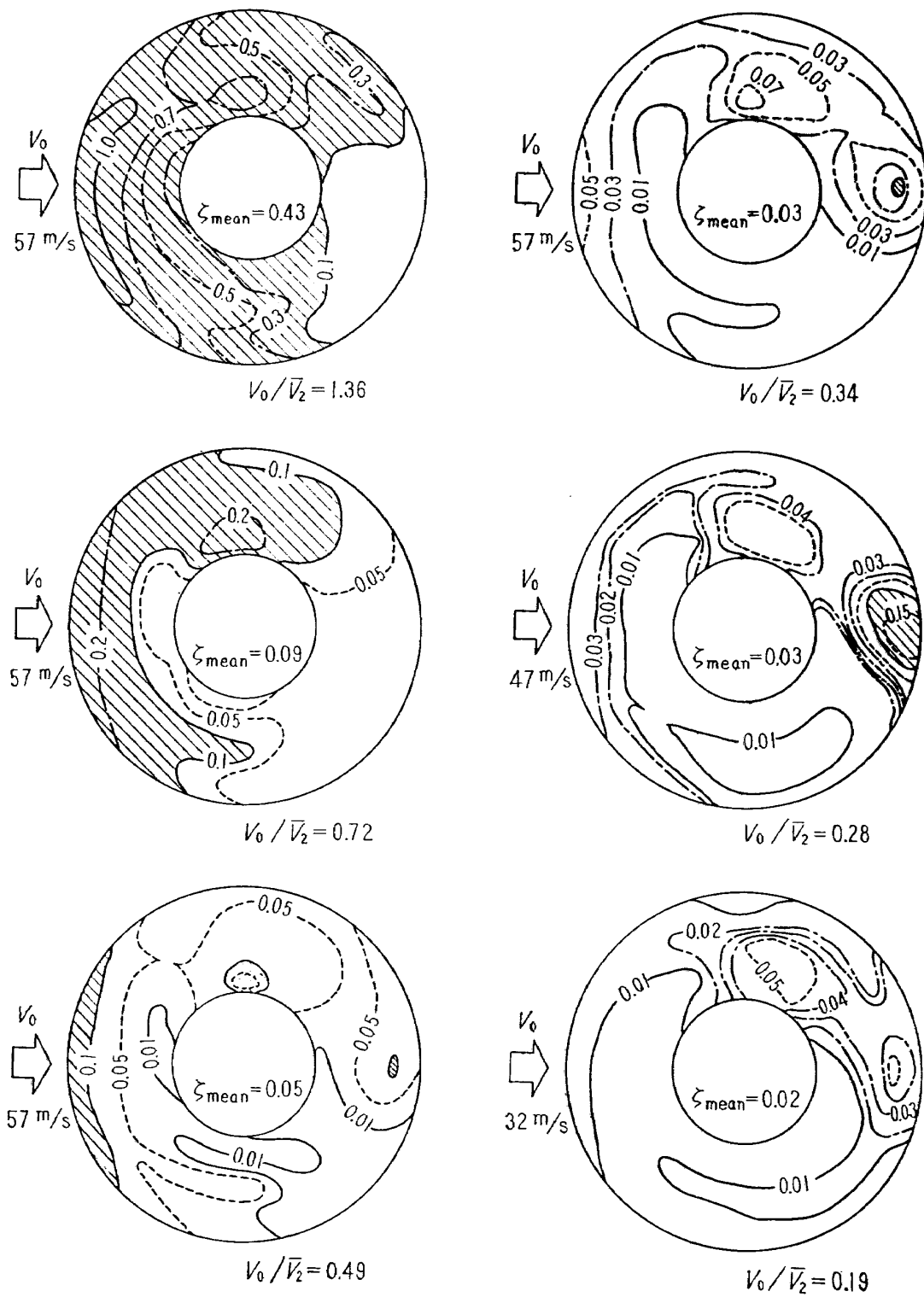


図13.3(c)  $\zeta$ -分布 ( $h/D=0, \beta=29^\circ$ )

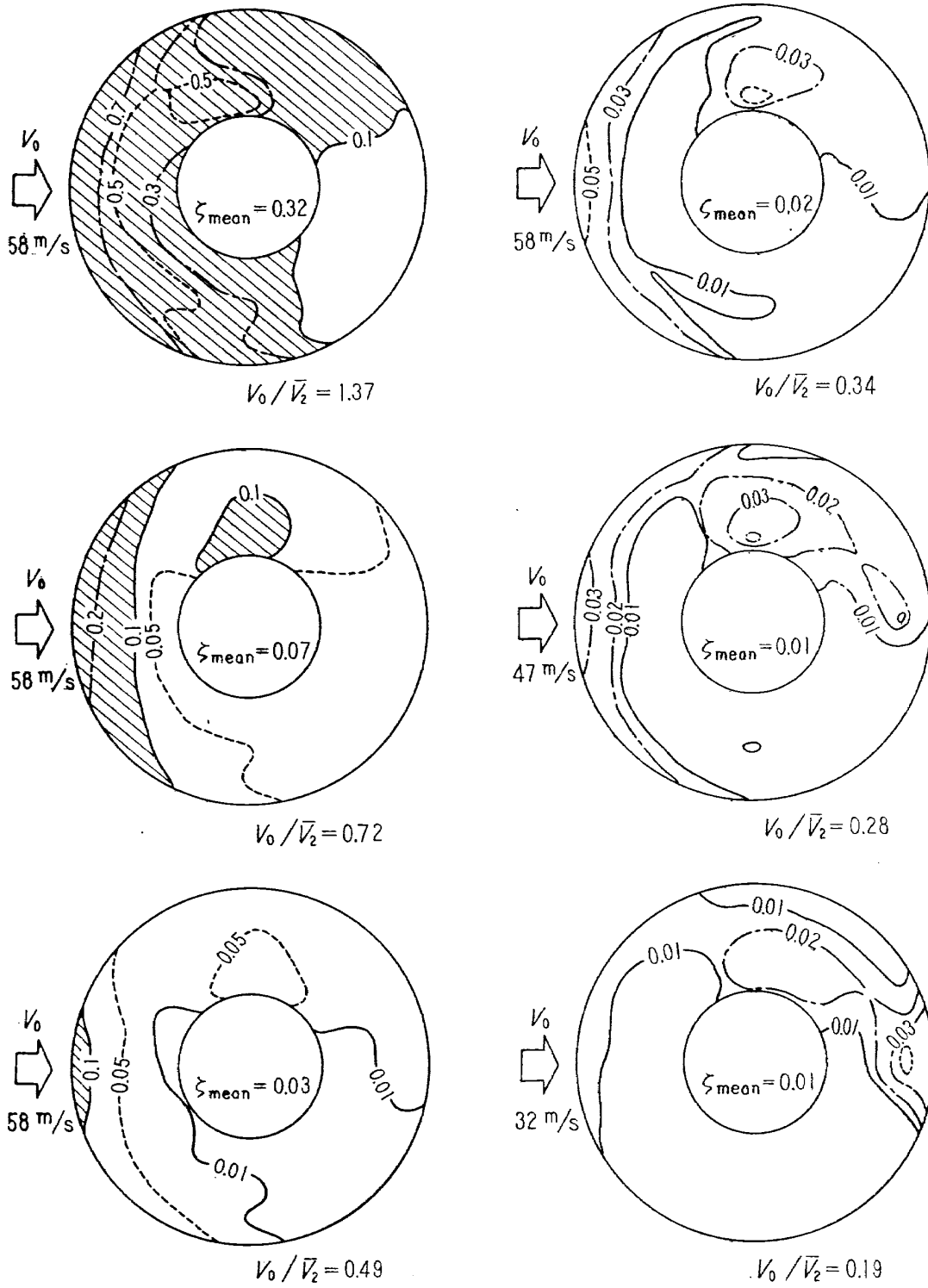


図13.3(d)  $\zeta$ -分布 ( $h/D=0$ ,  $\beta=44^\circ$ )

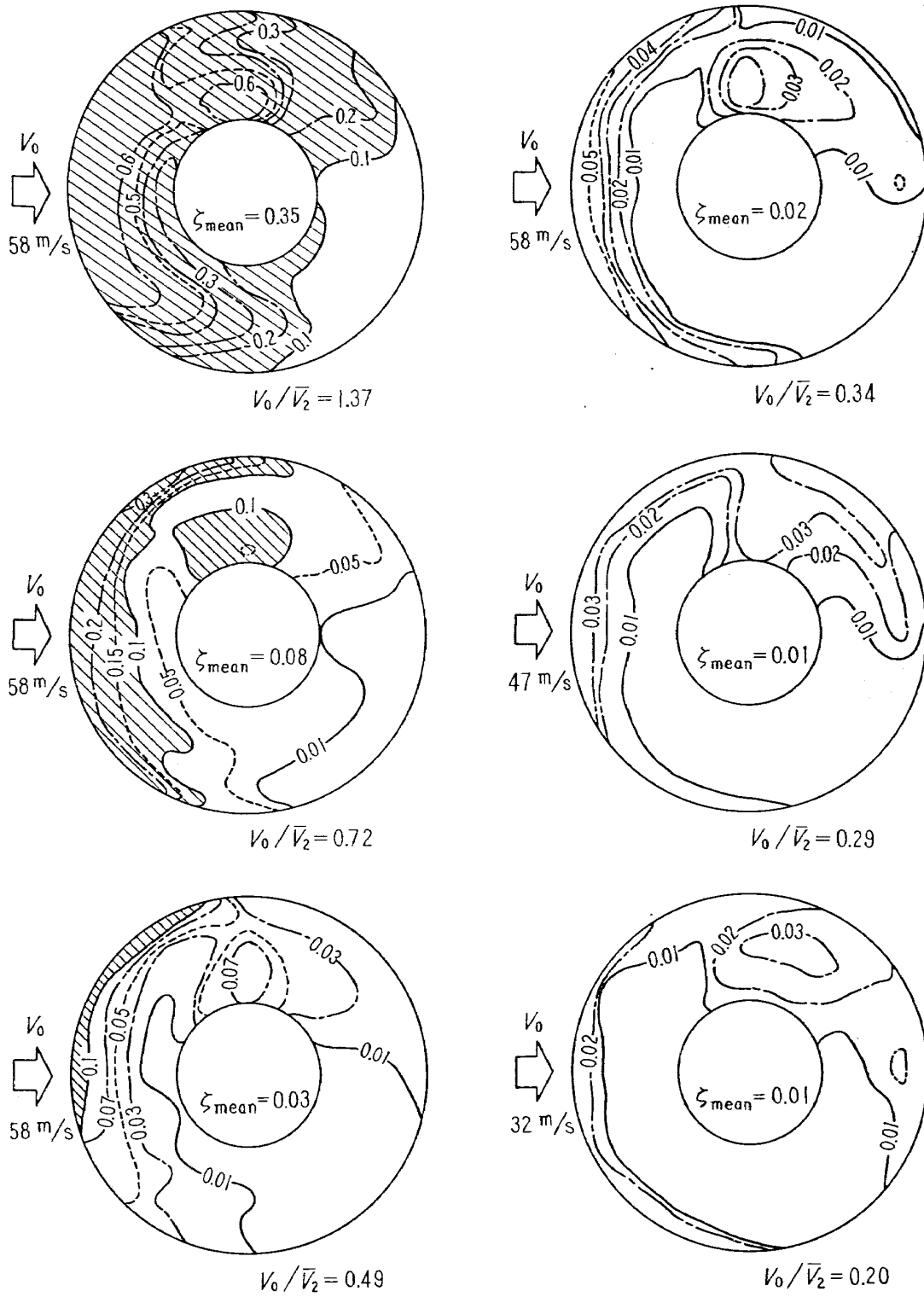


図13.3(e)  $\zeta$ -分布 ( $h/D=0$ ,  $\beta=59^\circ$ )

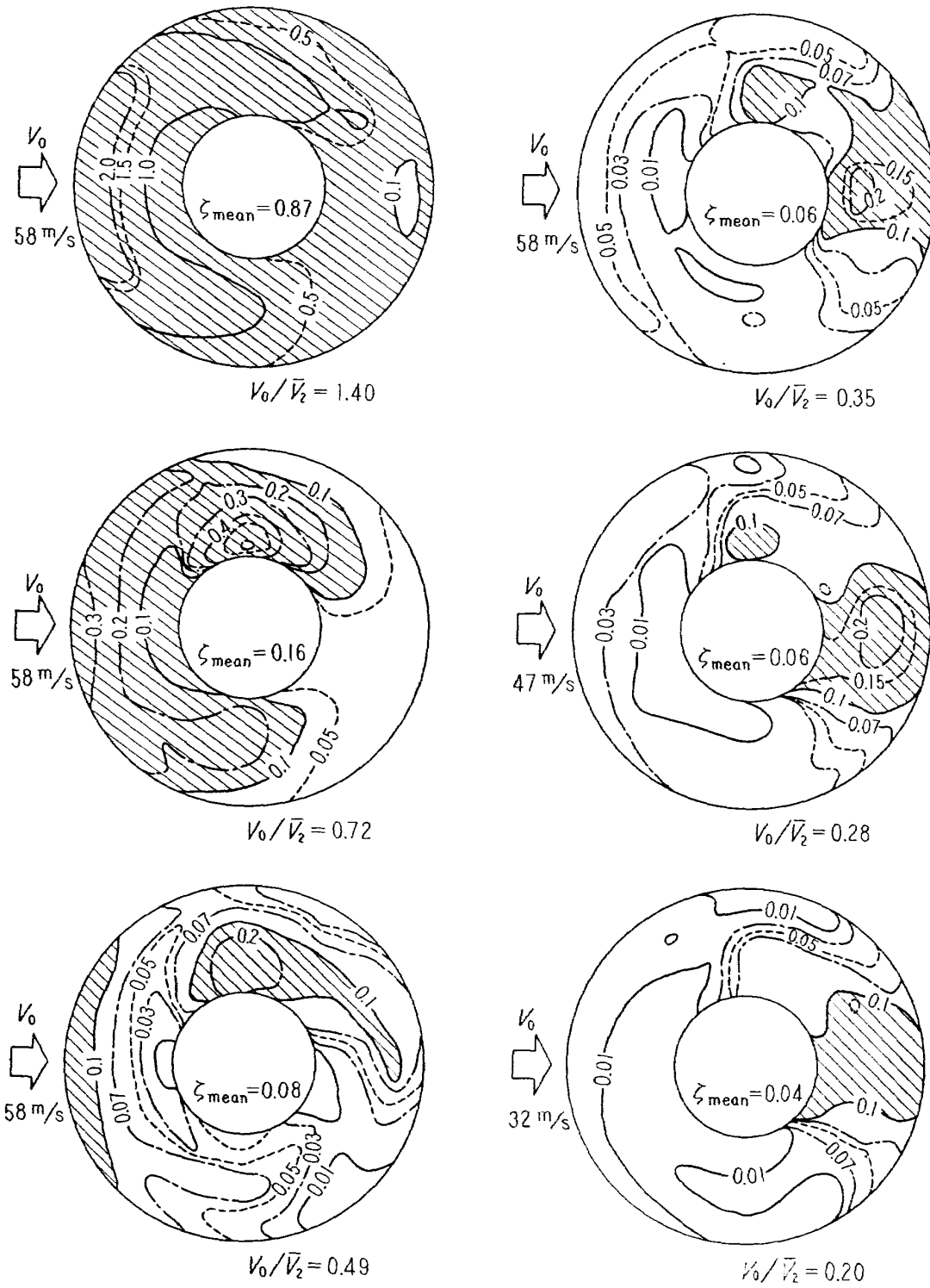


図13.4(a)  $\zeta$ -分布 ( $h/D=0.08$ ,  $\beta=16^\circ$ )

