

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-642

超音速二次元翼列風洞用空気エゼクターの実験  
(第二報・エゼクター性能と面積比の関係(I))

高 森      晋 ・ 坂 口      一

1991年12月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 超音速二次元翼列風洞用空気エゼクターの実験 (第二報・エゼクター性能と面積比の関係(Ⅰ))\*

高 森 晋<sup>\*1</sup> 坂 口 一<sup>\*1</sup>

## AIR EJECTOR EXPERIMENTS USING THE TWO-DIMENSIONAL SUPERSONIC-CASCADE TUNNEL (2nd Report, Relationship between Ejector Performance and Throat Area Ratio [I])

By  
Susumu TAKAMORI and Hajime SAKAGUCHI

### ABSTRACT

To determine the feasibility of using an ejector as a suction pump for boundary-layer air removal in the Two-Dimensional Supersonic Cascade Tunnel, especially when a portion of the tunnel's air supply is used for its primary flow, both subsonic and supersonic air ejector tests were conducted. The tested ejector was axially symmetrical and a center-jet type, with its geometrical configuration being varied, i.e. the primary nozzle to mixing tube throat area ratio, and the straight mixing space (mixing tube) and diverging passage section (diffuser) lengths. These configuration changes enabled geometrical effects on ejector performance to be obtained. The experimental results on the air ejector's zero-secondary flow performance were discussed in the first report. Whereas this report presents the experimental results concerning the relationship between subsonic ejector performance and throat area ratio, i.e. the effects of the primary nozzle to mixing tube throat area ratio on the secondary-flow rate of a subsonic ejector.

**Keywords:** compressible flow, subsonic air ejector experiments, ejector performance

---

\* 平成3年11月5日受付 (received 5 November 1991)

\*1 原動機部 (Aeroengine Division)

## 概 要

二次元減速翼列実験では、翼列設定部における気流の剥離を防ぐ目的で抽気を行う必要がある。超音速翼列風洞の抽気用低圧源としての使用を目的として、全長が 2.5 m、直管型混合管内直径が 155.5 mm の Center-Jet Type の空気エゼクターを製作し、一次ノズル・スロート対混合管の断面積比、混合管長、ディフューザ長、ノズル・マッハ数などの、エゼクターの構成要素が、一次ノズル全圧と二次（吸込み）側圧力との関係、流量比対二次側圧力比との関係、などのエゼクター性能に及ぼす影響について系統的に調べた。第一報<sup>1)</sup>では零二次流における、エゼクターの真空特性と、上に述べた、エゼクターの構成要素との関係について示し、最適作動点について考察した。本報では、亜音速エゼクターの二次流量と二次側圧力比との関係に及ぼす面積比（ノズル対混合管スロート面積比）及び一次流全圧比の影響について示す。

### 1. は じ め に

二次元減速翼列実験では、翼列設定部における気流の剥離を防ぐ目的で抽気を行う必要がある。翼列風洞の抽気用低圧源として、エゼクターを使用することは、実験用に供給される空気の一部を利用することで、専用の排風機が不用となり、また構造が簡単で操作が容易である、などの利点がある。しかし、一方、翼列実験時の比較的低い全圧の空気を一次側の駆動流体として用いなければならないにも拘らず、二次側における、高い真空度と流量が必要となり、高いエゼクター性能が要求されるなどの問題点がある。超音速翼列風洞の抽気用低圧源としての使用を目的として、全長が 2.5 m、直管型混合管内直径が 155.5 mm の Center-Jet Type の空気エゼクターを製作し、一次ノズル・スロート対混合管の断面積比、混合管長、ディフューザ長、ノズル・マッハ数などの、エゼクターの構成要素が、一次側（駆動流）全圧と二次（吸込み）側圧力との関係、流量比対二次側圧力比との関係、などのエゼクター性能に及ぼす影響について系統的に調べた。第一報<sup>1)</sup>では零二次流における、エゼクターの真空特性と、上に述べた、エゼクターの構成要素との関係について示し、最適作動点について考察した。本報では、亜音速エゼクターの二次流量と二次側圧力比との関係に及ぼす面積比（ノズル対混合管スロート面積比）と一次流圧力比の影響について示す。

### 記 号

AR	：一次ノズル・スロート対混合管断面積比 (略して面積比)
	$AR = (D_{MIX} / D_{NTH})^2$
CRT	：ノズル入口対出口面積比（絞り比）
D	：直径
L	：管の長さ
$(L/D)_{MIX}$	：混合管の長さとの内直径の比
$M_{IC}$	：翼列流入マッハ数
$P_A$	：大気圧
$P_O$	：全 圧
$P_S$	：静 圧
$P_w$	：混合管とディフューザーにおける、壁面圧力（静圧）
$P_{OC}$	：翼列流入気流全圧
$P_{SC}$	：翼列流入気流静圧
$P_{SSC}$	：翼列実験時の抽気圧
W	：流量 (Kg/S)
$W_{SC}$	：翼列設定部抽気流量
$W_{OC}$	：翼列流入気流流量
X	：混合管入口よりの距離
添 字	
DF	：ディフューザー部
EX	：出口
EN	：入口
MIX	：混合管部（直管）
N	：一次ノズル部

NTH : ノズル・スロート

0 : 翼列前（翼列流入側）

1 : 一次流または一次側

2 : 二次流または二次側

C : 翼列

## 2. 実験装置と実験方法について

実験に用いたエゼクターの概略を図1に示す。供試エゼクターは、中心部に一次ノズルを配する、中心噴出型（Center-Jet Type）の軸対称エゼクターであり、標準全長（高さ）は約2.5 mである。

作動流体は、一次側（駆動側）、二次側（吸込み側）ともに空気である。エゼクターの主要諸元、空気源などの実験装置、および、圧力、流量の計測など、実験方法の概要について次に示す。なお、本エゼクターは、現在、遷・超音速二次元翼列風洞・抽気用低圧源として稼働している。

### 2.1 空気源

一次流を供給する、共用空気源設備での、軸流圧縮機の諸元を表1に示す。実験時における、使用可能な最高全圧力比は、一次側貯気槽内で、約2.6である。本圧縮機によって、一次側貯気槽に供給された空気は、一次側導入管を経て一次ノズルにおいて加速され、混合管部（直管）に放出され、次いで、ディフューザ部で大気圧にまで減速され、実験室内の消音室を経て大気に放出される。

### 2.2 一次ノズル、および、ノズル・スロート対混合管断面積比（AR）について

一次ノズル（軸対称ノズル）は、一次側貯気槽内に設けられた、入口縮合部のある一次流導入管（内直径130 mm）に取付けられる。面積比、AR値の変化は、混合管直径（155.5 mm）は一定に保ち、一次ノズルを交換して、一次ノズルのスロート・直径を変えることで得られる。亜音速ノズルでは、ノズル・スロート（ $D_{NTH}$ ）はノズル端部にある。表2に本実験における、亜音速ノズル（Convergent Primary-Nozzle）のAR値を示す。なお、ノズル・スロート対混合管断面積比を、略して、面積比（AR）と記す。

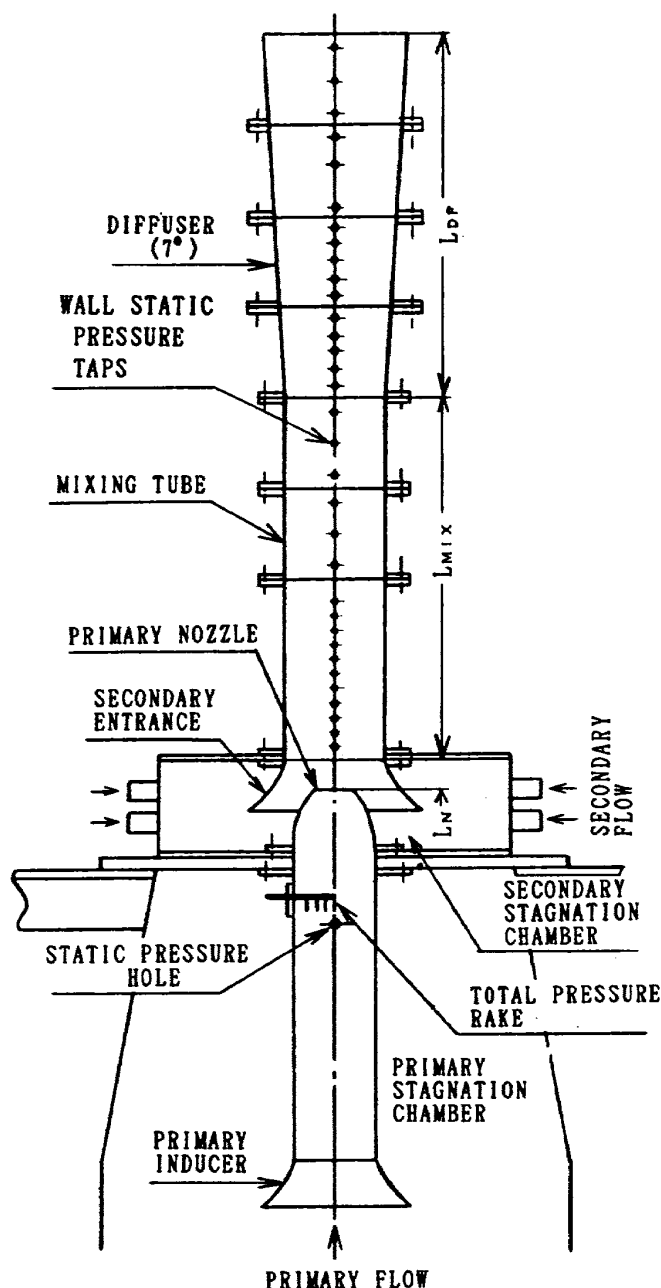


図1 実験装置の略図

表1 圧縮機要目

型 式	軸流5段
空 気 流 量	13Kg/sec
全 圧 圧 力 比	3.1
吐 出 空 気 温 度	110～150℃

### 2.3 混合管及びディフューザ

本実験では、便宜上、混合部において、断面一定の直管部を混合管、拡大管部をディフューザと呼ぶ。本報告では、混合管長さとの比 $(L/D)_{MIX}$ は、 $(L/D)_{MIX}=8$ （一定）である。ディフューザは、開き角 $=7$ （Deg）（一定）であり、ディフューザ長さ $(L_{DF})$ は、混合管との比で示すと $L_{DF}/D_{MIX}=8$ （一定）である。

### 2.4 二次側貯気槽

二次側貯気槽は縦、横、高さが $500 \times 500 \times 318$ （mm）の諸元をもつ箱形状（六面体）である（図1、図2）。下面は、一次流貯気槽と接続しており、上面部で混合管と接続している。側面に、図2に示す二次流吸入配管（4本；直径 $=130$  mm）が接続している。吸入管のない側面に二次貯気槽圧力 $(P_{02})$ を測定する静圧孔とタップが設けられている。二次流吸入配管の中間部に設けられた電動バルブによって二次流吸入を調整する。

### 2.5 一次流全温、全圧、静圧の測定

(A) 一次流全温 $(T_{01})$ は一次流貯気槽内にあり、一次流導入管〔一次流入口縮合管（Primary Inducer）よりノズル入口までの直管部をいう。内径 $130$  mm，全長 $1.2$  mである（図1）〕の上流に設置した抵抗温度計を用いて測定した。

(B) 一次流全圧 $(P_{01})$ は次の方法で測定した。ノズル入口部より $120$  mm上流の一次流導入管中に設置された楕形ピトー管（全圧管が4点）の4点のピトー圧

$(P_{01,i}, i=1, 2, 3, 4)$ の相加平均値，

$$P_{01} = (1/4) \sum_{i=1}^4 P_{01,i}$$

を一次流全圧とした。

4点の全圧管は、図3に示すように、導入管（内径 $130$  mm）の断面積を4等分する半径 $(R_1, R_2, R_3)$ の中間 $(r_1, r_2, r_3, r_4)$ に位置している。

(C) 一次流静圧 $(P_{s1})$ は、全圧管近傍位置で、導入管壁面にあけられた壁面圧力を使用した。

### 2.6 二次側（貯気槽）圧力 $(P_{02})$ の計測

二次側（貯気槽）圧力 $P_{02}$ は、二次側貯気槽（Secondary Stagnation Chamber；図2）の側面に設けられた、壁面静圧孔（4点）の圧力の平均圧力， $P_{02} = (1/4) \sum_{i=1}^4 P_{wi}$ ，を用いた。壁面圧

力孔は二次流配管（図2）の影響を考慮して、管が接続されていない2側面に間隔をあけて計 $2 \times 2$ 点の静圧孔を設けてある。それぞれの圧力値のバラツキは、平均値に対して、二次流が最大の場合でも、3%以下であった。

### 2.7 流量計測について

#### (1) 流量算出式

$$\begin{aligned} W &= \sum_{i=1}^N W_i \quad (N: \text{分割数}) \\ W_i &= A_{w,i} \cdot G \cdot \bar{\rho}_i \cdot \bar{V}_i \\ &= A_{w,i} \cdot G \cdot P_s \cdot M_i \cdot [1.4 \cdot (1 + 0.2 M_i^2)]^{1/2} \\ &\quad [R \cdot T_0]^{-1/2} \quad \dots\dots\dots \text{Eq. 1} \end{aligned}$$

$$PR_{i,} = \bar{P}_{0,i} / P_s$$

$$W_i = [5 \cdot (PR_i^{2/7} - 1)]^{1/2}$$

#### 記 号

$A_{w,i}$  ; 分割面積（図3，図4）  
 $\bar{\rho}_i$  ;  $A_{w,i}$  における平均密度  
 $\bar{V}_i$  ;  $A_{w,i}$  における平均速度  
 $R$  ; ガス定数  
 $G$  ; 重力の加速度  
 $M_i$  ; マッハ数  
 $\bar{P}_{0,i}$  ;  $A_{w,i}$  における代表全圧  
 $P_s$  ; 気流静圧  
 $T_0$  ; 気流全温

#### (2) 一次及び二次流量

##### (A) 一次流量； $W_1$

2.5節に示した一次流全温 $(T_{01})$ ，静圧 $(P_{s1})$ を用いて、図3に示すように流路を4分割 $(A_{w,i}, i=1, 2, 3, 4)$ し、各流路の代表全圧 $\bar{P}_{01,i}$ （ $i=1, 2, 3, 4$ ）を求め（次式参照）， $\bar{P}_{01,i}$ より

それぞれの分割流量を上記の流量算出式 (Eq. 1) より算出した。

$$W_1 = \sum_{i=1}^4 W_i$$

$$P_s = P_{s1}$$

$$T_o = T_{o1}$$

$$\bar{P}_{o,i} = \bar{P}_{o1,i}$$

$$\bar{P}_{o1,i} = (P_{o1,i} + P_{o1,i+1}) / 2$$

$$P_{o1,i}, i = 1, 2, 3, 4, 5; \text{図3参照}$$

$$P_{o1,5} = P_{s1}$$

(B) 二次側 (吸込み) 流量;  $W_2$

吸入管 (4本, 図2) のそれぞれについて, 図4に示すように, 流路を8分割し各流路の代表全圧  $\bar{P}_{o2D,i}$  ( $i = 1, 2, \sim, 8$ ) を求め (次式参照), 分割流量  $W_i$  を, 上述の流量式 (Eq. 1) を用いて求め, その和として二次流量 ( $W_2$ ) を算出した。なお, 二次流全温 ( $T_{o2}$ ) は, 図2に示す吸入管の吸入端部より 0.2 m 上流に設置した, 抵抗温度計により計測した。

$$W_2 = \sum_{i=1}^8 W_i$$

$$\bar{P}_{o,i} = \bar{P}_{o2D,i} \quad (i = 1, 2, \sim, 8)$$

$$P_s = P_{s2D} \quad (P_{s2D}; \text{全圧管挿入点より 5 cm 上流に設けられた壁面圧力孔圧力 (静圧)})$$

$$T_o = T_{o2}$$

$$\bar{P}_{o2D,i} = (P_{o2D,i} + P_{o2D,i+1}) / 2 \quad (i = 1, 2, 3, 5, 6, 7)$$

$$\bar{P}_{o2D,i} = (P_{o2D,i} + P_{s2D}) / 2 \quad (i = 4, 8)$$

$$P_{o2D,1} = P_{o2D,5}$$

$$PR_i = \bar{P}_{o2D,i} / P_{s2D}$$

$$M_i = [5 \cdot (PR_i^{2/7} - 1)]^{1/2}$$

### 3. 実験結果

エゼクターを超音速翼列風洞の抽気用低圧源として使用する場合には次の点が主要な問題となる。

(1) 翼列風洞用の空気源の能力 (実際に使用可能な, 圧力と流量の最大値)。

(2) 翼列の実験条件 (流入マッハ数, 食違い角などの翼列形状, 供試翼列の性能) により必要とされる抽気圧力 ( $P_{o2}$ ) と抽気量 ( $W_2$ )。

