

UDC 621.45.023:  
621.452.32.035.5

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-244

ジェットノズルの箱型模型実験

坂口 一・近藤 博

高森 晋・岩下敬吾

1973 年 6 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 既 刊 資 料

TM-205	自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について	1971年7月	河崎俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成 (I) —地球の重力場による摂動—	1971年8月	松島弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田為治, 熊倉郁夫 竹内和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹邦彦, 遠藤修司 野口義男
TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットブースト STOL の一検討	1971年12月	西村博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年1月	鳥崎忠雄, 小林 実
TM-213	フライングテストベッド空気系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングテストベッド燃料系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-216	安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法	1972年2月	大石 晃, 山中龍夫 冠 昭夫
TM-217	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (I) —製作時性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-218	フライングテストベッド自動安定装置性能試験 (II) —実験前性能試験—	1972年7月	小川敏雄, 甲斐忠夫 十河 弘, 増原 恢
TM-219	フライングテストベッド脚性能試験	1972年5月	渋谷昭義, 川崎純男
TM-220	フライングテストベッドテレメータ性能試験	1972年5月	小野幸一, 十河 弘 池上 博
TM-221	ロケット模型の動安定微係数の測定	1972年5月	谷 関 番, 高島一明 根 英夫, 中村正剛
TM-223	自由飛行模型 FFM-10 の強度について	1972年5月	河崎俊夫, 斎藤秀夫 堀武敏, 多田保夫 林 洋一, 戸田勸一 日下和夫, 越出慎一 築地恒夫, 中井暎孝 森田甫之, 菊地孝男 高橋 実, 東久保正年
TM-224	フライングテストベッド油圧系統試験	1972年5月	藤枝郭俊, 十河 弘 川崎純男, 中村公昭
TM-225	ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しょう径路誤差の一考察	1972年5月	大月正男, 新宮博公 鈴木孝雄
TM-226	フライングテストベッド機体強度剛性試験	1972年7月	渋谷昭義, 丸山 茂 川崎純男
TM-227	フライングテストベッド操縦系統試験	1972年7月	藤枝郭俊, 牧野 健 川崎純男
TM-228	航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験	1972年7月	鈴木邦男, 石井浅五郎
TM-229	液体酸素中におけるころがり軸受の性能	1972年7月	宮川行雄, 関 勝美
TM-230	航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究 (2)	1972年7月	斎藤 隆, 鈴木邦男
TM-231	フライングテストベッド全機振動試験	1972年8月	渋谷昭義, 岡田典秋 丸山 茂, 川崎純男

# ジェットノズルの箱型模型実験\*

坂口 一\*\*・近藤 博\*\*

高森 晋\*\*・岩下敬吾\*\*\*

## Some Experiments on Lift Engine Exhaust Nozzle with Box-Type Models

By Hajime SAKAGUCHI, Hiroshi KONDO, Susumu TAKAMORI  
and Keigo IWASHITA

### Abstract

The aim of this experiment is to observe phenomena in the flow-field in jet engine exhaust nozzle. Experiments were carried out with the box-type models.

Schlieren observations were made at inlet Mach numbers from 0.5 to 1.0 and total-pressure measurements were made by traversing a pitot-tube in the outlet flow from the nozzle.

The effects of geometrical parameters of the nozzle and nozzle pressure ratios on discharge coefficient and thrust coefficient were investigated.

Test Reynolds number range was  $1.8 \sim 5 \times 10^6$ , based on "equivalent diameter" (twice as large as hydraulic diameter) at nozzle inlet.

The test results were as follows:

1. The flow with separation was observed on the surface of the center cone at the lower inlet Mach numbers ( $M_1 < 0.6$ ) and the growth of the flow separation was observed as inlet Mach number increased, for all the models experimented.
2. The wake of the center cone was wide at the nozzle (model) exit for the range of the lower inlet Mach numbers and the peak of the exit total pressure was observed in the wake of the center cone at higher Mach numbers ( $M_1 \geq 0.74$ ).

### 1. はじめに

本実験は当研究所に於ける軽量リフトエンジン JR 100 の試作研究<sup>1),2)</sup>に際して問題となった、エンジン排気口(Jet Nozzle)の性能改善<sup>3)</sup>の為の予備的実験として、ジェットノズル内の流れの光学的観察を主たる目的として計画されたものである。一般に流れの剥離や衝撃波等の研究に於ては直接投影法やシュリーレン法等の光学的方法が用いられることが多いが、これらの光学的方法は三次元流れの場合よりは二次元流れの場の観察により効果的である。三次元流れ、特に三次元内部流動の観察に於ては、その光路の形成、すなわち円筒又は円錐形の壁面の一部を光学ガラスで構成せねばならずその加工が模型製作上の相当の負担となる。

また観察および撮影時に於ても平行光線の円筒又は円錐ガラス壁面上での散乱のため鮮明な像が得にくい等の問題点を有している。また、これらの問題点については、円筒又は円錐管レンズの使用により平行光線の散乱を防ぐ方法も発表<sup>4)</sup>されているが、レンズの製作に精度と時間を必要とし、また高価であり、ノズル形状の改善等の研究に於て多種の模型を必要とする場合には特にその採用が困難となる。

一方、円錐ディフューザの性能と、これと水力直径が等しい矩形断面を有するディフューザの性能とが、ほぼ等しいと云う実験結果<sup>5)</sup>も報告されている。また、ジェットエンジンの燃焼器の研究等に於て内部の状態の観察を容易にするために箱型模型がしばしば使用されていること等を参考にして、ノズル内の流れの光学的観察にさいして問題となる前述の光路形成上の諸種の困難を回避する方法として、対象とするジェットノズル形状に対して、その中心軸を含む断面の形状

\* 昭和 48 年 5 月 7 日受付

\*\* 原動機部

\*\*\* 元原動機部

(以後軸方向断面形状と言う)が相似で、入口対出口面積比等の形状諸元を等しくした矩形の流路断面を有しその壁面を平面で構成する箱型模型を製作した。

この箱型模型を用いたジェットノズル実験を行ない、シュリーレン撮影およびノズル出口に於けるピトー管トラバース法による流出全圧分布等を計測し、入口対出口面積比等の形状諸元が、ノズル性能におよぼす影響についての実験結果を得たので報告する。

## 2. 記 号

$A$ : ノズル流路断面積  
 $A_{MX}$ : ノズル流路の最大流路断面積  
 $C_W$ : 流量係数  
 $C_T$ : 推力効率  
 $D_{eq}$ : 相当直径  
 $F$ : ノズル推力  
 $g$ : 重力の加速度  
 $H$ : ノズル軸方向長さ  
 $H_T$ : ノズル全長  
 $M$ : 気流マッハ数  
 $P_0$ : 気流全圧  
 $P_S$ : 気流静圧

$P_a$ : 大気圧  
 $R_e$ : ノズル入口での相当直径(註4)を基準とする実験レイノルズ数  
 $R$ : ガス定数  
 $H_{MX}$ : ノズル流路の最大流路断面積( $A_{MX}$ )に対応するノズル軸方向断面位置(長さ)  
 $T_0$ : 気流全温  
 $V$ : 気流速度  
 $\alpha$ : 風向(表 1.1, 註2 参照)  
 $\beta$ : 中央錐体(Center Cone)円錐角; 錐体表面とノズル軸方向との角度  
 $\gamma$ : 比熱比(1.4)  
 $\theta_{eq}$ : 相当円錐角又は相当流路角(註4 参照)  
 $\lambda$ : 全圧比  
 $\rho_s$ : 気流密度

添 字

1: ノズル入口端又は気流の流入側  
 2: 気流の流出側  
 $a$ : ノズル軸方向  
 $c$ : ノズル  $y$  方向中央位置 (Fig. 1.2 参照)  
 $E$ : ノズル出口部  
 $i$ : 局所値

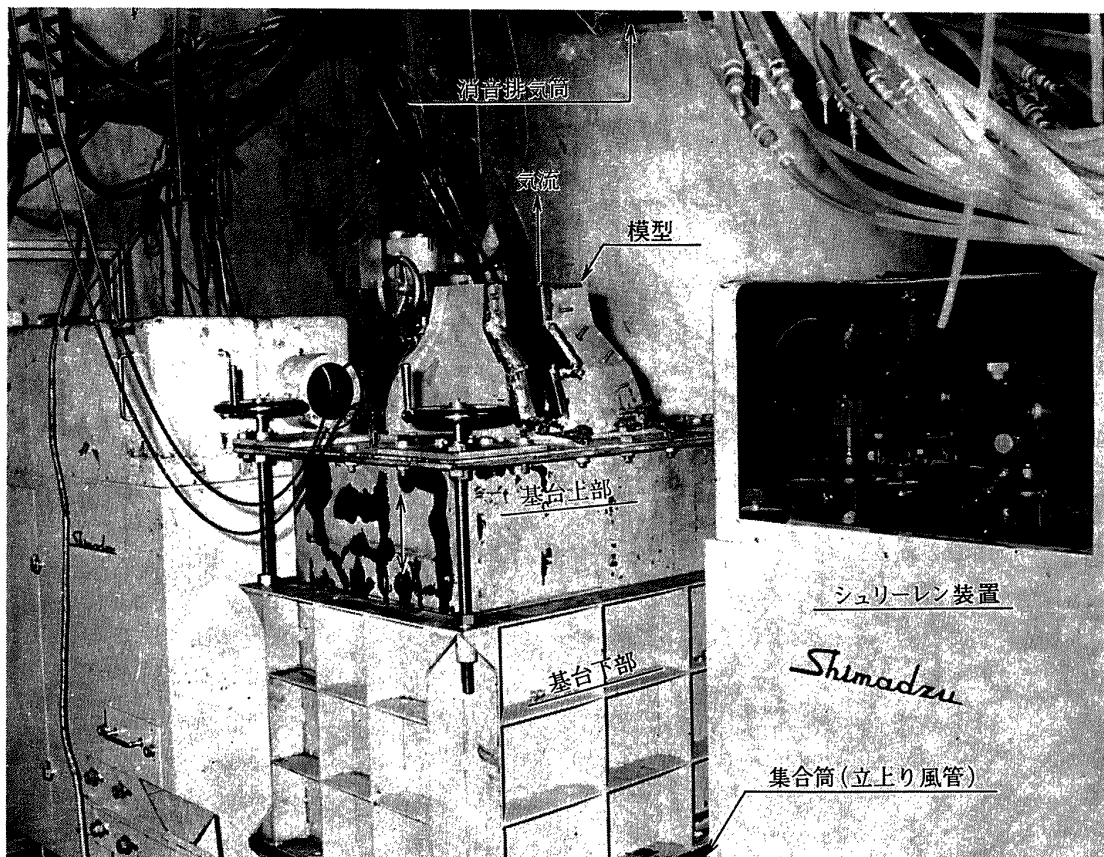


Fig. 1.1 実験装置外観

$id$ : 理想値

$mx$ : 最大値

$-$ : 平均値

その他

$i \sim j$ : 断面  $i$  より  $j$  の間

### 3. 実験装置および実験方法について

#### 3.1 実験装置

実験装置は航空宇宙技術研究所に於ける翼列試験設備第3実験室にすでに設けられている諸設備<sup>6)</sup> (高圧空気供給配管, シュリーレン装置, ピトーラバース装置等) を利用し得るように, その形状寸法を決定したもので, 共用空気源設備<sup>7)</sup> より空気の供給を受け大気に放出する形式である。Fig. 1.1 に実験装置およびシュリーレン装置の外観を示す。実験装置の主要部分は Fig. 1.1 に示すように, 装置基台下部, シュリーレン観察時に既設のシュリーレン装置の光軸高さ (床面よりの) に模型位置を調整するための装置基台上部, Fig. 1.2 に示すノズル入口縮合部および実験模型 (以下箱型模型と称す) である。

#### 3.2 実験方法

気流全圧の計測は, 前述の装置基台下部の下方に続く集合筒 (立上り風管) に設けた白金抵抗温度計を用いた。箱型模型では, 円錐ノズルの場合と異り, 入口縮合部よりノズルの中央円錐体部 (Center Cone) の終端までは, 全く独立した流路を形成するので, 流入全圧は, Fig. 1.2 に示すように, 各流路の入口縮合部中央での二ヶ所に設置した円形断面のピトー全圧管を用いて計測した。実験時に於てこの二つの計測値は同一であった。この全圧管の直後に Fig. 1.2 に示す整流金網 (damping screen) を設けた。整流金網が全圧管の下流にあるので, 実験時の最高流入マッハ数および模型での流入全圧損失を仮定し, 文献8の方法で金網での気流全圧損失を推算した結果, 損失は測定誤差の範囲 (流入全圧に対して 0.5% 以下) と考えられる。流入マッハ数 ( $M_1$ ) は, 前述のピトー全圧管圧力と, 模型側壁入口部 (Fig. 1.2 参照) に設けた壁面静圧孔より計測した壁面静圧値とを用いて算出した。ノズル流出気流の計測は, やじり (鏝) 型5孔ピトー管<sup>9)</sup> (文献6に示されているのと同型のピトー管トラバース装置を Fig. 1.2 に示す位置に設定, シュリーレン観察時には取り除く) を用いた。

#### 3.3 箱型模型について

模型は, すでに述べたように, 本実験の主たる目的であるノズル内部流れの光学的観察を容易にするため

に, その壁面を平面で構成 (表 1.1 中の図を参照) する形状である。対象とする円錐ノズルを前述の形状でおきかえる場合に, 表 1.1 中に図示する  $x-x$  断面 (側面1の断面形状) を円錐ノズルの軸方向断面形 (1頁末尾参照) に相似させるのみでは不十分であり, ノズル相互の形状諸元 (全長, 入口直径等の単なる形状の寸法ではなく, 全圧回復率等のノズル性能に影響を及ぼすと考えられている入口対出口面積比, 局所流路面積比 (面積比分布), 入口の直径対ノズル全長比等の無次元形状量を仮りに名付ければ) について考慮する必要がある。中空の円筒等の単純な断面形状以外は, 円形断面の物体を矩形断面のそれに置換させる場合に, これらの形状諸元の全てを等しく対応させる事は出来ない。中空の円錐ディフューザー等の単純な断面形状の場合は, 入口と出口の水力直径を等しくした矩形断面のものとの性能の比較に於て, よい一致が得られているが, 本実験のジェットノズルのような複雑な断面形状のものについてはこれらの水力直径を等しくするのみでは不十分と考えられる。ディフューザーおよびノズル等に於ては, 流路面積分布の形がその性能に及ぼす影響が大であることは一般に知られているので, 本実験では, この流路面積分布の形が円錐ノズルと箱型ノズルについて等しくなるように試みた。すなわち対象とする円錐ノズルと面積比分布 (ノズル入口面積対任意位置での断面積の比,  $A_i/A_1$ ) が等しくなるように箱型ノズル模型を設計した。この局所面積比を等しくする目的で, 側面2 (Y-Y 断面, 表 1.1 中の図参照) の流路幅を変化させたが最終的には表 1.1 中の図に示す5ヶ所の断面位置 (MODEL III では4ヶ所) で箱型ノズルの断面積比が対象とする円錐ノズルと等しくなるように側面2の寸法を決定し, さらに詳細に他の位置での局所断面積比をチェックした結果 Fig. 2.3 に示すようにノズル軸方向の全域で円錐ノズルの場合と比較してほぼ等しい面積比分布を得た (MODEL I, II, III とともに) ので, 側面1をシュリーレンガラスの装着が可能な4つの平面部分で構成した。Fig. 2.2 に側面1 ( $x-x$  に平行) を平行平面 (□印;  $L_{yi}=L_{y1}$ , 表 1.1 参照) とした二次元ノズルの場合および入口対出口面積比を一致させて, 側面1を平行でない一つの平面 (△印; 表 1.1 参照) で構成する場合の面積比分布と, 対象とする円錐ノズルとの比較を示す。Fig. 2.3 に側面1を前述の4平面で構成した場合について (MODEL II を例に), 円錐ノズルとの流路面積比分布の比較を示す。

本実験では, 出口対入口面積比等の前記の形状諸元

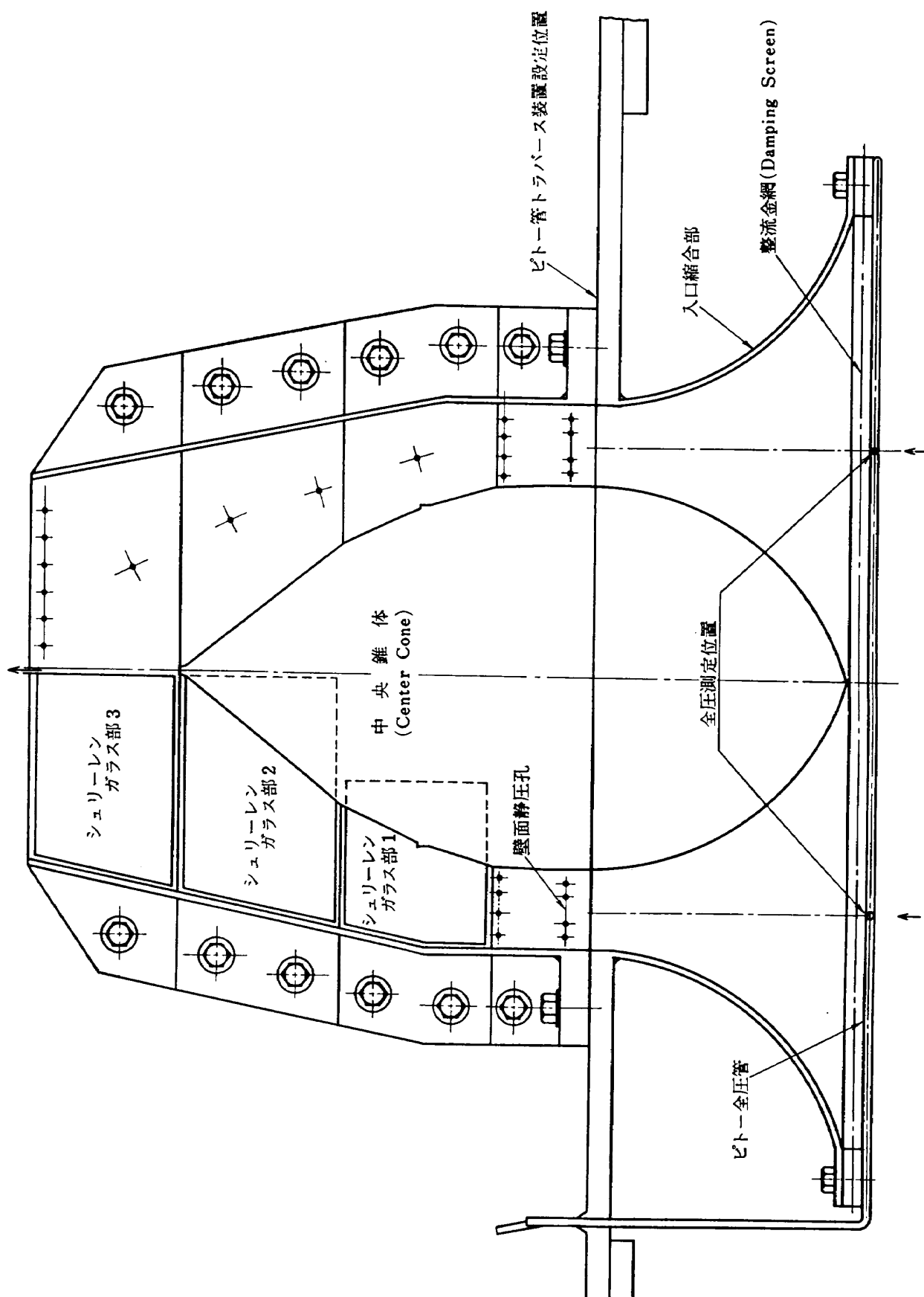


Fig. 1.2 模型断面略図 (側面 1)