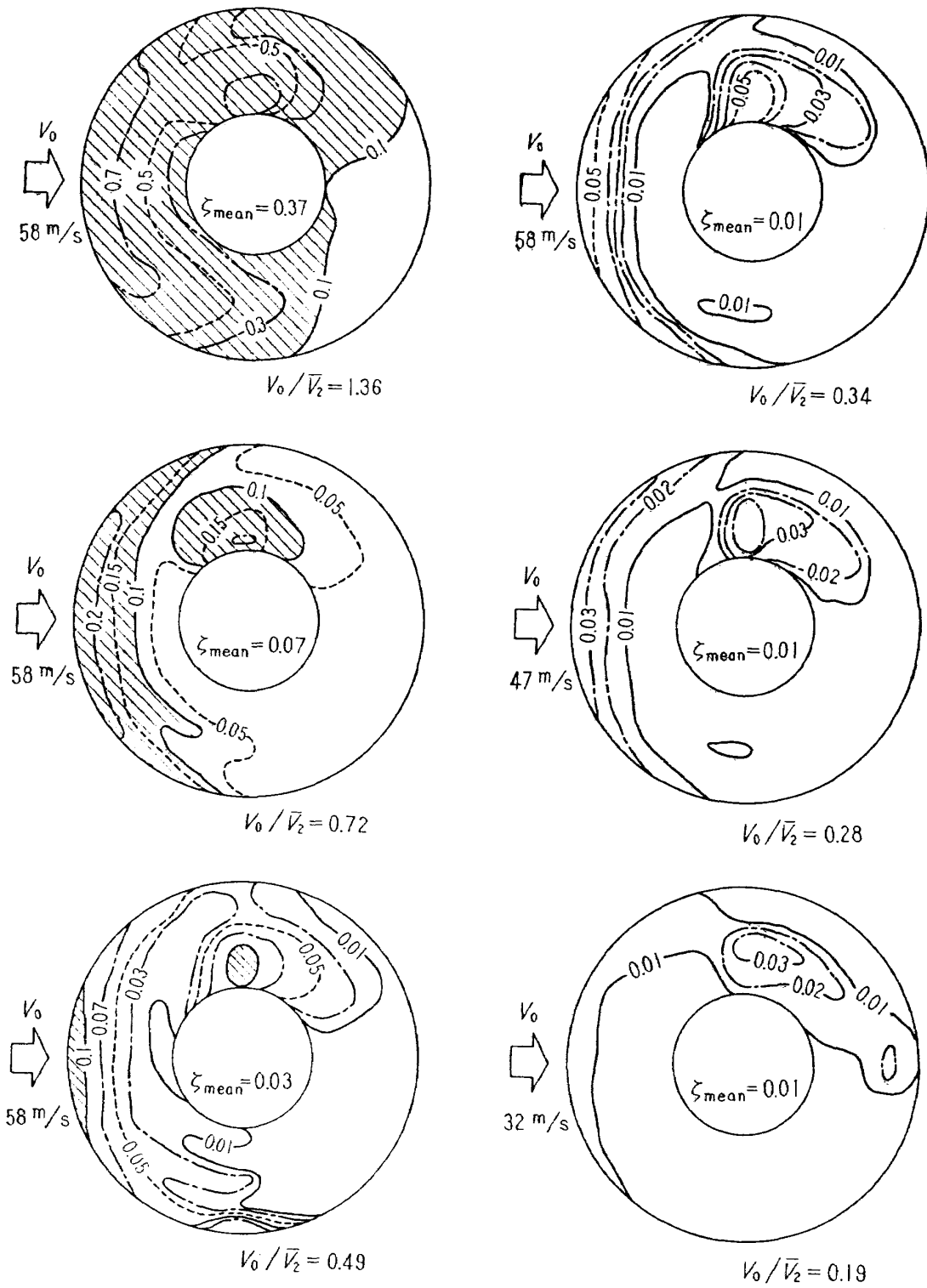


図13.4(b)  $\zeta$ -分布 ( $h/D=0.08$ ,  $\beta=46^\circ$ )

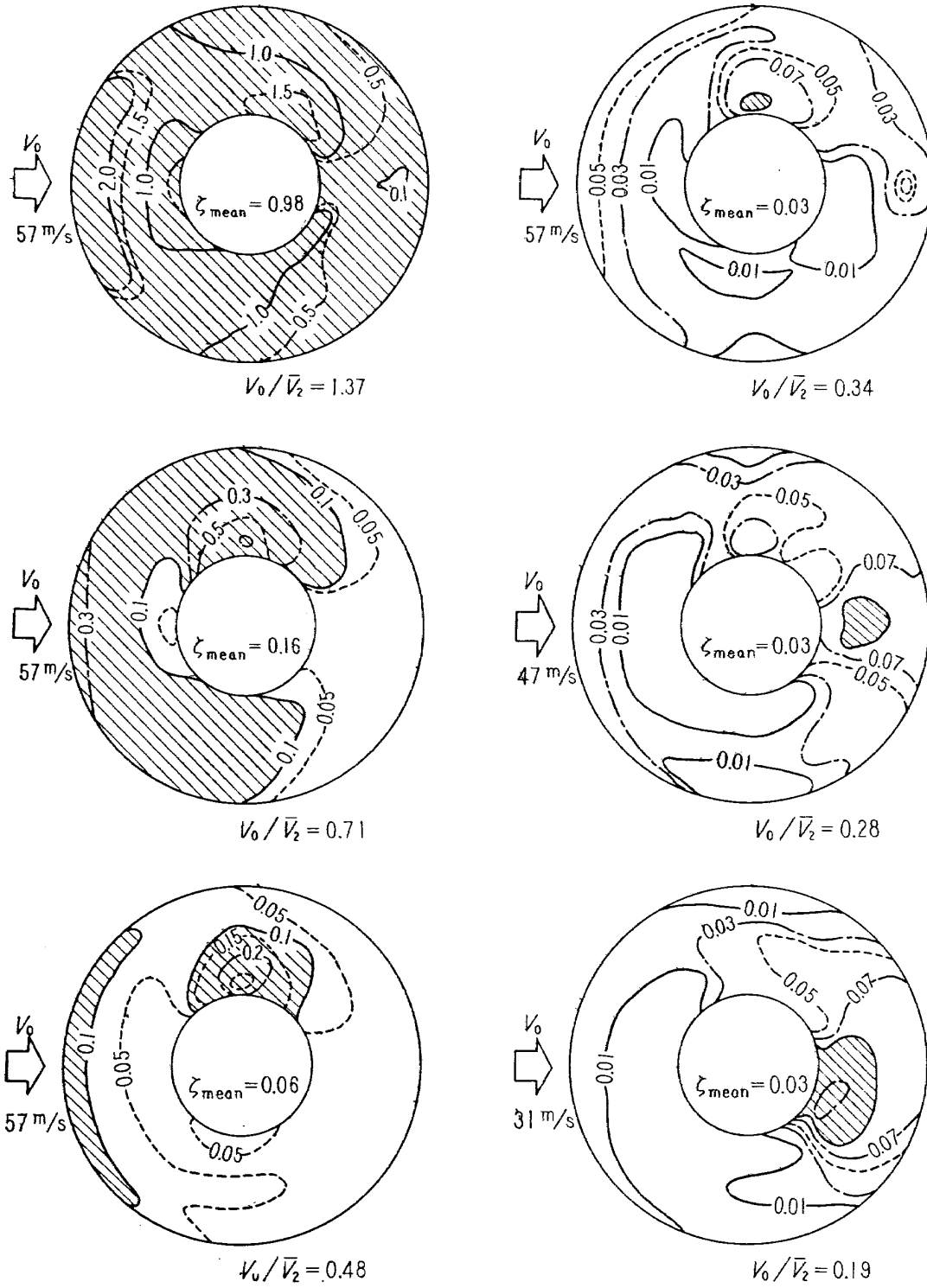


図13.5(a)  $\zeta$ -分布 ( $h/D=0.16$ ,  $\beta=16^\circ$ )

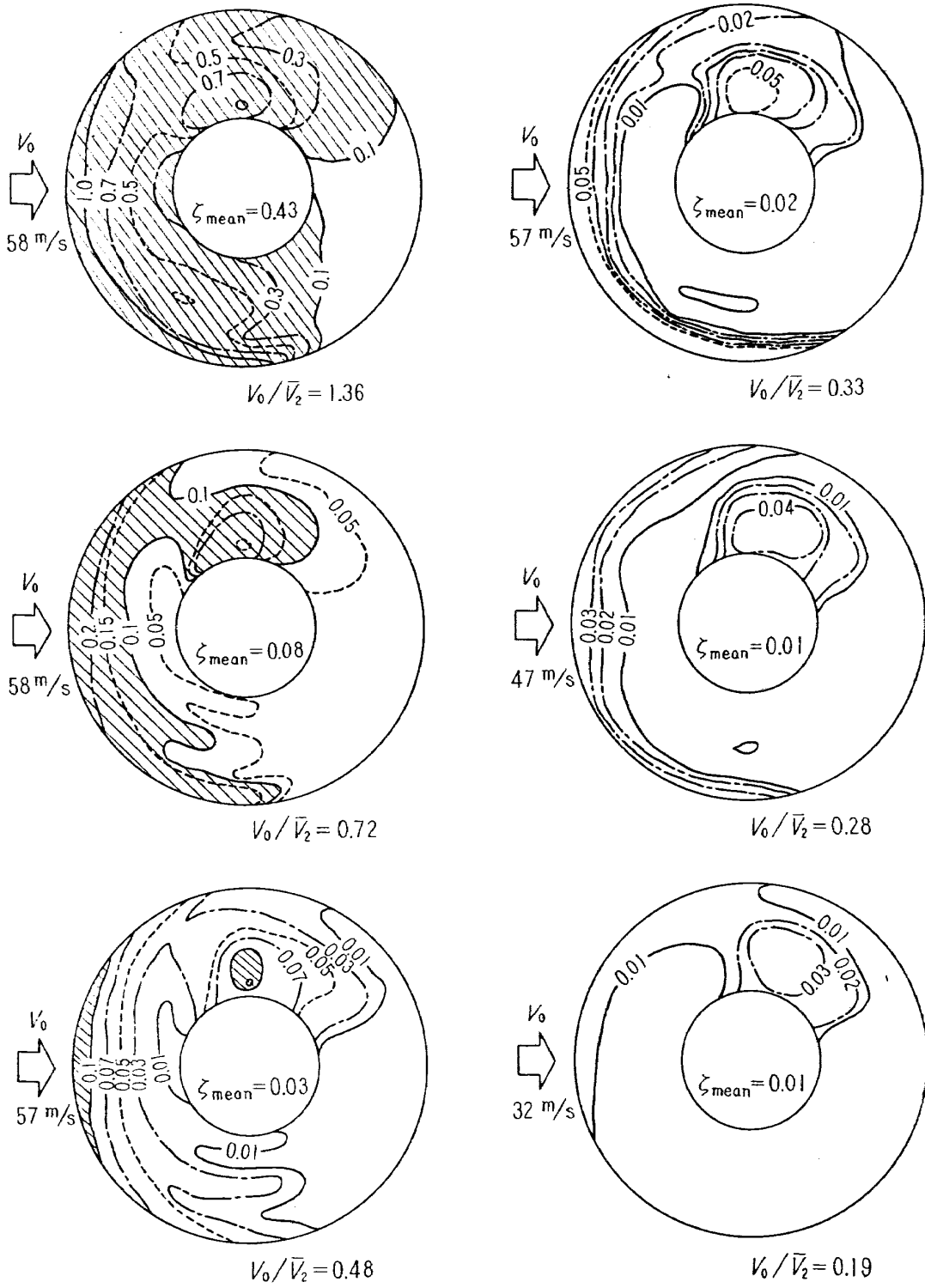


图13.5(b)  $\zeta$ -分布 ( $h/D=0.16$ ,  $\beta=45^\circ$ )



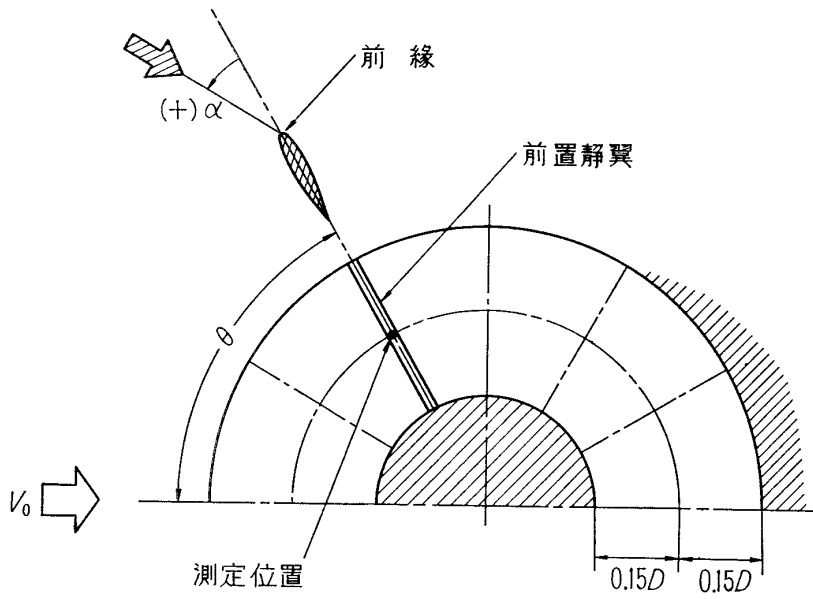


図14.1 流入気流偏角測定位置

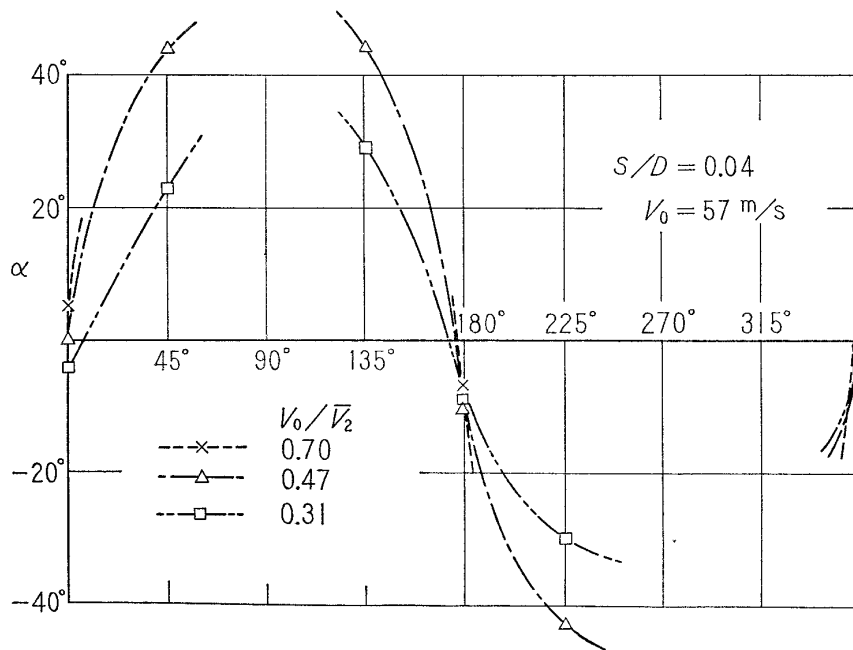


図14.2 流入気流偏角 (ベルマウスIV型)

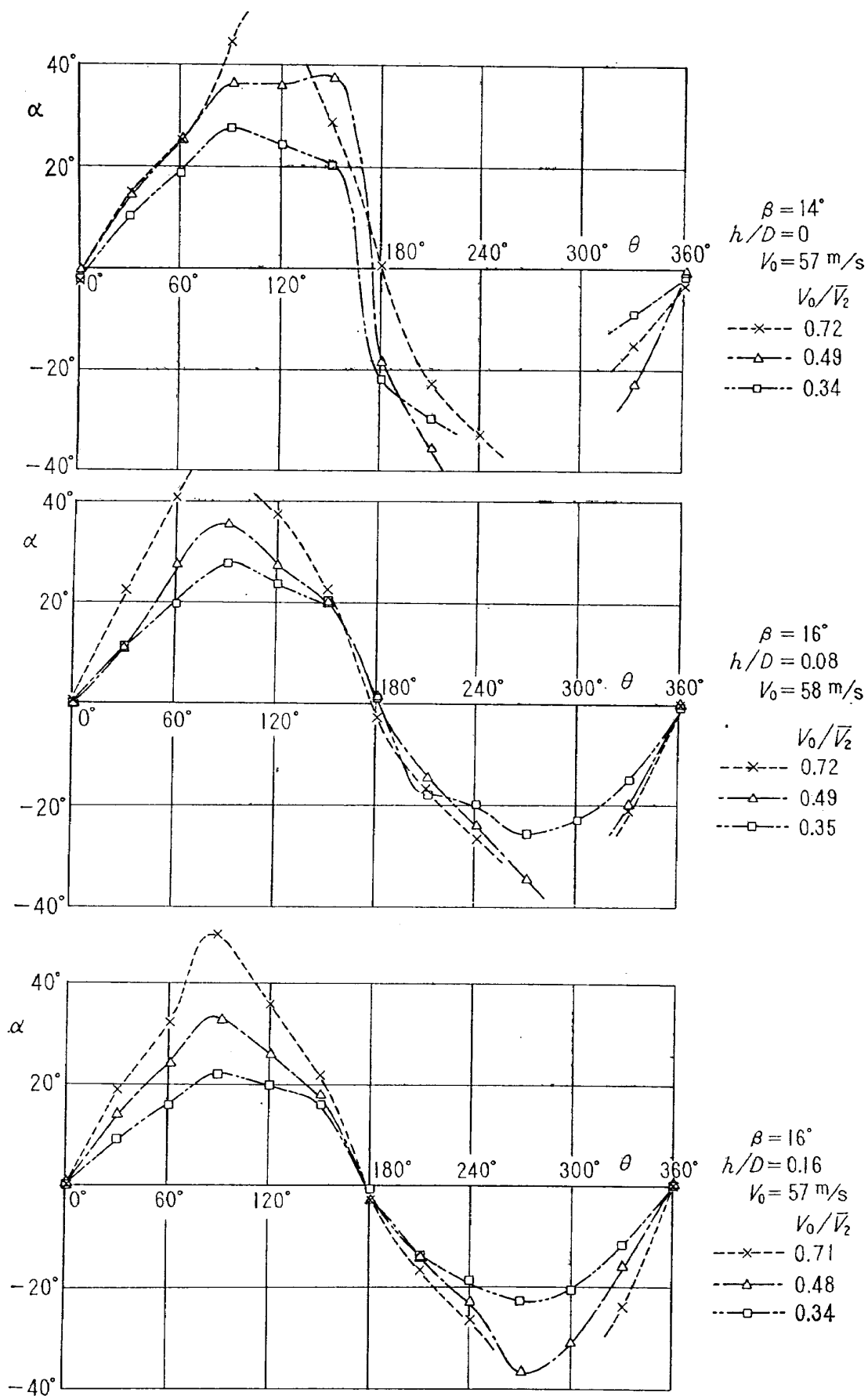


図14.3(a) 流入気流偏角 (I型スクープ付)