抽気圧力 ( $P_{o2}$ ) は, 上記の(2)に示した翼列の実験条件で一意的に定まる翼列流入気流静圧 ( $P_{sc}$ ) に対して,  $P_{o2} < P_{sc}$  であることが必要である。翼列実験条件が変化すると, 必要とされる抽気圧力 ( $P_{o2} < P_{sc}$ ) と抽気流量 ( $W_2$ ) も変化する。翼列実験時には, これらの点について事前に検討し, 最適のエゼクター性能を確保する必要がある。すなわち, 翼列風洞抽気用のエゼクターでは, 上述の理由により, 面積比 (AR) を指標とする二次流量と二次側 (真空) 圧力 ( $P_{o2}$ ) との関係が重要となる。

本報告では, 亜音速エゼクターにおける一次ノズル・スロート対混合管断面積比 (AR; 面積比と略称する) が,  $AR = 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0, 5.0, 7.0$  における, 二次側 (吸込み) 流量  $W_2$  と二次側圧力比  $P_{o2}/P_A$  (二次側 (貯気槽) 圧力比) との関係について示す。なお, 翼列実験時に参照する目的で, 無次元化 ( $W_2/W_1$ )<sup>2)</sup> せずに,  $W_2$  対  $P_{o2}/P_A$  の関係について示した。

なお, すでに述べたように全実験点で, 混合管長 ( $L_{MIX}/D_{MIX}$ ), ディフューザ長比 ( $L_{DF}/D_{MIX}$ ) は,  $L_{MIX}/D_{MIX} = 8, L_{DF}/D_{MIX} = 8$  である。

#### 3.1 面積比 (AR) と一次流量 ( $W_1$ ) との関係

図5に, 一次流全圧比 ( $P_{o1}/P_A$ ) を指標とする, 面積比 (AR) と一次流量 ( $W_1$ ) との関係を示した。翼列風洞用空気源の使用可能な最大流量 ( $W_{MAX}$ ) と翼列風洞の最大流量 ( $W_{OC, MAX}$ ) とを比較して示すと,

$$W_{MAX} \cong 11 \text{ (Kg/S, 全圧比 } P_o/P_A = 2.6 \text{)},$$

$$W_{OC, MAX} \leq 2.0 \text{ (Kg/S), である。}$$

図5より, 本エゼクターを翼列風洞抽気用として

翼列風洞と空気源を共用する場合に、本報告の(図 6. (1)～(8)・図 7. (1)～(8)) 実験条件  $AR, P_{O1}/P_A$  の全点での作動が、流量的に可能であることがわかった。

### 3.2 二次流量 ( $W_2$ ) と二次側 (貯気槽) 圧力比 ( $P_{O2}/P_2$ ) との関係 (I)

図 6. (1)～(8)に、面積比 ( $AR$ ) を指標 ( $AR = 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0, 5.0, 7.0$ ) として、 $W_2$  と  $P_{O2}/P_A$  (以後、二次流流量特性と呼ぶ) との関係について示す。図中、一次流全圧比 ( $P_{O1}/P_A$ ) をパラメータにとり、流量特性に及ぼす  $P_{O1}/P_A$  の影響について示した。

翼列風洞の抽気用低圧源としてのエゼクターでは、要求される抽気量、すなわち、二次流量  $W_2$  の下で、抽気圧力すなわち、二次側 (貯気槽) 圧力比 ( $P_{O2}/P_A$ ) は翼列前気流静圧比 ( $P_{Sc}/P_A$ ) に対して、 $P_{O2}/P_A < P_{Sc}/P_A$  の条件がある。

本図より、指定された  $W_2$  値に対して、 $AR$  値を指標とすると、 $P_{O2}/P_A$  値が最小 [ $(P_{O2}/P_A)_{MIN}$ ] になる  $P_{O1}/P_A$  値 [ $(P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN}$ ] が存在し、 $AR$  値が変化すると、 $(P_{O2}/P_A)_{MIN}$ 、 $(P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN}$  もそれぞれ変化することがわかる。 $W_2 = 0.5$  (Kg/S) について示すと以下のようなになる。 $W_2 = 0.5$  (Kg/S)

$AR = 1.5, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.61, (P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN} = 1.4$ 。  
 $AR = 2.0, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.50, (P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN} = 1.5$ 。  
 $AR = 2.5, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.46, (P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN} = 2.0$ 。  
 $AR = 3.0, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.44, (P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN} = 2.0$ 。  
 $AR = 3.5, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.43, (P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN} = 2.55$ 。  
 $AR = 4.0, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.49, (P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN} = 2.55$ 。  
 $AR = 5.0, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.60, (P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN} = 2.55$ 。  
 $AR = 7.0, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.71, (P_{O1}/P_A)_{PO2 \cdot MIN} = 2.55$ 。

本図より翼列実験条件に対応して、最適な  $AR$ 、 $P_{O1}/P_A$  を決定できる。

### 3.3 二次流量と二次側 (貯気槽) 圧力比との関係 (II)

面積比 ( $AR$ ) の影響を明確にする目的で、図 7. (1)～(8)に、 $AR$  をパラメータとして、一次流全圧比を指標とする、 $W_2$  と  $P_{O2}/P_A$  との関係 (二次流の流量特性) について示す。

本図より、指定された二次流量  $W_2$  値に対して、 $P_{O1}/P_A$  値を指標とすると、二次側 (貯気槽) 圧力比  $P_{O2}/P_A$  が最小 [ $(P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.44$ ] になる  $AR$  値 ( $AR_{PO2 \cdot MIN} = 3.0$ ) が存在することがわかる。 $W_2 = 0.5$  (kg/S) について示すと次のように  $W_2 = 0.5$  (kg/S)

$P_{O1}/P_A = 1.2, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.75, AR_{PO2 \cdot MIN} = 2.0$ 。  
 $P_{O1}/P_A = 1.4, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.60, AR_{PO2 \cdot MIN} = 2.0$ 。  
 $P_{O1}/P_A = 1.6, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.50, AR_{PO2 \cdot MIN} = 2.0$ 。  
 $P_{O1}/P_A = 1.8, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.51, AR_{PO2 \cdot MIN} = 2.5$ 。  
 $P_{O1}/P_A = 2.0, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.46, AR_{PO2 \cdot MIN} = 2.5$ 。  
 $P_{O1}/P_A = 2.2, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.44, AR_{PO2 \cdot MIN} = 3.0$ 。  
 $P_{O1}/P_A = 2.4, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.46, AR_{PO2 \cdot MIN} = 3.5$ 。  
 $P_{O1}/P_A = 2.55, (P_{O2}/P_A)_{MIN} = 0.43, AR_{PO2 \cdot MIN} = 3.5$ 。

空気源の吐出圧力比を、翼列実験の流入全圧比に近い値に設定するのが望ましい場合がある。このように空気源の吐出圧力比 ( $P_{O1}/P_A$ ) が規定される場合に、翼列実験時に必要とされる抽気圧力比 ( $P_{O2}/P_A$ ) と抽気流量 ( $W_2$ ) より、最適な  $AR$  値を求めるには本図が便利である。

### 3.4 翼列実験において必要とされる抽気条件とエゼクターの二次側流量特性についての比較

翼列実験時における抽気条件には、抽気圧力比 ( $P_{SSC}$ ) と抽気流量 ( $W_{O2}$ ) がある。3.2 で述べたように、抽気圧力比 ( $P_{SSC}$ ) は翼列実験時における翼列前気流静圧比 ( $P_{Sc}$ ) と  $P_{SSC} < P_{Sc}$  の関係がある。 $P_{SSC}$  はエゼクターの二次側 (貯気槽) 圧力比 ( $P_{O2}/P_A$ ) に対して、 $P_{SSC}/P_A \cong P_{O2}/P_A$  であり、 $P_{O2}/P_A < P_{Sc}/P_A$  となる。また、 $P_{Sc}$  は空気では、 $P_{Sc} = P_{Oc} / (1 + 0.2 M_1^2)^{1/2}$  であり、翼列流入全圧 ( $P_{Oc}$ ) 及び、翼列流入マッハ数

( $M_{1c}$ )とに関連している。これら( $P_{0c}$ ,  $P_{sc}$ ,  $M_{1c}$ ,  $W_{0c}$ )の諸量は翼列実験時において、抽気に関連する実験条件である。

翼列実験条件とエゼクターの抽気性能の検討のためのケース、スタディとして、筆者が行った超音速翼列実験<sup>3)</sup>(風洞の抽気に排風機(450 kW)を使用)における、翼列風洞の流入全圧比、流入静圧比、抽気流量、主流対抽気流量比(抽気率)を図8～、図11に示す。図8～図11に示された実験条件と、本エゼクターの二次側流量特性(図6.(1)～.(8), 図7.(1)～.(8))とを比較し、本エゼクターの翼列風洞抽気用低圧源としての有効性を評価する。本例は、一般的な翼列条件(そり角 $=14^\circ$ , 食違い角 $=50^\circ$ , 節弦比 $=0.8$ , 入射角 $=4^\circ$ ,  $0.4 \leq M_{1c} \leq 1.2$ )であり、その意味で代表的な実験条件と考えられる。図8に翼列実験時における、流入マッハ数( $M_{1c}$ )と流入全圧比( $P_{0c}/P_A$ )との関係を示す。 $P_{01}/P_A$ 値は、翼列性能と $M_{1c}$ 値に関係するが、本翼列風洞では翼列出口圧力が大気圧(一定)であるので、 $M_{1c}$ 値の上昇とともに $P_{01}/P_A$ 値は順次増加している。

図9に、 $M_{1c}$ と翼列前気流静圧比( $P_{sc}/P_A$ )との関係について示す。 $P_{sc}/P_A$ は $M_{1c}$ と $P_{0c}/P_A$ によって一意的に定まる値であり、図では $M_{1c}=1.2$ で $P_{sc}/P_A=0.6$ を示している。

図10に、 $M_{1c}$ と抽気流量( $W_{sc}$ )との関係について示した。 $M_{1c}=1.2$ で、 $W_{sc,MAX}=0.77$ を示している。

図11に、 $M_{1c}$ と抽気率( $W_{sc}/W_{0c}$ ;  $W_{0c}$ ; 翼列流入気流流量)との関係を示す。

抽気用エゼクターの作動条件としては、図9, 10に示すように、翼列の実験マッハ数 $M_{1c}$ が高いほど、翼列前気流静圧比( $P_{sc}/P_A$ )が低く、抽気流量( $W_{sc}$ )が増加する。すなわち、エゼクターの性能としては、高真空度でかつ大きな二次流量が要求されることがわかる。一般的に、翼列流入マッハ数( $M_{1c}$ )が増加するにつれて、抽気流量( $W_{sc}$ )は大となり、抽気圧( $P_{ssc}$ )が小さくなり、抽気条件としては厳しいものとなる。本例では、最高流入マッハ数 $M_{1c}=1.2$ での抽気条件を検討すればよいことがわかる( $M_{1c}=1.2$ における抽気条件が、本エ

ゼクター性能の範囲内にあれば、 $M_{1c} < 1.2$ での抽気条件は、本エゼクター性能の範囲内にある)。

$M_{1c}=1.2$ における翼列風洞の抽気条件とエゼクターの二次側流量特性を比較すると以下を得る。

$$M_{1c} = 1.2$$

$$W_{sc} = 0.77, \quad P_{sc}/P_A = 0.6, \quad P_{0c}/P_A = 1.45。$$

$$W_2 = 0.77, \quad AR = 2.0,$$

$$P_{02}/P_A = 0.59, \quad P_{01}/P_A = 1.6。$$

$$W_2 = 0.77, \quad AR = 2.5,$$

$$0.54 \leq P_{02}/P_A \leq 0.59, \quad 1.8 \leq P_{01}/P_A \leq 2.55。$$

$$W_2 = 0.77, \quad AR = 3.0,$$

$$0.53 \leq P_{02}/P_A \leq 0.56, \quad 2.0 \leq P_{01}/P_A \leq 2.55。$$

$$W_2 = 0.77, \quad AR = 3.5,$$

$$0.48 \leq P_{02}/P_A \leq 0.54, \quad 2.2 \leq P_{01}/P_A \leq 2.55。$$

$$W_2 = 0.77, \quad AR = 4.0,$$

$$0.53 \leq P_{02}/P_A \leq 0.56, \quad 2.4 \leq P_{01}/P_A \leq 2.55。$$

AR値が $2.0 \leq AR \leq 4.0$ の範囲で適用可能であるが、 $AR=3.5$ ,  $P_{01}/P_A=2.55$ において、 $W_2=0.77$ での最も低い二次側(貯気槽)圧力比( $R_{02}/P_A=0.48$ )が得られることがわかる。

上記の検討の結果、本エゼクターは、翼列流入マッハ数( $M_{1c}$ )が、 $M_{1c} \leq 1.2$ の範囲の翼列実験に適用可能なことがわかった。

#### 4. む す び

超音速二次元翼列風洞の抽気用低圧源としての使用を目的とする、空気エゼクター(亜音速)の、二次流量と二次側(貯気槽)圧力比との関係(二次側流量特性)について調べた。さらに、遷・超音速翼列実験時の抽気条件(抽気圧力、抽気流量)と本エゼクターの二次側流量特性とを比較し、本エゼクターの翼列実験への適合性について検討、考察した。それらの内容を要約して以下に示す。

1. 面積比(AR)が、 $AR=1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0, 5.0, 7.0$ の範囲の実験を行い、ARを指標とし、一次流全圧比( $P_{01}/P_A$ )をパラメータとする、二

次流量 ( $W_2$ ) と二次側 (貯気槽) 圧力比 ( $P_{02}/P_A$ ) との関係 (二次側流量特性) について示し, 二次側流量特性に及ぼす  $P_{01}/P_A$  の影響について検討, 考察した。

2. 一次流全圧比を指標とする, 二次側流量特性について示した。AR をパラメータとして, 二次側流量特性に及ぼす AR の影響について検討した。

3. 代表的な翼列形状・条件 (食違い角, 節弦比, 流入マッハ数) における, 遷・超音速翼列実験時の抽気条件 (抽気圧力比, 抽気流量) と本エゼクターの二次側流量特性について比較, 検討し, 翼列流入マッハ数 ( $M_{1c}$ ) が,  $M_{1c} \leq 1.2$  の範囲の翼列実験における, 風洞抽気用低圧源として本エゼクターが適用可能である, との結論を得た。