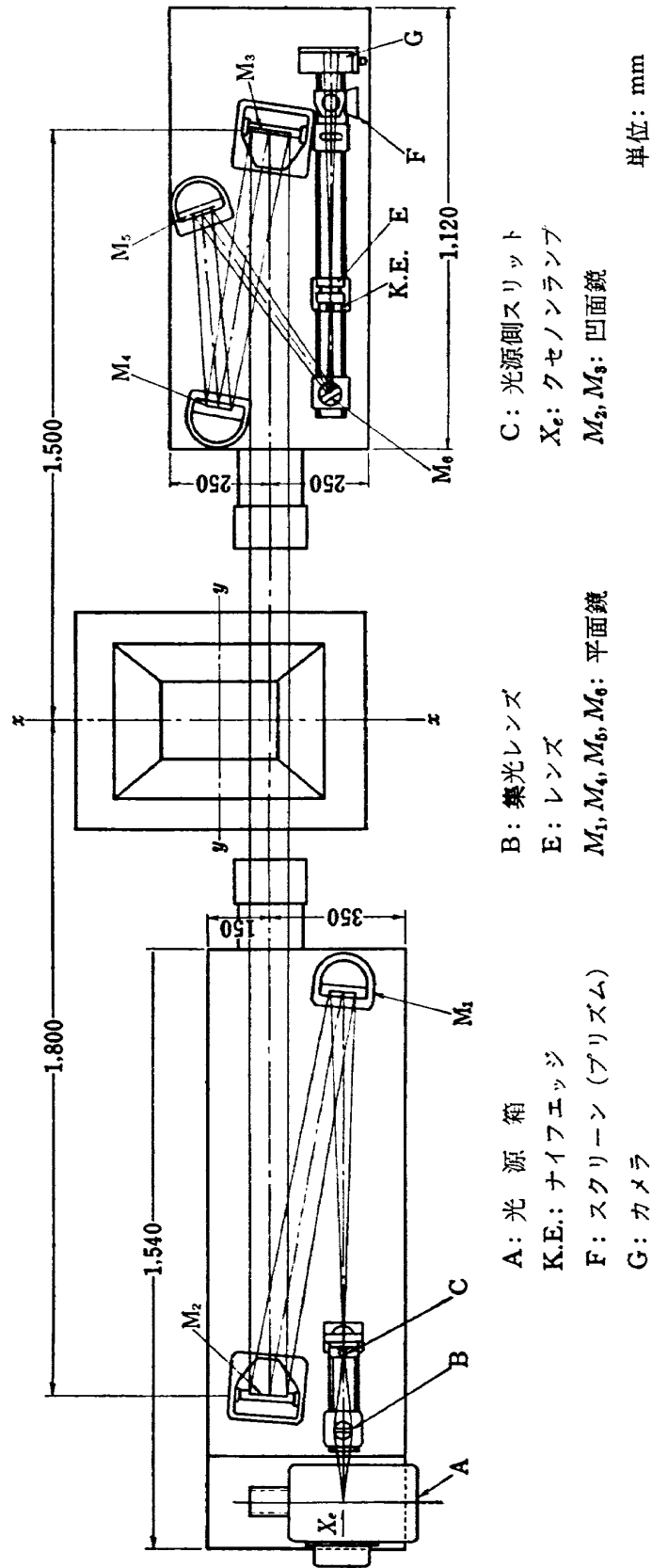


Fig. 1.3 シュリーレン装置の光学系配置図

單位 mm

断面寸法		MODEL Ⅰ	MODEL Ⅱ	MODEL Ⅲ
断面 1	$L_{x1}$	278.0	278.0	278.0
	$l_{x1}$	198.0	198.0	198.0
	$L_{y1}$	366.0	366.0	366.0
断面 2	$L_{x2}$	278.0	278.0	278.0
	$l_{x2}$	195.0	195.0	195.0
	$L_{y2}$	366.0	366.0	366.0
	$H_2$	49.6	49.6	49.6
断面 3	$L_{x3}$	261.0	276.0	276.0
	$l_{x3}$	134.0	134.0	134.0
	$L_{y3}$	314.0	316.0	316.0
	$H_3$	128.5	128.5	128.5
断面 4	$L_{x4}$	227.0	256.0	256.0
	$l_{x4}$	3.0	3.0	3.0
	$L_{y4}$	166.0	199.0	199.0
	$H_4$	210.0	210.0	210.0
断面 5	$L_{x5}$	195.0	225.0	
	$L_{y5}$	150.0	173.0	
	$H_5$	286.5	286.5	

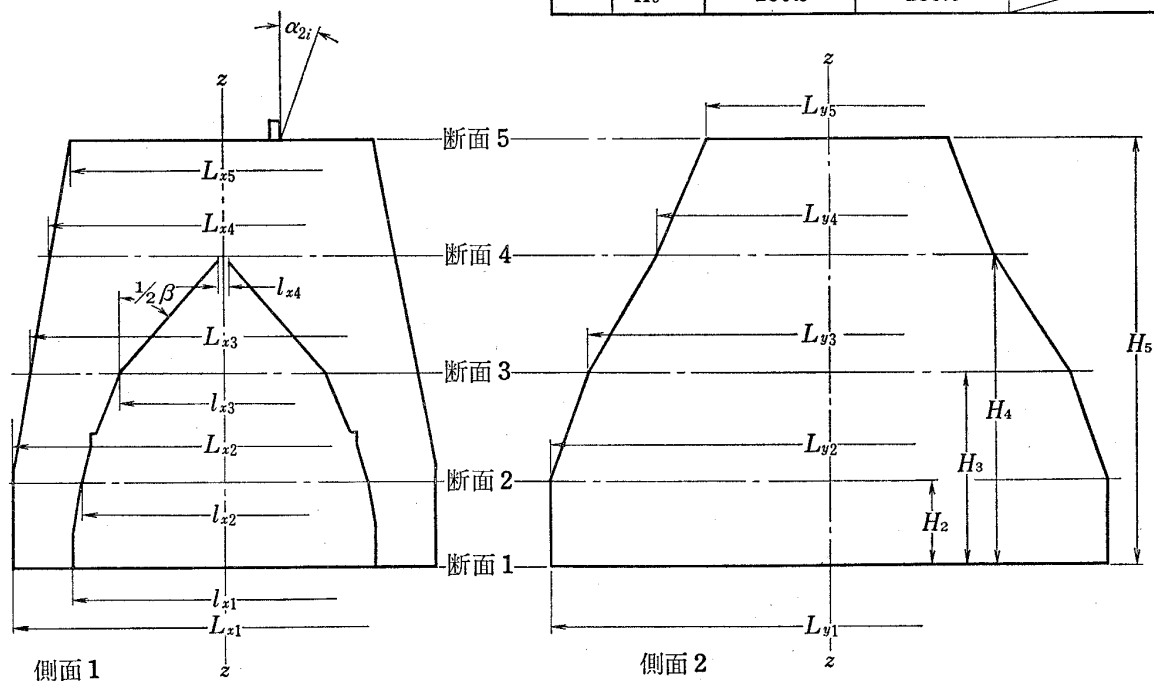




表 1.2 模型の形状諸元

(A) 局所面積比 ( $A_i/A_1$ )

断面位置	MODEL I	MODEL II	MODEL III
1	1.0	1.0	1.0
2	1.02	1.02	1.02
3	1.31	1.49	1.49
4	1.19	1.70	1.70
5	0.97	1.29	—

$A_1 = L_{y1} \cdot (L_{x1} - l_{x1})$  : 入口面積; MODEL I~III に共通  
 $A_i = L_{yi} \cdot (L_{xi} - l_{xi})$ ,  $i=1\sim5$   
 $A_E = L_{xE} \times L_{yE}$  : ノズル出口面積

(B) 出口相当直径とノズル全長の比 (註 4 参照)

MODEL	$H_T/D_{eqE}$	$A_E/A_1$
I	1.48	0.97
II	1.29	1.3
III	0.82	1.7

(C) 流路の相当円錐角 ( $\theta_{eq}$ ) および中央円錐体の相当円錐角 ( $\beta$ )

断面位置 $i-j$	MODEL	$\frac{1}{2}\theta_{eq\ i-j}^\circ$	$\frac{1}{2}\beta_{i-j}^\circ$	断面位置 $i-j$	MODEL	$\frac{1}{2}\theta_{eq\ i-j}^\circ$	$\frac{1}{2}\beta_{i-j}^\circ$
1~2	I	2	2	3~4	I	3	39
	II	"	"		II	5	"
	III	"	"		III	5	"
2~3	I	10	21	4~5	I	9	—
	II	15	"		II	12	—
	III	15	"		III	—	—

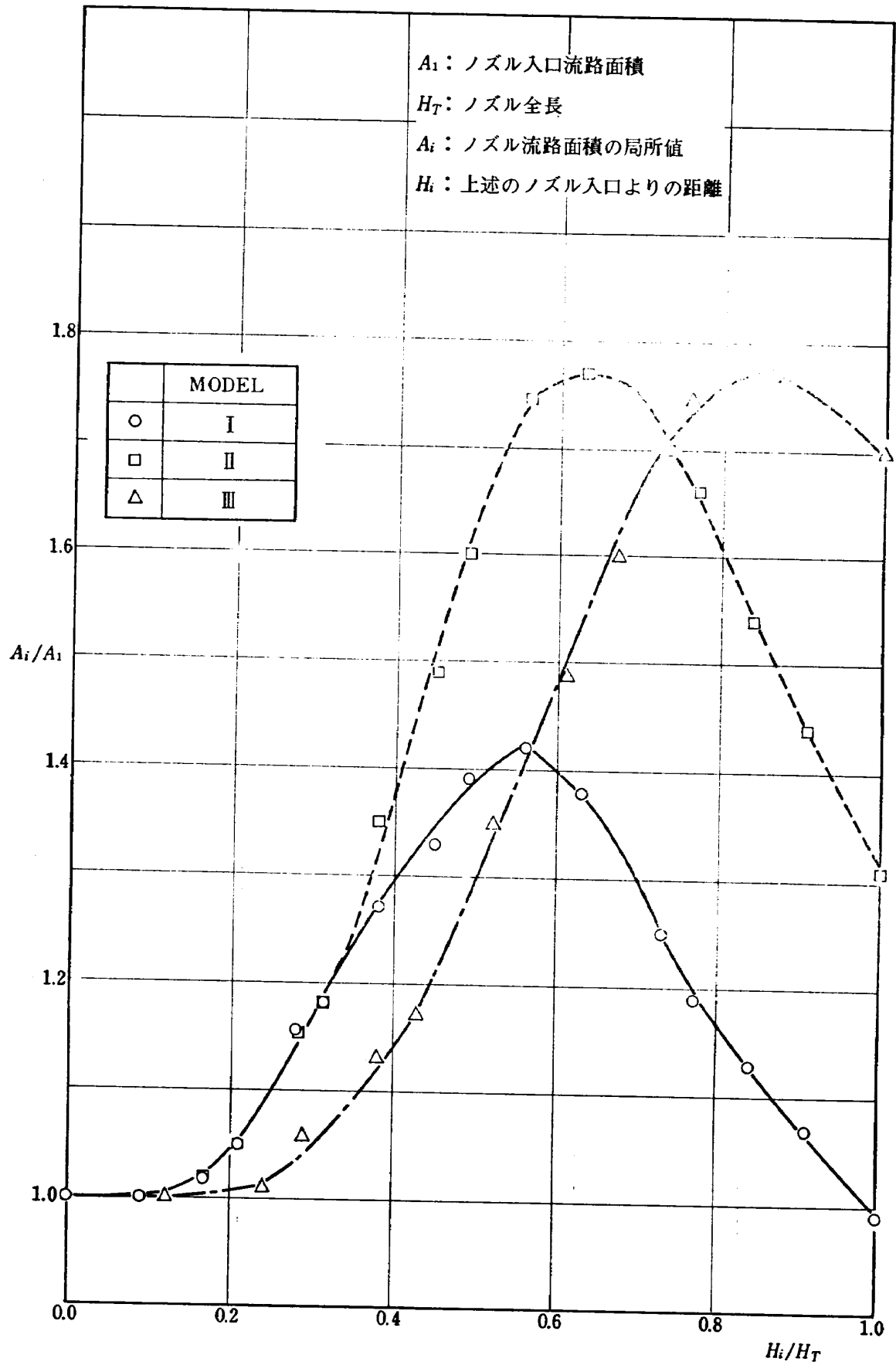


Fig. 2.1 流路面積比分布 (MODEL I, II, III)