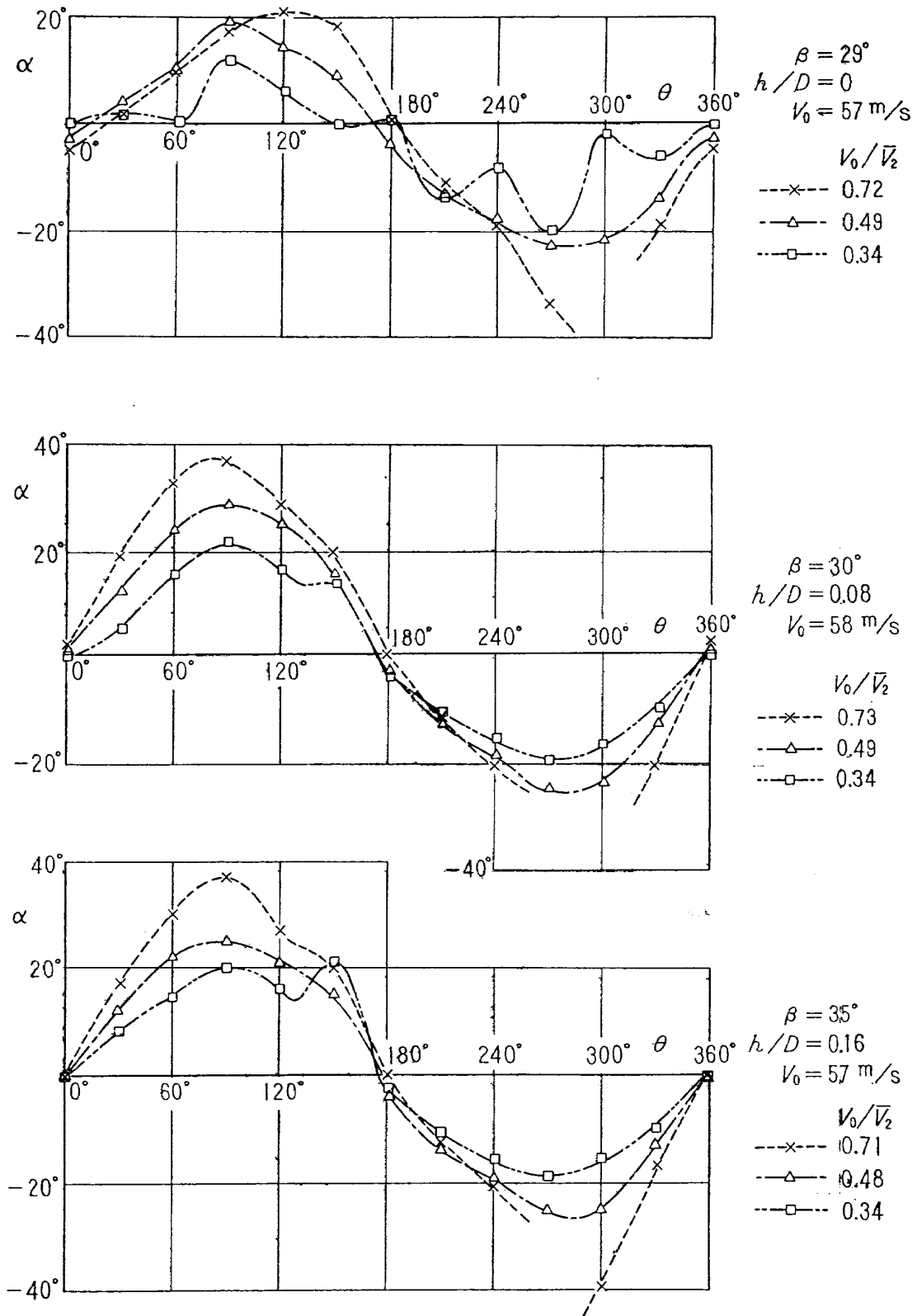


図14.3(b) 流入気流偏角 (I型スクープ付)

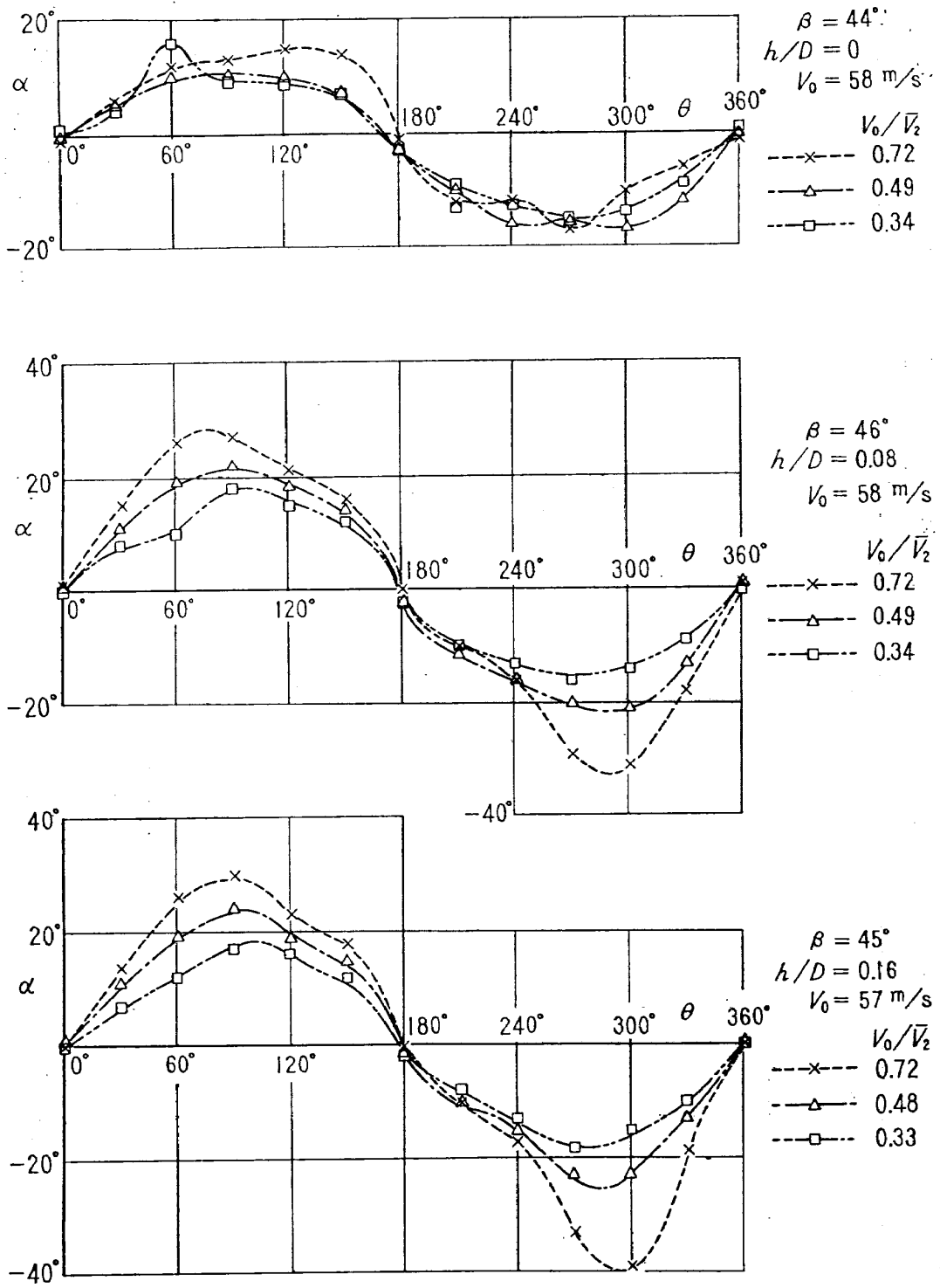


図14.3(c) 流入気流偏角 (I型スクープ付)

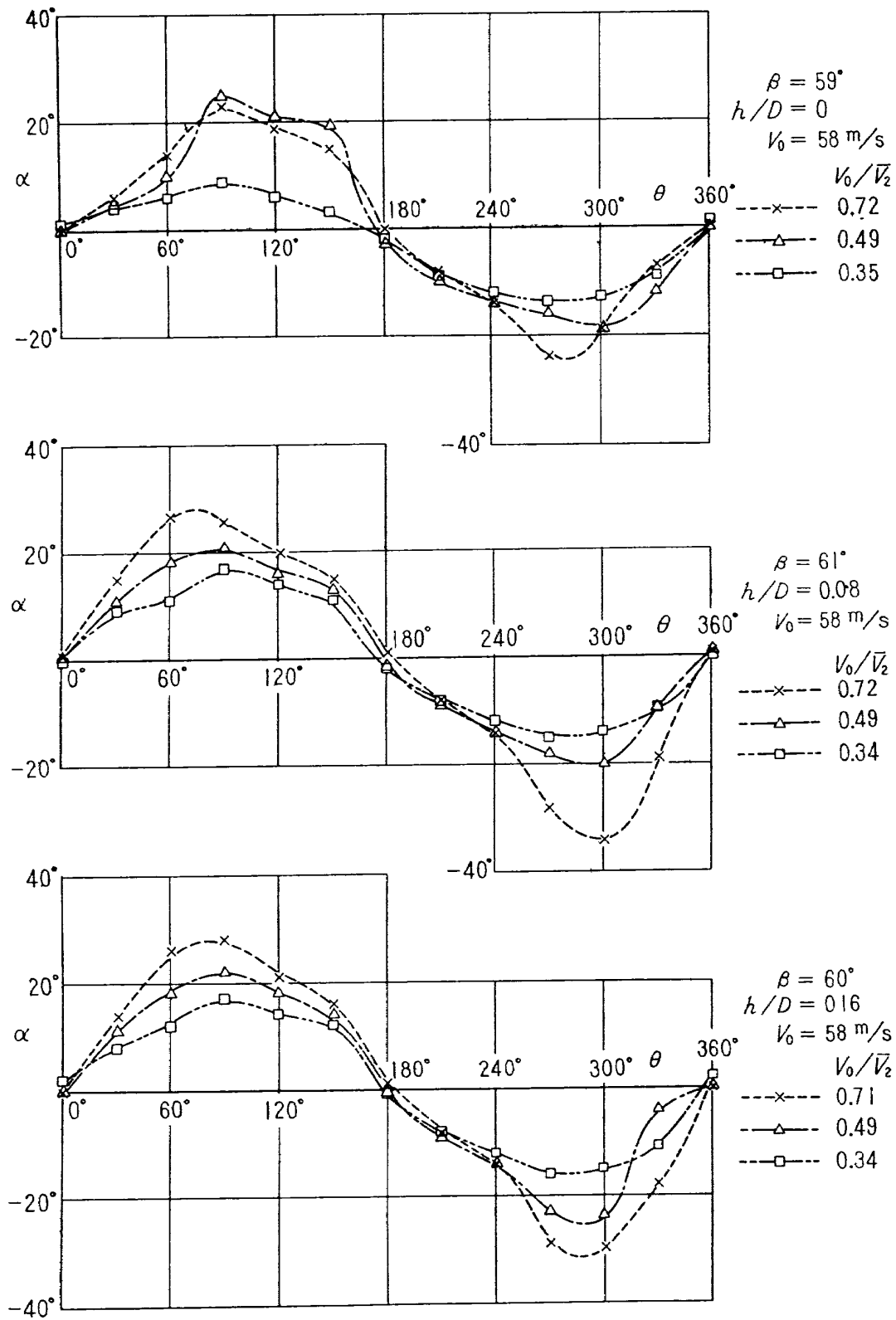


図14.3(d) 流入気流偏角 (I型スクープ付)