## 文 献

- 1) 高森 晋, 坂口 一: 超音速二次元翼列風洞用空気エゼクターの実験 (第一報・二次流量が零の場合の性能), 航空宇宙技術研究所資料 TM-632(1991)
- 2) 坂口 一, 高森 晋; 超音速二次元翼列風洞用空気エゼクターの実験 (第二報), 機械学会講演論文集 No. 825-1, 1982
- 3) 坂口 一, 近藤 博, 高森 晋; MCA 翼型の遷音速二次元翼列性能についての一実験, 第14回航空原動機に関する講演会講演集, 1974

表2 亜音速ノズル (Convergent Primary Nozzle)

$$AR = (D_{MIX} / D_{NTH})^2$$

$$\text{絞り比} \quad CRT = (D_{NTH} / D_{N.EN})^2$$

$$D_{NTH} = D_{N.EX}$$

単位 mm

AR	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0	5.0	7.0
$D_{NTH}$	127	110	98	90	83	78	70	59
$D_{N.EN}$	130	130	130	130	130	130	130	130
CRT	0.95	0.72	0.57	0.48	0.41	0.36	0.29	0.21

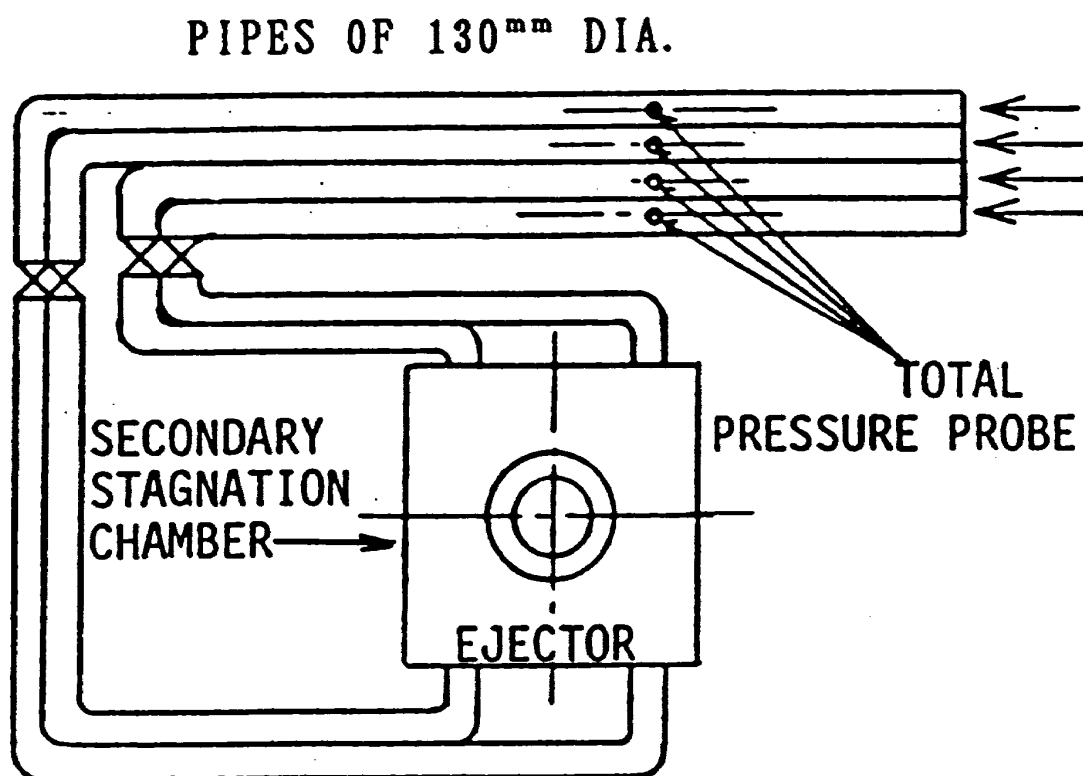
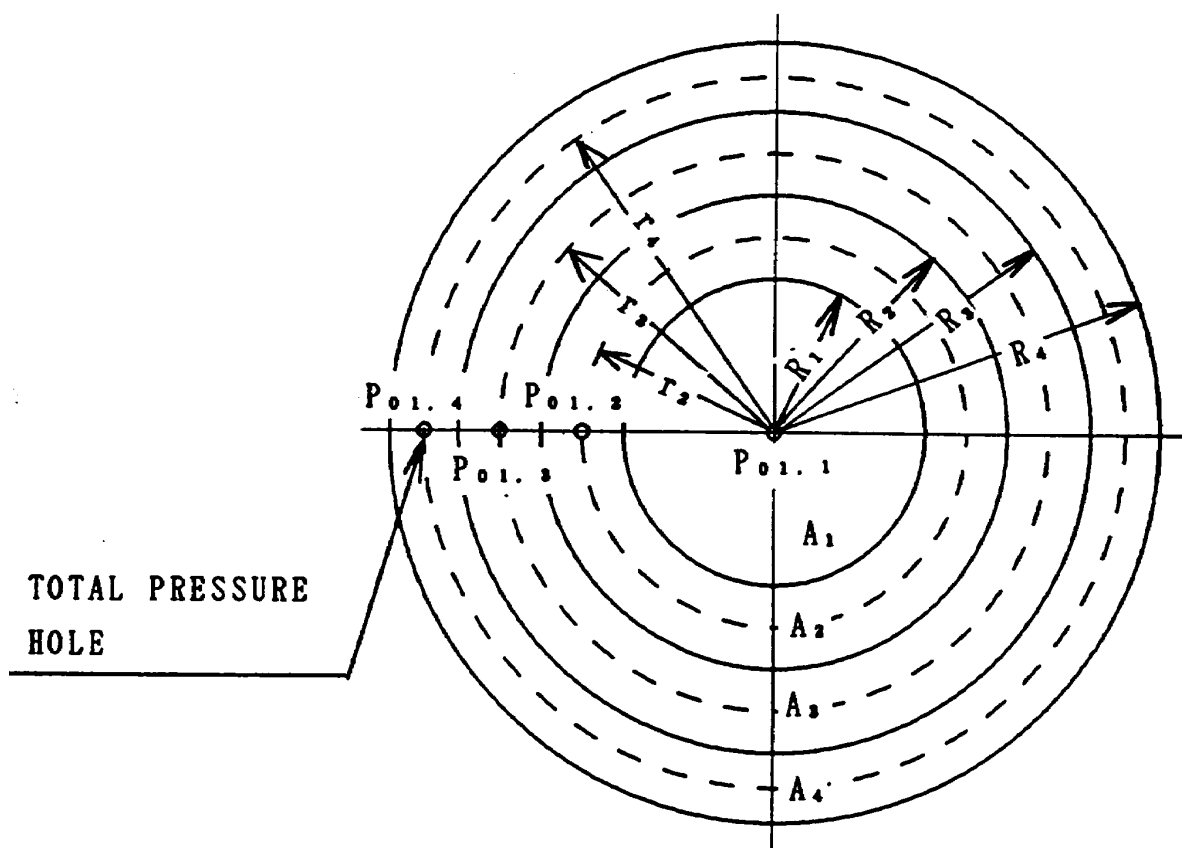


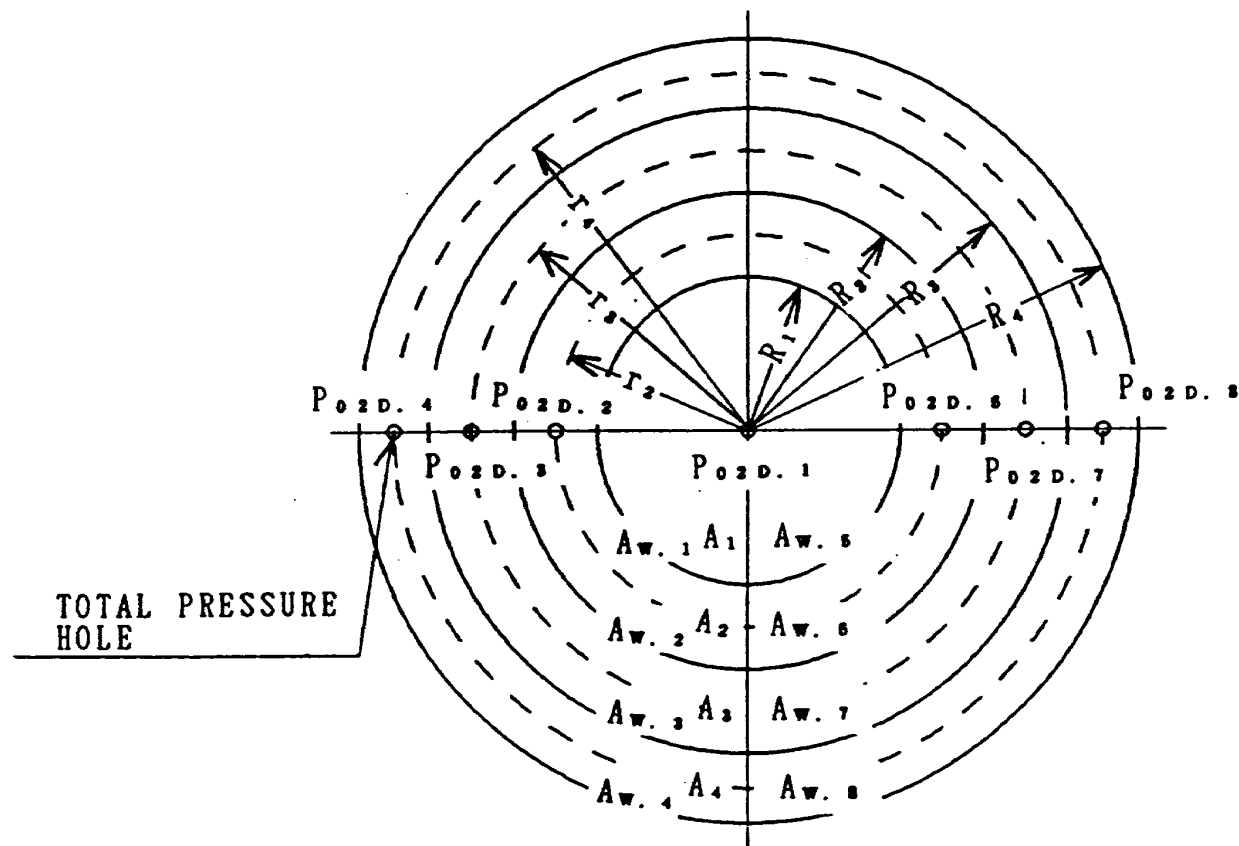
図2 二次側配管系統図



$$\begin{aligned}
 A_1 &= A_2 = A_3 = A_4 = A/4 \\
 A &= \sum_{i=1}^4 A_i \\
 A_w &= \sum_{i=1}^4 A_{w,i} \\
 R_0 &= 0 \\
 R_1 &= (1/2) \cdot R & r_1 &= 0 \\
 R_2 &= (\sqrt{1/2}) \cdot R & r_2 &= (R_1 + R_2)/2 \\
 R_3 &= (\sqrt{3}/2) \cdot R & r_3 &= (R_2 + R_3)/2 \\
 R_4 &= R & r_4 &= (R_3 + R_4)/2 \\
 R &= 130/2 \cdot \text{mm} & r_5 &= R
 \end{aligned}$$

$A$  : 半径  $R$  の管の全断面積  
 $A_i$  : 半径  $R_i$  の円と  $R_{i-1}$  の円との間の円環部面積 ( $i=1, 2, 3, 4$ )  
 $A_{w,i}$  : 半径  $r_i$  の円と  $r_{i+1}$  の円との間の円環部面積 ( $i=1, 2, 3, 4$ )