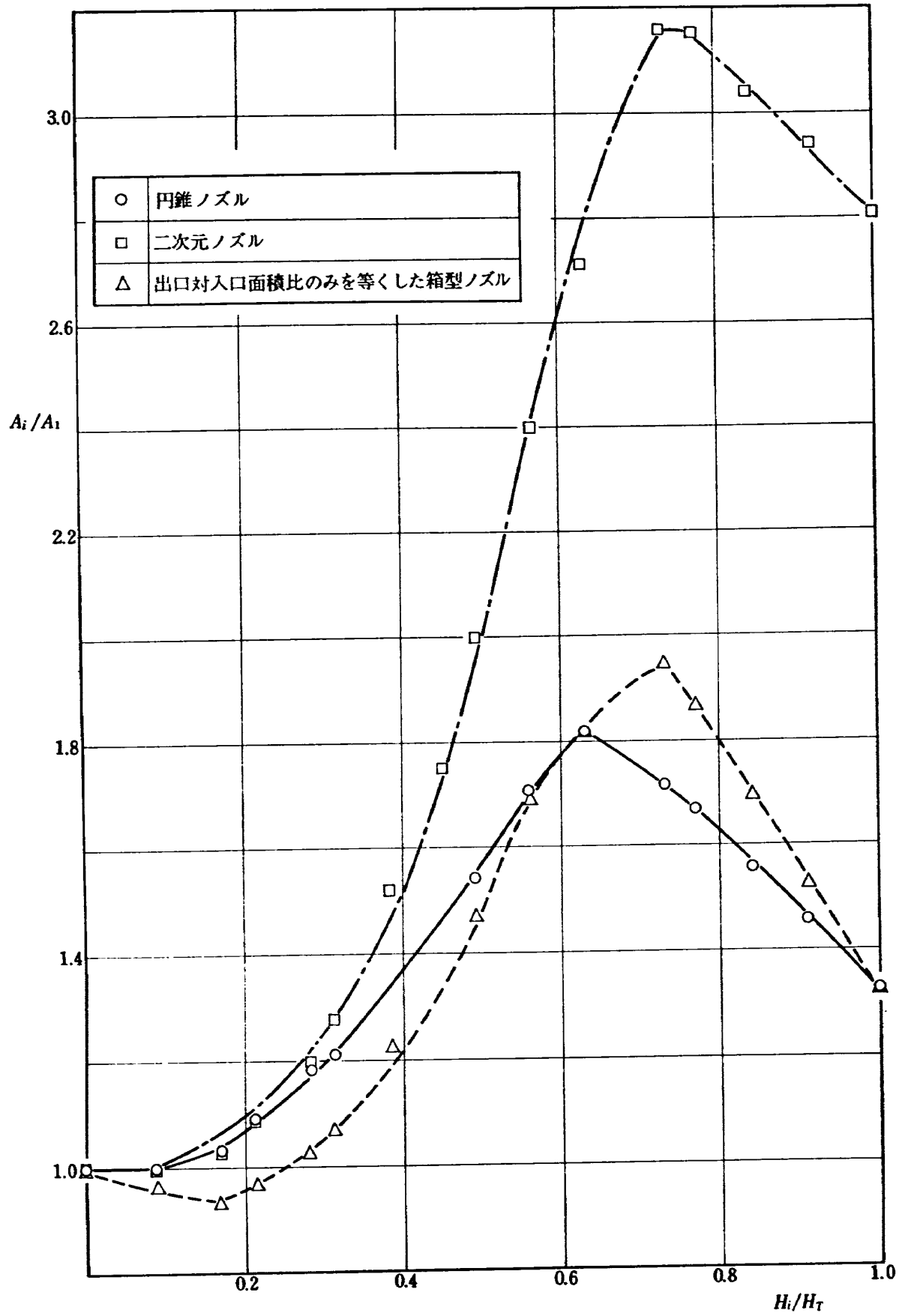


Fig. 2.2 流路面積比分布の比較 1

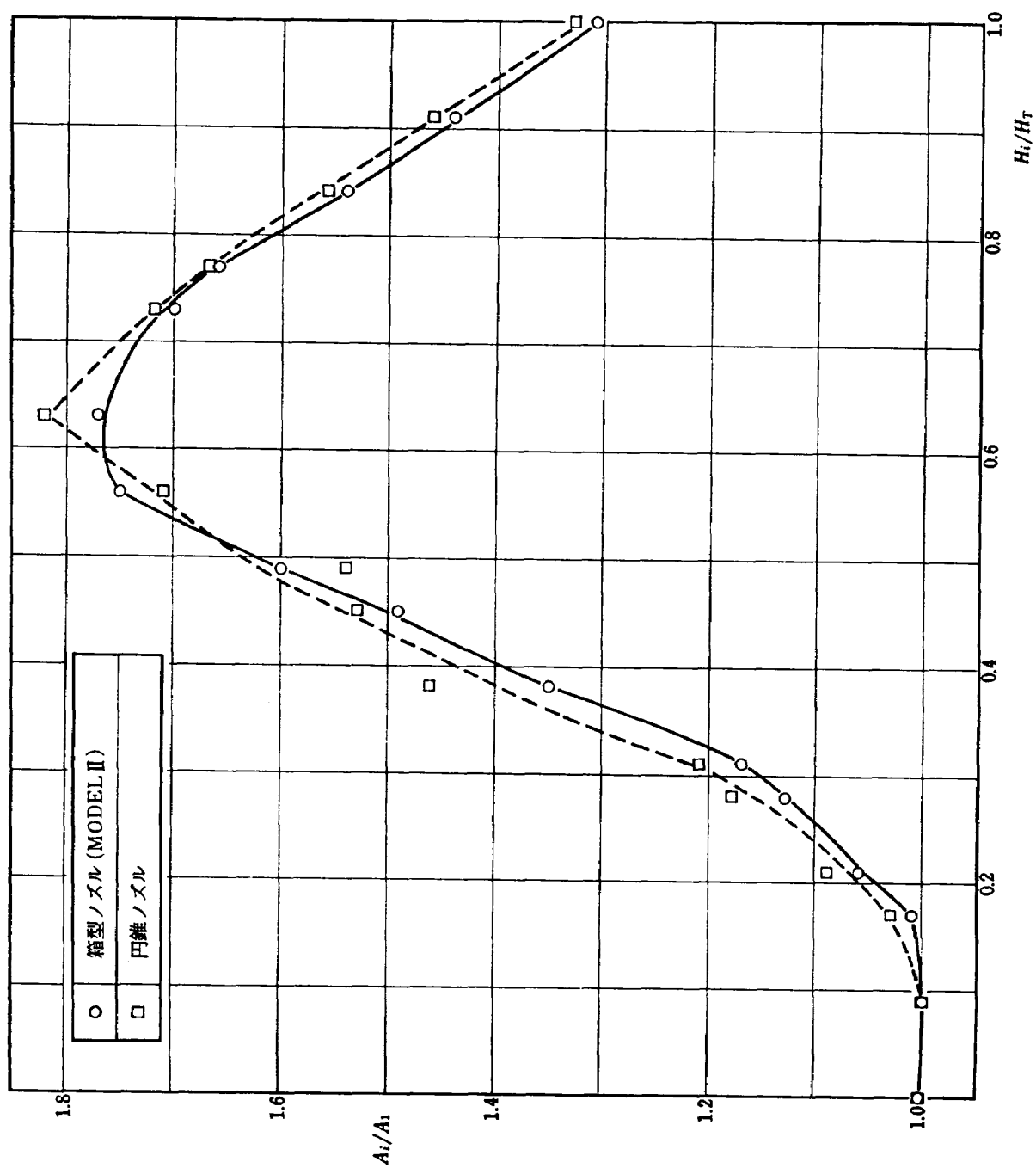


Fig. 2.3 流路面積比分布の比較 2

のノズル性能に及ぼす影響について知るためにジェットノズルの中央錐体 (Center Cone) の形状を一定に保ちノズル外壁の形状を変化させた表 1.2 の B 項に示す形状諸元の 3 種のノズル模型 (MODEL I, II, III) を製作した。表 1.1 にその主要寸法を示す。なお、各種模型は、前記のセンターコーンの形状、入口前縮合部 (Fig. 1.2 参照) および入口面積が共通である。

**シュリーレン装置** シュリーレンの光軸はノズル模型の  $x-z$  面 (表 1.1) に垂直であり、側面 1 (その断面状 ( $x-z$  面) は対象とする円錐ノズルの軸方向断面のそれと等しい) に装着したシュリーレンガラスを通過する。直接観察および市販の光学カメラの装着による写真撮影が可能である。Fig. 1.3 に装置の光学系配置図を示す。

### 3.4 実験レイノルズ数

入口断面の相当直径 (註 4) を基準とする実験レイノルズ数 ( $Re$ ) は以下の範囲であった。

$$1.8 \times 10^6 < Re < 5 \times 10^6$$

## 4. 実験結果について

### 4.1 シュリーレン観察と流出全圧分布について

Fig. 3 (MODEL I), Fig. 4 (MODEL II) および Fig. 5 (MODEL III) にノズル流入マッハ数 ( $M_1$ ) を指標としたシュリーレン観察結果とそれに対応する出口中央での流出全圧分布 (中央位置流出全圧分布; 註 1 参照) を示す。なお図では流出全圧の局所値と流入全圧 ( $P_{01}$ ) の比をとり無次元化した局所全圧比 ( $\lambda_i$ ) で示す。

シュリーレン観察の結果より、MODEL I, II, III に共通して、低い流入マッハ数 ( $M_1 \div 0.5$ ) に於ても、センターコーン (Center Cone) の断面位置 2 (表 1.1) での剥離の発生が見られ、剥離領域の下流への発達が認められる (Fig. 3.1, 4.1, 5.1)。このことは、流出全圧分布の形にも表れており、上述の低い流入マッハ数領域に於けるセンターコーン後方のウェーク (Wake) 幅が相当広い事からも認められる。以上の事実は、表 1.2 の C 項に示すセンターコーンの円錐角 ( $\beta_{i-j}$ ; 箱型模型の場合は楔 (くさび) 角に相当) が相当大である (断面位置 2 より後方で) 事とよく対応している。流入マッハ数の増加に対して、前記の剥離領域はさらに拡大し、特に断面位置 3~4 で著じるしい事がシュリーレン観察および流出全圧分布の形状より認められる。さらに流入マッハ数が増大 ( $M_1 \div 0.9$ ) すると、MODEL II, III ではノズル入口部 (断面位置 1-2) より下流に於て外壁にかたよった流れとなりノ

ズル出口附近ではノズル外壁付近に流出全圧最大のピーク (Peak) が出来る一方、ノズル出口中央部にも流出全圧の小さなピークが現われ、流入マッハ数の増加と共にその形状も大きく成長する (Fig. 3.4, 4.4, 4.5, 4.6, 5.4, 5.5, 5.6, 5.7)。

Fig. 6 に示す静圧分布例 (図には大気圧との比,  $P_{s2ci}/P_{atm}$  で示す) は、上述の観察結果とよく対応している。すなわち、MODEL I を例として言えば、流入マッハ数が低く ( $M_1 \div 0.5$ ) 前記渦領域の小さい場合には静圧分布はフラット (flat) な形状を示し、次いで流入マッハ数が増加した  $M_1=0.7$  では剥離領域の拡大による渦の発達によって中央部 (センターコーン後方) での静圧が急激に低下するが、さらに流入マッハ数が増加 ( $M_1=0.74$ ) して、センターコーンのウェーク (Wake) 内に全圧のピークが発生し、すなわち二次的な流れが形成されると、渦領域が減少するために、中央部での静圧の低下が減少し、 $M_1=0.7$  の場合に比して  $M_1=0.74$  の場合には  $M_1$  が高く、全圧損失も増加しているにもかかわらず、前記静圧分布はフラットな形状への復元を示す。

シュリーレン観察の結果は上述の圧力計測 (出口全圧および静圧分布) の結果とよく対応しており、Fig. 4.5, Fig. 5.6, 5.7 ではノズル出口に近い領域での二つの流れが認められる。

註 1. 中央位置に於ける流出全圧分布の呈示について: ノズル出口に於けるピトー管トラバースは、表 1.1 の説明図に示すように、ノズル側面 1 に平行 ( $x-x$  方向) に行ない、 $y-y$  方向 (側面 2) への一定の間隔 ( $y-y$  方向トラバース間隔,  $\Delta L_{yE}$ ) で繰返してノズル出口全域をカバーした。これらの流出全圧分布の形状は二次元模型 (側面 1 が平行壁で構成される場合) 実験の場合と異なり本実験では、前記  $y-y$  方向の位置で異なるが、その中央位置 ( $y=0$ ) では流出全圧の最大値と最小値との差が最大となる等の分布形状が最も顕著であるのでシュリーレン観察の結果との対比に最適と考える。

註 2. 流出気流の風向 ( $\alpha_{2i}$ ) については、気流速度 ( $V_{2i}$ ) の  $x$  軸成分 (表 1.1) は  $z$  軸 (ノズル軸方向) 成分に比して非常に小さく、また  $y$  軸成分は  $x$  軸成分に比してもさらに小さい結果を得たので、トラバースを  $x-x$  方向 (側面 1 に平行) に行ない、 $z$  方向および  $x$  方向の速度成分についてのみ考慮したので風向 ( $\alpha_{2i}$ ) についても同様に  $x$  方向への傾きのみを考慮した。

ノズル流出気流は  $x-x$  方向に激しい全圧勾配が認められたが、このような全圧勾配のある流れのピトー管による風向計測については問題となるところであるが、文献 9 に示す、全圧勾配を考慮した補正を行ない局所値を算出した。またこの局所流出角 ( $\alpha_{2i}$ ) の  $x$  方向平均値、

$$\bar{\alpha}_{2c} = \frac{\int_{-1/2L_{xE}}^{1/2L_{xE}} \rho_i V_{ia} \alpha_{2i} dx}{\int_{-1/2L_{xE}}^{1/2L_{xE}} \rho_i V_{ia} dx} \quad \begin{matrix} V_{ia}; \text{速度の軸} \\ \text{方向成分} \end{matrix}$$

は零であった。

## 4.2 ノズル性能

流量係数および推力効率等のノズル性能について Fig. 7~Fig. 9 に呈示する (算出方法等については註 3 を参照)。

流量係数 ( $C_W$ ) および推力効率 ( $C_T$ ) については (Fig. 7), MODEL I, II, III に共通して、ノズル圧力比 ( $P_{01}/P_a$ ) が増加するにつれて、 $C_W$ ,  $C_T$  共に増加する傾向を示し、ノズルスロートのチョーキングに対応する圧力比の付近ではほぼ一定となるが、この様な傾向については文献 13 の Conical Convergent Nozzle の場合にも同様な結果が報告されている。また  $C_W$  および  $C_T$  値自体についても、低いノズル圧力比では、MODEL I, II, III の間での差が認められるが、前記のチョーキングに対応する圧力比に近づくにつれて、その差が縮まり、MODEL I, II, III は共通した値を示す。本実験の方法および結果について検討するために文献 12 に報告されている、本実験の MODEL I に対応する形状の円錐ノズルでの実験結果と本実験の場合 (MODEL I) との比較を Fig. 9 に示す。

Fig. 9 は、箱型模型の場合と円錐模型の場合についての  $C_W$ ,  $C_T$  値の良好な一致を示しており、本実験の有効性を示す一例と認められる。

MODEL I, II, III の形状について検討すると、MODEL I では出口面積が入口面積より小さくその比 ( $A_E/A_1$ , 表 1.2) は 0.97 であり、MODEL II, III では  $A_E/A_1$  値が 1.0 を越えて順次大きくなっている。一方、流路面積分布は Fig. 2.1 に示す形状であり、MODEL I, II ではノズル入口より全長のほぼ 60% の位置 ( $H_i/H_T \times 100$ ; ほぼ Center Cone の終端) まで Divergent Passage を形成し、以後 Convergent Passage となっているが、前記の  $A_E/A_1$  値より相当高い  $A_i/A_1$  値の最大値 ( $A_{MX}/A_1$ ,  $H_{MX}/H_T$ ) が流路の中間付近に存在する分布形状である。

MODEL III ではノズル出口付近まで流路が拡大している、この最大面積比の近傍での流路の広がり (流路角  $\theta_{eq}$ ) を註 4 に示す方法で算出すると、20° (MODEL I), 30° (MODEL II, III) となり、ディフューザー等の例<sup>11)</sup> を参考にすれば、これらの値 ( $\theta_{eq}$ ) は流路角として過大である。

MODEL II は MODEL I に対してセンターコーンの形状を同一にし、ノズル外壁における平行部分 (断面 1-2) を延長して、流れの剥離が大きいと予想される断面より下流 (出口方向) での通路面積の増加を計ったもので Fig. 2.1 に示す流路面積分布となった。

MODEL III は MODEL II に於ける断面 4 より下流 (センターコーン終端より出口まで) の外壁の影響について知るために上部断面 4-5 を除いてノズル全長を短縮したものである。以上のごとく、MODEL I, II, III の形状諸元が相互に異なるにも拘らず、Fig. 7 に示すごとく、各模型相互のノズル性能値は大きな差異が認められず、特に  $M_1=1.0$  の付近ではほとんど等しい結果が得られた。これは、これらの形状諸元の変化が、ノズル入口付近の形状およびセンターコーンの形状を固定して、比較的損失の小さい流れが実現しているノズル外壁側の形状を出口に近い部分で調整して得られたものである事に起因すると考える。特に MODEL III の性能が II と比較してほぼ等しい事は、ノズルの短縮化と関連して留意すべき結果と考える。

註 3. 全平均について：ノズル諸性能値の出口全域での流量平均値を次のように定義する。

$$\bar{P}_{02} = \frac{\int_{A_E} \rho_{S2i} V_{2ia} P_{02i} dA_E}{\int_{A_E} \rho_{S2i} V_{2ia} dA_E} \quad \text{平均流出全圧}$$

$$\bar{P}_{S2} = \frac{\int_{A_E} \rho_{S2i} V_{2ia} P_{S2i} dA_E}{\int_{A_E} \rho_{S2i} V_{2ia} dA_E} \quad \text{平均流出静圧}$$

ただし、

$$T_{S2i} = T_{01} \left( 1 + \frac{r-1}{2} M_{2i}^2 \right)^{-1}$$

$$M_{2i} = \left\{ \frac{2}{r-1} \left[ \left( \frac{P_{02i}}{P_{S2i}} \right)^{(r-1)/r} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

$$\rho_{S2i} = P_{S2i} / (R \cdot g \cdot T_{S2i})$$

$$V_{2ia} = (r \cdot P_{S2i} \cdot M_{2i}^2 \cdot \rho_{S2i}^{-1})^{1/2} \cos \alpha_{2i}$$

$$W = g \cdot \int_{A_E} \rho_{S2i} V_{2ia} dA_E$$

$$F = \int_{A_E} \rho_{Snd} V_{nd}^2 dA_E + \int_{A_E} (P_{Snd} - P_a) dA_E$$

MODEL I では出口, MODEL II, III では入口部に最小断面が存在することを考慮して, 理想流出マッハ数および理想流量を, 実験時に於ける  $P_{01}$ ,  $P_a$ ,  $T_0$  値を用いて, 以下のごとく定義する。

#### MODEL I

$$M_{nd} = \left[ \frac{2}{r-1} \left\{ \left( \frac{P_{01}}{P_{Snd}} \right)^{(r-1)/r} - 1 \right\} \right]^{1/2}$$

$$\frac{P_{01}}{P_a} \leq \left( \frac{r+1}{2} \right)^{r/(r-1)} \quad \text{の場合は}$$

$$P_{Snd} = P_a$$

$$\frac{P_{01}}{P_a} > \left( \frac{r+1}{2} \right)^{r/(r-1)} \quad \text{の場合は}$$

$$P_{Snd} = P_{01} \cdot \left( \frac{r+1}{2} \right)^{-(r/(r-1))} \quad \text{となる。}$$

これらの  $P_{Snd}$ ,  $M_{nd}$  値および  $T_{01}$  を用いて前記実験値の場合と同様に, 等エントロピー関係式より得られる  $\rho_{Snd}$ ,  $V_{nd}$  より流量 ( $W_{id}$ ) および推力 ( $F_{id}$ ) の理想値を算出する

$$W_{id} = g \cdot \rho_{Snd} V_{nd} A_E$$

$$F_{id} = (W_{id}/g) V_{nd} + (P_{Snd} - P_a) \cdot A_E$$

#### MODEL II, III

$$\frac{A_E}{A_1} = \frac{1}{M} \left[ \frac{2}{r+1} \left( 1 + \frac{r-1}{2} M^2 \right) \right]^{(r+1)/2(r-1)} \quad (A)$$

$$\frac{P_{01}}{P_a} = \left( 1 + \frac{r-1}{2} M^2 \right)^{r/(r-1)} \quad (B)$$

式Aの亜音速の解を  $M_{scr1}$ , 超音速の解を  $M_{scr2}$  とし, それらの  $M$  を式Bに代入して得られる  $P_{01}/P_a$  の値をそれぞれ  $(P_{01}/P_a)_{cr1}$  および  $(P_{01}/P_a)_{cr2}$  とする。

$$\frac{P_{01}}{P_a} \leq \left( \frac{P_{01}}{P_a} \right)_{cr1} \quad \text{の場合は}$$

$$P_{Snd} = P_a$$

$$\frac{P_{01}}{P_a} \geq \left( \frac{P_{01}}{P_a} \right)_{cr2} \quad \text{の場合は}$$

$$P_{Snd} = P_{01} \left( 1 + \frac{r-1}{2} M_{scr2}^2 \right)^{-(r/(r-1))}$$

$$M_{nd} = \left[ \frac{2}{r-1} \left\{ \left( \frac{P_{01}}{P_{Snd}} \right)^{(r-1)/r} - 1 \right\} \right]^{1/2}$$