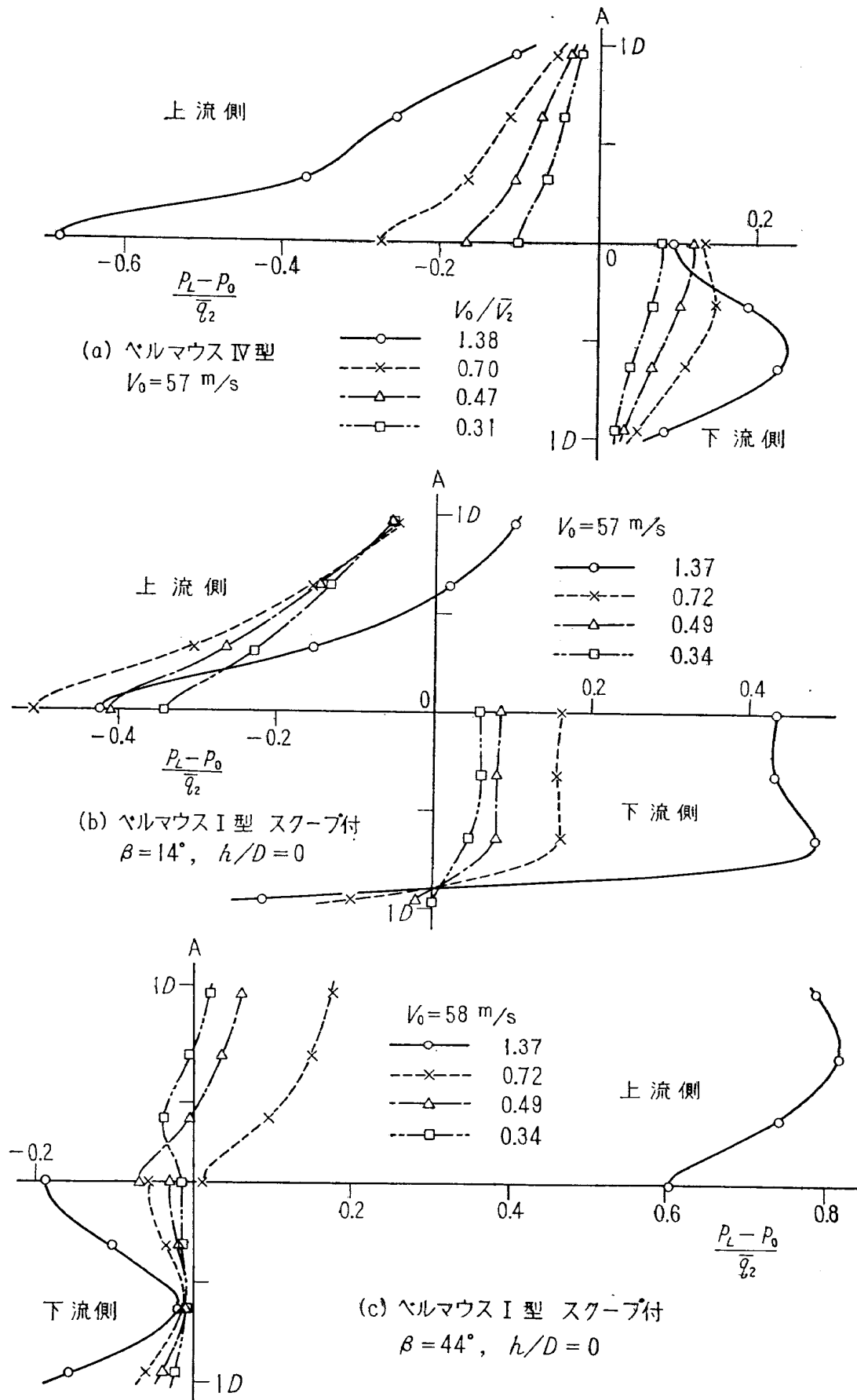


図15 垂直板(断面A)静圧分布

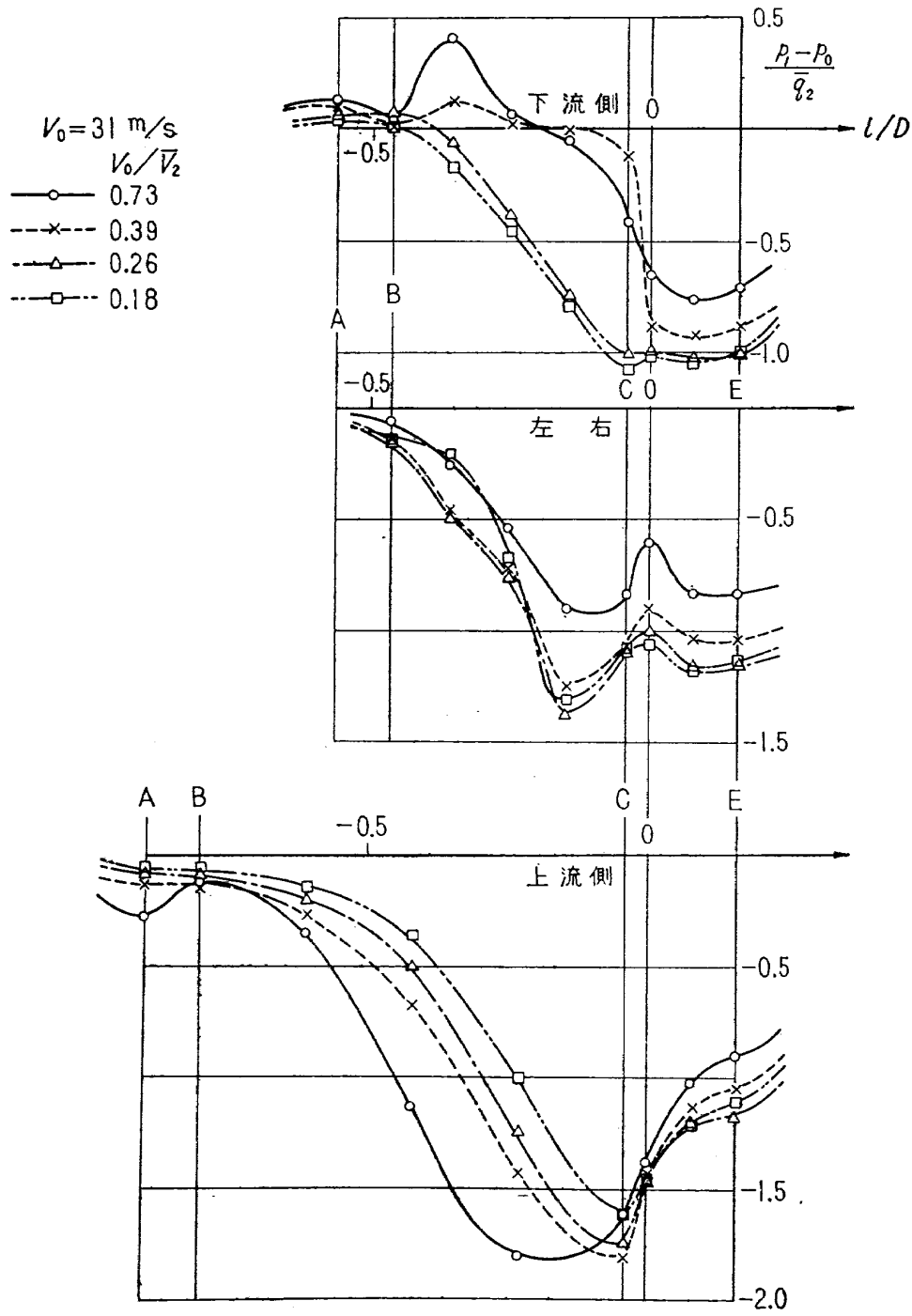


図16.1(a) ペルマウス静圧分布 (IV型)

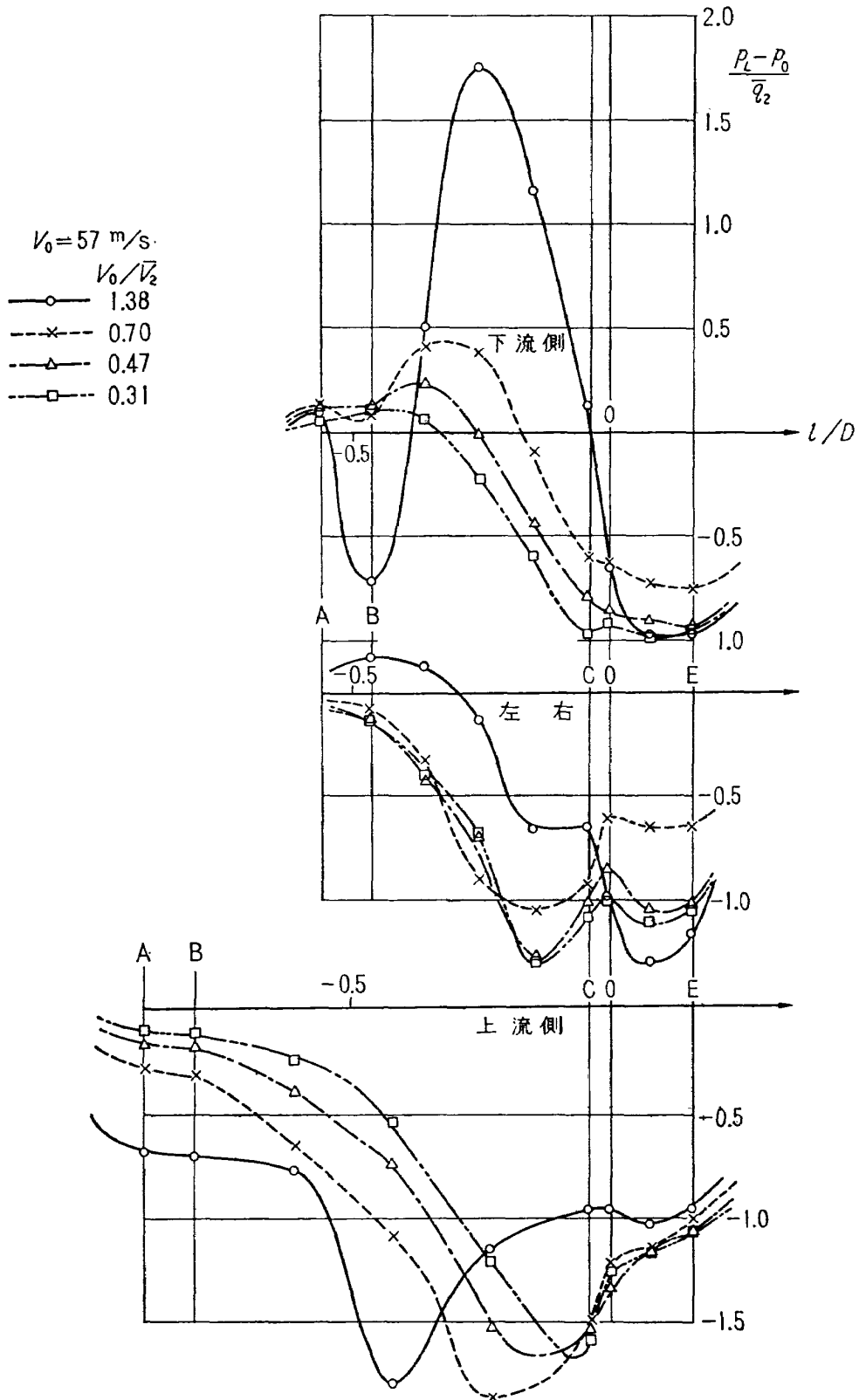


図16.1(b) ベルマウス静圧分布 (IV型)



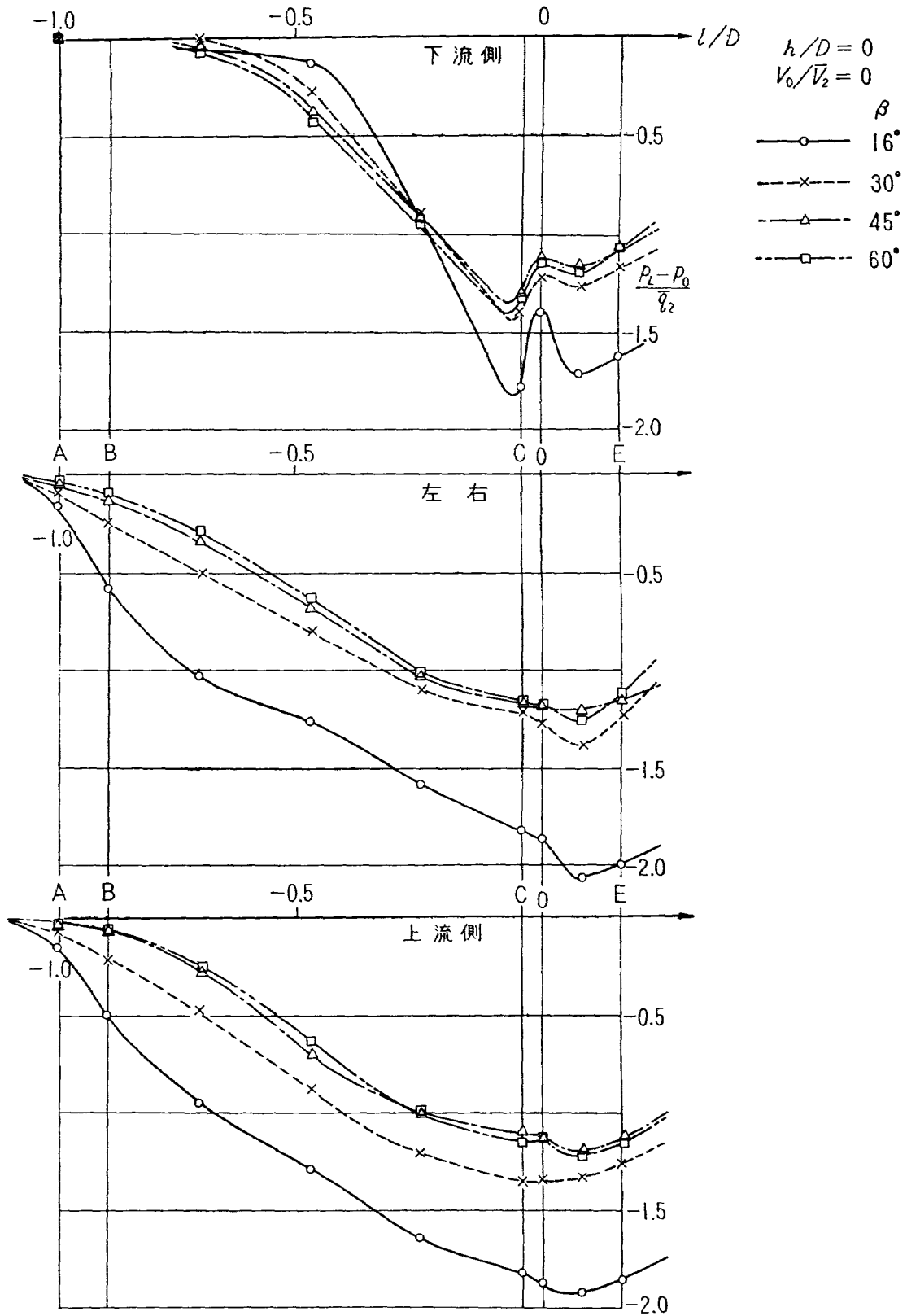


図16.2(a) ベルマウス静圧分布 (I型スクープ付)

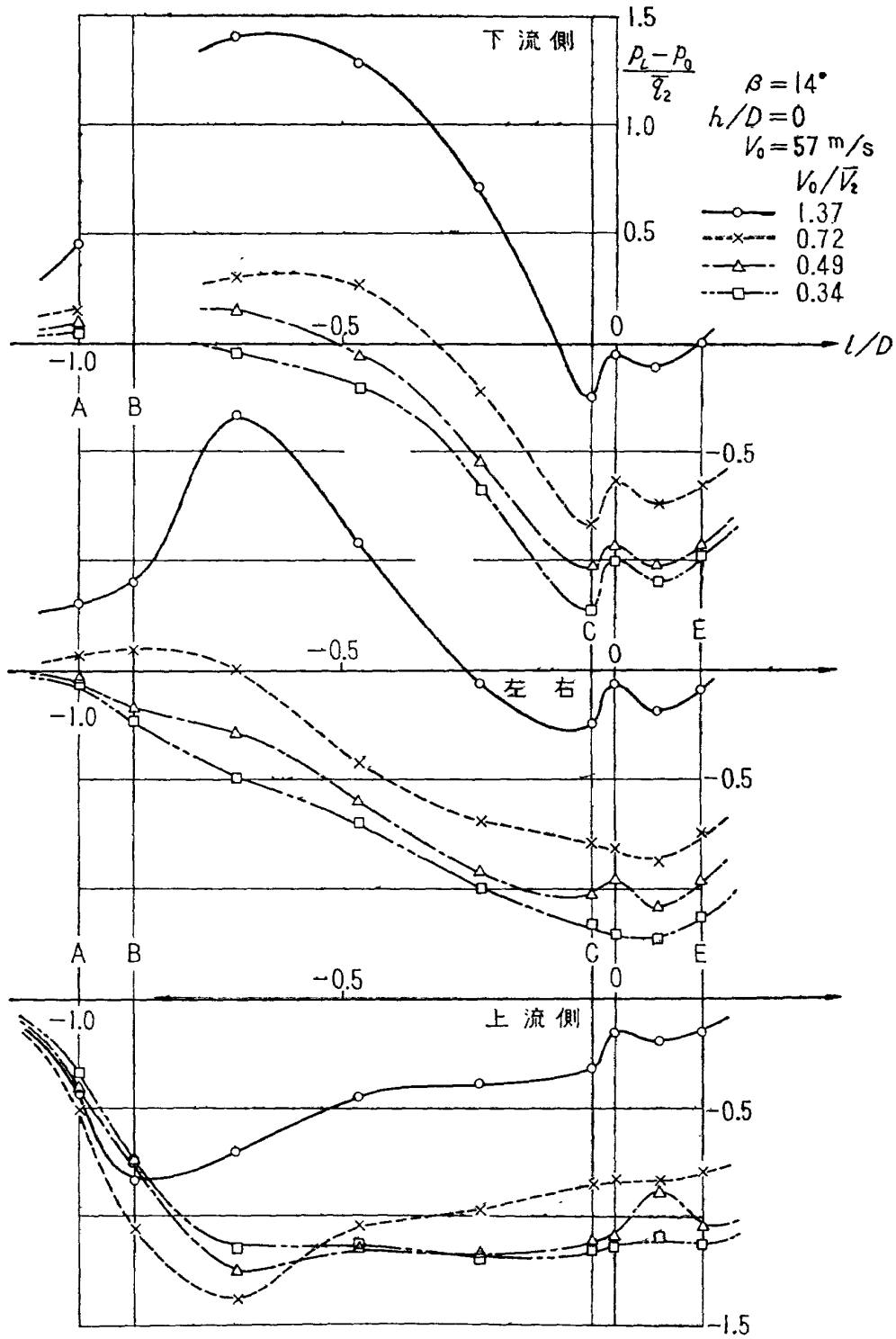


図16.2.b) ベルマウス静圧分布 (I型スクープ付)

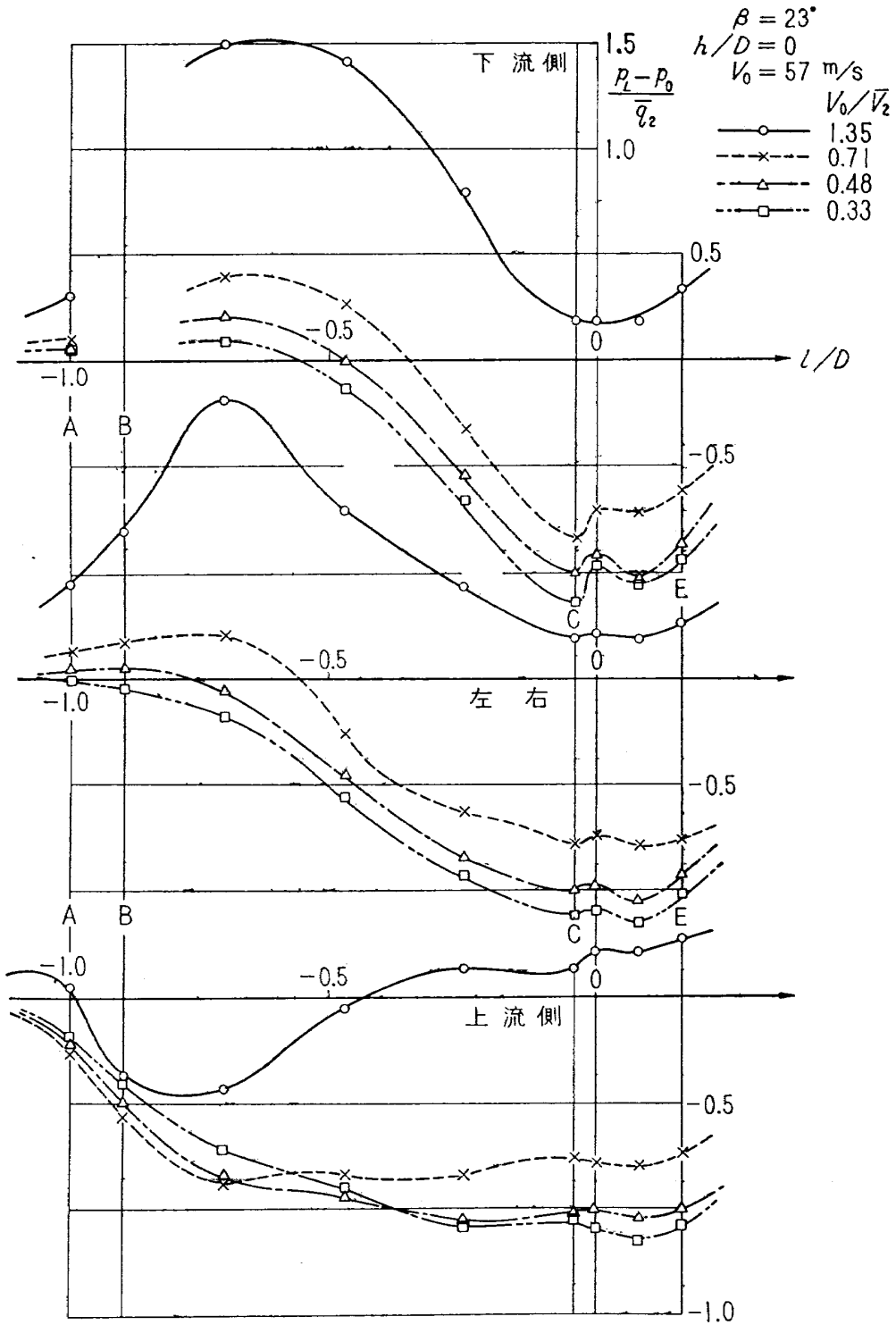


図16.2(c) ベルマウス静圧分布 (I型スクープ付)