図3 一次流計測用ピトー管の全圧孔配置



$$A_1 = A_2 = A_3 = A_4 = A/4$$

$$A = \sum_{i=1}^4 A_i$$

$$A_w = \sum_{i=1}^8 A_{w,i}$$

$$R_0 = 0$$

$$R_1 = (1/2) \cdot R$$

$$R_2 = (1/2) \cdot R$$

$$R_3 = (3/2) \cdot R$$

$$R_4 = R$$

$$R = 130/2 \cdot \text{mm}$$

$$r_1 = 0$$

$$r_2 = (R_1 + R_2)/2$$

$$r_3 = (R_2 + R_3)/2$$

$$r_4 = (R_3 + R_4)/2$$

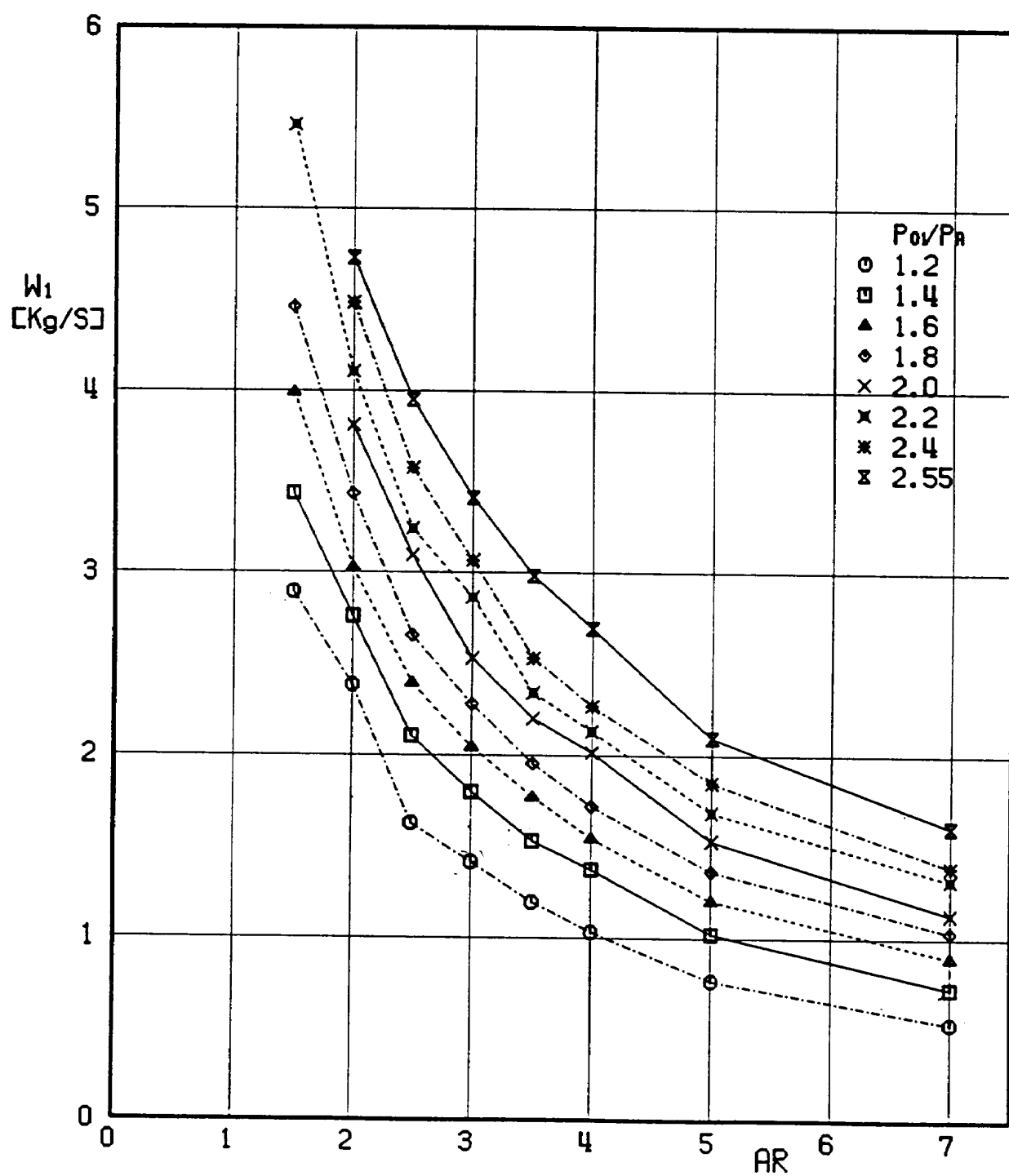
$$r_5 = R$$

$A$  : 半径  $R$  の管の全断面積

$A_i$  : 半径  $R_i$  の円と  $R_{i-1}$  の円との間の円環部面積 ( $i=1, 2, 3, 4$ ) の  $1/2$

$A_{w,i}$  : 半径  $r_i$  の円と  $r_{i+1}$  の円との間の円環部面積の  $1/2$

図4 二次流計測用ピトー管の全圧孔配置

図5 面積比 (AR) と一次流量 ( $W_1$ ) との関係

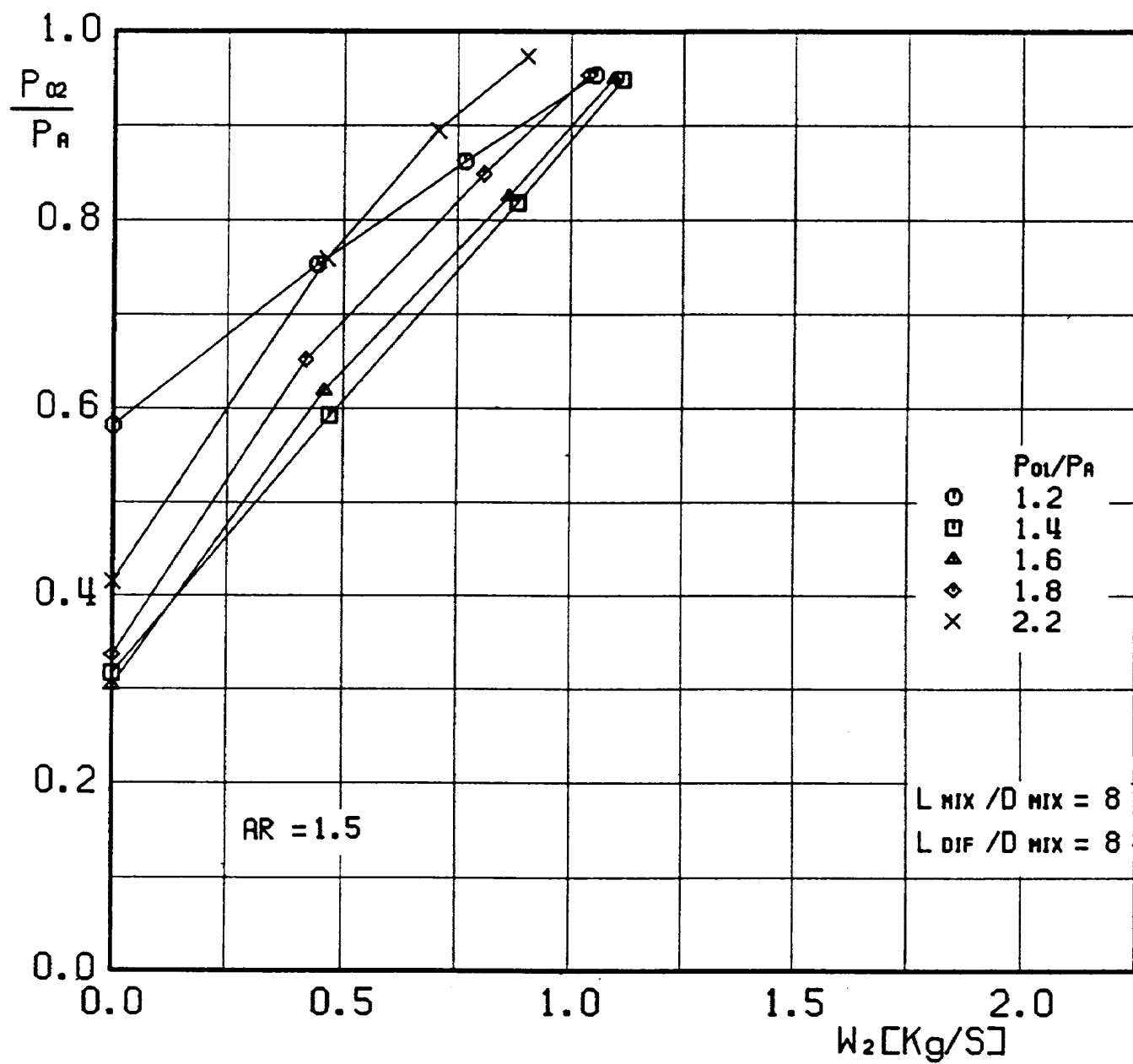
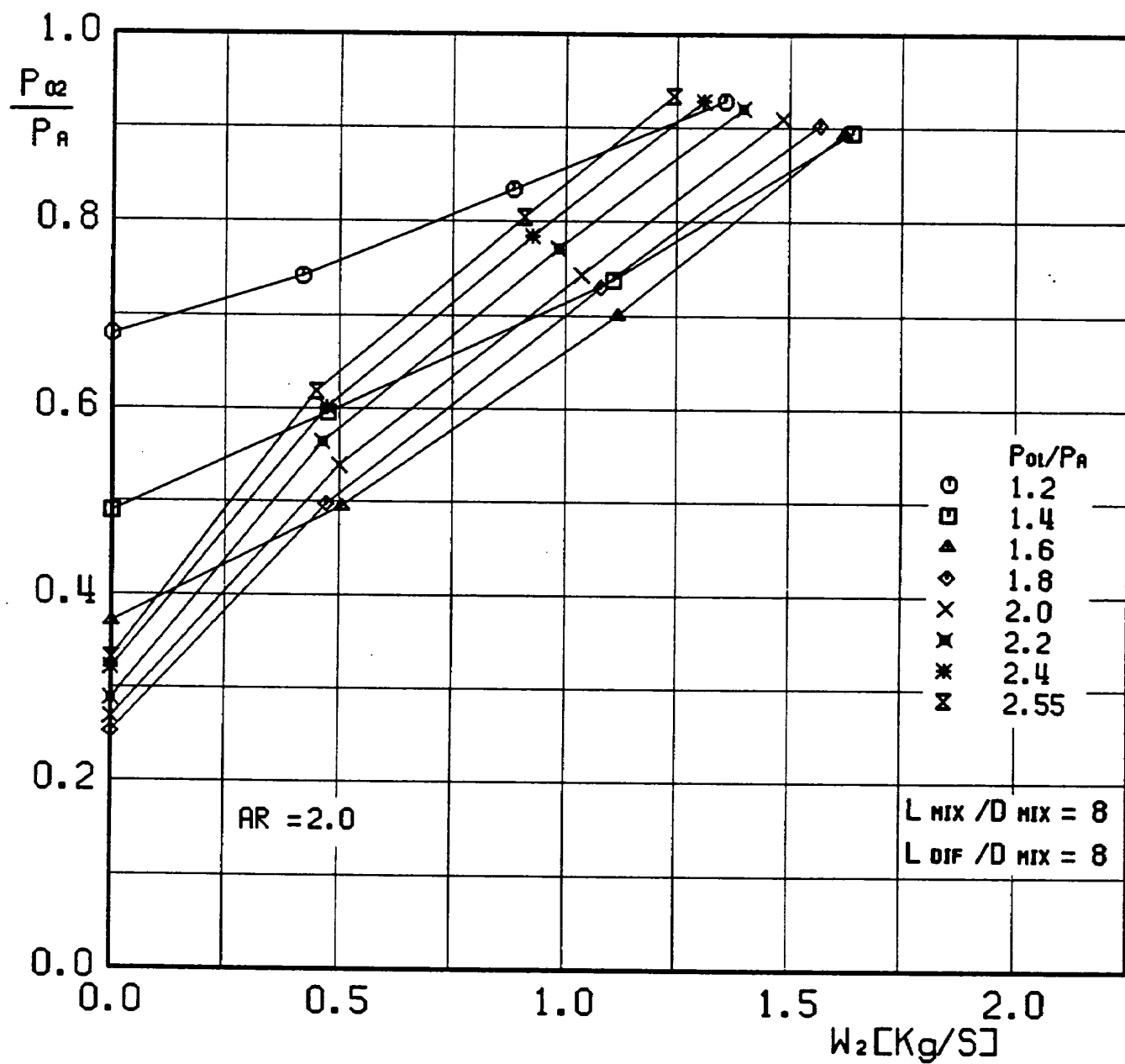

 (1)  $AR = 1.5$ 

図6 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(I)



(2)  $AR = 2.0$

図6 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(1)

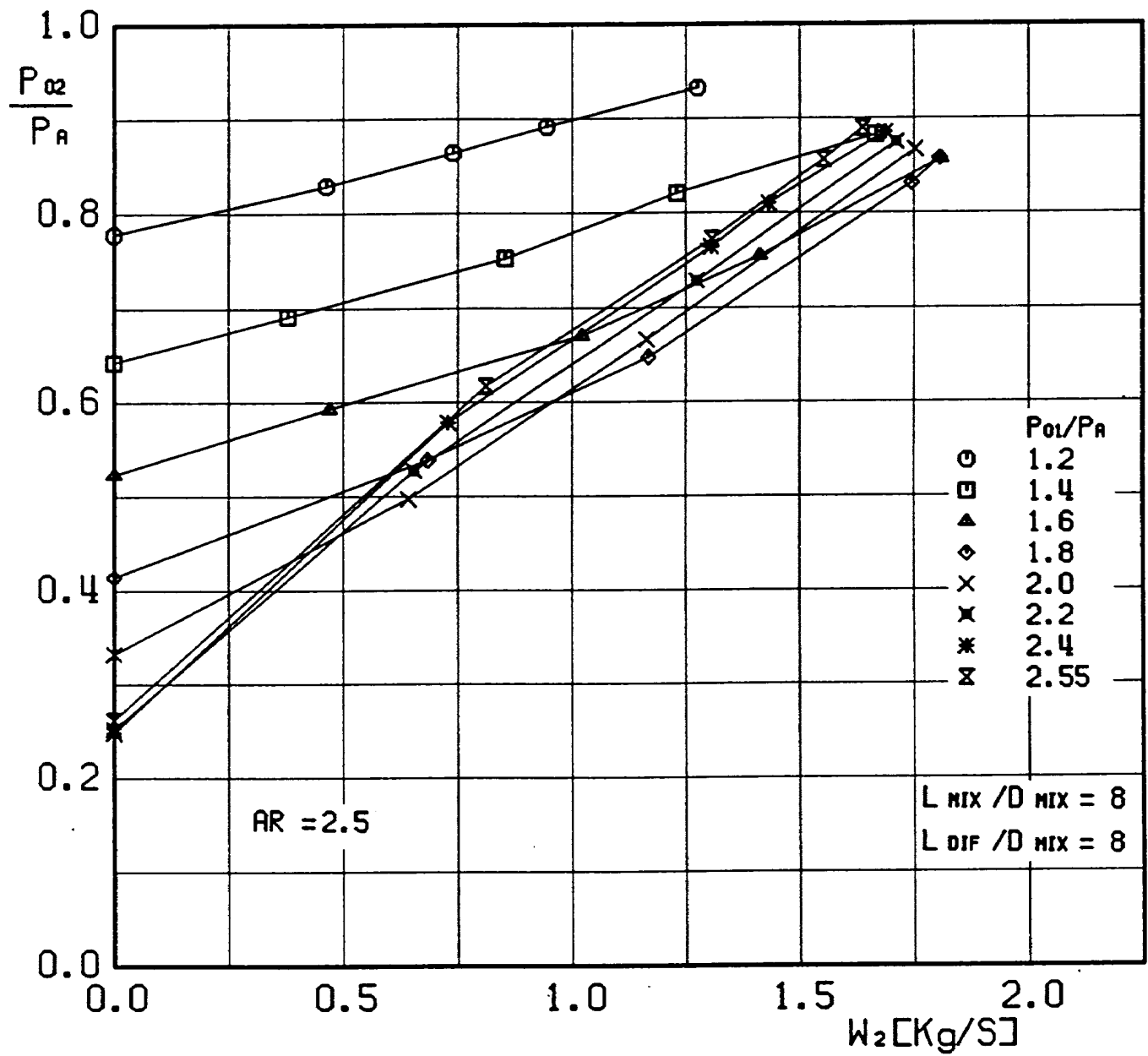
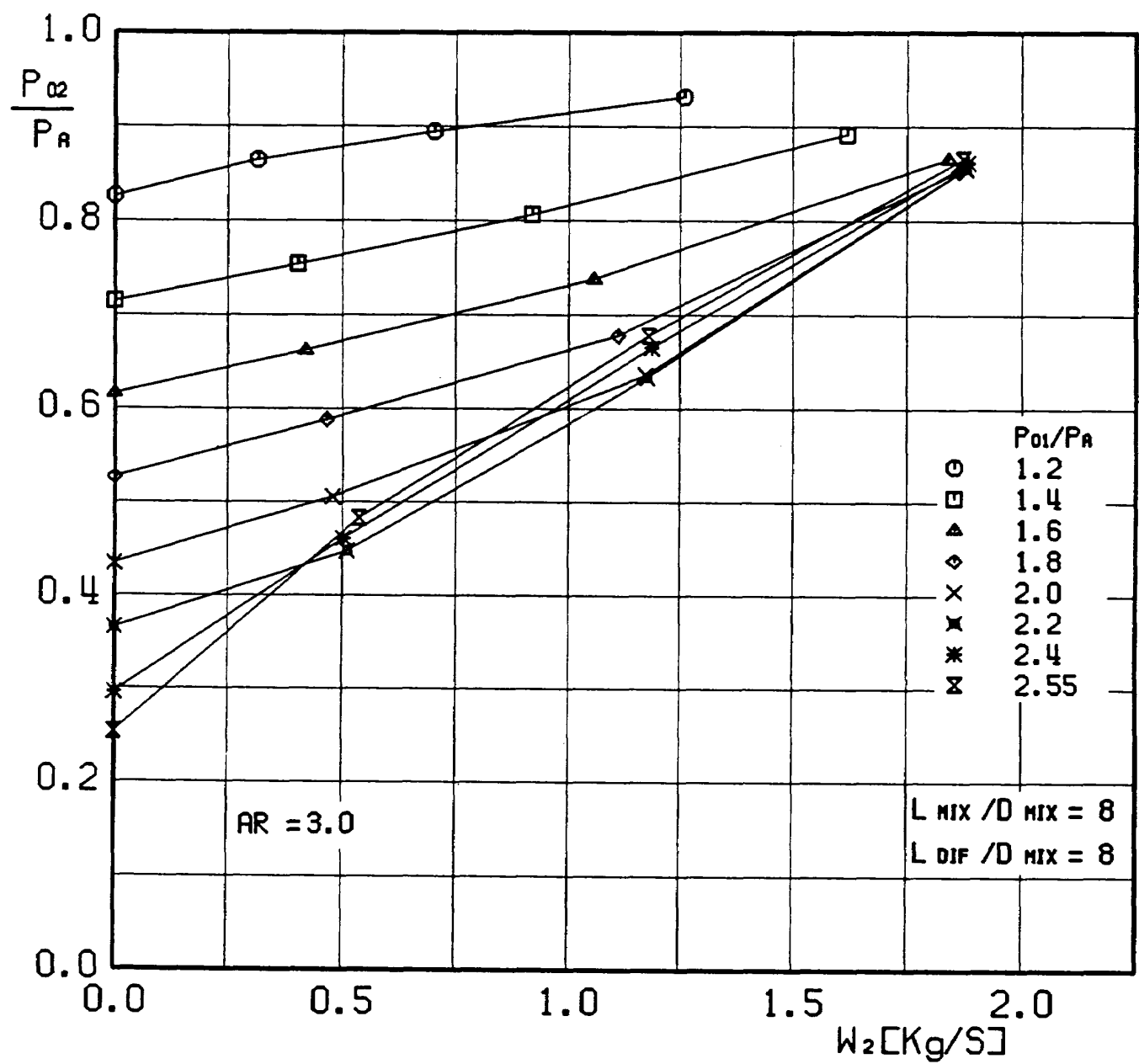