$(P_{01}/P_a)_{cr1} < P_{01}/P_a < (P_{01}/P_a)_{cr2}$  の場合は次の二式より  $M_{nd}$  を求める。

$$W_{id} = A_1 \cdot g \cdot P_{01} \cdot \left[ \frac{r}{R \cdot g \cdot T_0} \left( \frac{2}{r+1} \right)^{(r-1)/(r+1)} \right]^{1/2}$$

$$W_{id} = A_E \cdot g \cdot P_{Snd} \cdot M_{nd}$$

$$\times \left[ \frac{r}{R \cdot g \cdot T_0} \left( 1 + \frac{r-1}{2} M_{nd}^2 \right) \right]^{1/2}$$

$$P_{Snd} = P_a$$

この  $M_{nd}$  を用い MODEL I と同様に  $F_{id}$  を定義する。

この  $W_{id}$ ,  $F_{id}$  と実験値との比として, 流量係数および推力効率を以下に定義する。

$$C_W = W/W_{id} \quad \text{流量係数}$$

$$C_T = F/F_{id} \quad \text{推力効率}$$

註 4. 相当円錐角 ( $\theta_{eq}$ ) および相当直径 ( $D_{eq}$ ) について: 対象とする矩形断面に対してその面積に等しい円の直径を  $D_{eq}$  とし, 断面  $i-j$  に対する  $D_{eq}$  を  $D_{eqi}$  および  $D_{eqj}$  とし, 表 1.2 に示す相当円錐角又は流路角,  $\theta_{eqi-j}$  を以下のように定義する。

$$\frac{1}{2} \theta_{eqi-j} = \tan^{-1} \left[ \left( \frac{D_{eqj} - D_{eqi}}{2(H_j - H_i)} \right) \right]$$

$$= \tan^{-1} \left[ \frac{\frac{1}{\sqrt{\pi}} (A_j^{1/2} - A_i^{1/2})}{(H_j - H_i)} \right]$$

$H_{i,j}$ : 断面  $i, j$  のノズル入口よりの位置

$A_{i,j}$ : 断面  $i, j$  の面積

$\beta$ : 中央錐体 (Center Cone) の円錐角

$$\frac{1}{2} \beta = \tan^{-1} \left[ \frac{l_{xj} - l_{xi}}{2(H_j - H_i)} \right]$$

$l_{xj}$ ;  $l_{xi}$ : 表 1.1 参照

## 5. む す び

リフトジェットエンジンを対象とした, ジェットノズルの内部流れの観察を主たる目的として, ノズル入口対出口面積比等の形状諸元を変えた, 三種のジェットノズルの箱型模型を製作し実験を行なった。

流入マッハ数を 0.5 より 1.0 までの範囲で変化させて, シュリーレン法によるノズル内部流れの光学的観察, およびノズル出口に於けるピトー管トラバース法による流出気流計測を行ない次の結果を得た。

1. シュリーレン観察の結果より, MODEL I, II, III に共通して, 低い流入マッハ数 ( $M_1=0.5 \sim 0.6$ ) に於てもセンターコーン表面での剥離の発生が見られ (軸方向断面 2-2, 表 1.1), 剥離領域の下流への拡散が認められた。このことは, ノズル出口に於ける流出全圧分布の形状と対応しており, 上述の低い流入マッハ数領域に於ける流出全圧分布は出口中央部付近の広い範囲で低い全圧

回復率（全圧比）を示し、センターコーン後方のウェーク幅が大であることが認められた。

2. 流入マッハ数の増加に対して、前記の剝離領域はさらに拡大し、流出全圧分布ではノズル外壁側に流出全圧のピーク（Peak）が発生すると共に、センターコーンのウェーク中（ノズル出口中央部）にも流出全圧の小さなピークが現れ、流入マッハ数の増加と共にその形状も大きく成長する現象が認められる。シュリーレン観察の結果はこれらの流出全圧分布の形状とよく対応しており、ノズル付近での二つの流れが認められた。
3. 流量係数および推力効率については、MODEL I, II, III に共通して、ノズル圧力比の増加に伴って増大する傾向を示し、ノズルスロートのチョーキングに対応するノズル圧力比以上はほぼ一定となる結果を得た。またノズル圧力比が低い場合（1.3 以下）を除き、流量係数および推力効率は MODEL I, II, III を比較して、ほぼ同程度の値を示した。
4. 本実験の方法および結果について検討するために、本実験に於ける MODEL I に対応する円錐ノズル模型での実験結果<sup>12)</sup>を引用して、流量係数および推力効率について比較検討した結果、良好な一致を得た。

本報告をおわるにあたり、問題を提起され本実験の結果について討論をしていただいた、鳥崎 忠雄性能研究室長、文献 12 につての資料を提供された性能研究室の小林 実氏、空気源の運転を担当していただいた日比野梅次郎氏および山岸 崇氏、斉藤俊夫氏の諸氏に衷心よりの謝意を表します。

## 文 献

- 1) 山内正男；超軽量ジェットエンジンの研究試作 日本航空宇宙学会誌，第 14 巻，第 153 号，pp. 354~363，1966 年 10 月
- 2) 松木正勝，鳥崎忠雄；リフトジェットエンジン JR 100 H の概要，日本機械学会誌，第 70 巻，第 581 号，pp. 129~131，昭和 42 年 6 月
- 3) 松木正勝；V/STOL 機用リフトジェットエンジンの試作研究，航空宇宙技術研究所，昭和 41 年度，研究発表会前刷
- 4) 山中龍夫，奥組澄男；円錐管レンズの設計とその応用，航空宇宙技術研究所，TM-120，1967 年 11 月
- 5) E.P. Neumann and F. Lustwerk；High-Efficiency Supersonic Diffusers, Journal of the Aeronautical Sciences, pp. 369-374, June, 1951.
- 6) 航空宇宙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，航空宇宙技術研究所，TR-24，pp. 7，1962 年 2 月
- 7) 同上 pp. 45
- 8) 辻 広，堀 栄一；整流装置，日本機械学会誌，第 66 巻，第 537 号，pp. 95~100，昭和 38 年 10 月
- 9) 近藤 博，坂口 一，八山 優，高森 晋；超音速二次元翼列予備実験風洞について，航空宇宙技術研究所，TM-141，1968 年 7 月
- 10) S.D. Benner；The Coanda Effect at Deflection Surfaces Widely Separated from the Jet Nozzle UTLAS Technical Note No. 78, April, 1965.
- 11) 河田三治監修；空気機械工学便覧，pp. 104，昭和 33 年 4 月，コロナ社
- 12) 高原北雄，小林 実，三村富嗣雄，ジェットノズルの研究(1) —ノズルの短縮化—，日本機械学会第 764 回講演会前刷集，pp. 29~32，1967 年 2 月
- 13) Von D. Baker, Richard A. Johnson, Richard G. Brasket and Owen P. Lamb；Experimental Results with Lift Engine Exhaust Nozzles, AIAA Paper No. 65-574.