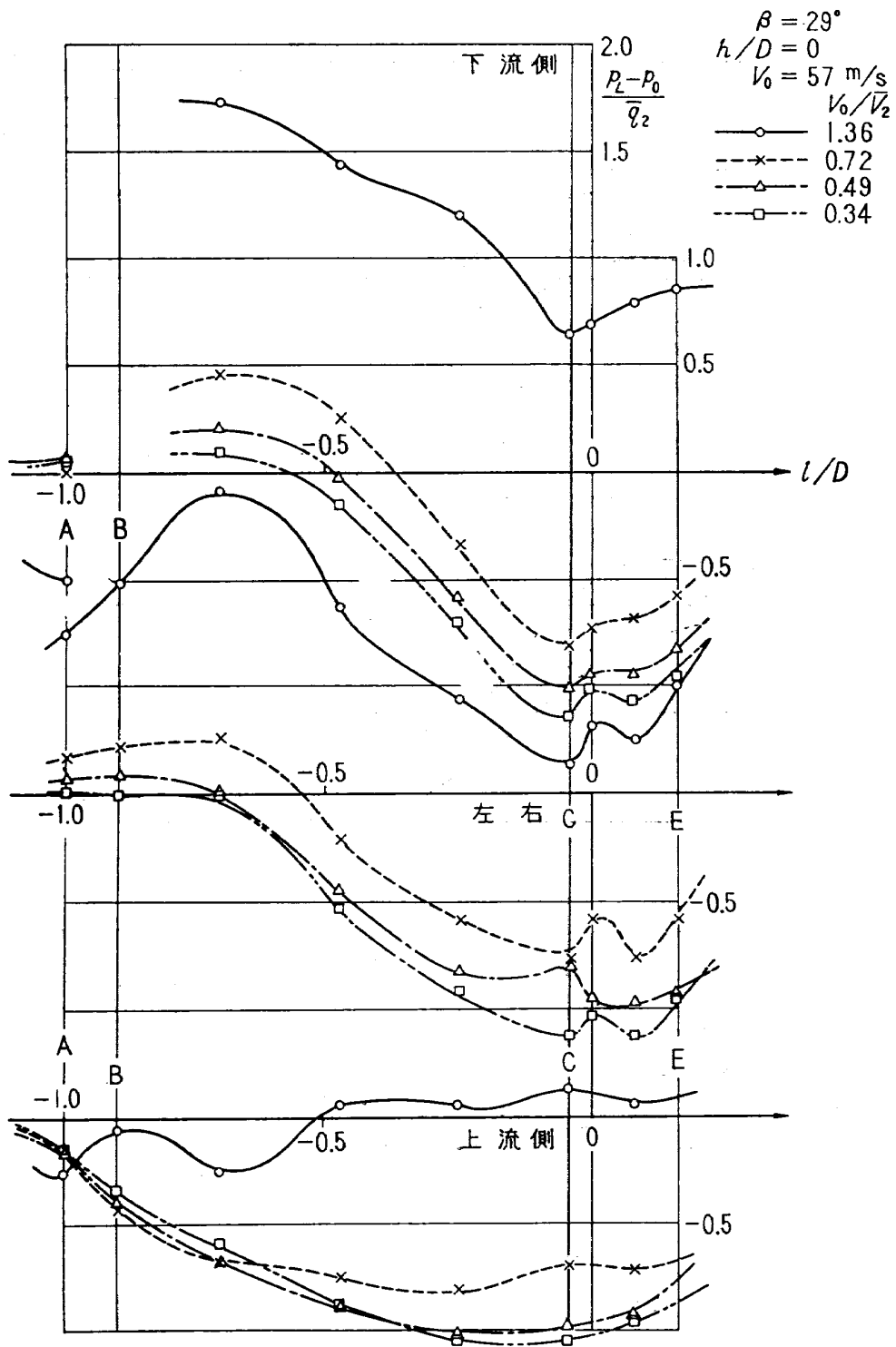


図16.2(d) ベルマウス静圧分布 (I型スクープ付)

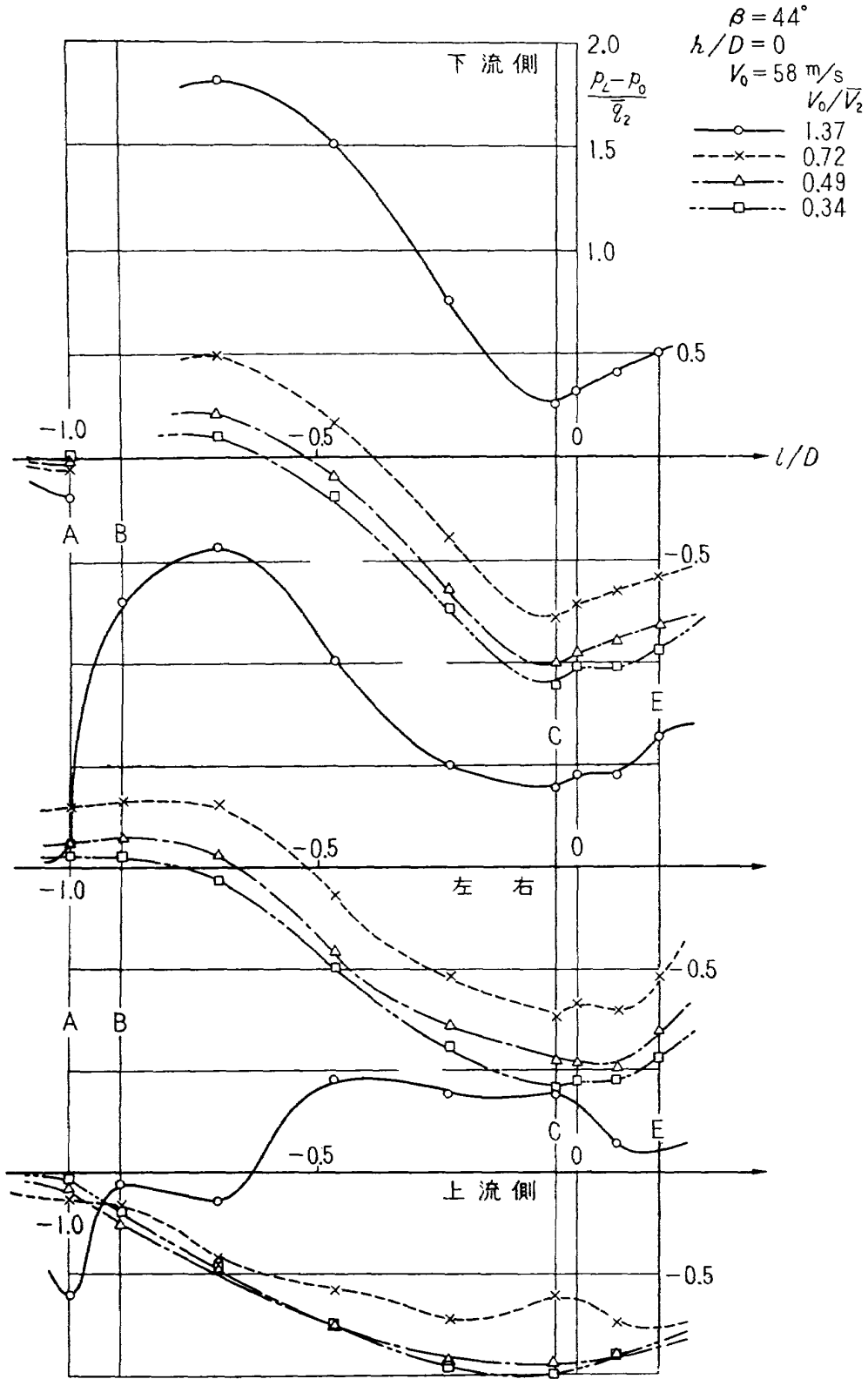


図16.2(e) ベルマウス静圧分布 (I型スクープ付)

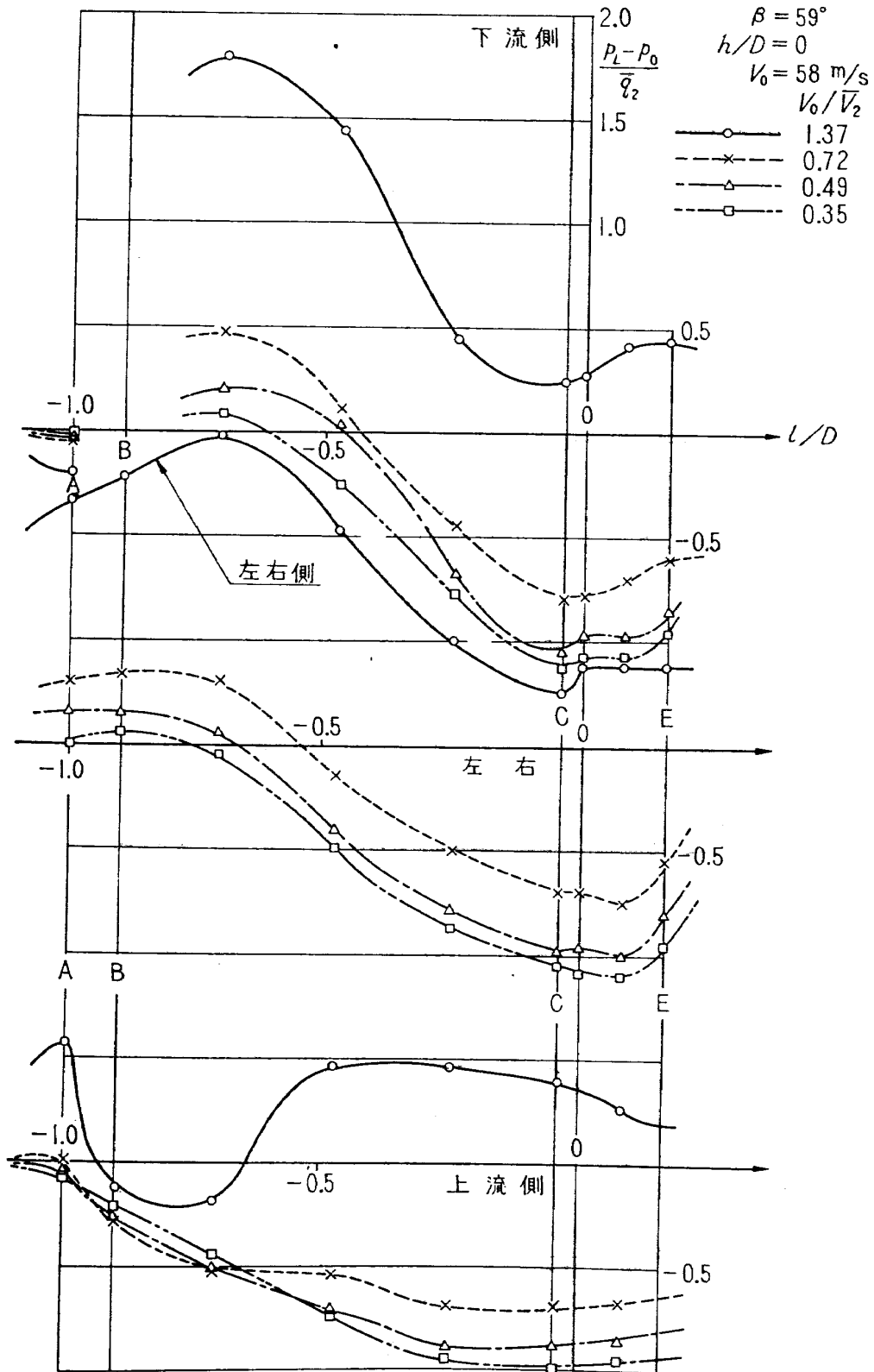


図16.2(f) ベルマウス静圧分布 (I型スクープ付)