 (3)  $AR=2.5$ 

図6 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(1)



(4)  $AR = 3.0$

図6 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(1)

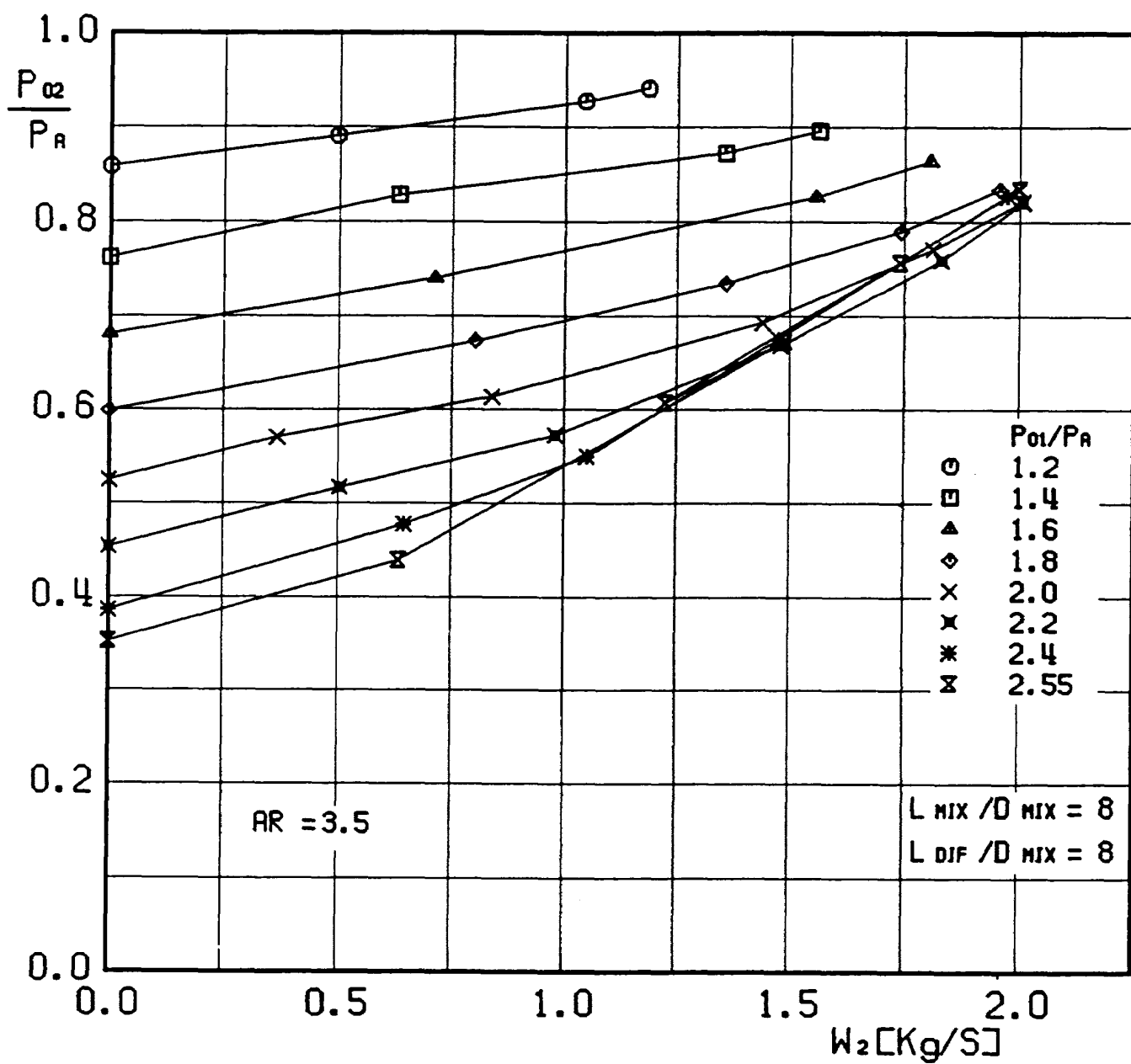
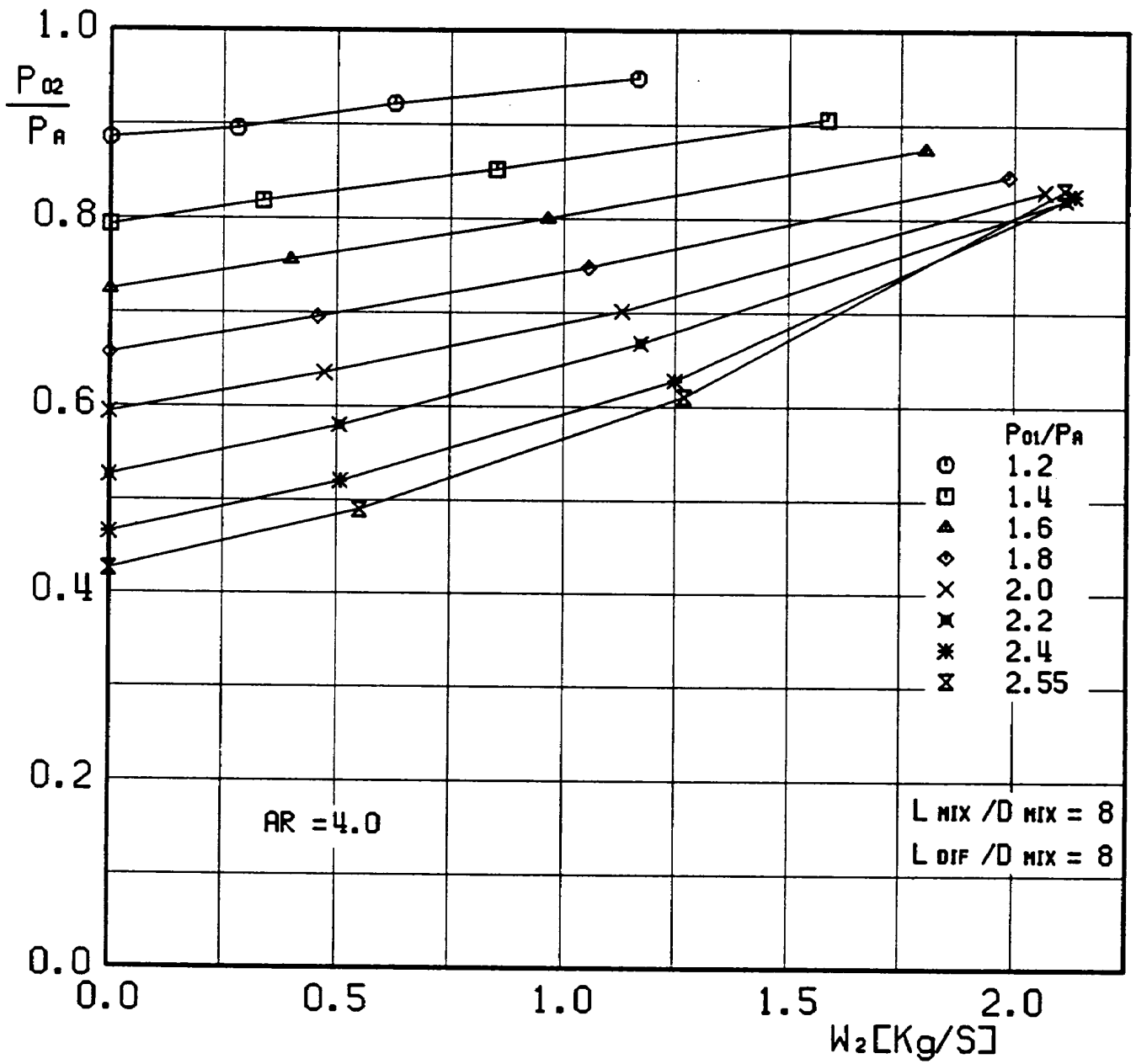

 (5)  $AR = 3.5$ 

図6 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(I)



(6)  $AR = 4.0$

図6 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(I)

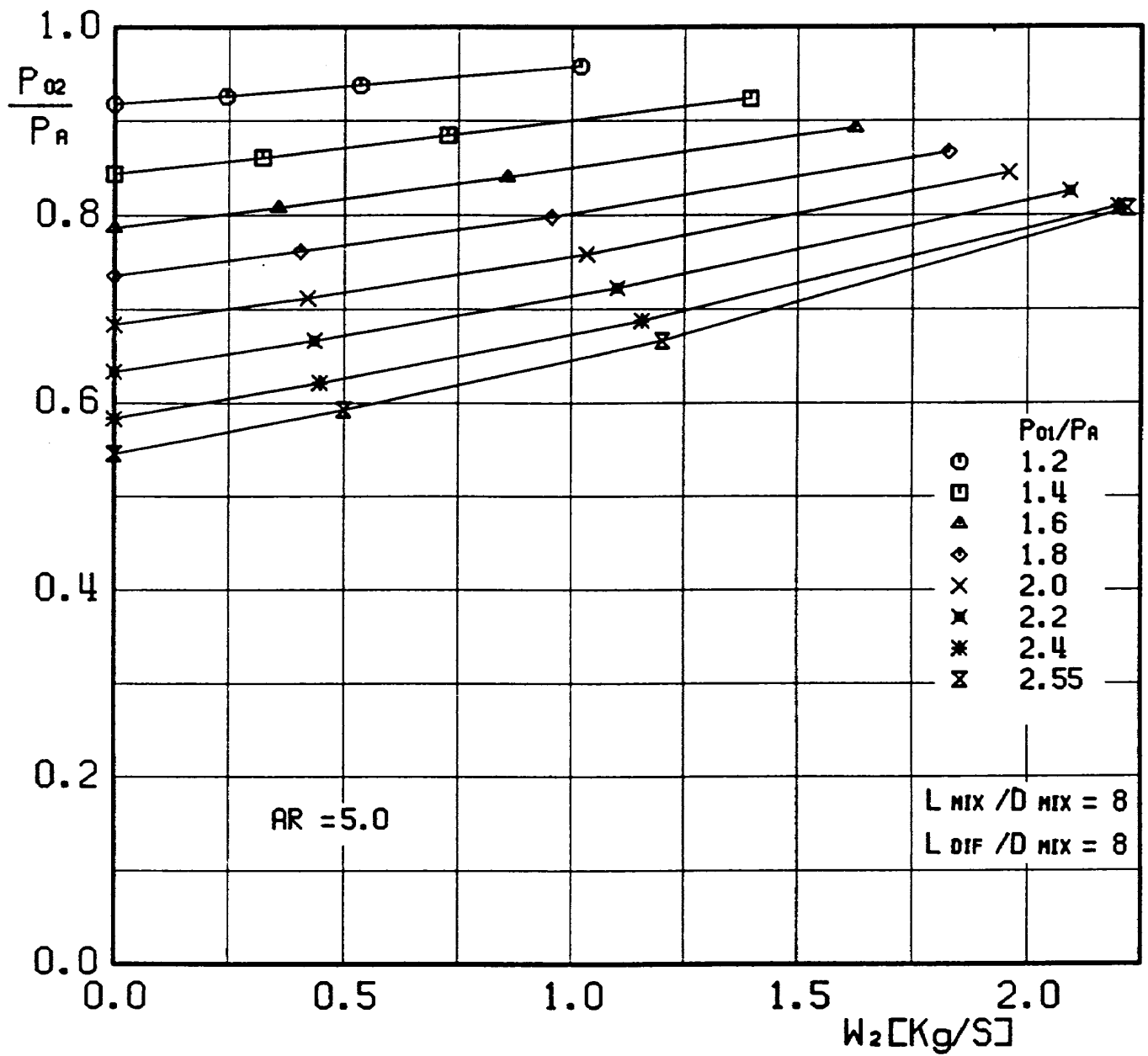

 (7)  $AR = 5.0$ 

図6 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(I)

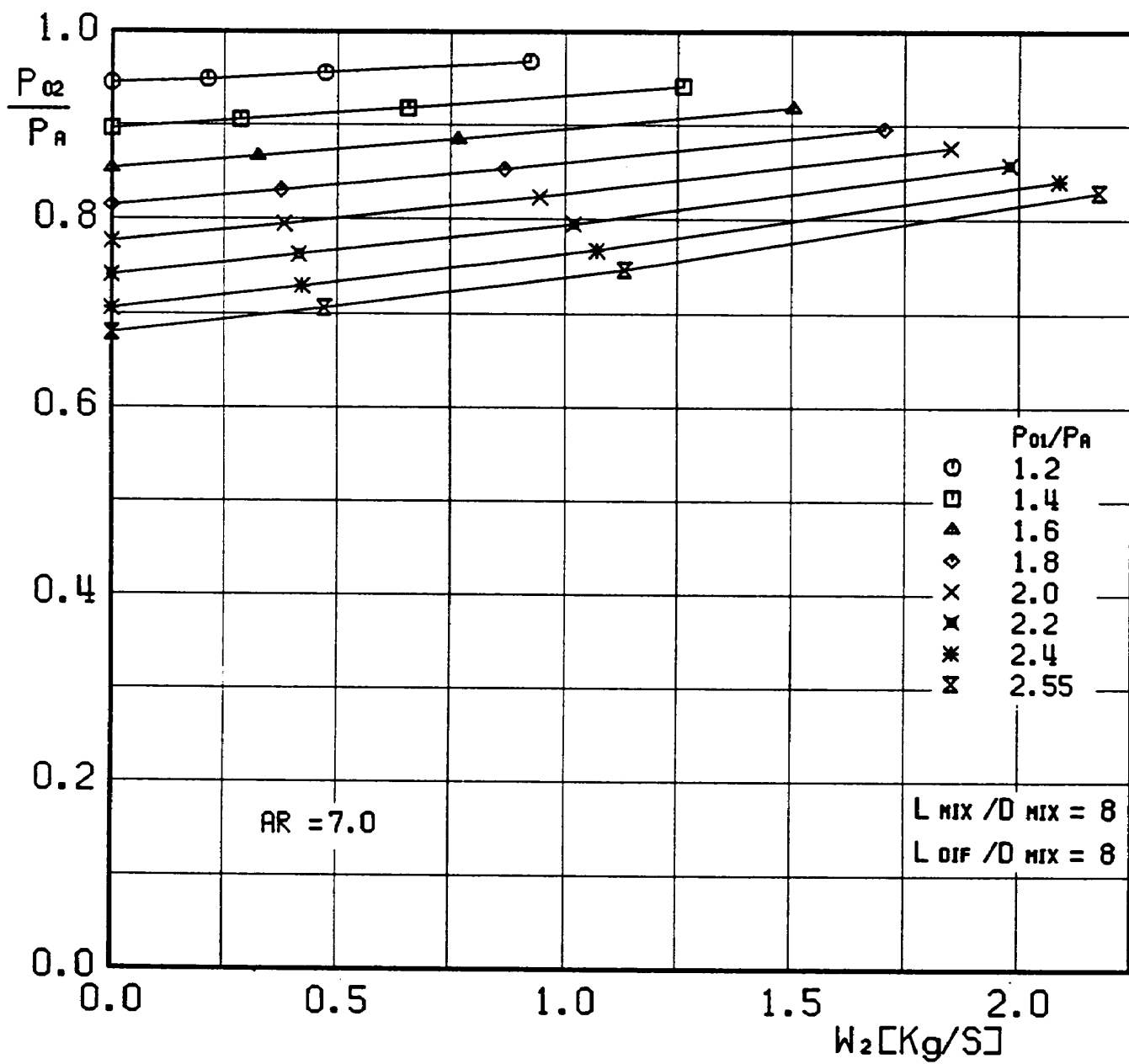
(8)  $AR = 7.0$ 

図6 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(I)