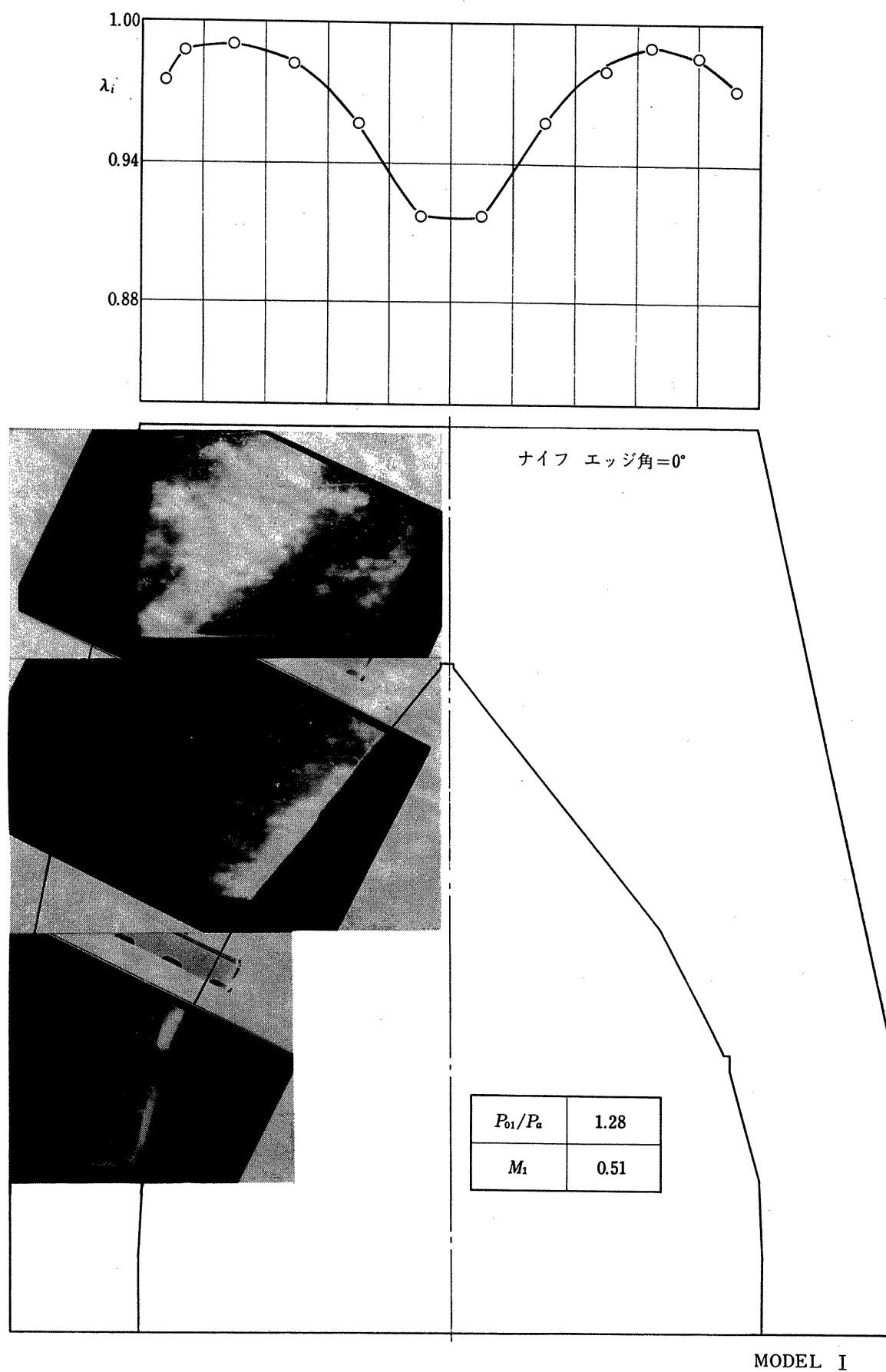


Fig. 3.1 シュリーレン観察と流出全圧分布

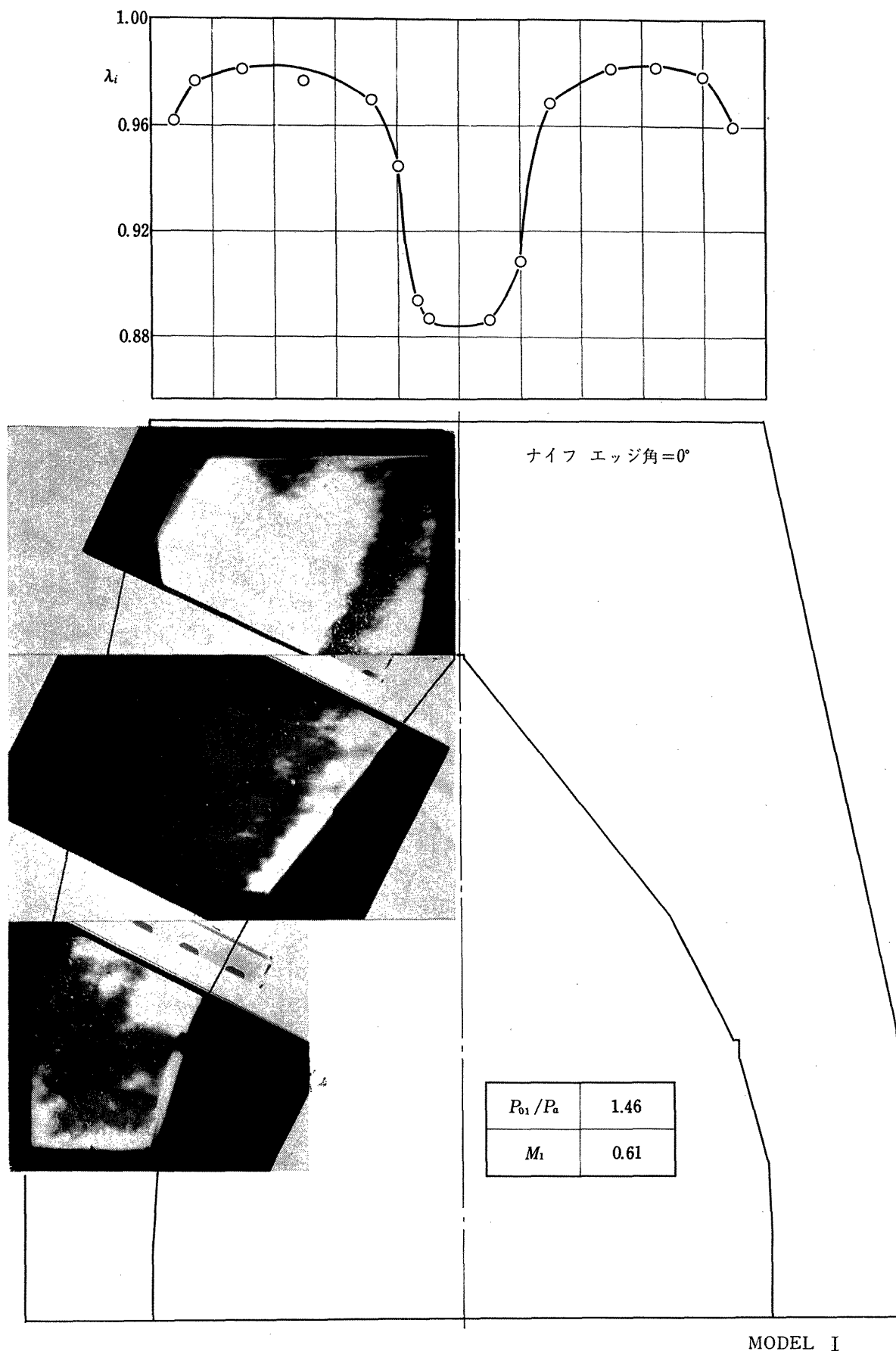


Fig. 3.2 シュリーレン観察と流出全圧分布

MODEL I

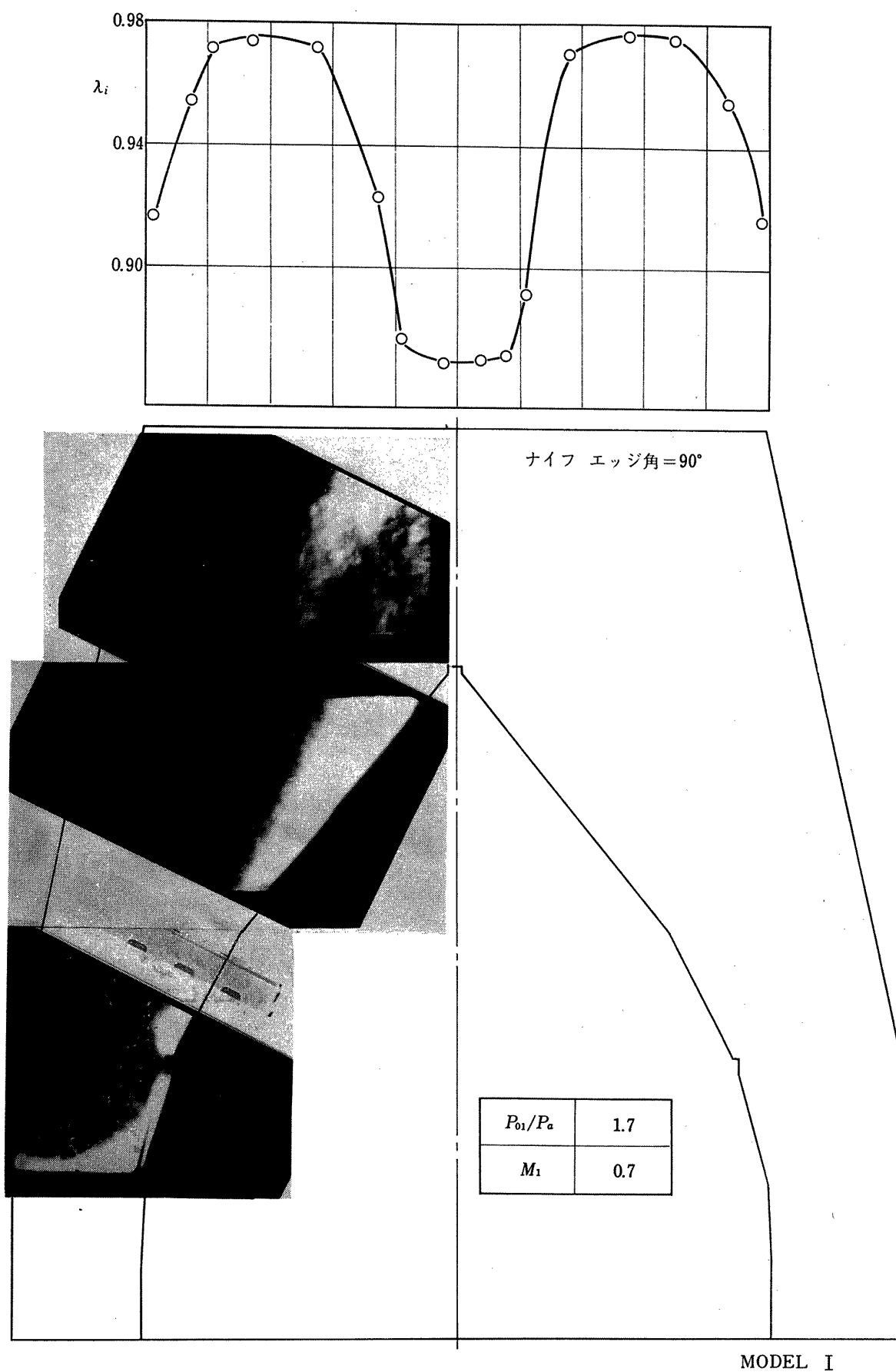


Fig. 3.3 シュリーレン観察と流出全圧分布

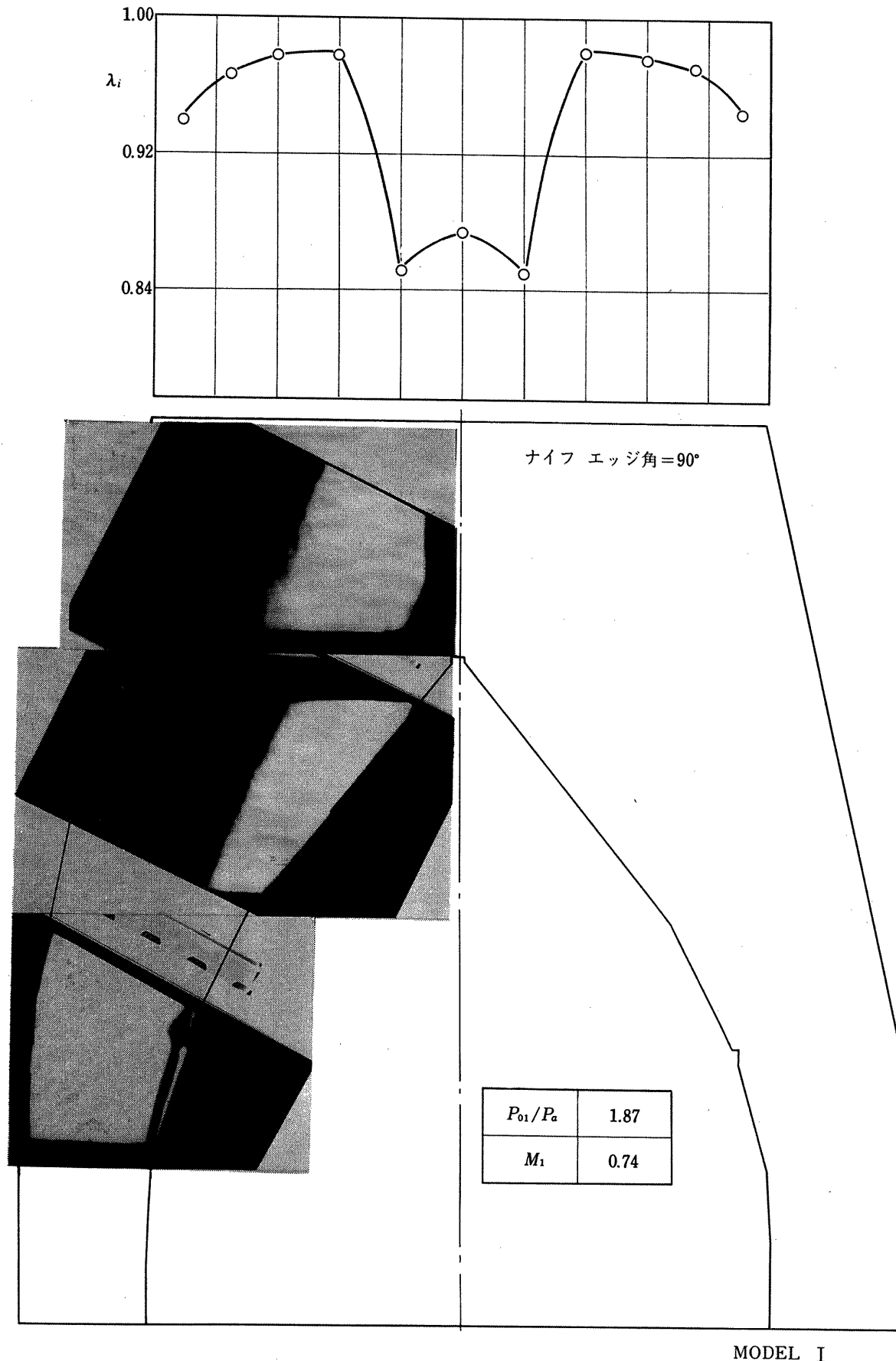


Fig. 3.4 シュリーレン観察と流出全圧分布

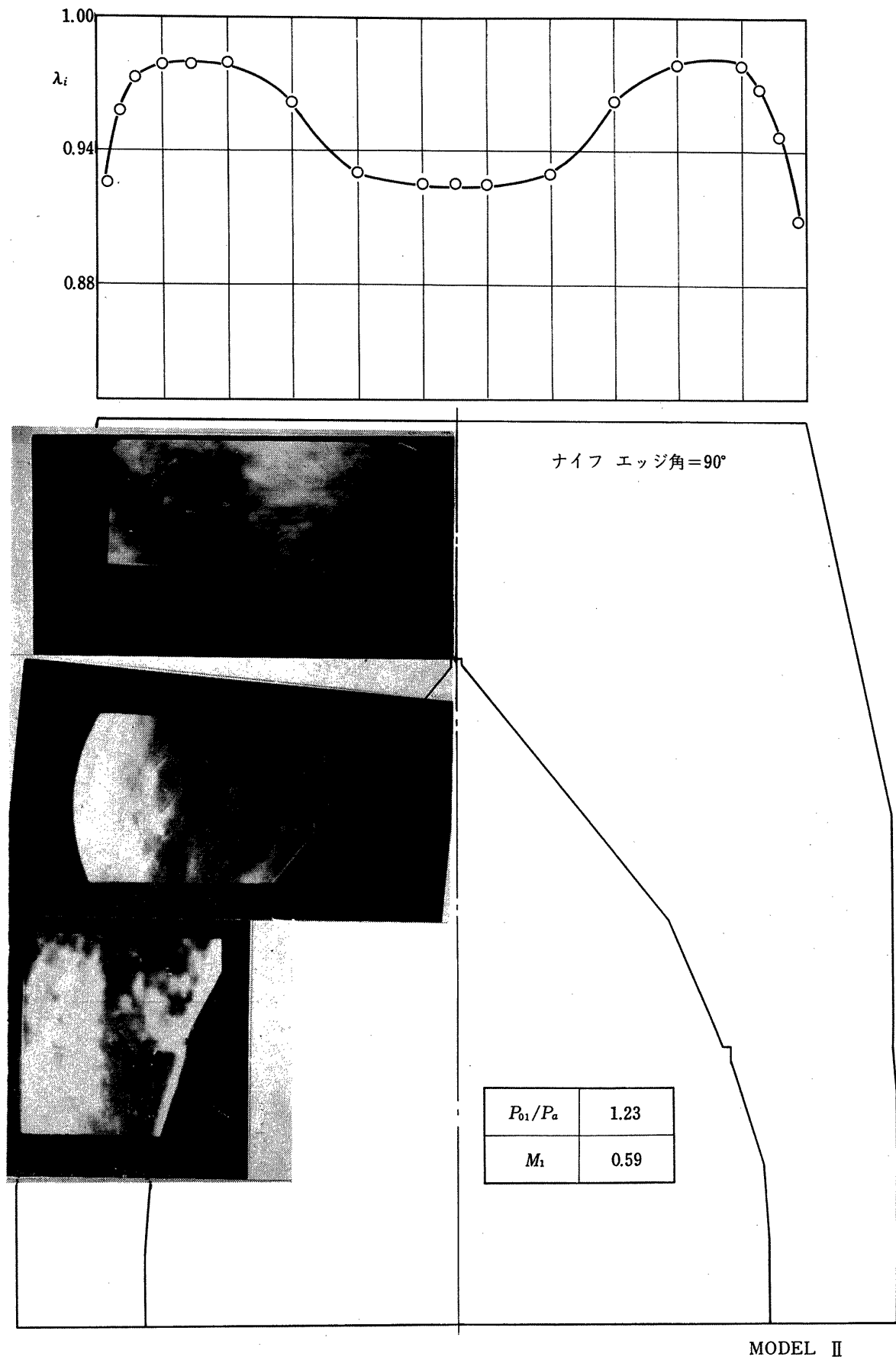


Fig. 4.1 シュリーレン観察と流出全圧分布

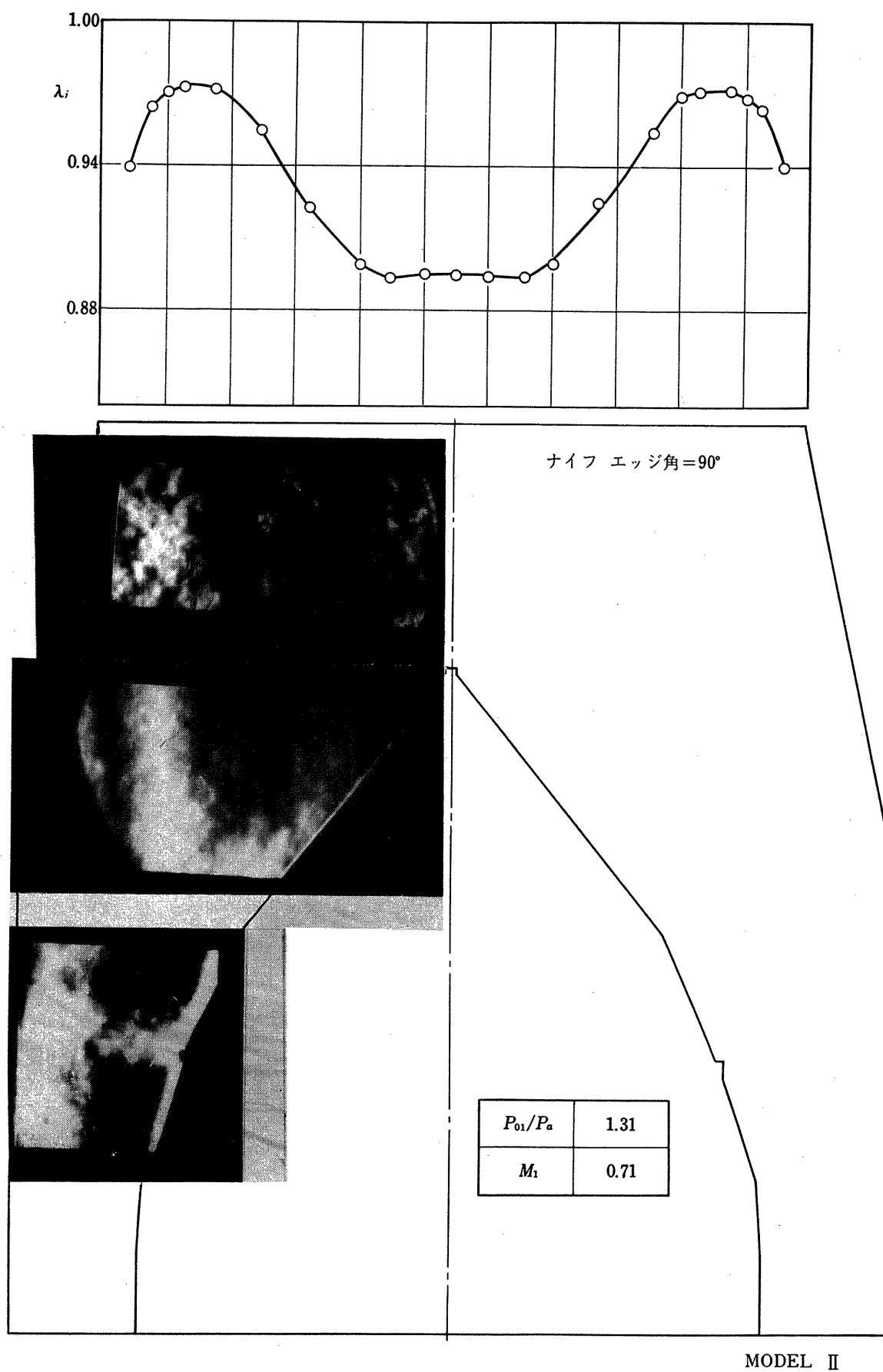


Fig. 4.2 シュリーレン観察と流出全圧分布