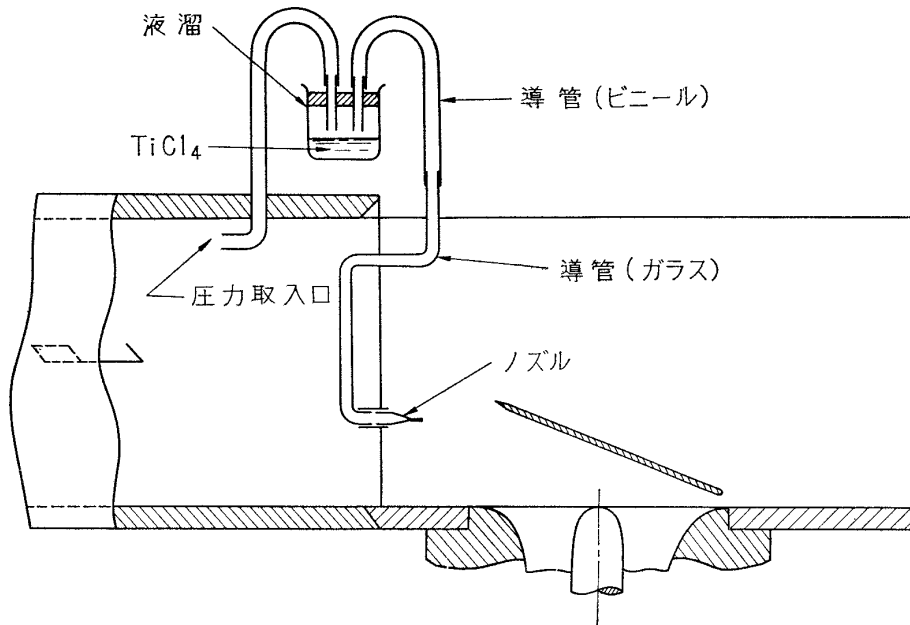


図17(a) 煙吹出し装置

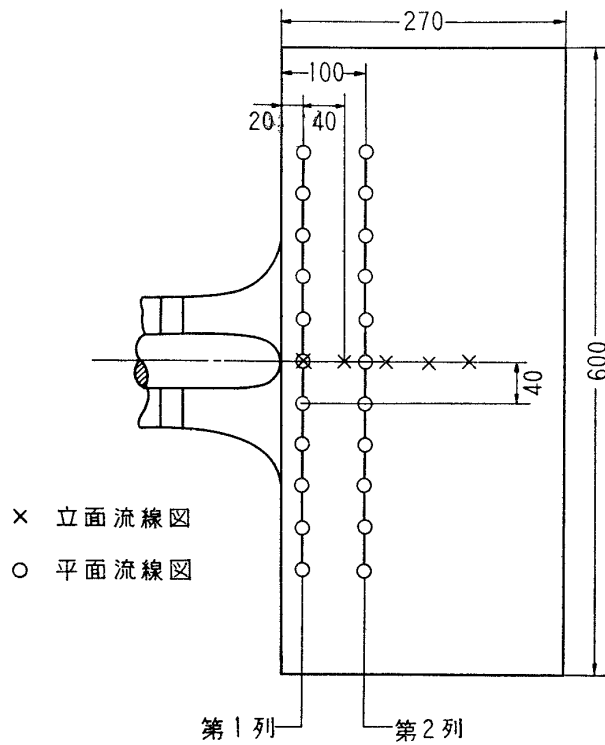


図17(b) 煙吹出し位置

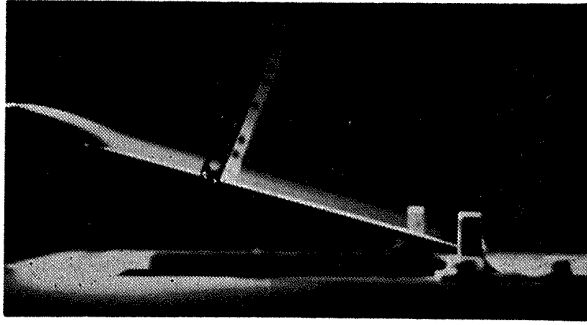
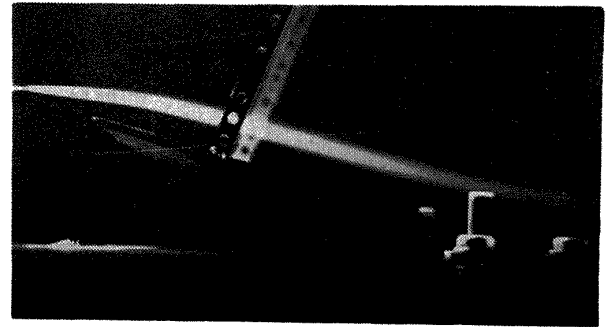
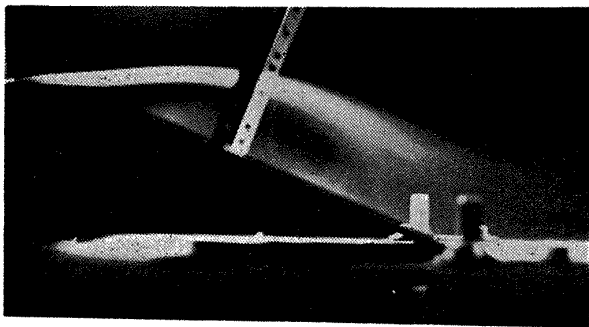
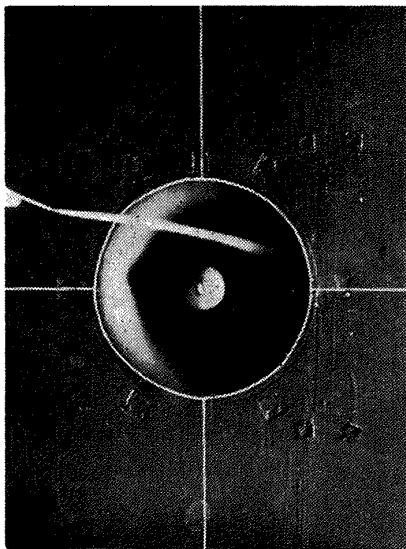
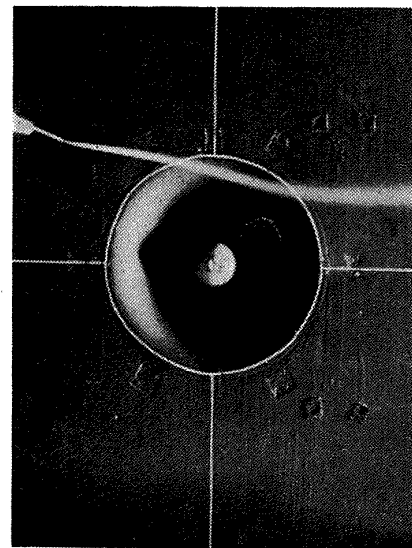
(a)  $h/D=0.08$ ,  $\beta=16^\circ$ ,  $V_0/\bar{V}_2=0.20$ (b)  $h/D=0.08$ ,  $\beta=16^\circ$ ,  $V_0/\bar{V}_2=0.72$ (c)  $h/D=0$ ,  $\beta=23^\circ$ ,  $V_0/\bar{V}_2=0.71$ (d)  $h/D=0$ ,  $\beta=59^\circ$ ,  $V_0/\bar{V}_2=1.37$ (e)  $V_0=31\text{m/s}$ ,  
 $V_0/\bar{V}_2=0.27$  第2列(f)  $V_0=31\text{m/s}$ ,  
 $V_0/\bar{V}_2=0.27$  第2列

図18 流線写真例



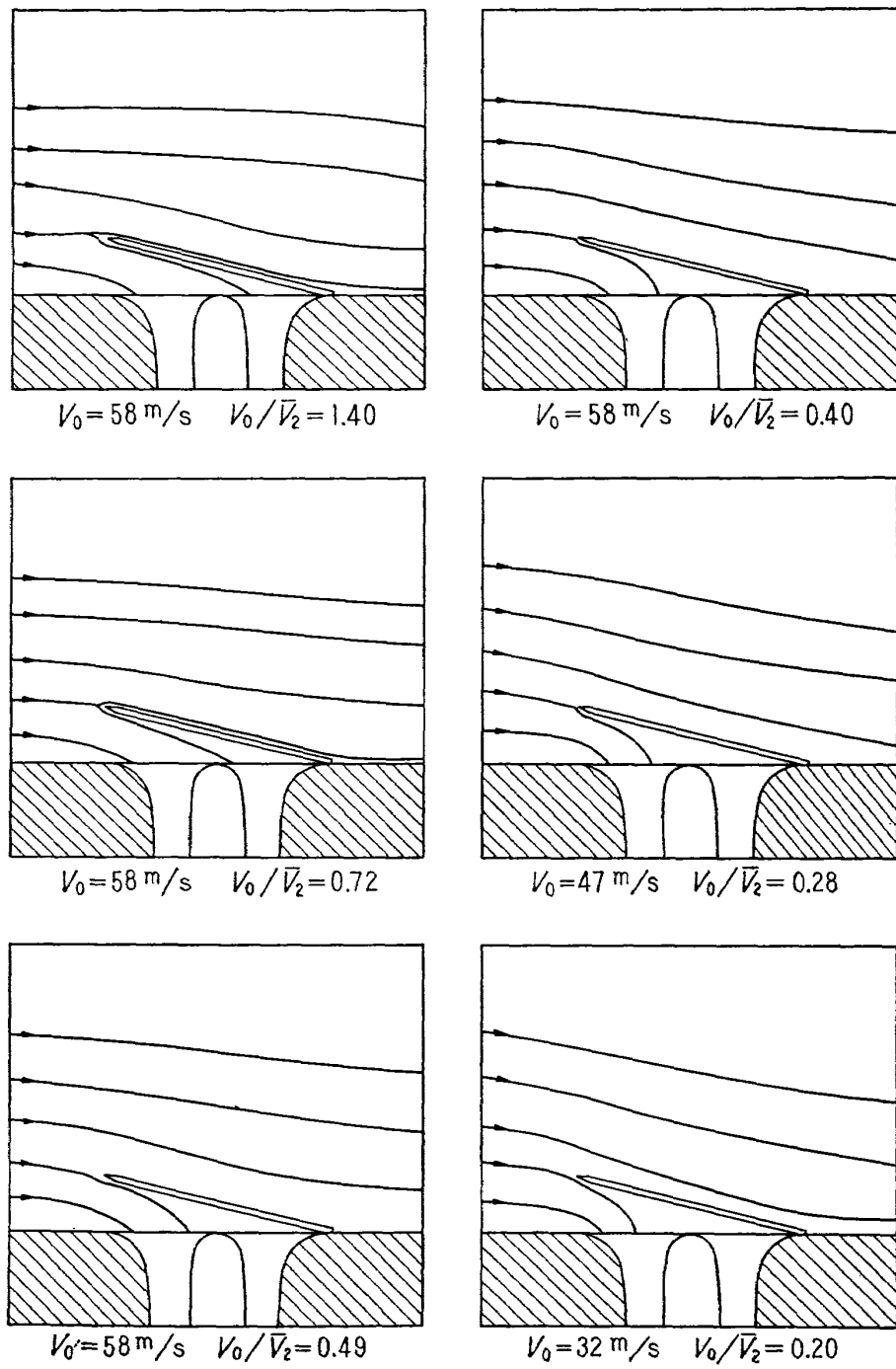


図19.1(a) 流線図 ( $h/D=0$ ,  $\beta=14^\circ$ )

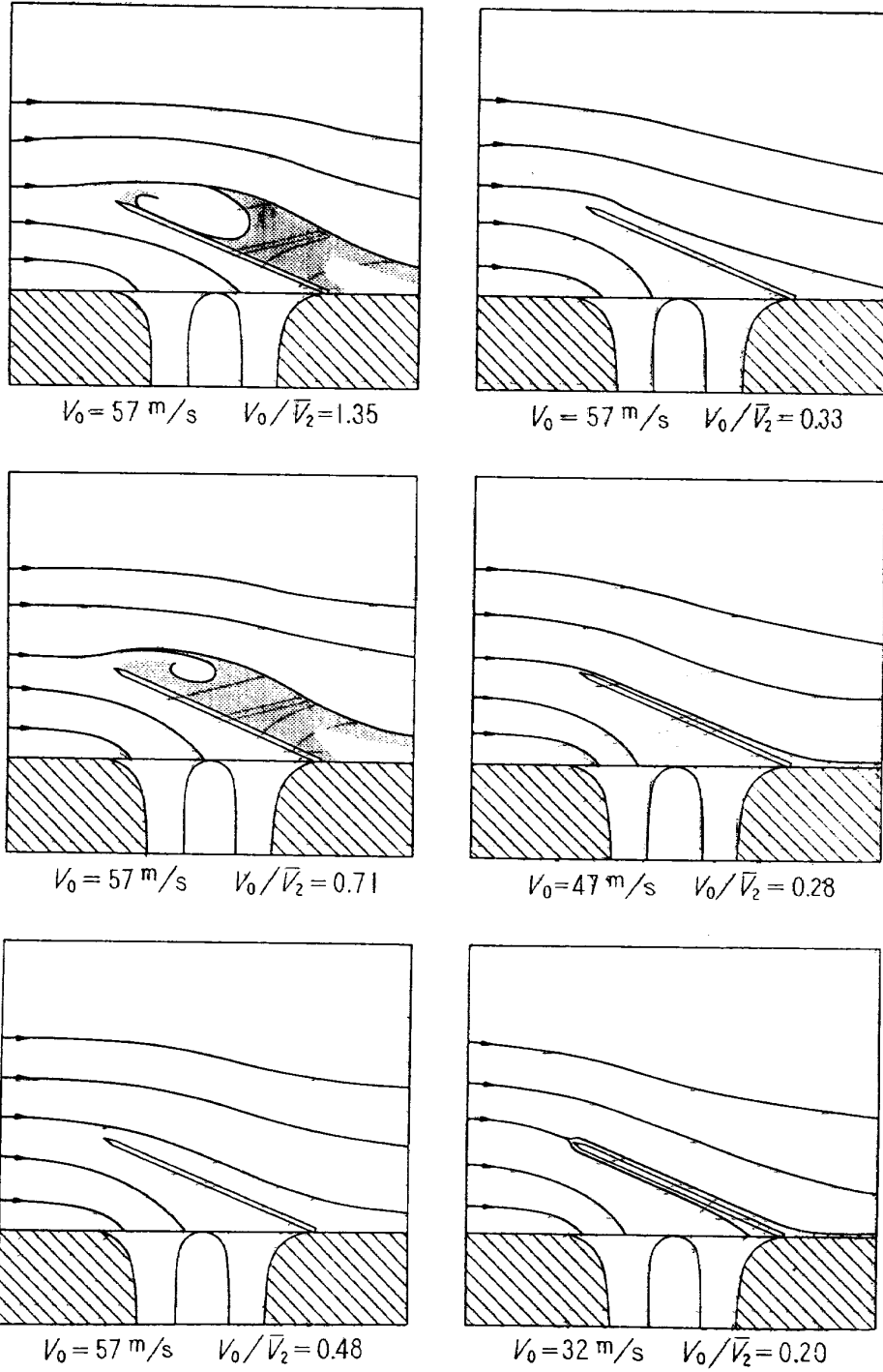


図19.1(b) 流線図 ( $h/D=0$ ,  $\beta=23^\circ$ )

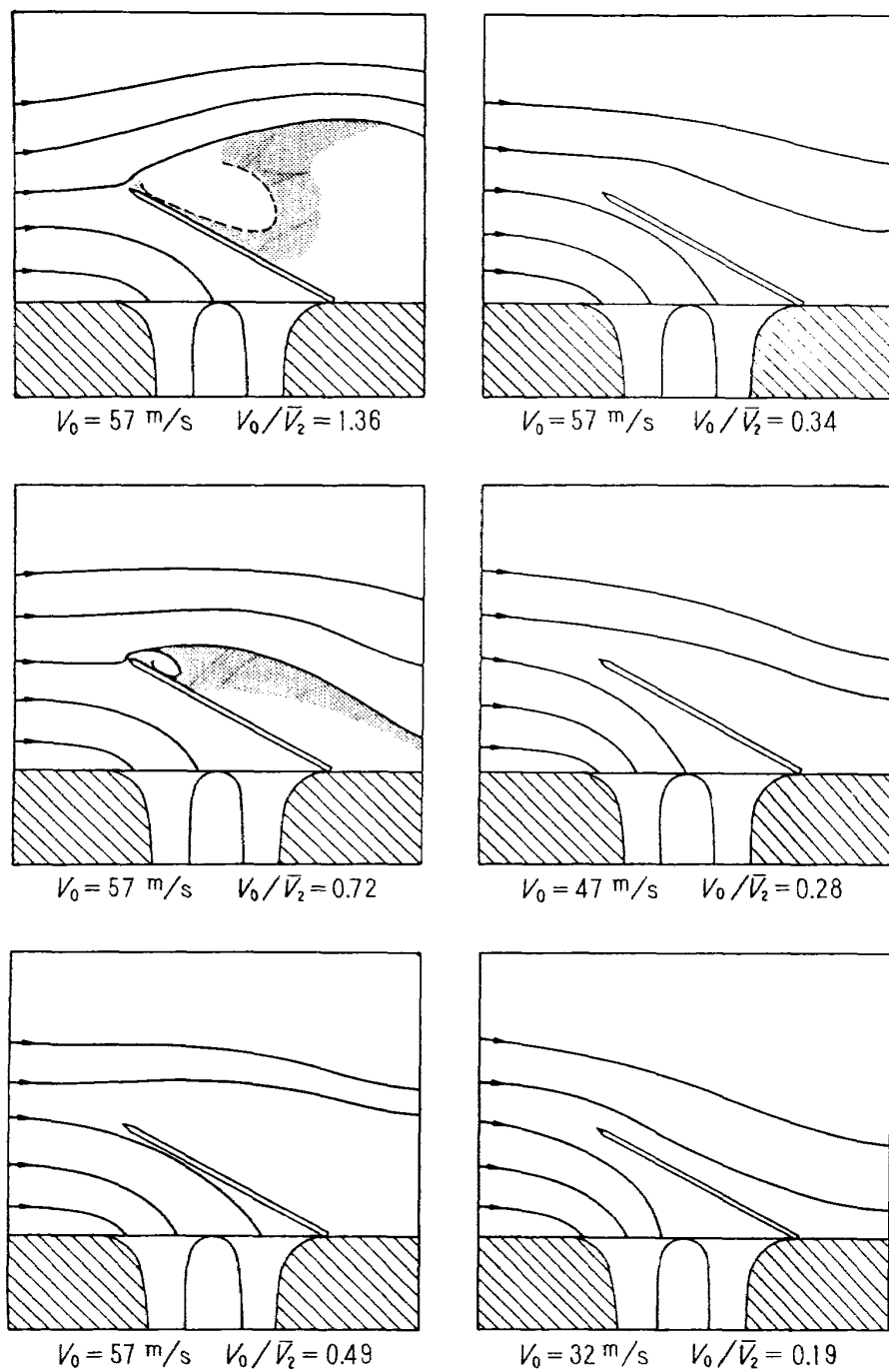


図19.1(c) 流線図 ( $h/D=0$ ,  $\beta=29^\circ$ )

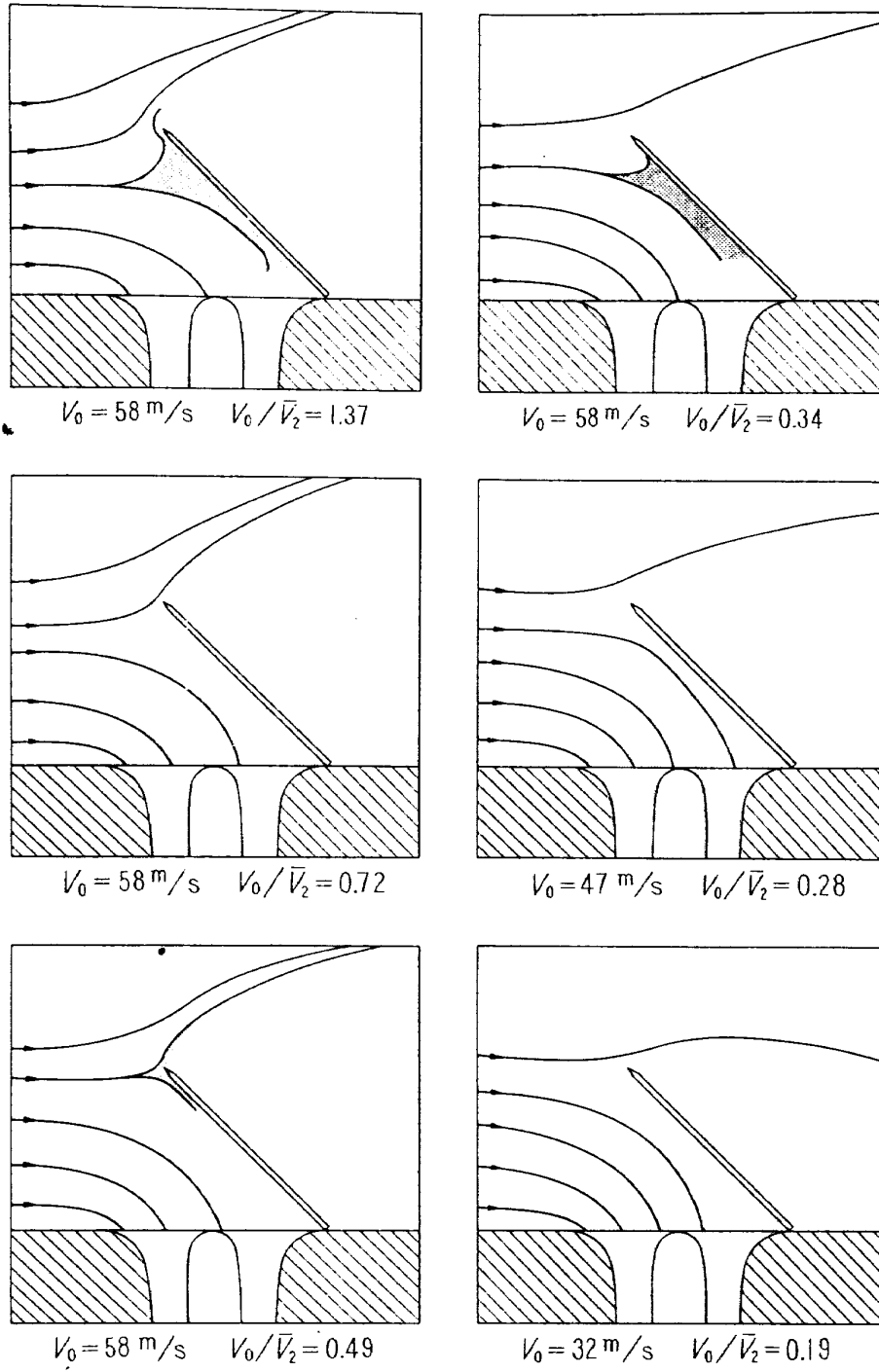


図19.1(d) 流線図 ( $h/D=0$ ,  $\beta=44^\circ$ )