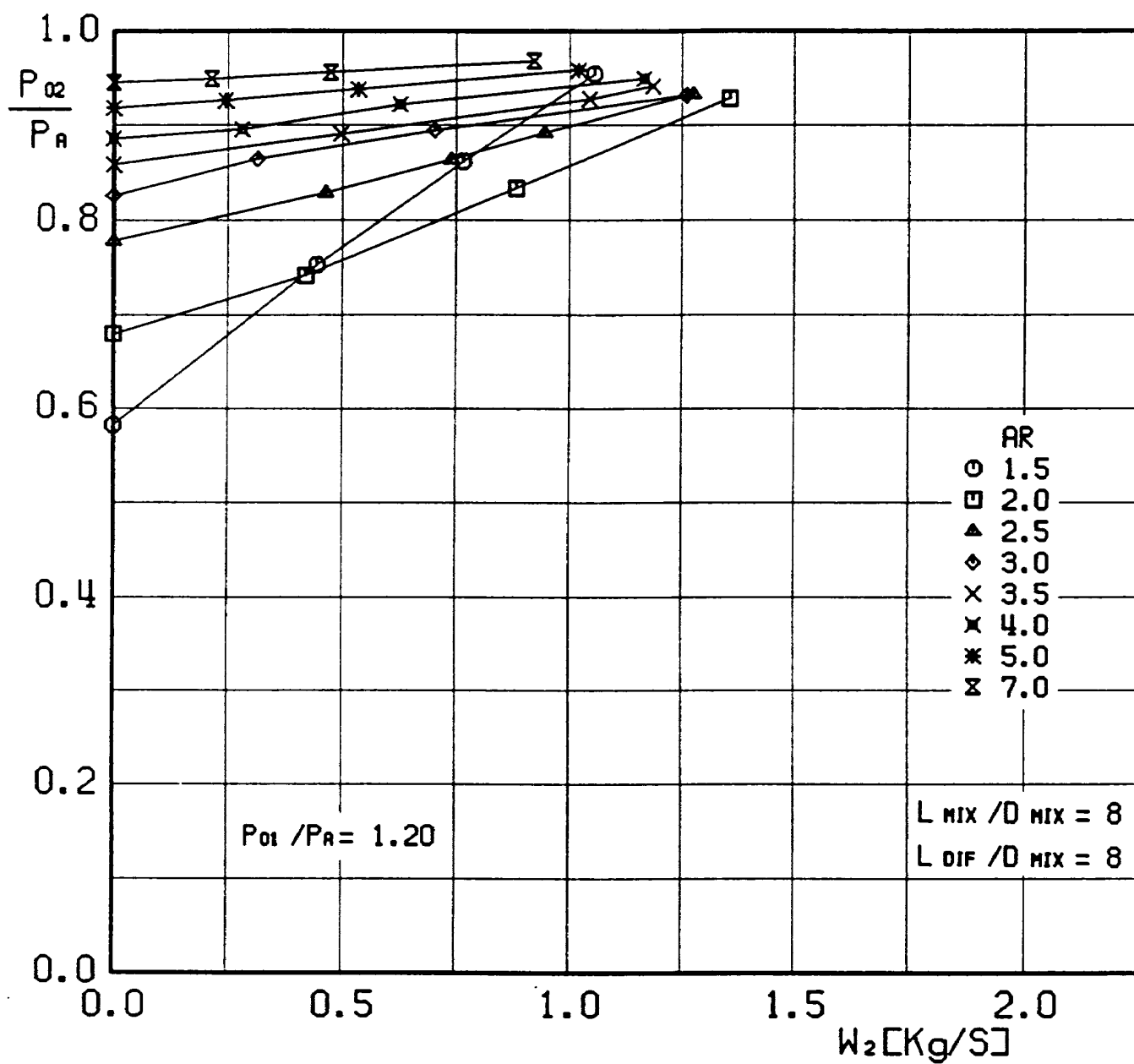
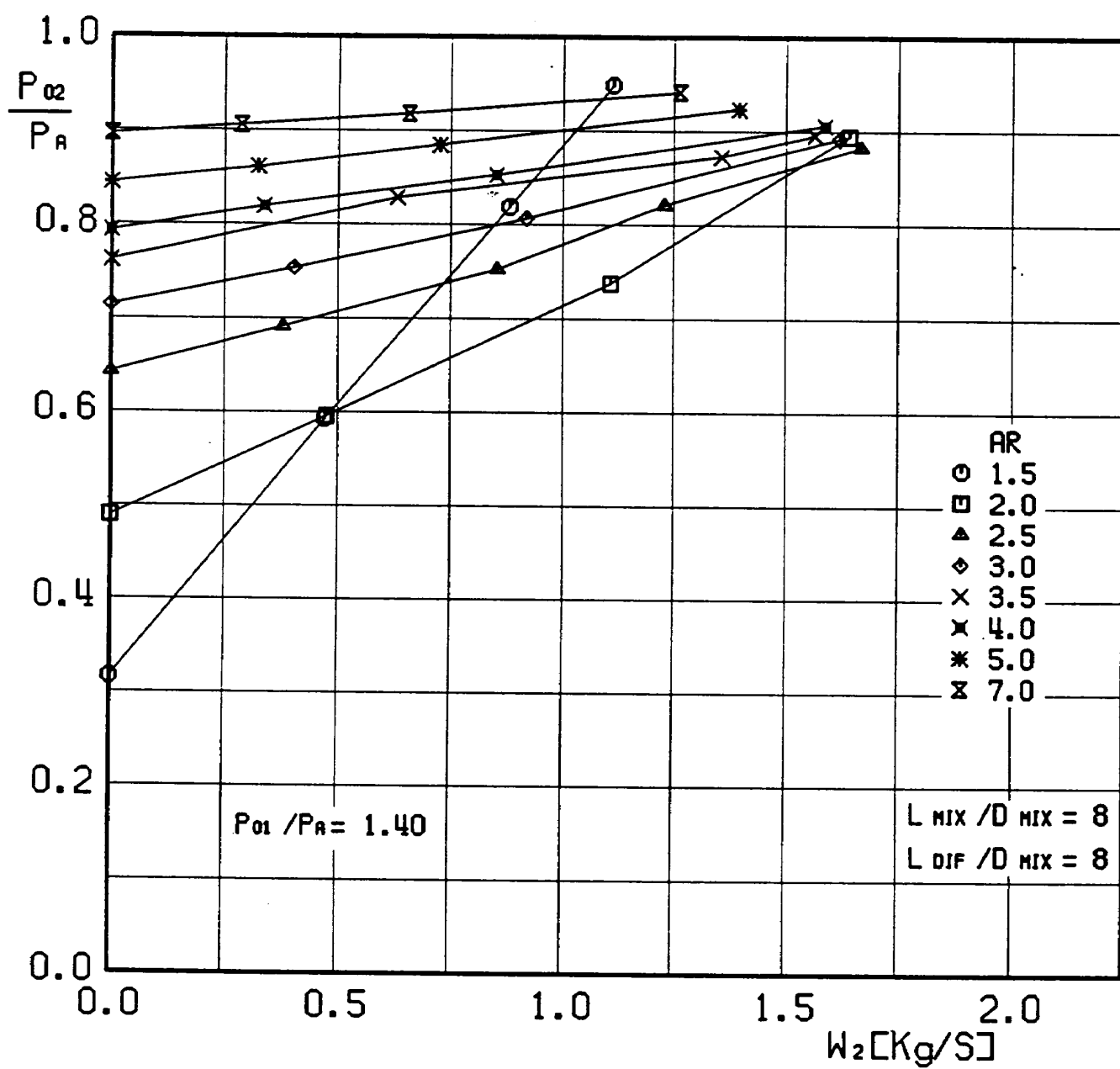

 (1)  $P_{01}/P_A = 1.2$ 

図7 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係Ⅱ



(2)  $P_{01}/P_A = 1.4$

図7 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(II)

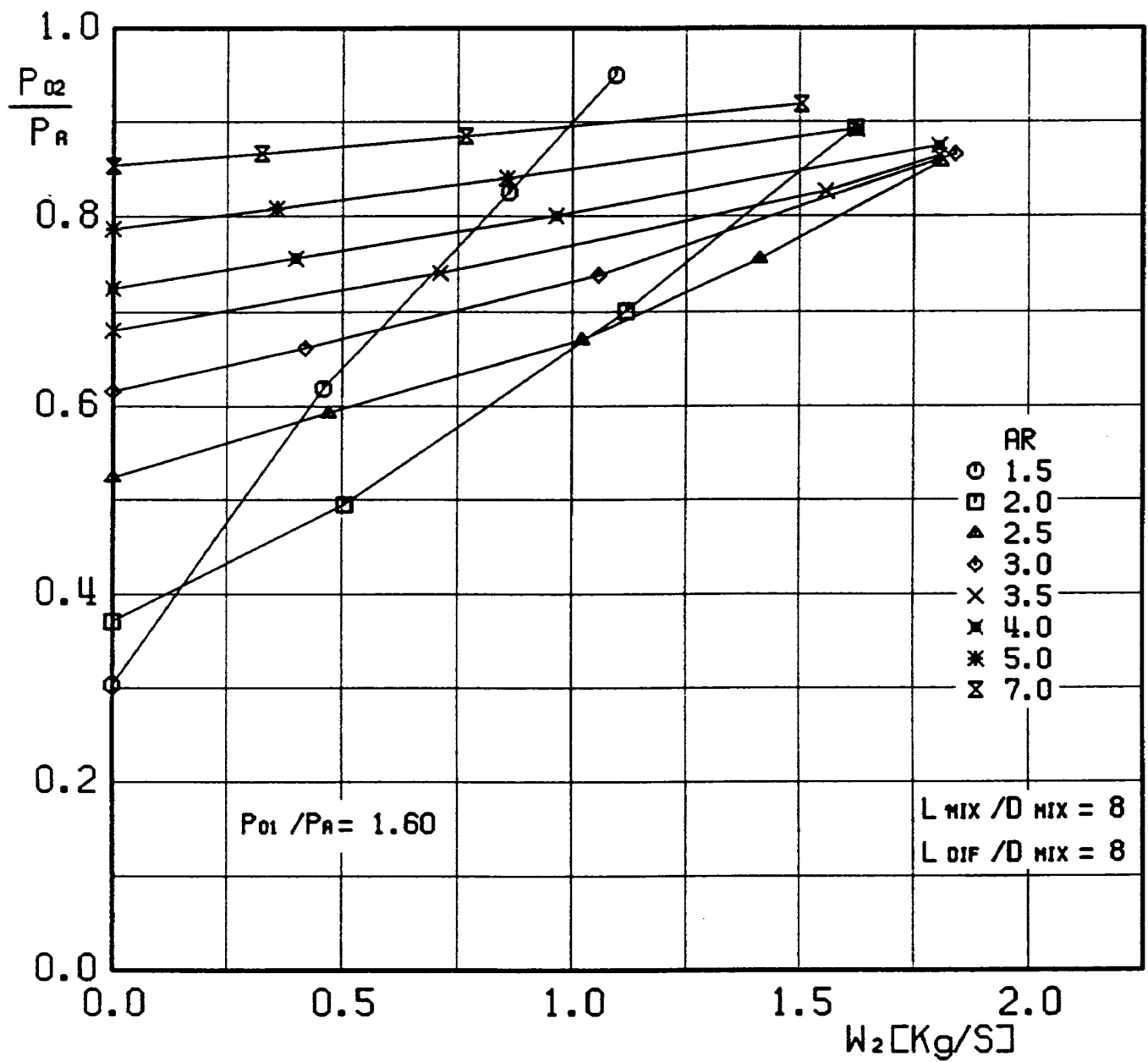
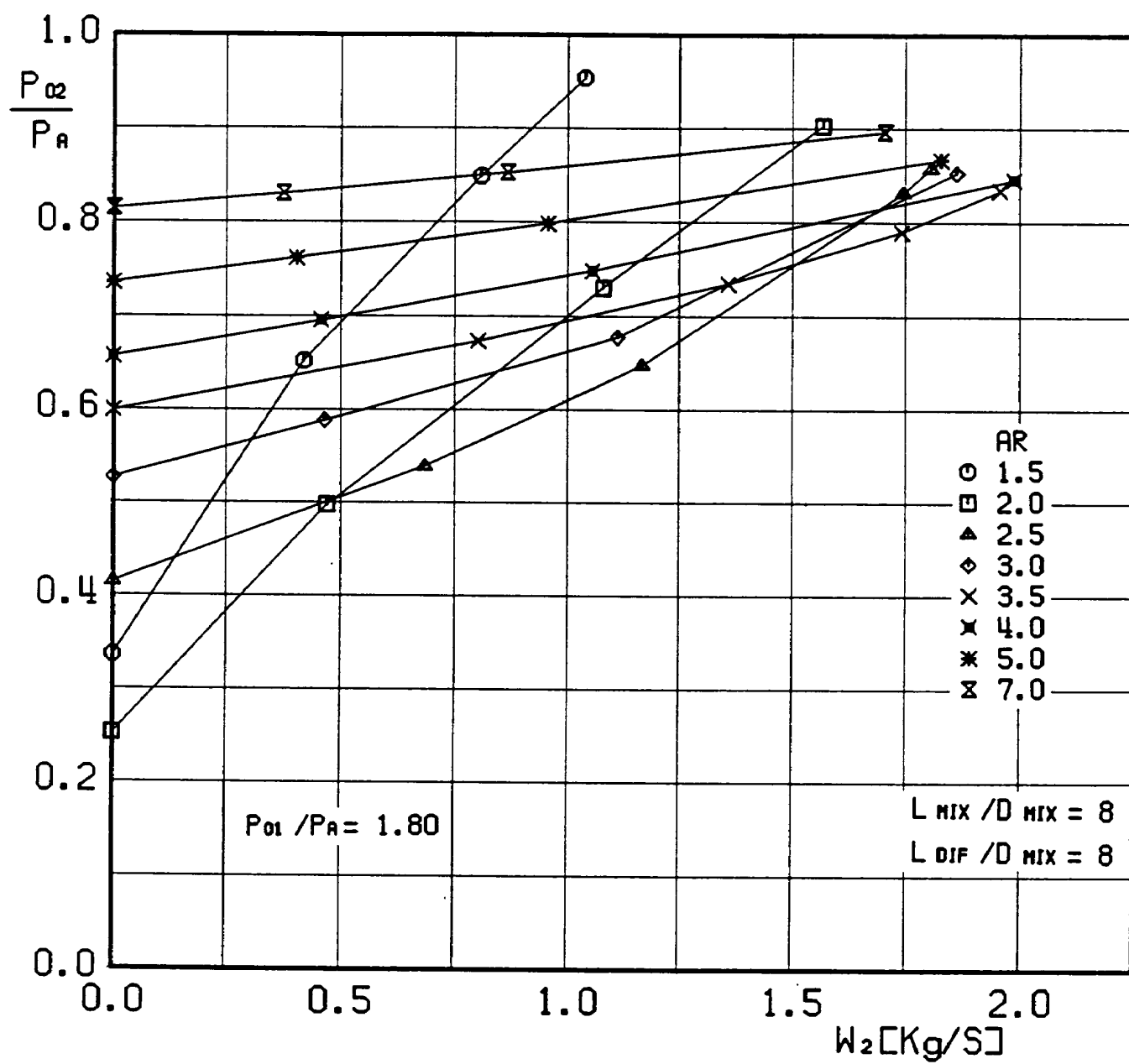

 (3)  $P_{01}/P_A = 1.6$ 

図7 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(II)



(4)  $P_{01} / P_A = 1.8$

図7 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(Ⅱ)