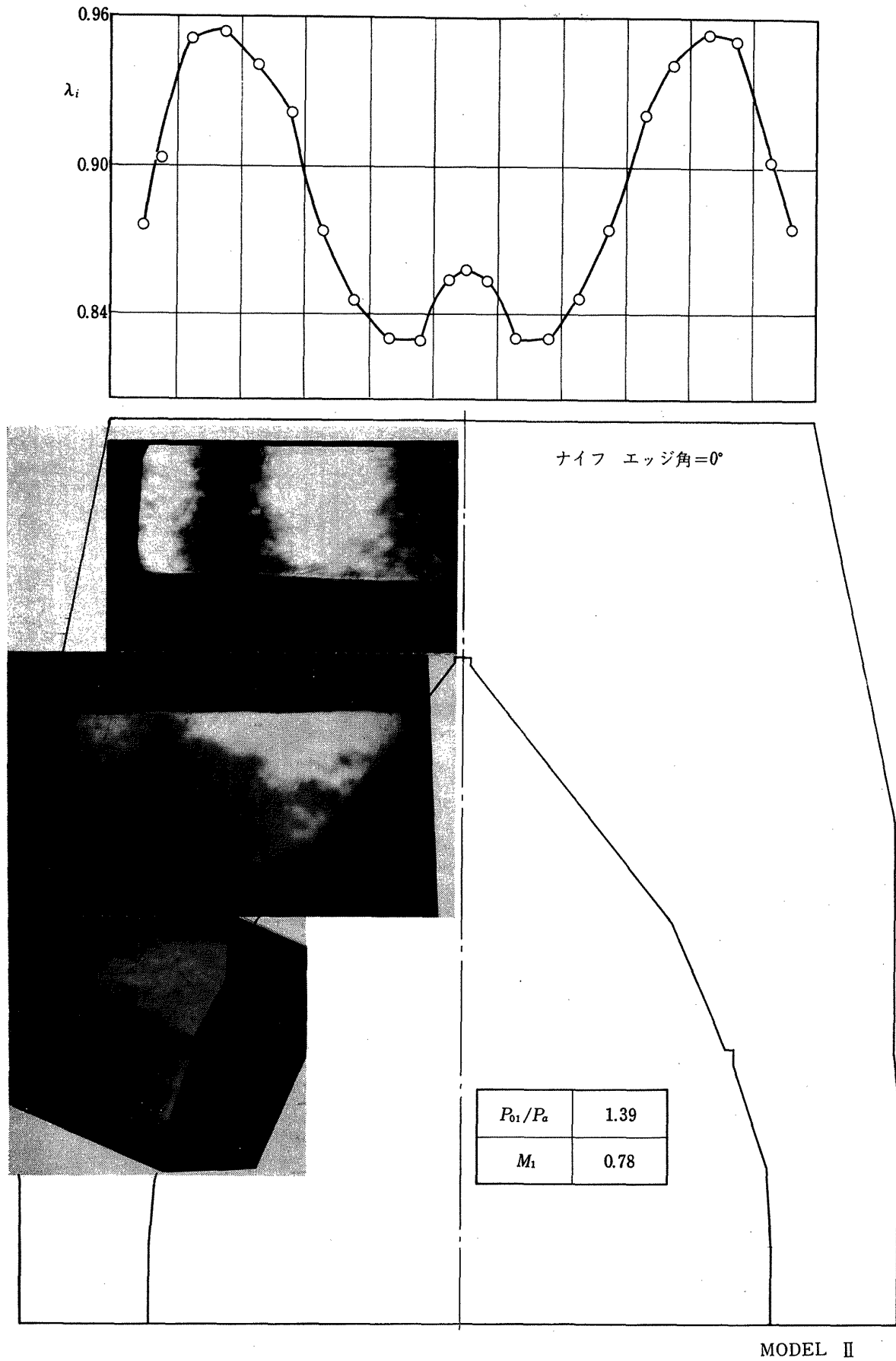


Fig. 4.3 シュリーレン観察と流出全圧分布

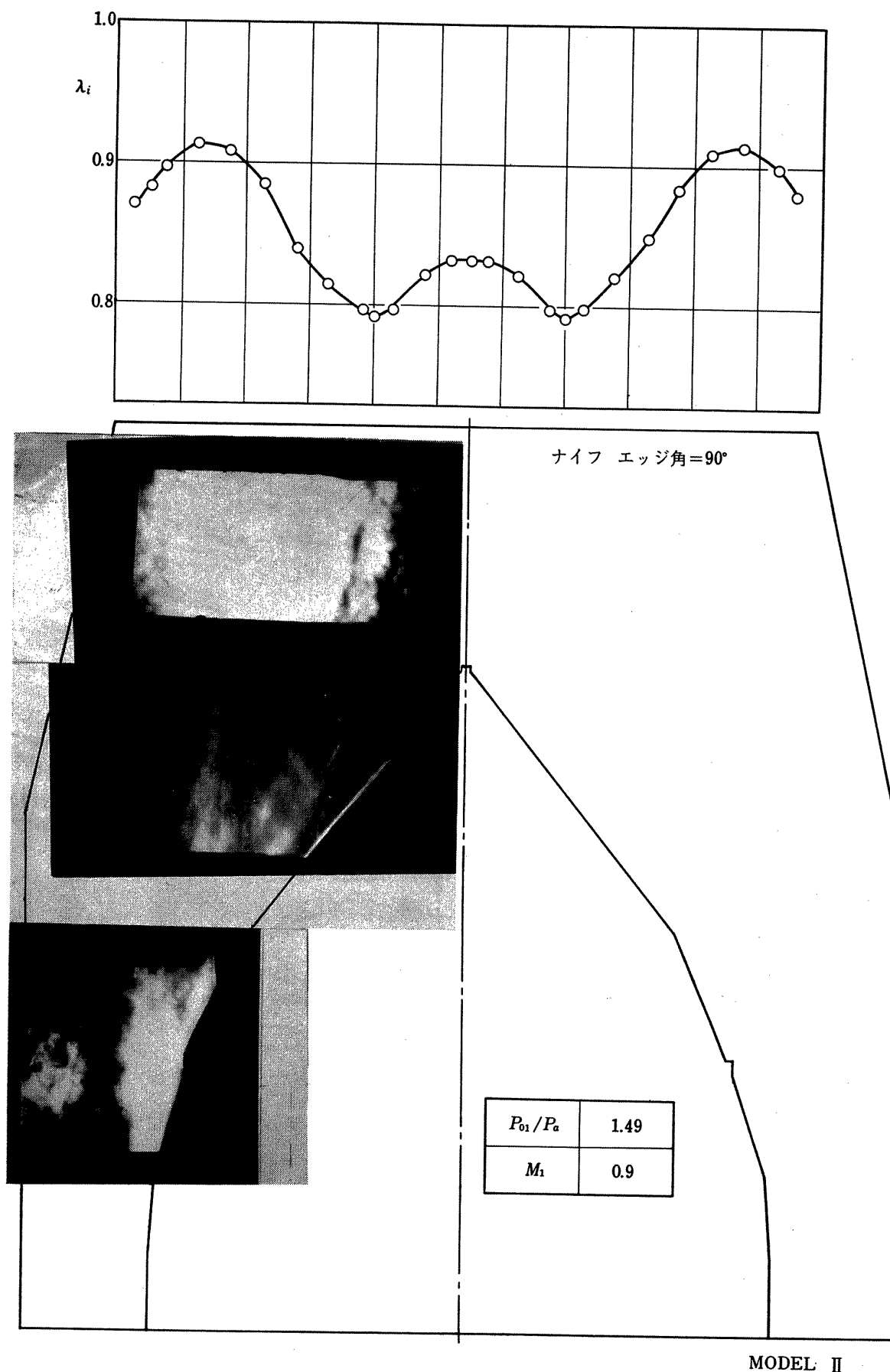


Fig. 4.4 シュリーレン観察と流出全圧分布



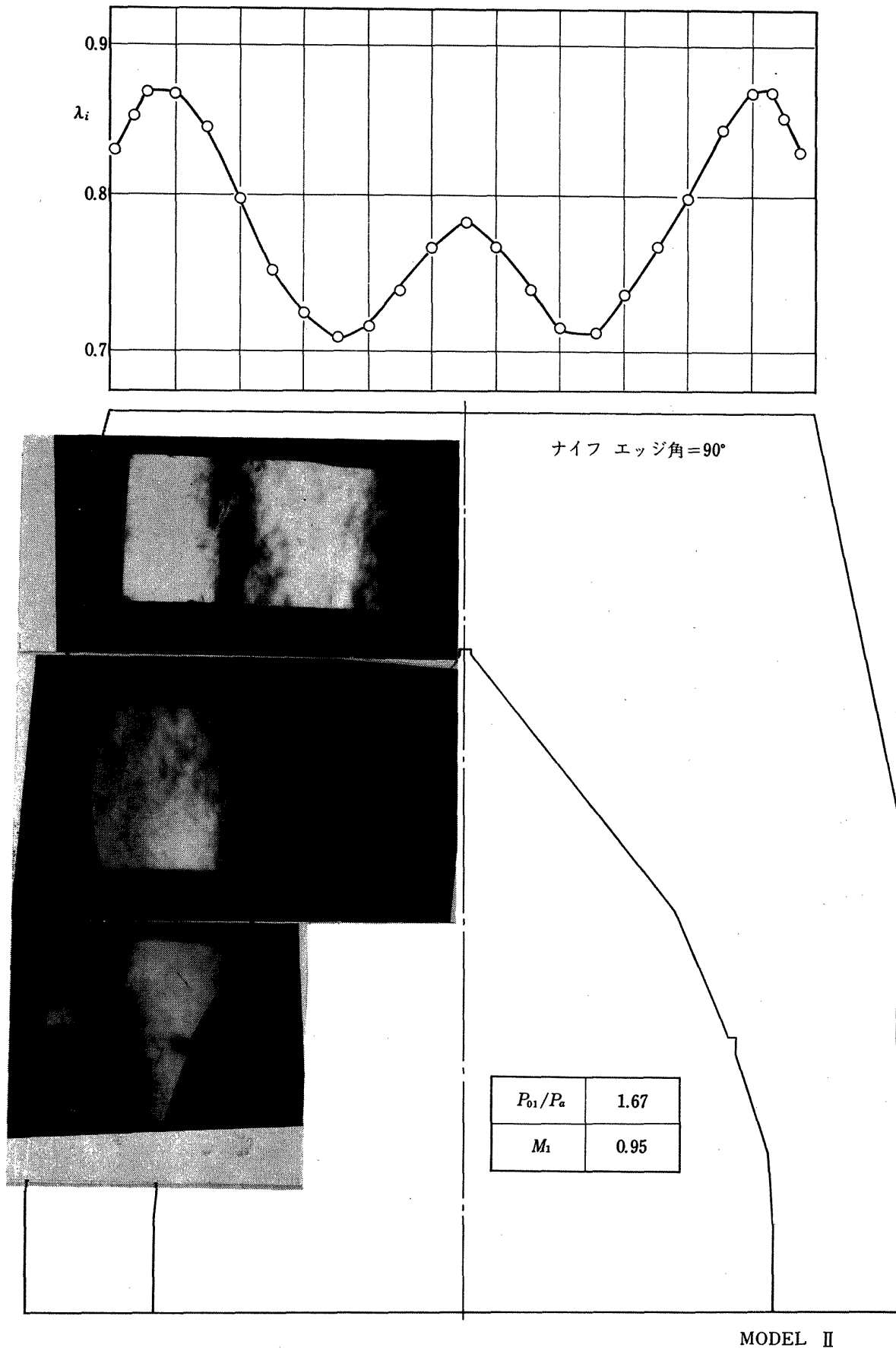


Fig. 4.5 シュリーレン観察と流出全圧分布

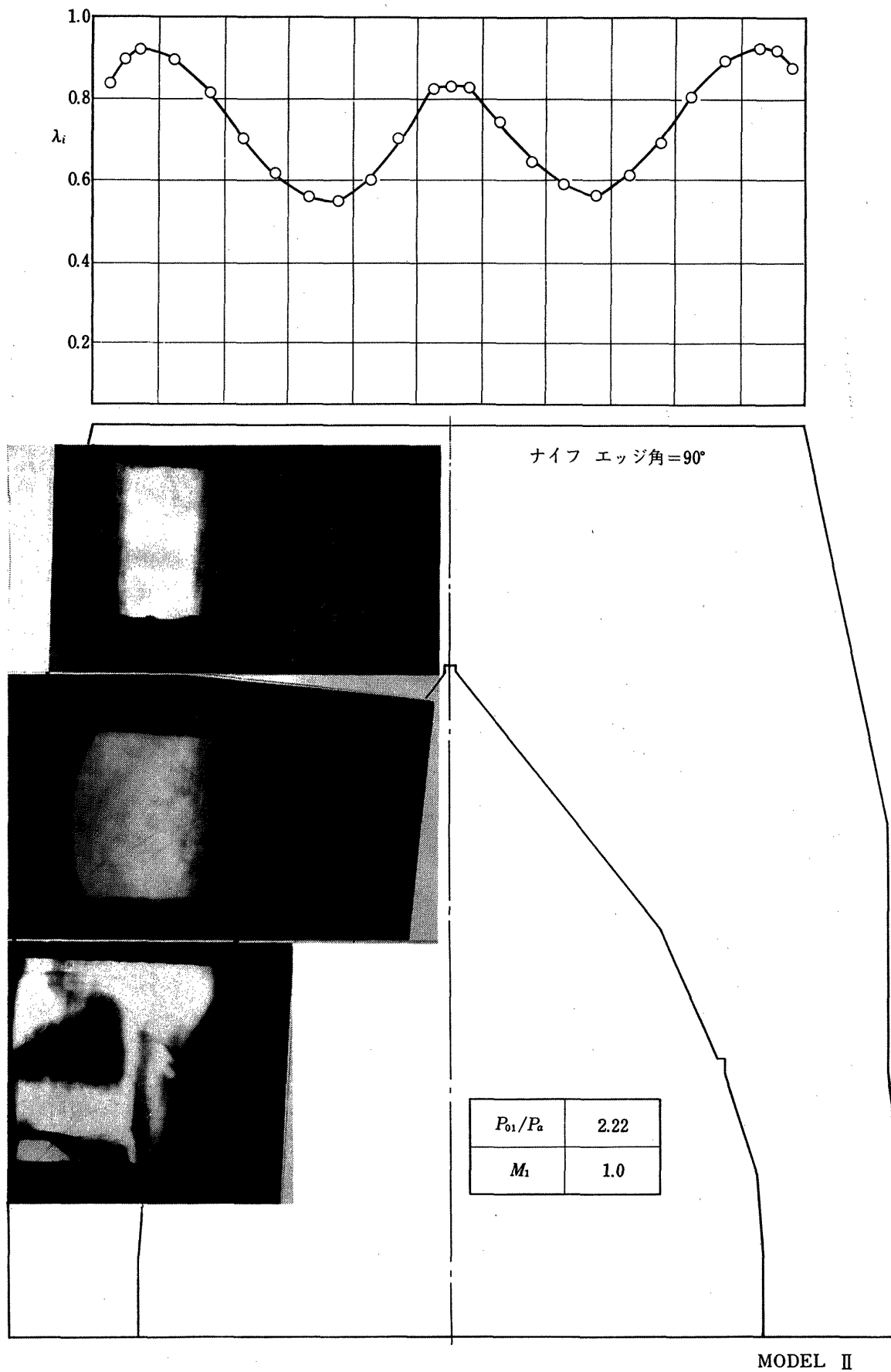


Fig. 4.6 シュリーレン観察と流出全圧分布

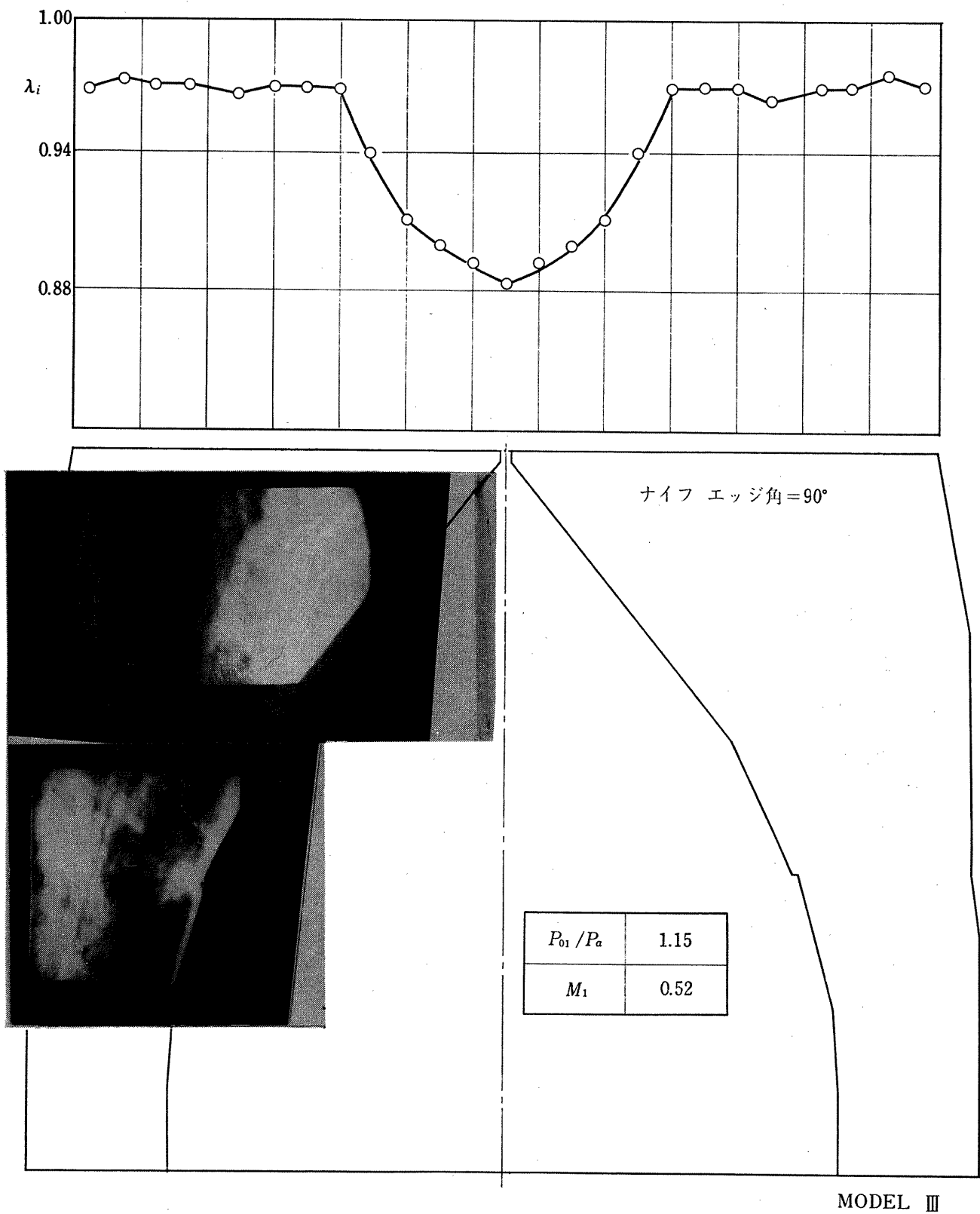


Fig. 5.1 シュリーレン観察と流出全圧分布

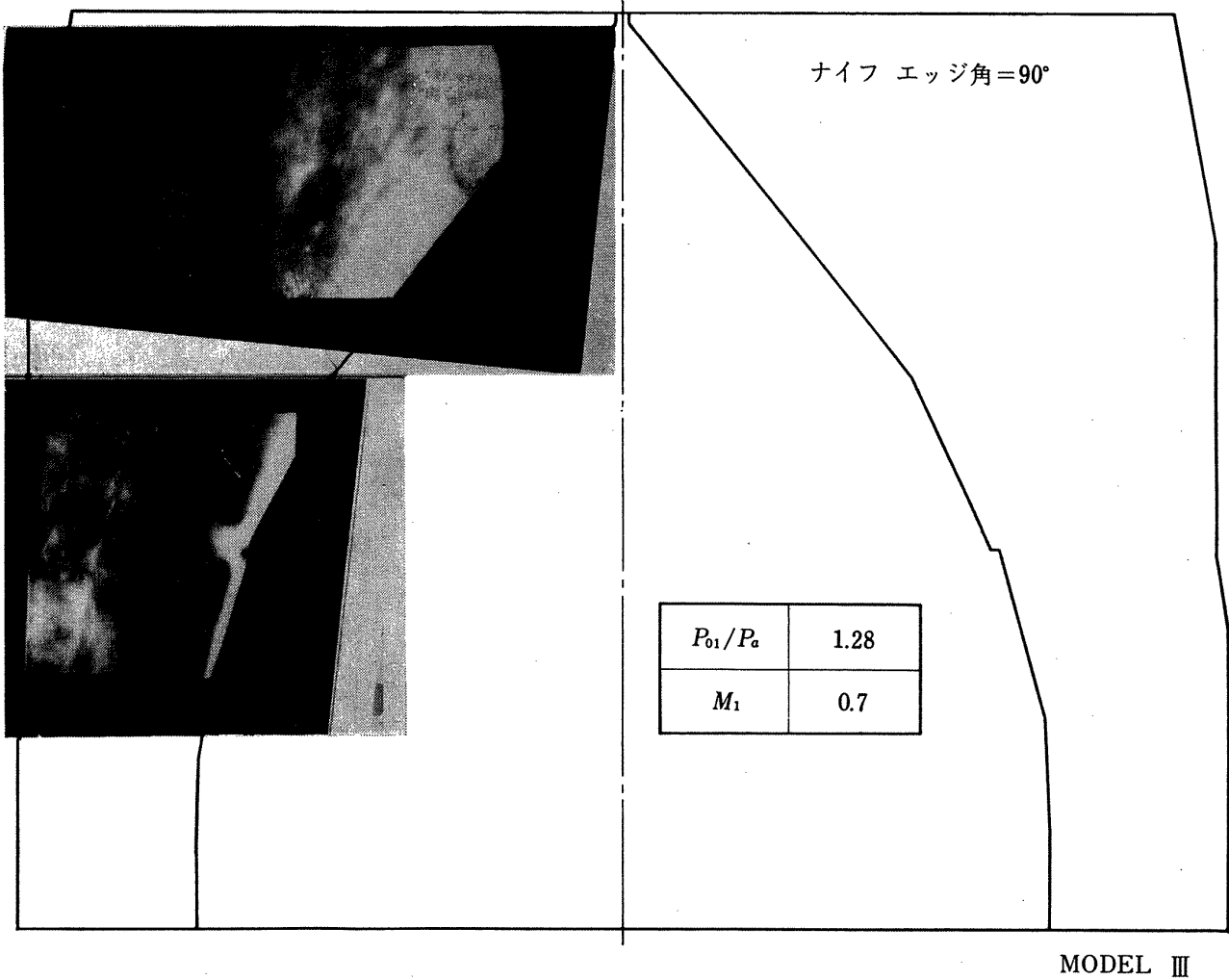
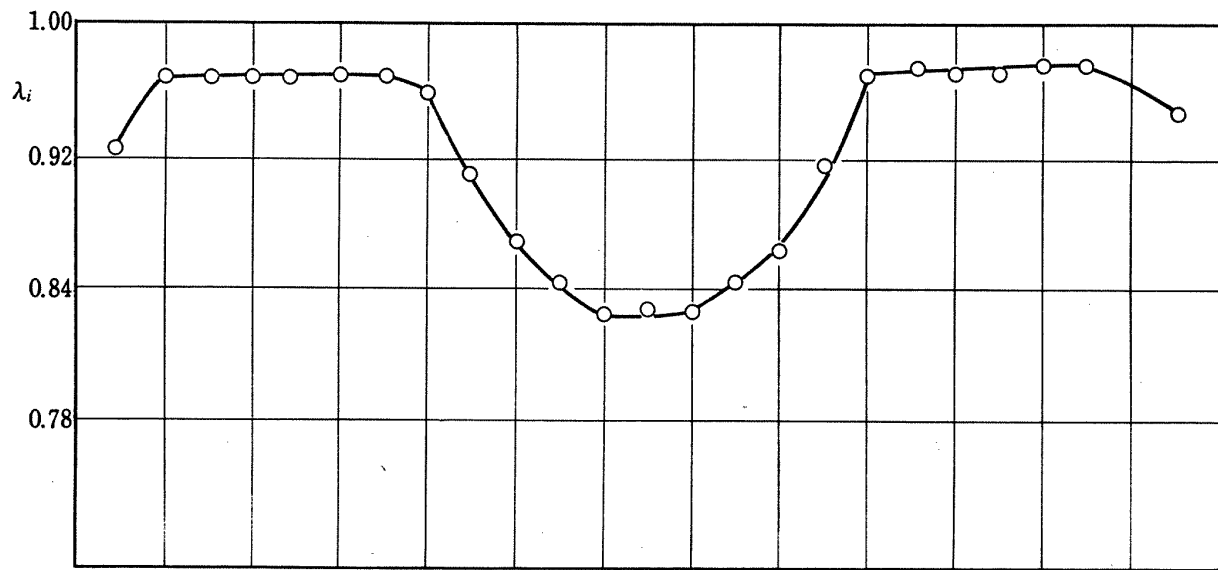