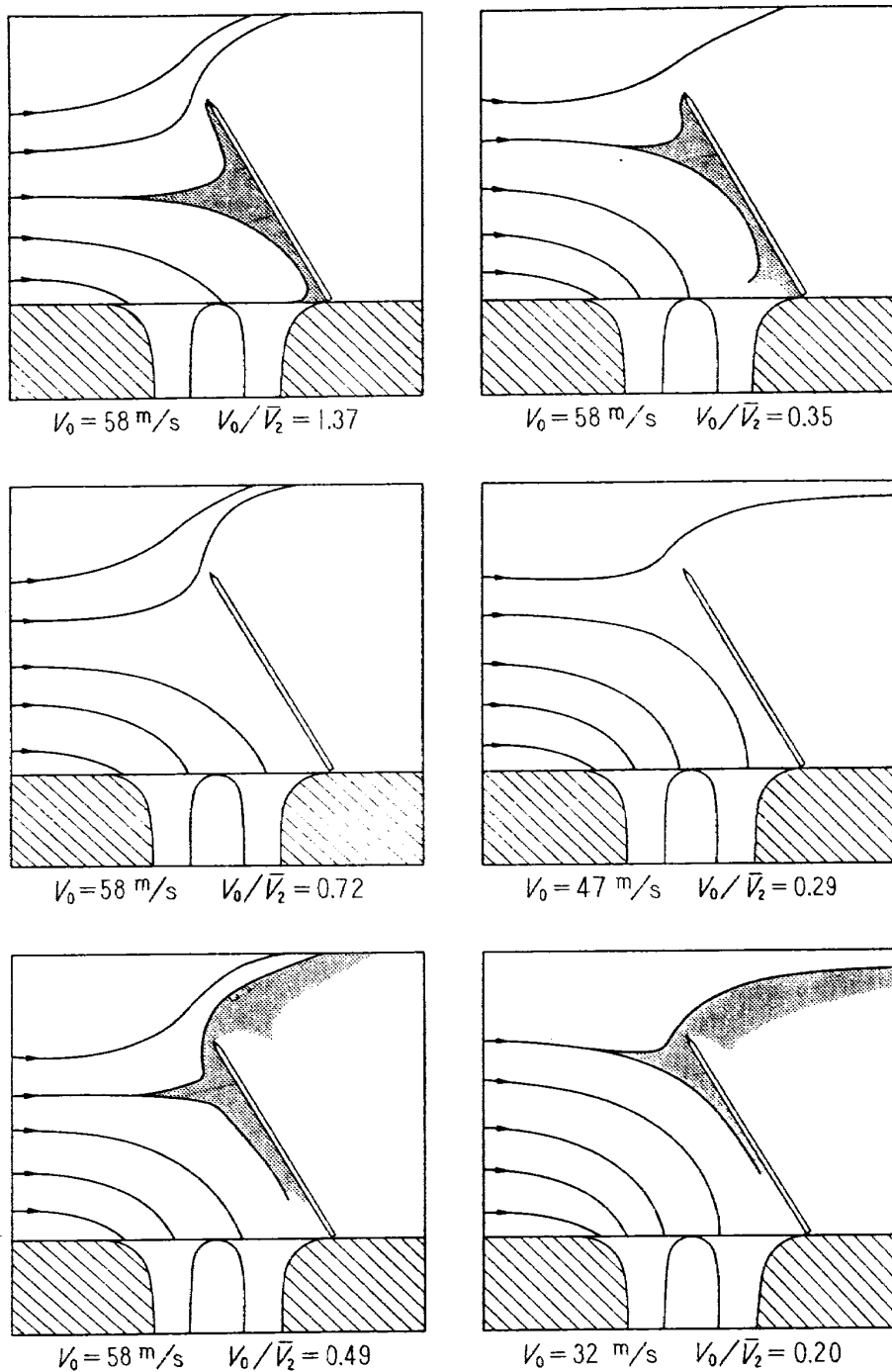


図19.1(e) 流線図 ( $h/D=0$ ,  $\beta=59^\circ$ )

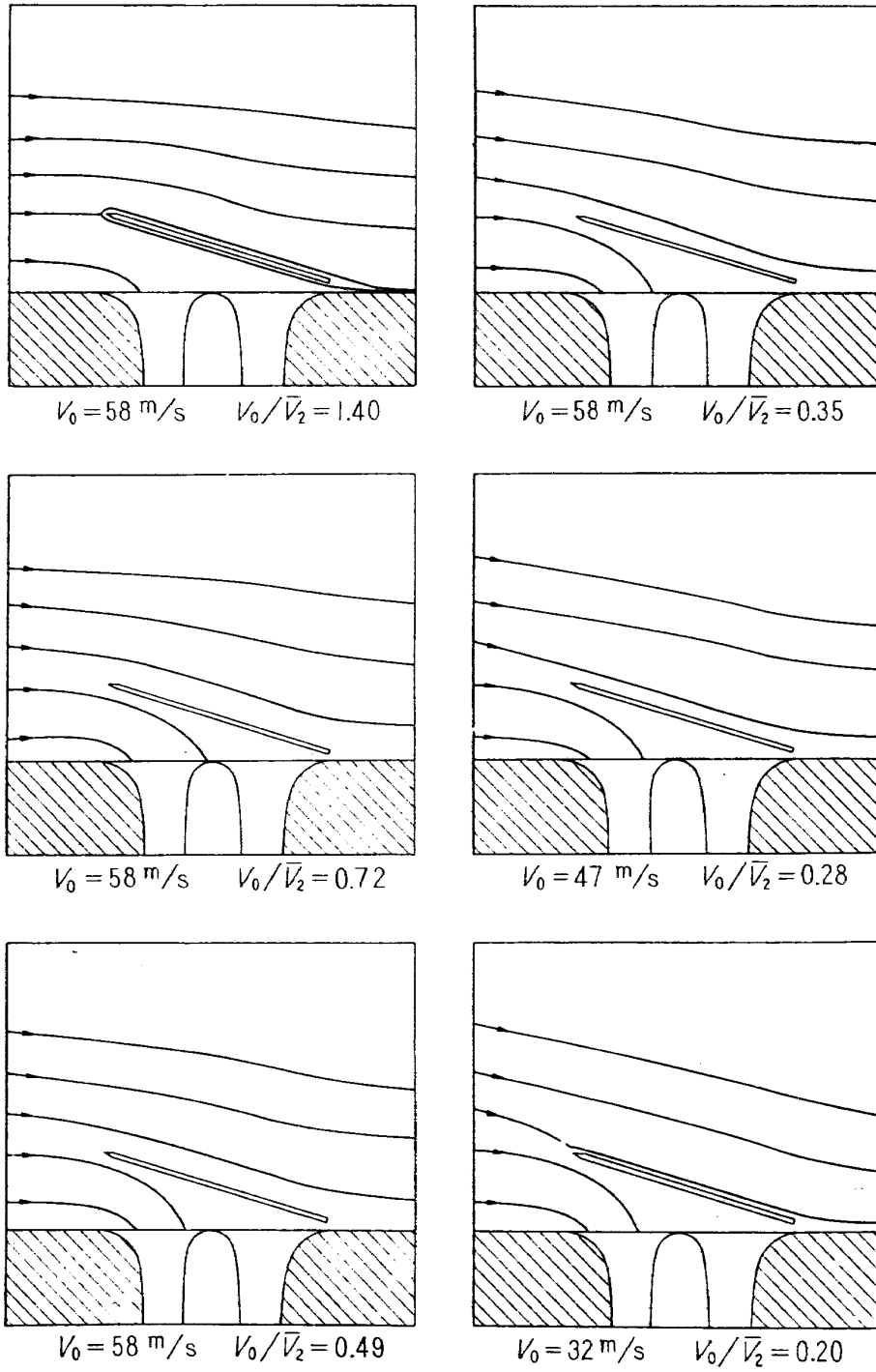


図19.2(a) 流線図 ( $h/D=0.08$ ,  $\beta=16^\circ$ )

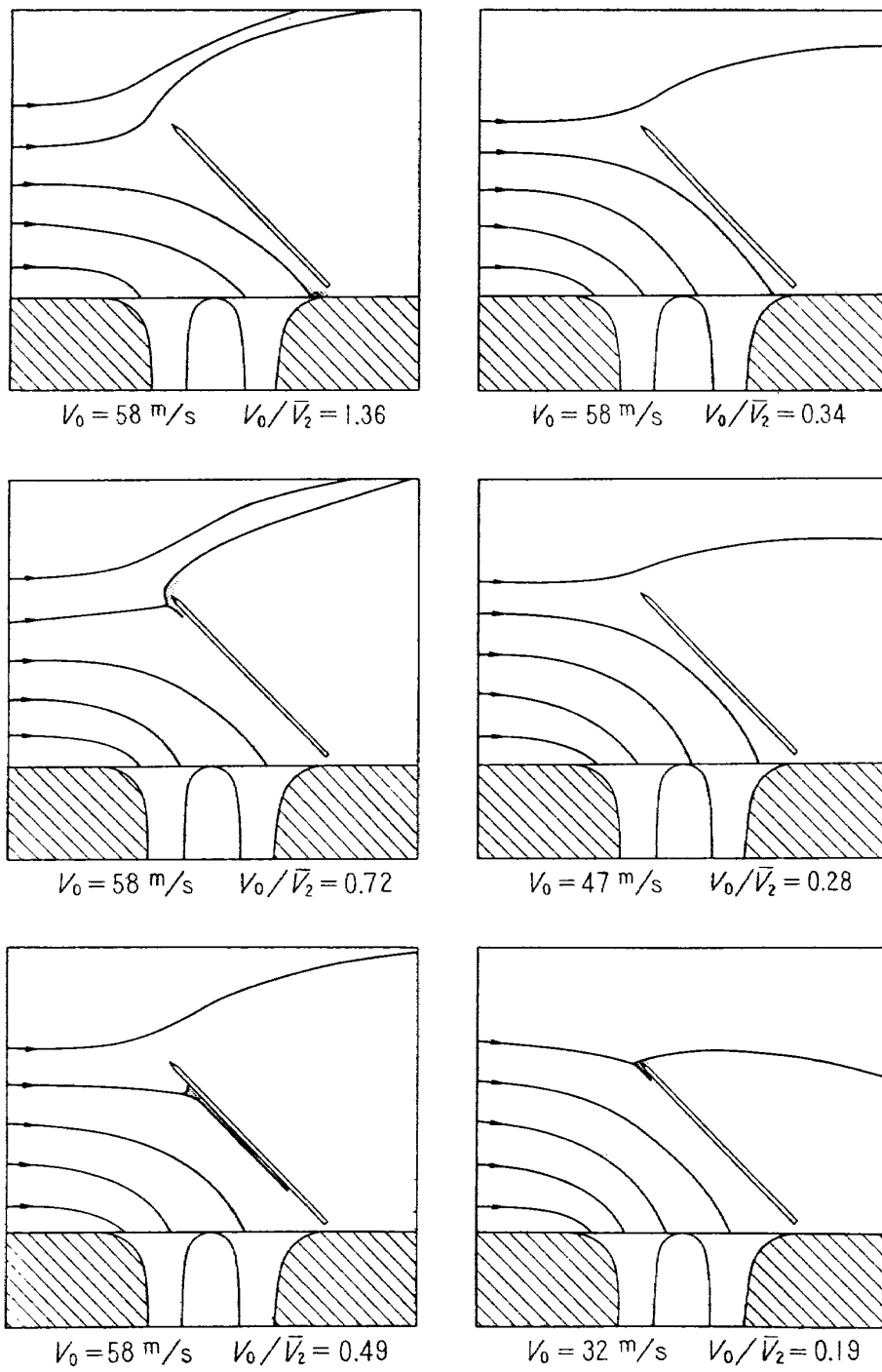


図19.2(b) 流線図 ( $h/D=0.08, \beta=46^\circ$ )

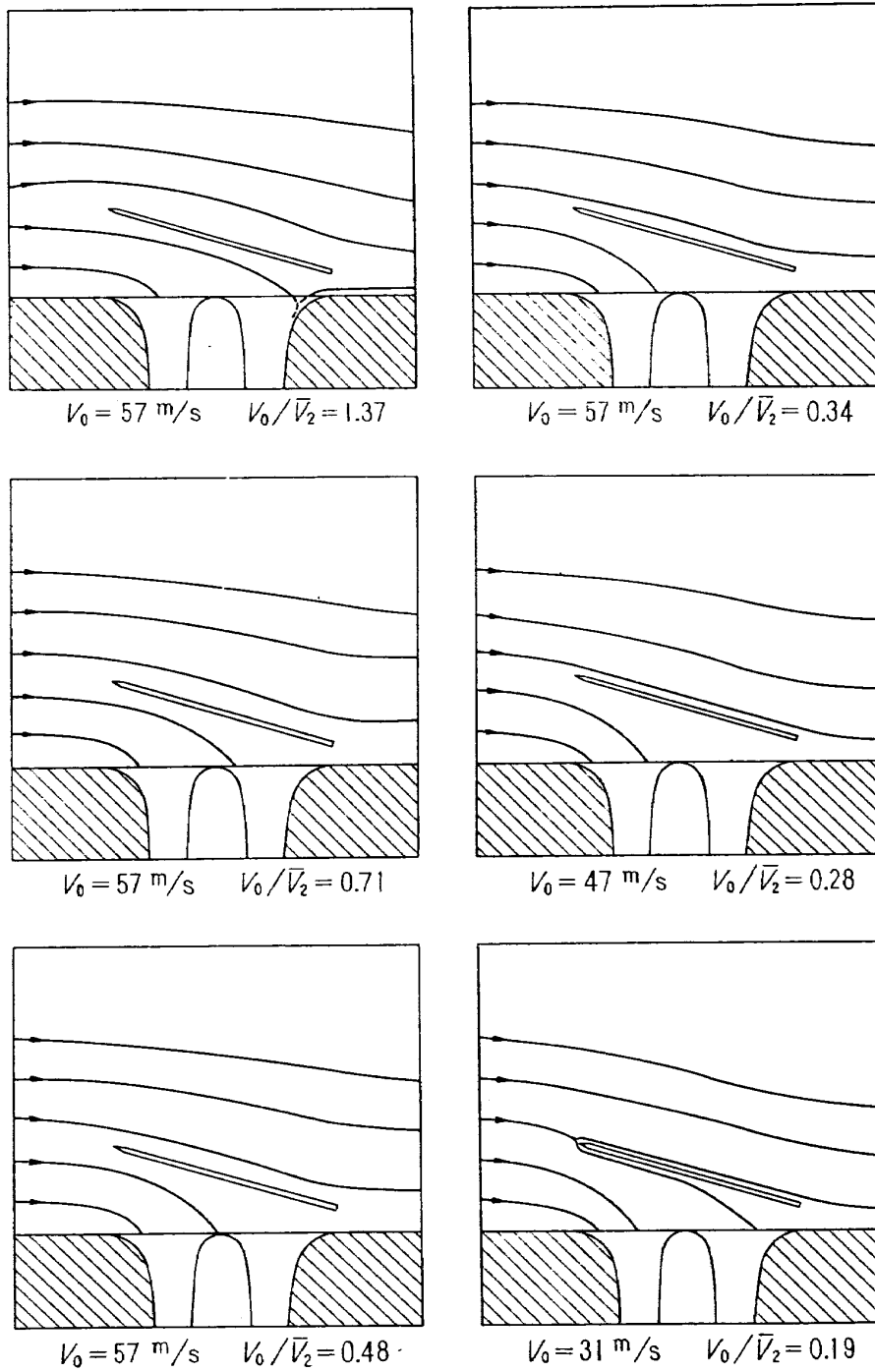


図19.3(a) 流線図 ( $h/D=0.16$ ,  $\beta=16^\circ$ )