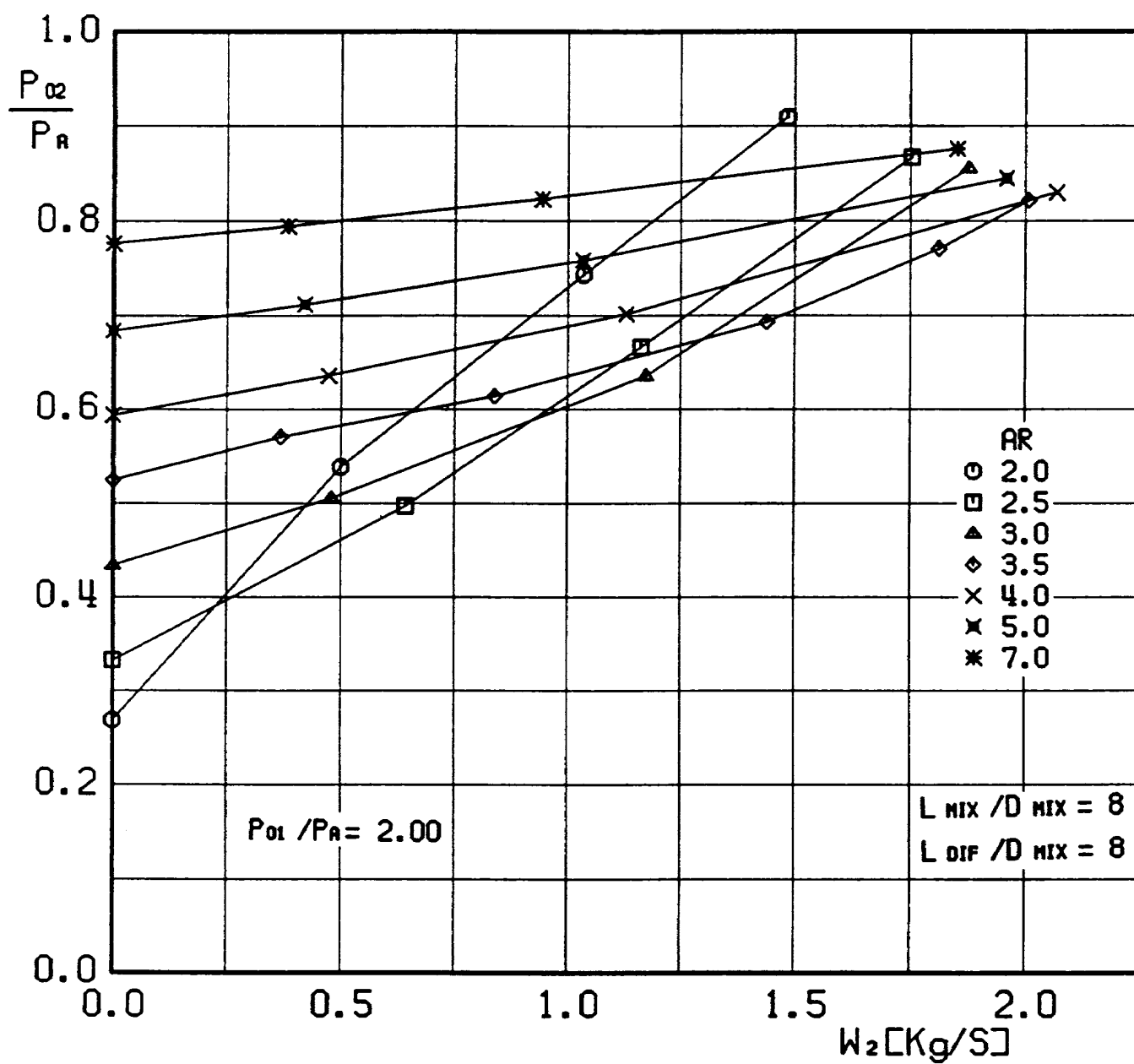
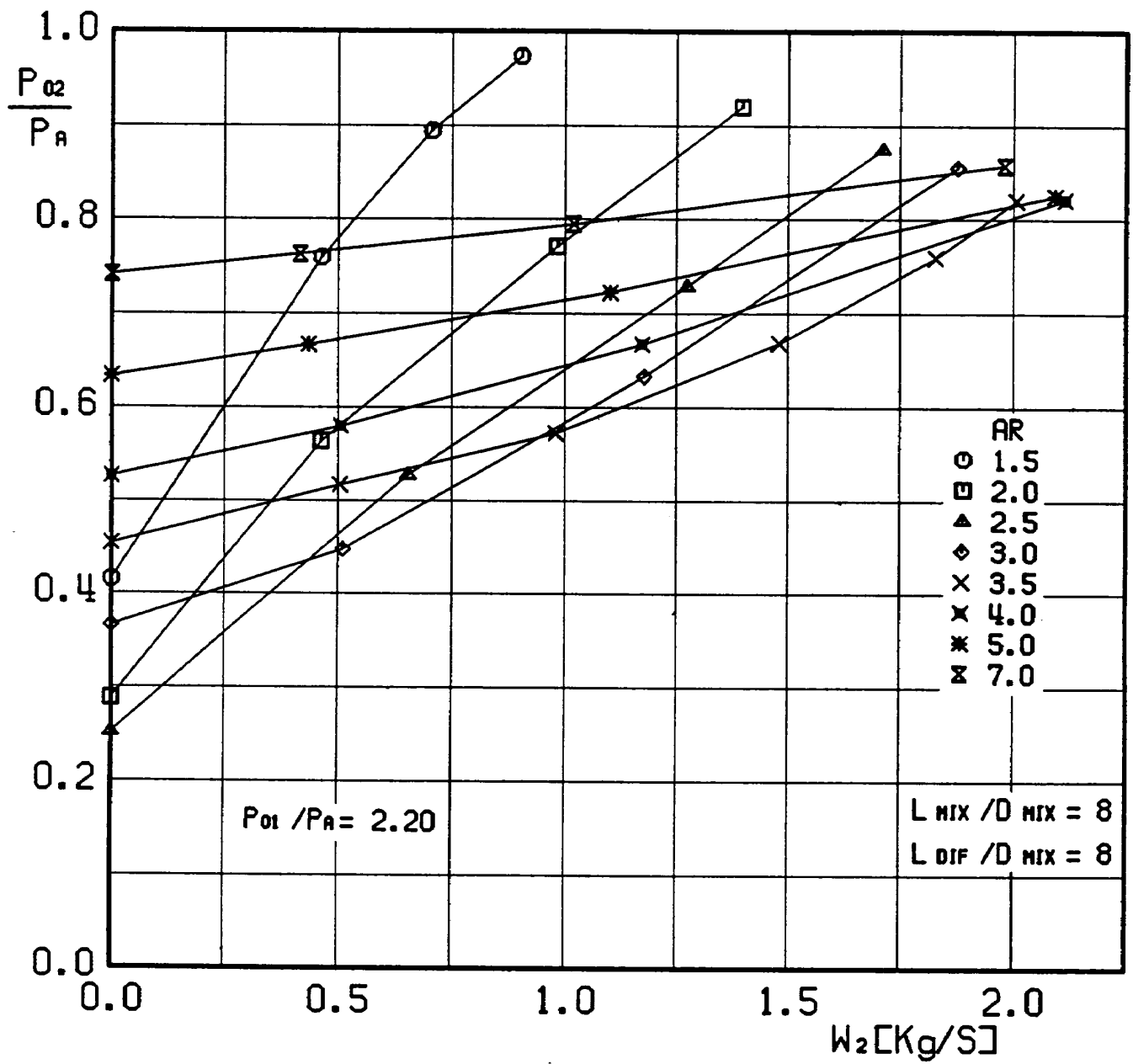
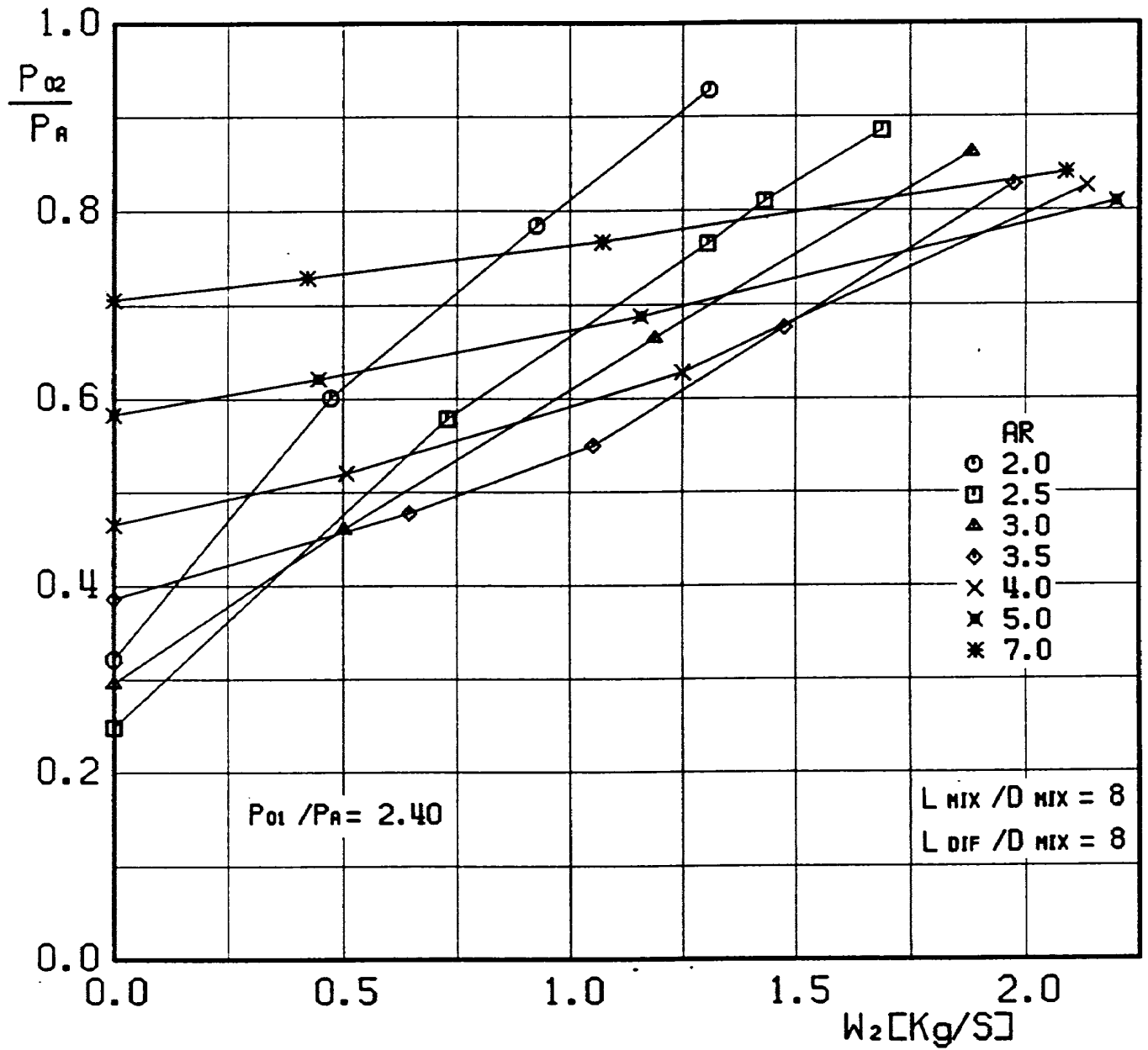

 (5)  $P_{01}/P_A = 2.0$ 

図7 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(II)



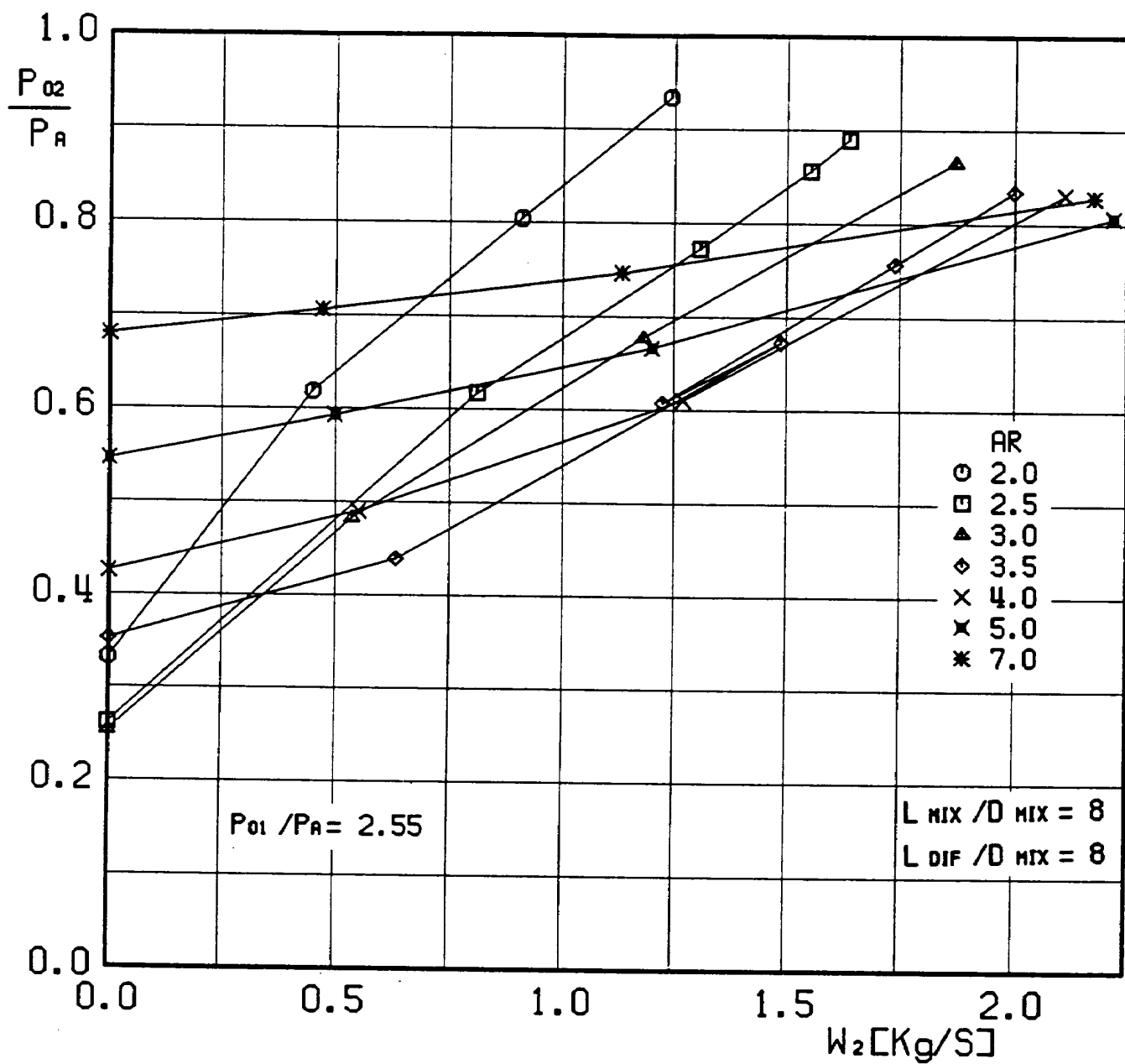
(6)  $P_{01} / P_A = 2.2$

図7 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(Ⅲ)



(7)  $P_{01}/P_A = 2.4$

図7 二次流量と二次側（貯気槽）圧力比との関係(II)



(8)  $P_{01} / P_0 = 2.55$

図7 二次流量と二次側(貯気槽)圧力比との関係(II)