Fig. 5.2 シュリーレン観察と流出全圧分布

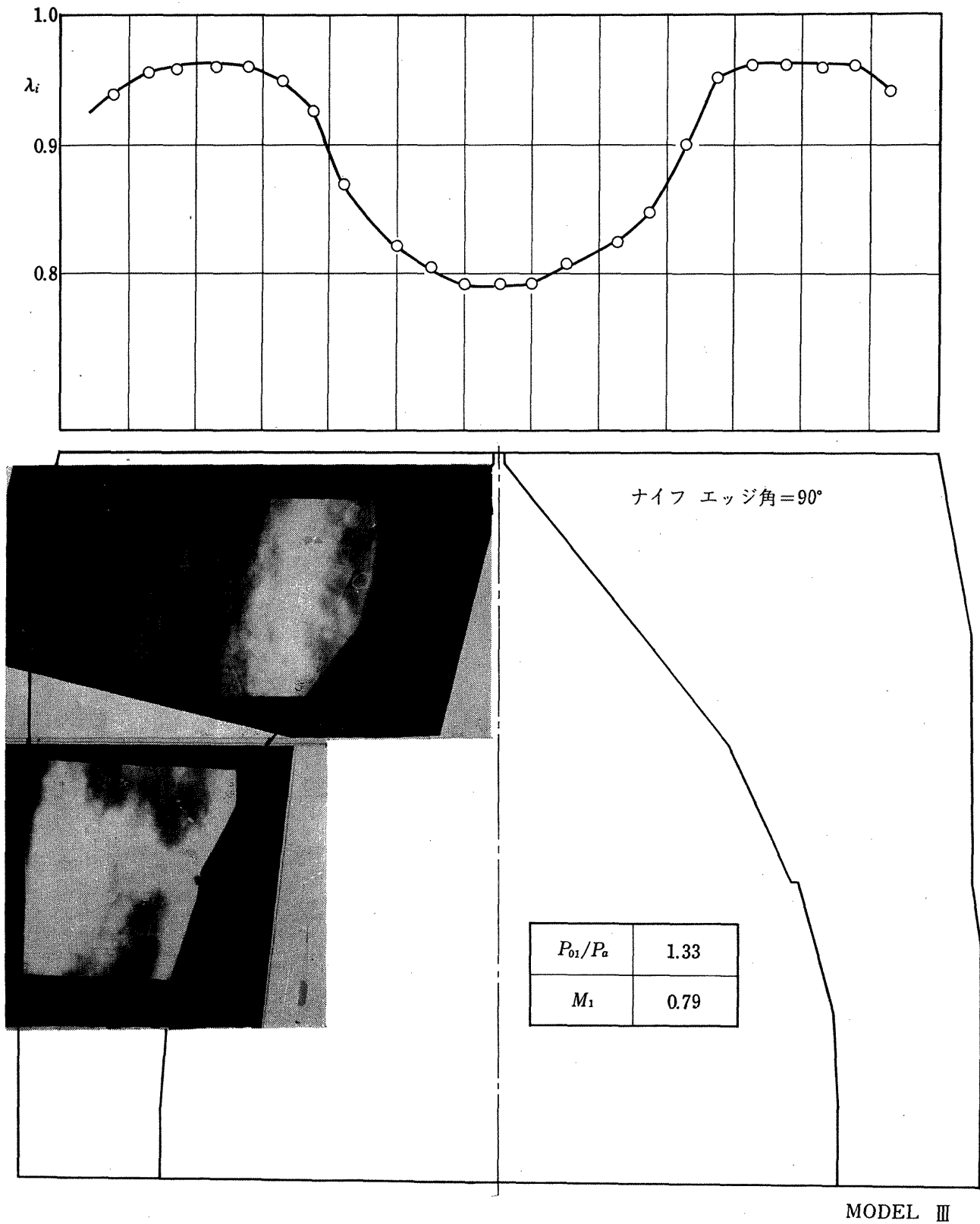


Fig. 5.3 シュリーレン観察と流出全圧分布

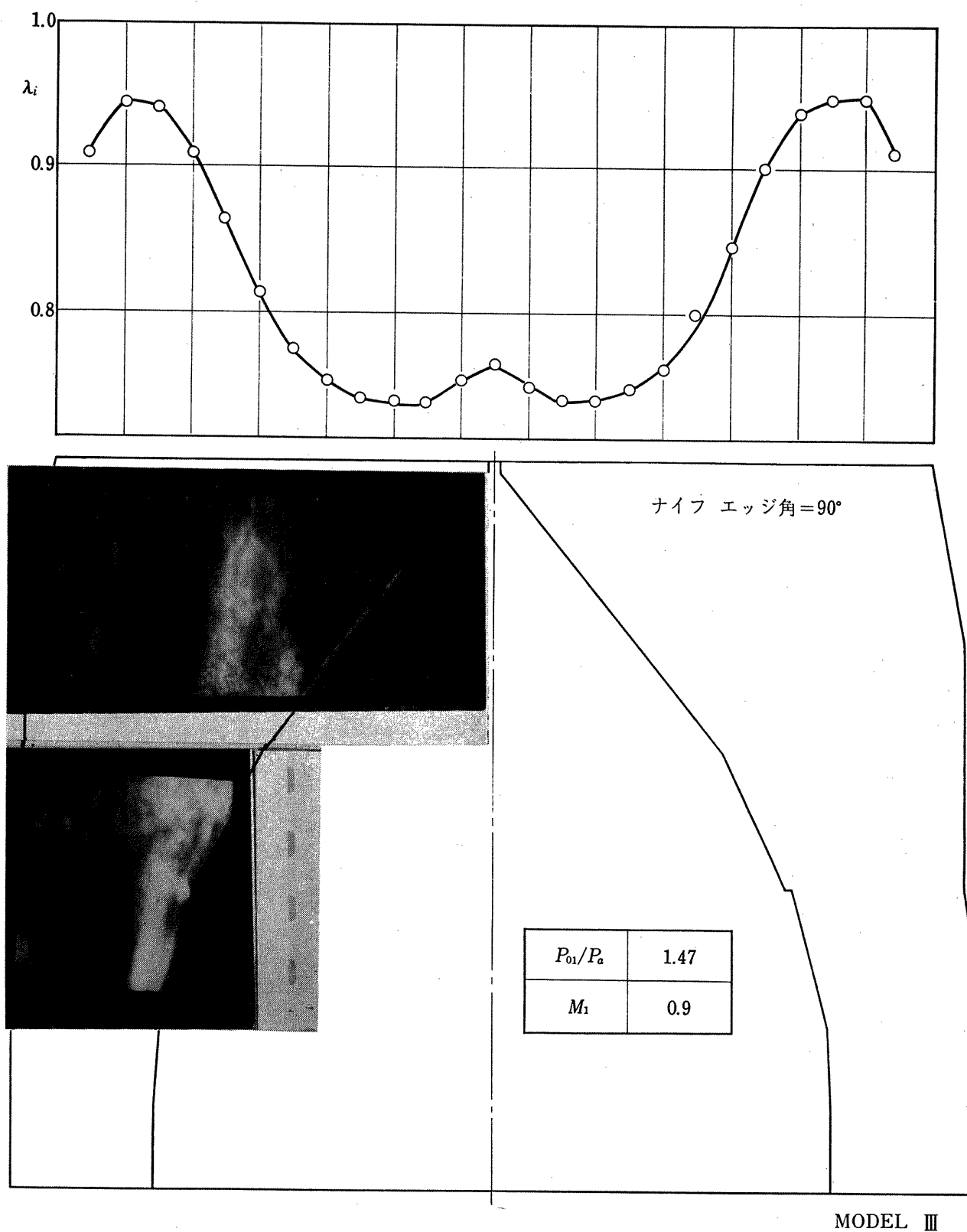


Fig. 5.4 シュリーレン観察と流出全圧分布

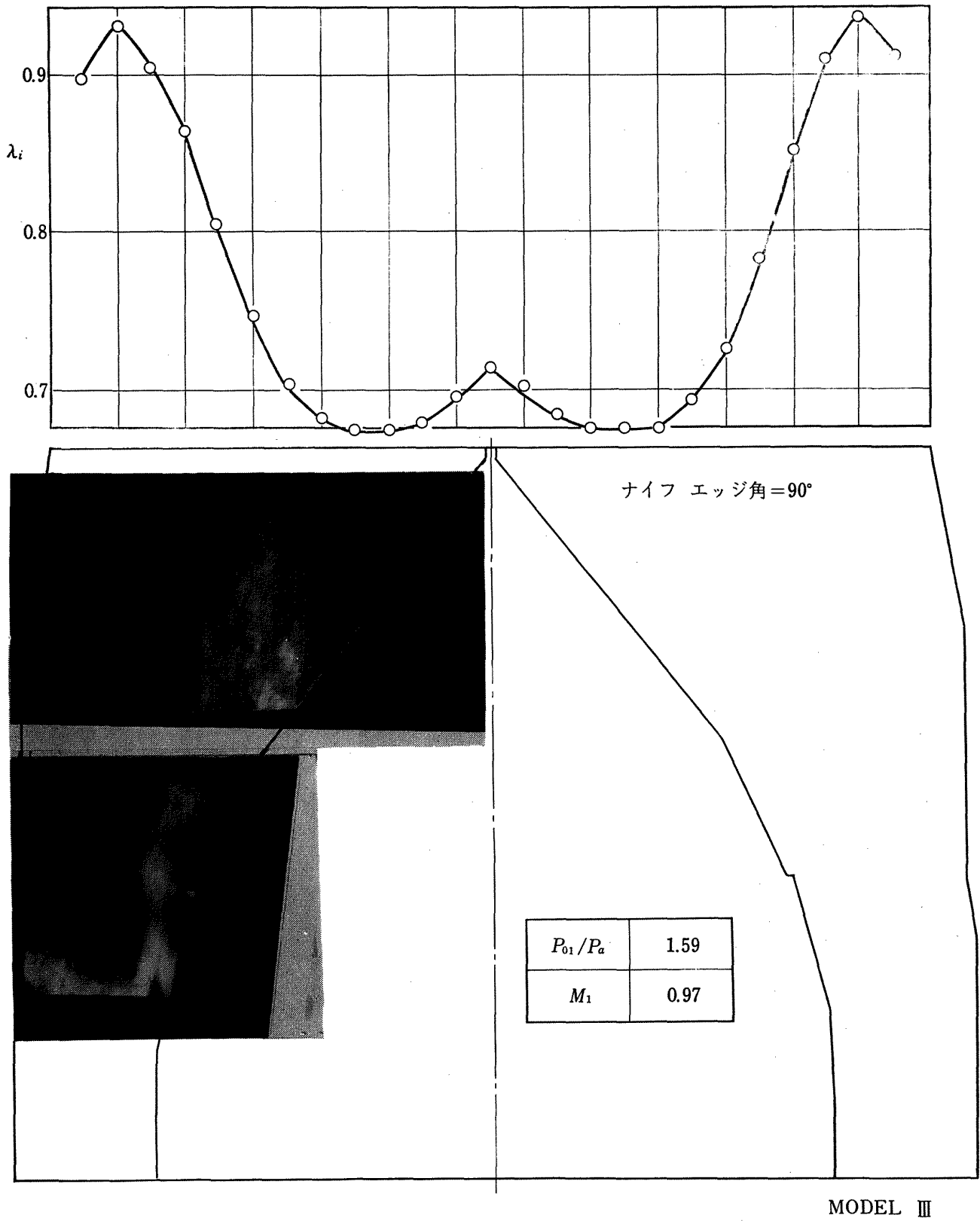


Fig. 5.5 シュリーレン観察と流出全圧分布

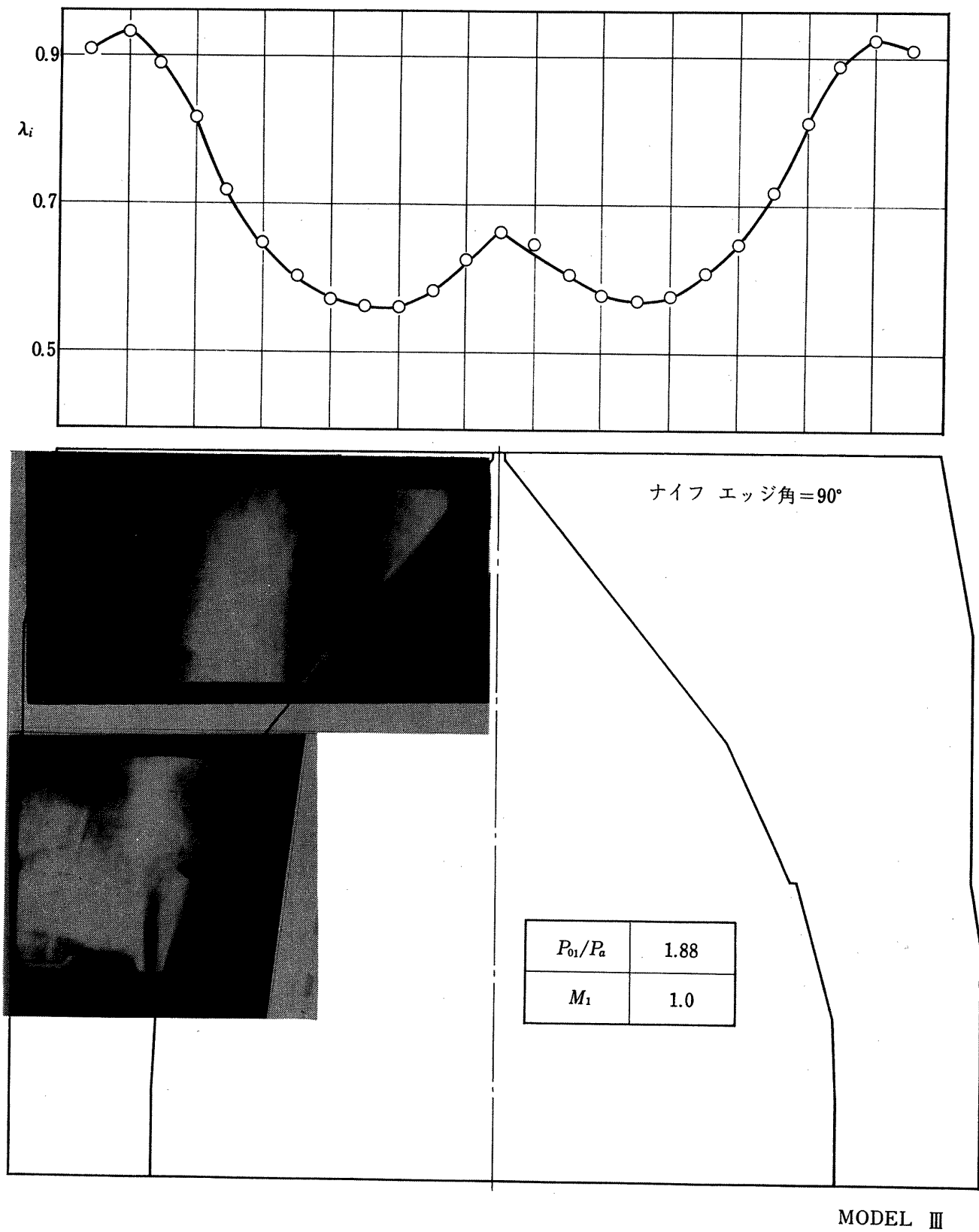


Fig. 5.6 シュリーレン観察と流出全圧分布



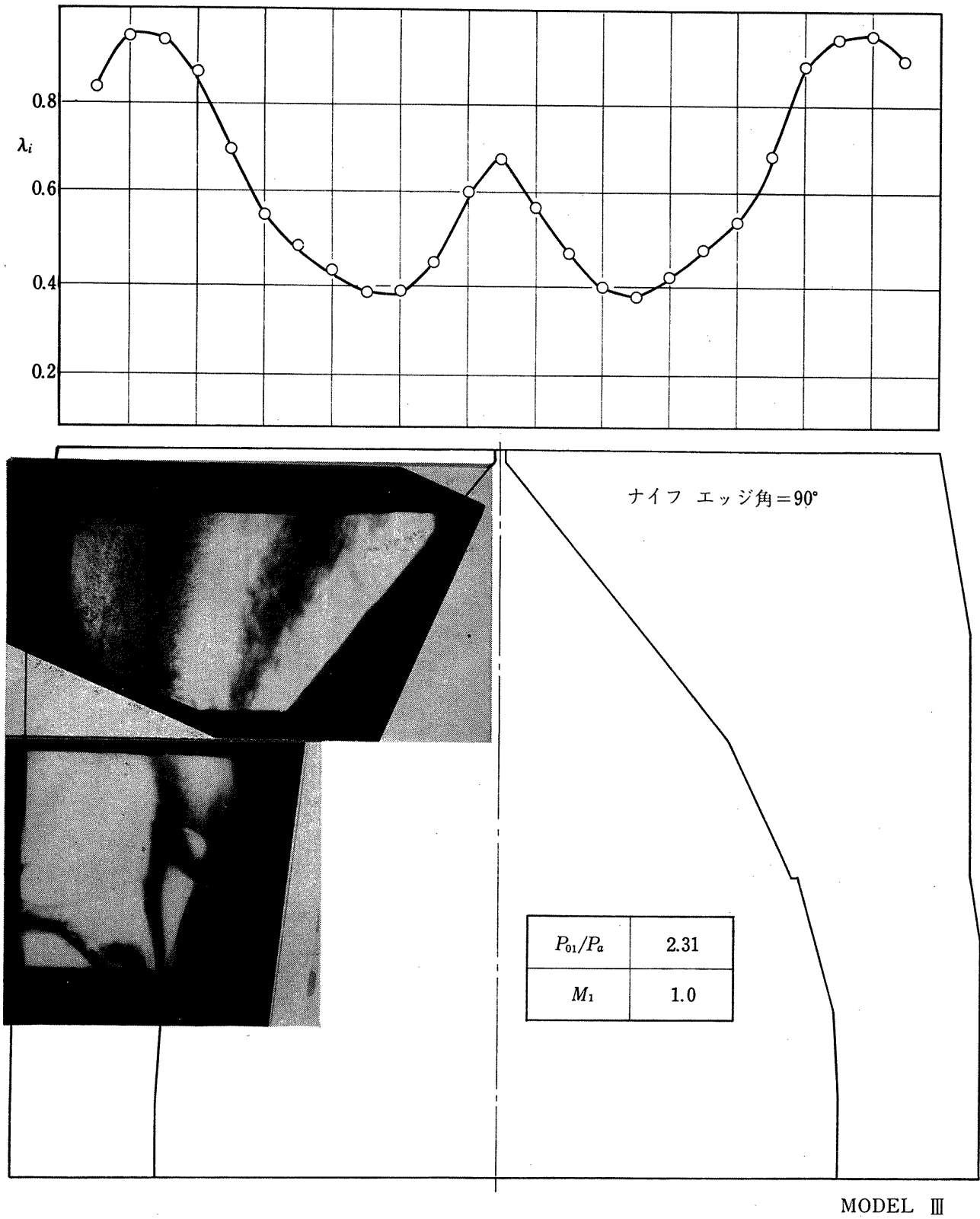


Fig. 5.7 シュリーレン観察と流出全圧分布

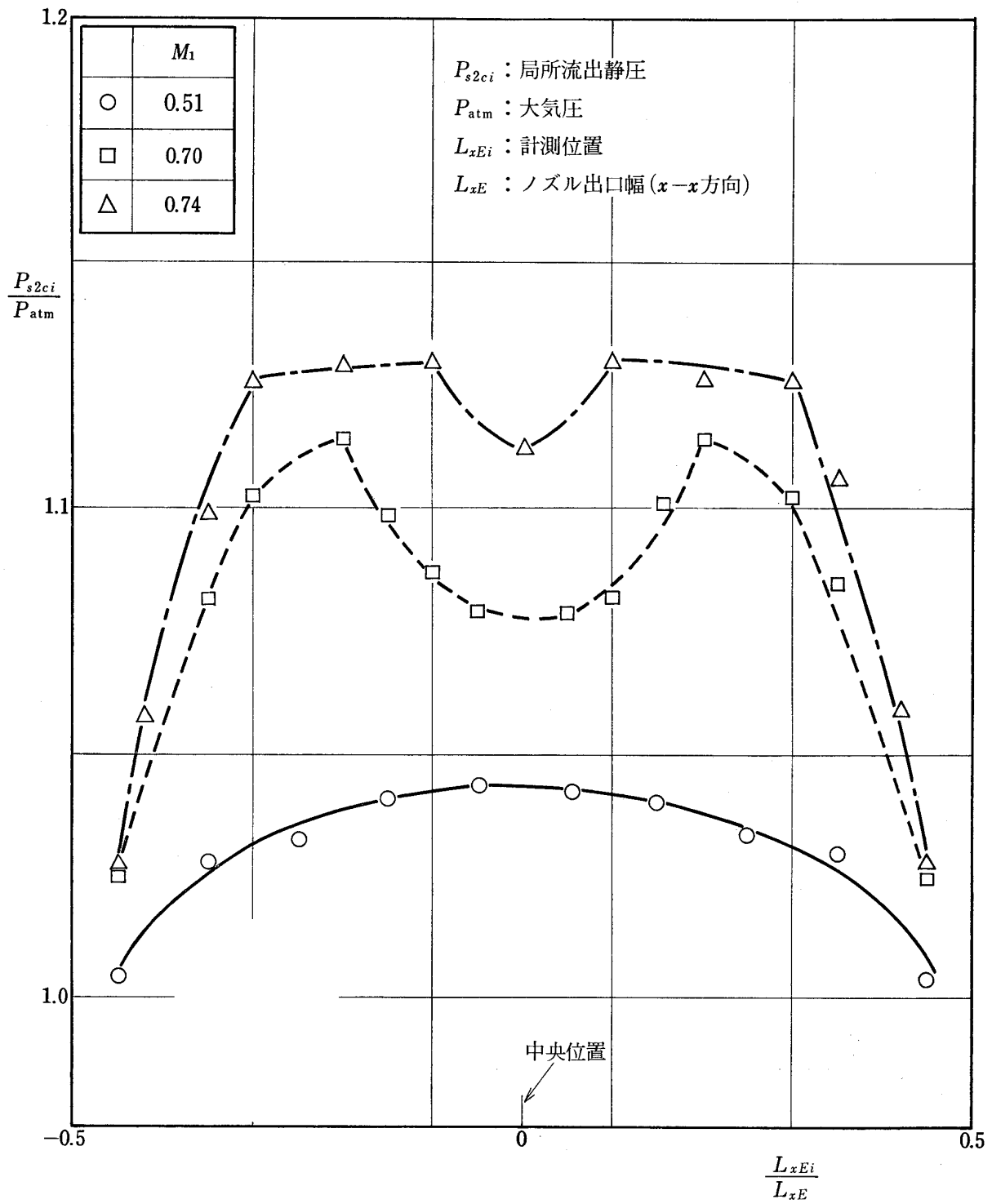


Fig. 6 ノズル出口 (中央位置) 静圧分布例 (MODEL I)

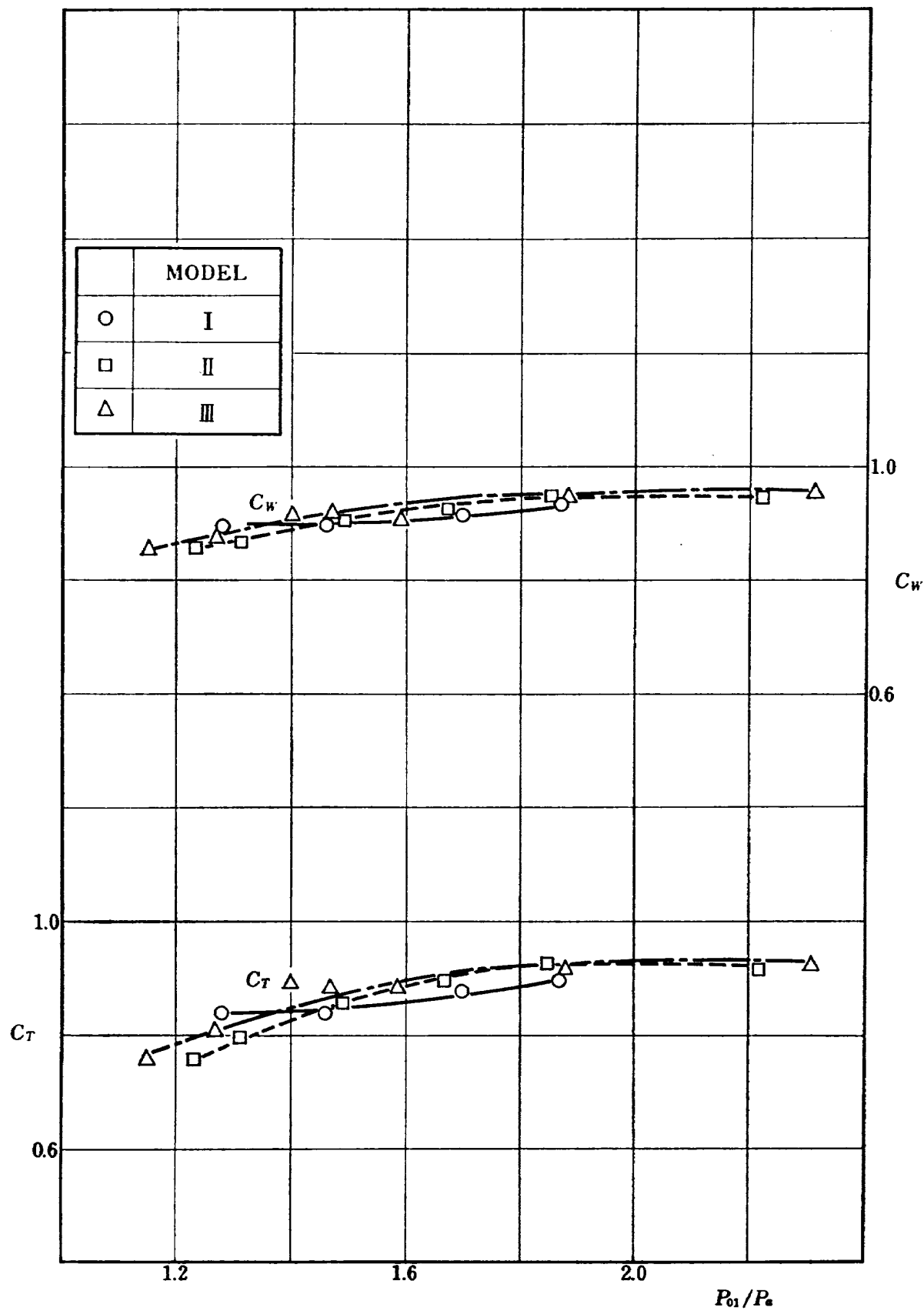


Fig. 7 ノズル性能 (流量係数および推力効率について)

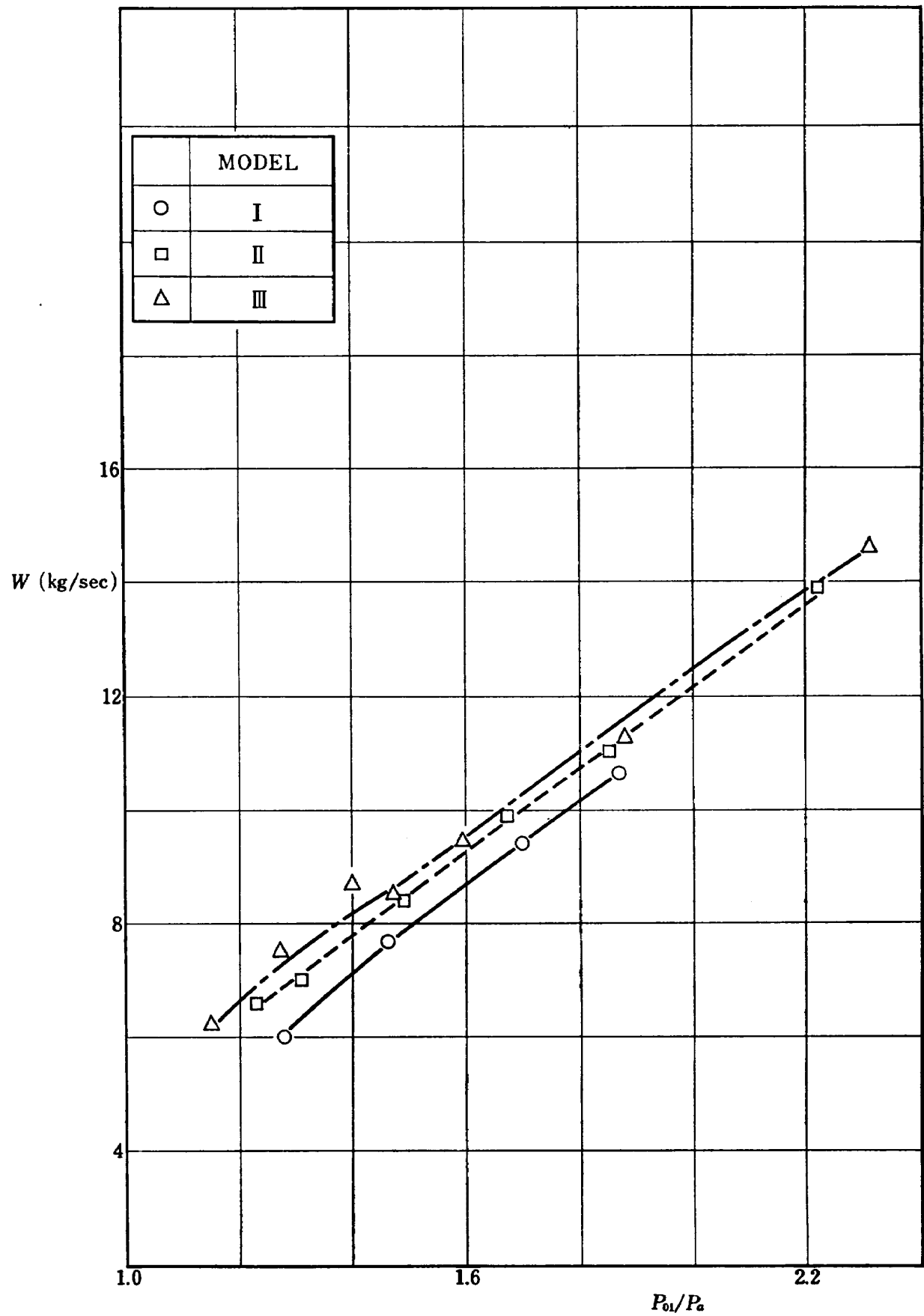


Fig. 8 ノズル流量についての比較

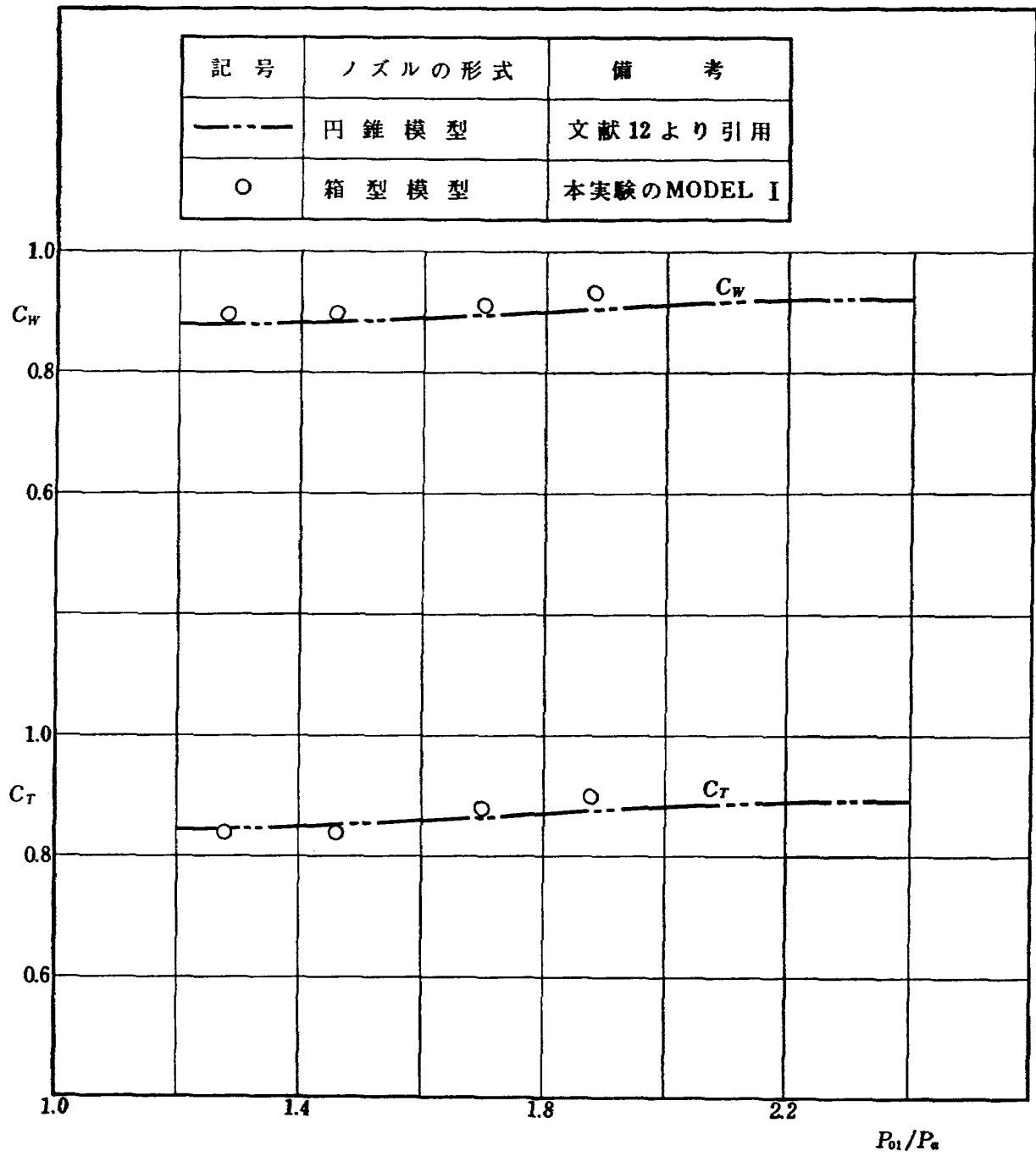


Fig. 9 円錐ノズル模型との比較 (本実験における箱型模型に対応する円錐ノズル模型との比較)

TM-232	フライングテストベッド電気系統試験	1972年9月	甲斐忠夫, 十河 弘
TM-233	フライングテストベッド空気タービン試験	1972年11月	宮本義人, 中村公昭 川崎純男, 東海林秀幸
TM-234	スピン燃焼試験設備による燃焼実験	1972年10月	石井進一, 岡部祐二郎 山田晃, 新岡 嵩 三谷 徹
TM-235	推進エンジン用空気取入口の予備実験 (続報)	1972年10月	近藤 博, 長谷川 聡
TM-236	大型低速風洞動的量データ処理設備	1972年10月	桑野尚明
TM-237	大型低速風洞壁面効果補正要領	1972年11月	佐藤淳造
TM-238	圧力測定的时间遅れにおよぼす圧力孔の影響	1972年11月	曾我 国男, 小野寺信幸
TM-239	突風風洞の気流測定について	1973年4月	高橋 侔
TM-240	突風風洞での突風応答予備実験	1973年5月	松下 洸, 西村博史
TM-241	カーボン複合材の強度特性	1973年6月	古田敏康, 野口義男 松嶋正道
TM-243	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジン の揺動特性 (II)	1973年6月	植崎哲二, 野溝国生 荻原袈千代, 吉原正一

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244号

昭和48年6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)47-5911(大代表) 182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---