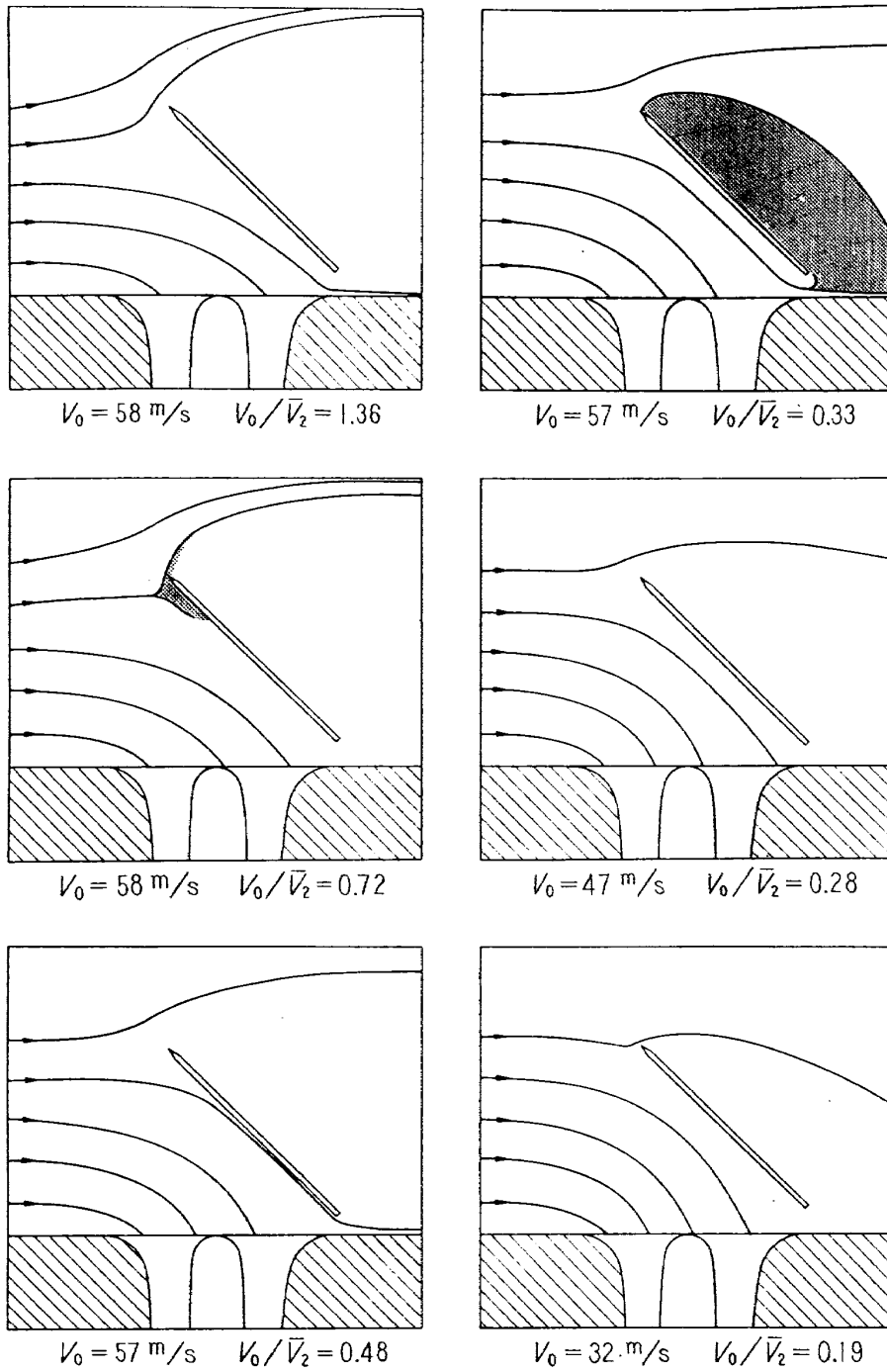


図19.3(b) 流線図 ( $h/D=0.16$ ,  $\beta=45^\circ$ )

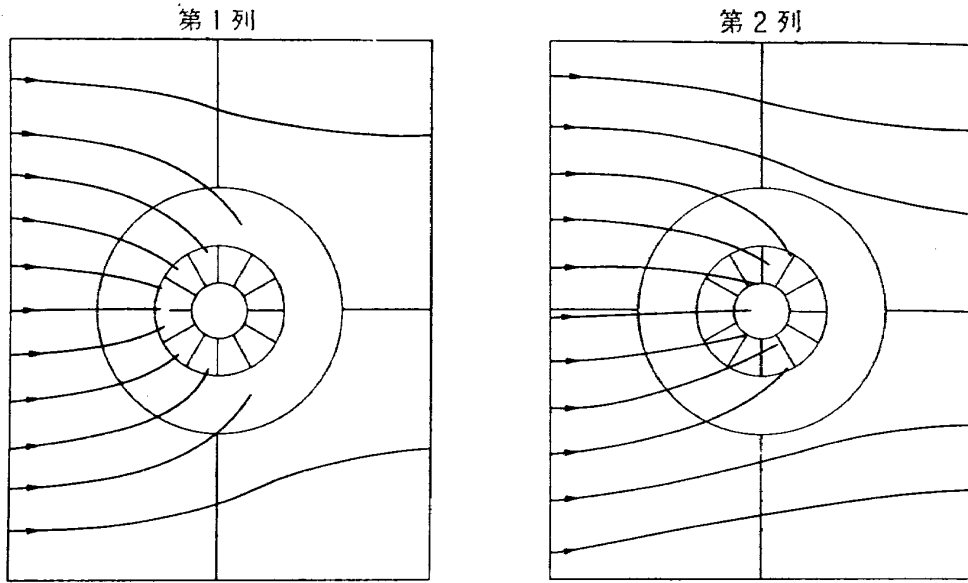


図19.4(a) 平面流線図 ( $V_0/\bar{V}_2=0.17$ )

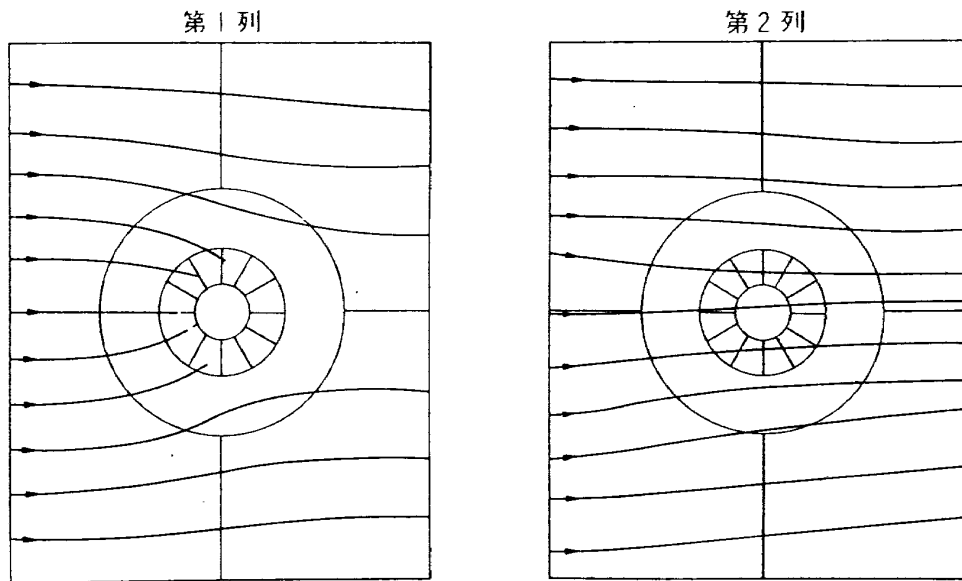


図19.4(b) 平面流線図 ( $V_0/\bar{V}_2=0.77$ )

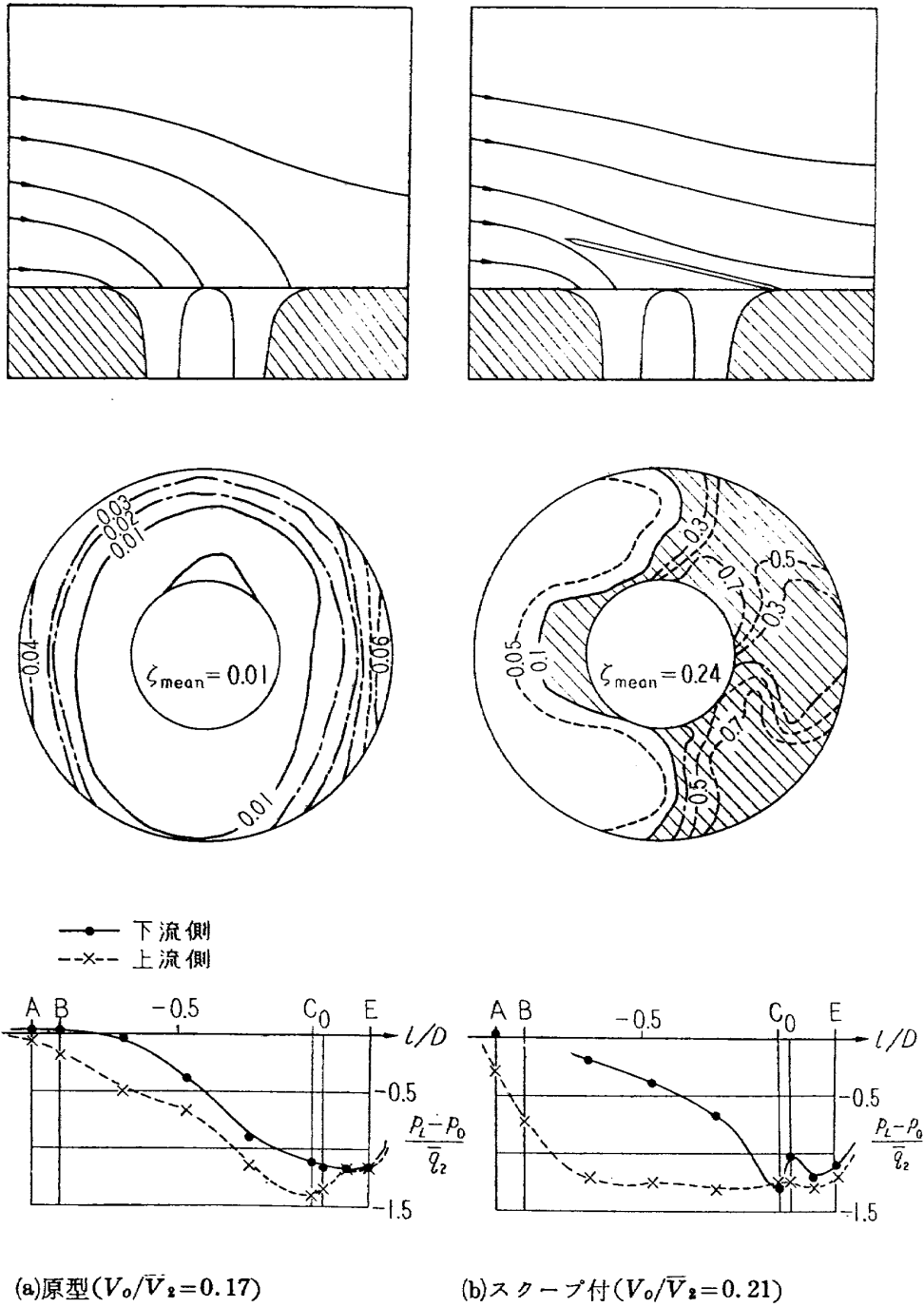
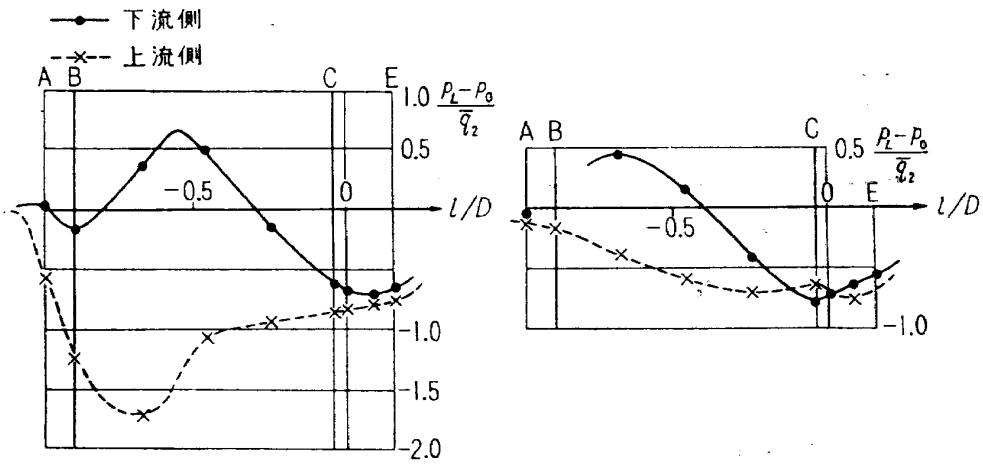
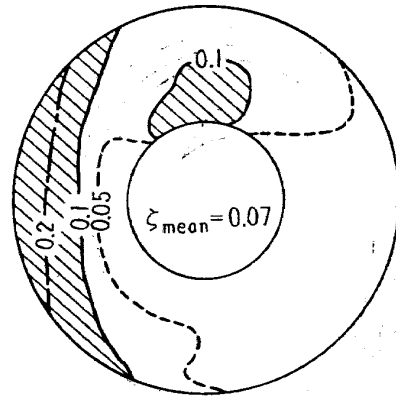
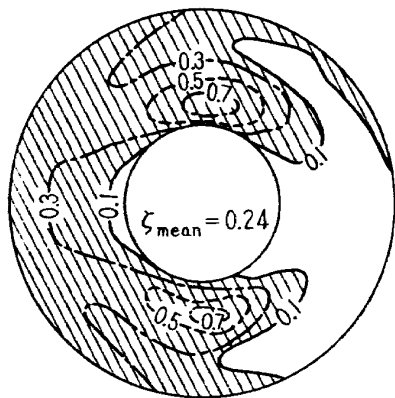
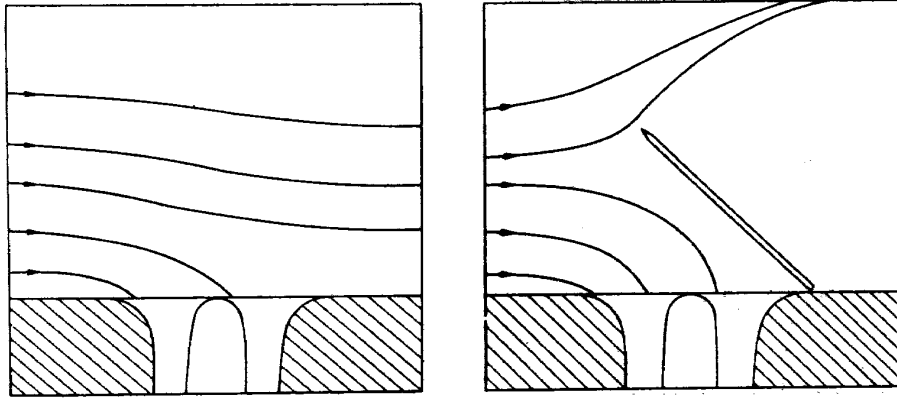


図20.1 スクープ効果 ( $h/D=0, \beta=14^\circ$ )



(a)原型 ( $V_0/\bar{V}_2=0.77$ )

(b)スクープ付 ( $V_0/\bar{V}_2=0.72$ )

図20.2 スクープ効果 ( $h/D=0, \beta=44^\circ$ )

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 國男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞実験	1965年8月	齋藤秀夫, 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 愼平
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, 高島一明夫 関根英夫, 中 正夫 戸川保子, 矢沢健司 広末健雄, 吉田征一 塚野四郎, 能村 実 別府信宏
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	
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	飯田宗一郎
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, 宮地敏雄
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	齋藤隆, 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, 戸川隼人
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	吉永 崇, 清水福寿 小川 敏一
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	
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, 桜井善雄 三浦雅男, 森 幹彦 堀川勇壯, 直治 二藏 中野佳直, 新田慶哲 久政 隆, 齋藤秀夫 石外立政, 柳原盛三 宗美 均, 柏原登美子 長洲 秀夫
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	
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	
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	
TM-82	ピトー管による境界層速度分布の測定について	1966年4月	

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83号

昭和41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 奥村印刷株式会社  
東京都千代田区西神田1~10