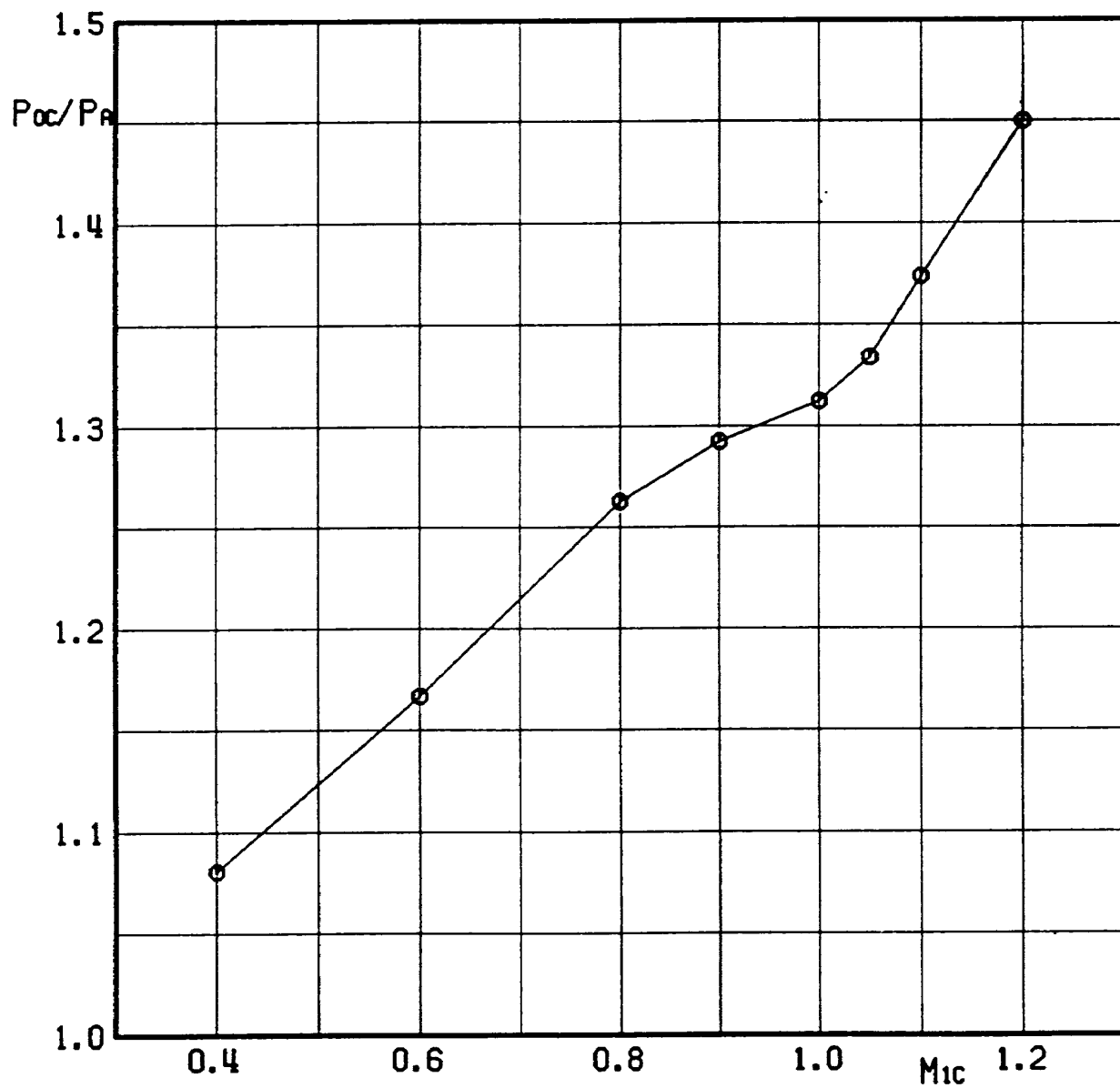


図8 翼列実験における流入マッハ数 ( $M_{1c}$ ) と流入全圧比 ( $P_{oc}/P_A$ ) との関係

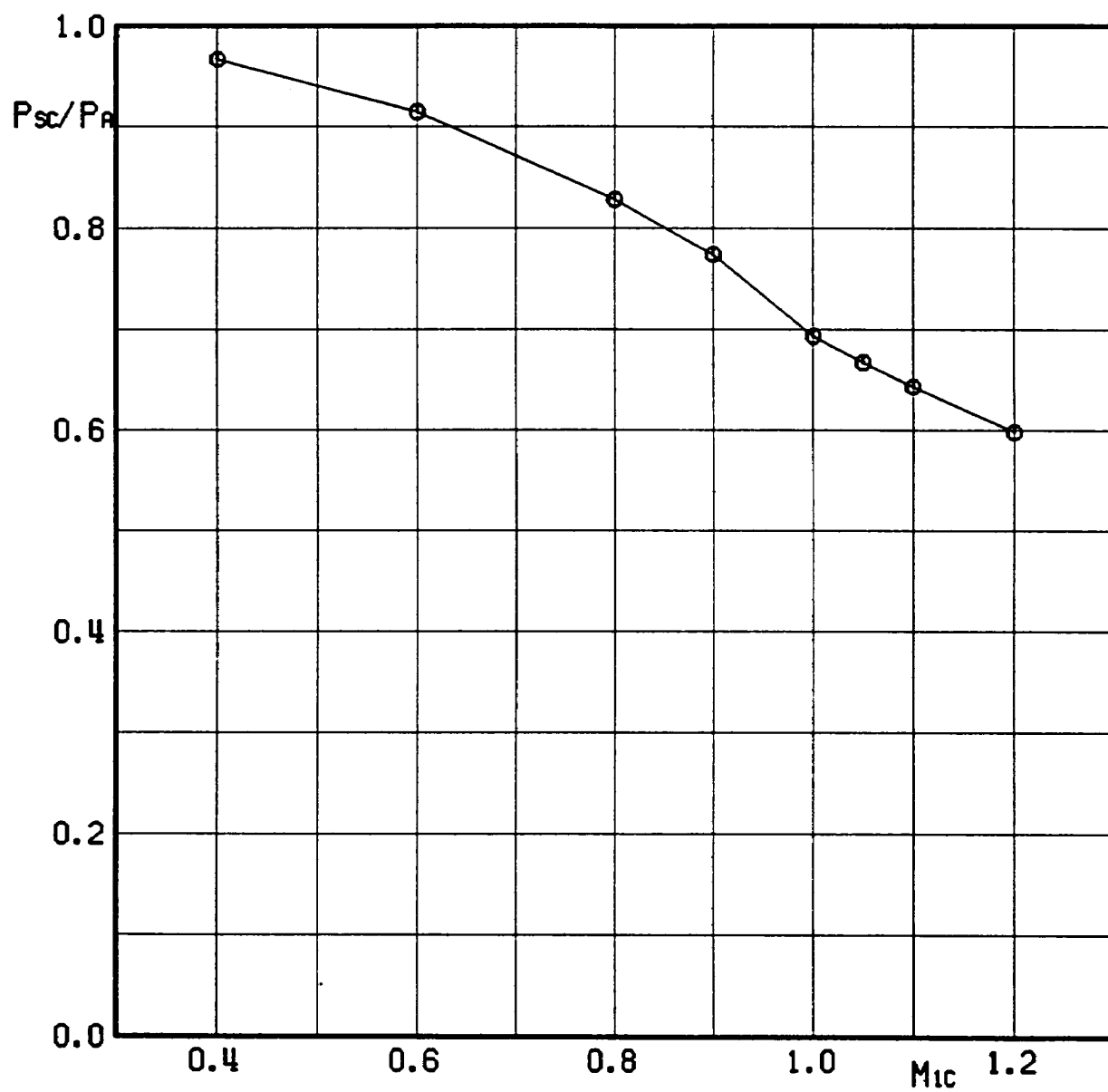


図9 翼列実験における流入マッハ数 ( $M_{1c}$ ) と翼列前気流静圧比 ( $P_{sc}/P_A$ ) との関係

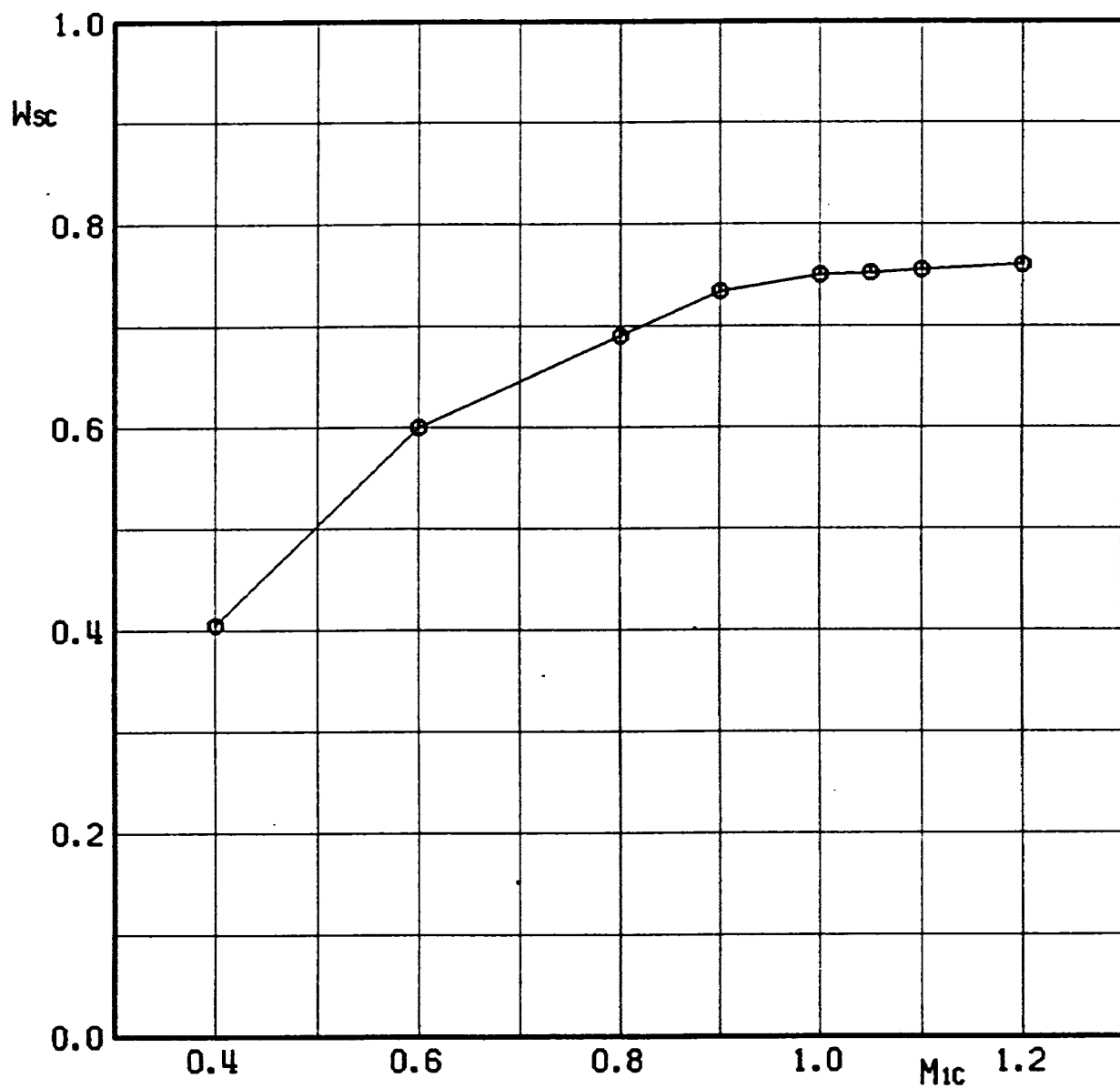


図10 翼列実験における流入マッハ数 ( $M_{1c}$ ) と翼列設定部における抽気流量 ( $W_{sc}$ ) との関係

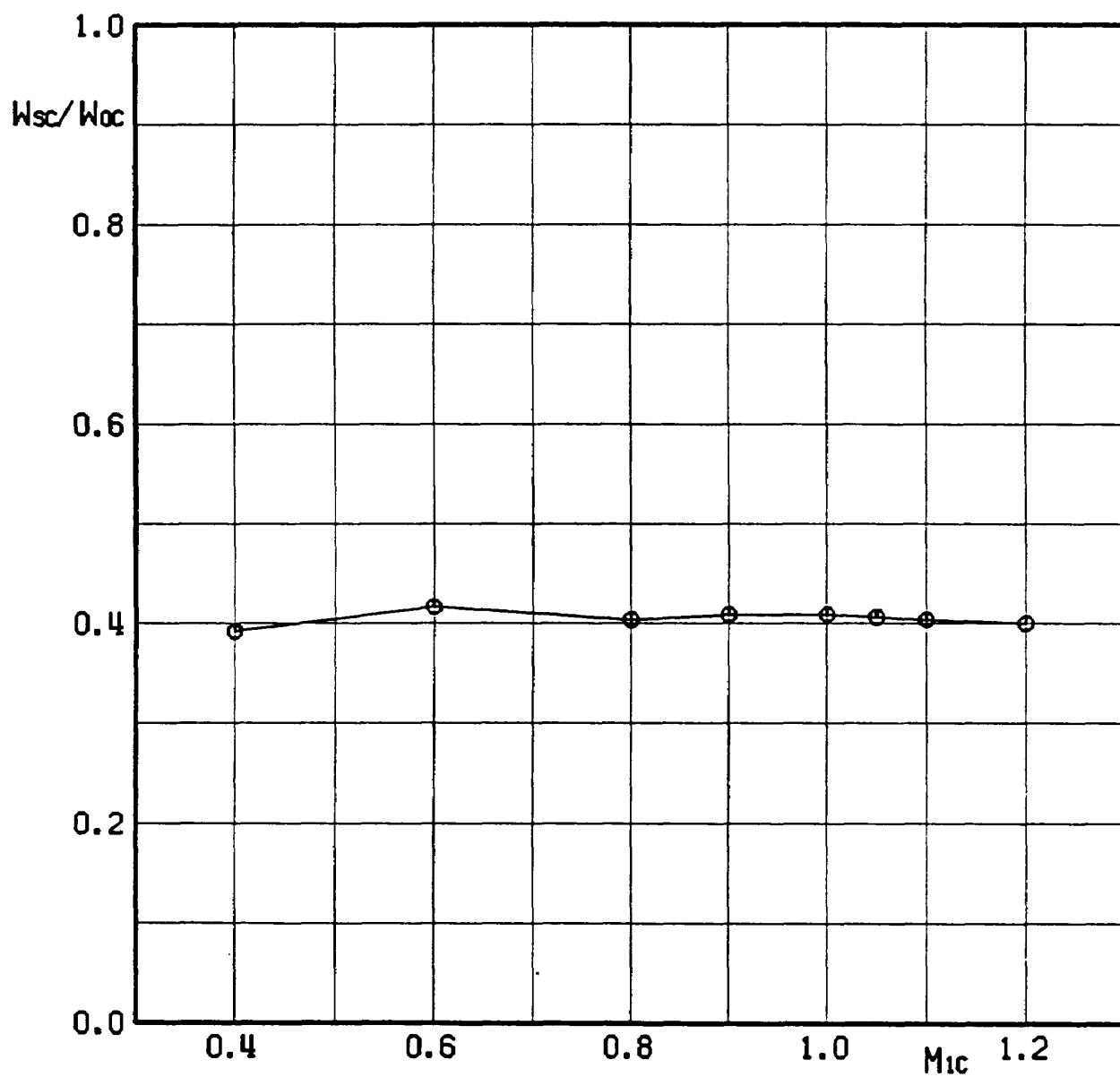


図11 翼列実験における流入マッハ数 ( $M_{1c}$ ) と抽気率 ( $W_{sc}/W_{oc}$ ) との関係

---

## 航空宇宙技術研究所資料 642 号

平成 3 年 12 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町 7 - 44 - 1  
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段南 4 - 2 - 12

---

