

ISSN 0452-2982

UDC 621.452.3.01:
621.541

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-473

高負荷低圧タービンの研究開発
(V) インレットディストーション試験

山本孝正・能瀬弘幸・養田光弘
臼井弘・井上重雄・西村英明

DP-55

1982年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

| | |
|----------------------------------|----|
| 図表一覧表 | |
| ABSTRACT | 1 |
| 概 要 | 1 |
| 記 号 | 2 |
| 1. まえがき | 2 |
| 2. 本空力試験機の設計仕様と速度三角形 | 3 |
| 3. 実 験 | 4 |
| 3.1 インレットディストーション発生用金網 | 4 |
| 3.2 計測方法 | 4 |
| 3.3 実験データの解析方法 | 4 |
| 4. 実験結果と考察 | 8 |
| 4.1 インレットディストーション状態 | 8 |
| 4.2 全体性能試験結果 | 8 |
| (a) タービン流量及び比出力特性 | 8 |
| (b) タービン効率特性 | 9 |
| 4.3 内部流動試験結果 | 12 |
| (a) 半径方向トラバース結果（全体性能試験データ） | 12 |
| (b) 円周方向トラバース結果 | 13 |
| 5. 結 論 | 13 |
| 6. 謝 辞 | 13 |
| 参考文献 | 13 |

図 表 一 覧 表

| | |
|----------|--|
| 表 1 | 主要設計点仕様 (IGV を除く性能) |
| 表 2 | 各翼列の仕様 |
| 表 3 | 実験点のまとめ |
| 写真 1 | インレットディストーション発生用金網 (上半部前視) |
| 写真 2 | 計測器等の写真 |
| 図 1 | 速度三角形及び翼形 |
| 図 2 | 高負荷タービン空力試験機概観 |
| 図 3 | インレットディストーション発生用金網の詳細図 |
| 図 4 | 圧力トラバース測定位置と軸方向断面番号 |
| 図 5 | IGV 入口全圧分布 |
| 図 6 | IGV 入口速度 (マッハ数) 分布 |
| 図 7 | 流量特性 |
| 図 8 | 比出力特性 |
| 図 9 | IGV を含むタービン断熱効率特性 |
| 図 10 | IGV を除くタービン断熱効率特性 |
| 図 11 (a) | 静翼入口全圧分布 |
| (b) | 静翼入口速度 (マッハ数) 分布 |
| 図 12 (a) | 圧力半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.18$) |
| (b) | マッハ数半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.18$) |
| (c) | 角度半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.18$) |
| 図 13 (a) | 圧力半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.29$) |
| (b) | マッハ数半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.29$) |
| (c) | 角度半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.29$) |
| 図 14 (a) | 圧力半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.36$) |
| (b) | マッハ数半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.36$) |
| (c) | 角度半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.36$) |
| 図 15 | 各翼列の全圧損失 (翼列前後の全圧) |
| 図 16 | IGV 出口断面での円周方向圧力分布 (設計点近傍) |
| 図 17 | 静翼出口断面での円周方向圧力分布 (設計点近傍) |
| 図 18 | IGV 出口断面でのマッハ数及び角度の円周方向分布の一例 (翼先端近傍) |
| 図 19 | 静翼出口断面でのマッハ数及び角度の円周方向分布の一例 (翼根部及び翼先端部, case B のみ) |
| 付図 1 | 解析により求めた入口マッハ数と実験値との比較 |

高負荷低圧タービンの研究開発

(V) インレットディストーション試験

山本 孝正* 能瀬 弘幸* 養田 光弘*
臼井 弘* 井上 重雄* 西村 英明*

A Study of High-Loaded Fan-Drive Axial-Flow Turbine

(V) An Inlet Distortion Test

Atsumasa YAMAMOTO, Hiroyuki NOUSE
Mitsuhiro MINODA, Hiroshi USUI
Shigeo INOUE and Hideaki NISHIMURA

ABSTRACT

An inlet distortion (ID) test was conducted to determine the effects of inlet pressure and/or inlet flow velocity distortions on overall performance of a highly-loaded axial-flow turbine. Two types of steel wire screens were used to produce two different axisymmetrical inlet distortion patterns.

It was found that, especially during part-loaded operations, the distortions caused turbine efficiency drops of a few percentages.

A detailed survey of the turbine internal flows including both the radial and circumferential traverse measurements was also made.

概 要

当所原動機部では通産省工業技術院の大型工業技術研究開発制度による「航空機用ジェットエンジンの研究開発」を行ってきた。その内の要素研究テーマである「インレットディストーション等に関する研究」の一環として、低圧タービンの性能向上の種々の研究を行ってきたが、今回その一環として、タービンの入口のガス状態が半径方向に非一様な場合の試験を行った。FJR710/600ターボファンエンジン用として高負荷かつ高効率をめざして設計した低圧タービン(LT-600)の空力試験機を用いて、その入口案内翼(IGV)の上流に二種の金網を設け、タービン入口全圧及び速度分布に二種類の半径方向に非一様な流れを作り、全体性能、並びに内部流動の試験を行った。

その結果、入口全圧に約3~4%のインレットディストーションのある今回の試験ではタービンの全体性能特性に劣化がみられた。タービン効率に及ぼすその影響はタービンの膨張比の小さな部分負荷においては大きい、設計点近傍では小さいことが判明した。また、詳細な内部流動の計測も併せて行ない、インレットディストーションによるタービンの内部流動状態への影響も調べた。

* 原動機部
昭和57年7月1日受付

記 号

| | |
|------------|---|
| A | : 面積 |
| C_p | : 比熱 |
| G | : タービン重量流量 |
| g | : 重力加速度 |
| ΔH | : タービン比出力 |
| J | : 熱の仕事当量 |
| M | : マッハ数 |
| N | : タービン毎分回転数 |
| P | : 全圧 |
| p | : 静圧 |
| q | : 平均対称 (3.3 節参照) |
| R | : ガス定数 |
| r_i, r_o | : 流路内壁半径, 同外壁半径 |
| T | : 温度 |
| V | : 速度 |
| <ギリシア文字> | |
| α | : 絶対ガス角度 |
| β | : 相対ガス角度 |
| γ | : ガスのピッチ角 |
| δ | : 標準大気圧 (1 atm) に対する IGV 入口の全圧 (ここでは流量平均値) の比 |
| η | : タービン効率 |
| θ | : 標準大気温度 (15°C) に対する IGV 入口の全温の比 |
| κ | : 比熱比 |
| π | : タービン膨張比 |
| τ | : タービントルク |
| <添字> | |
| A | : 面積平均値 |
| a | : 軸方向に面した |
| G | : 流量平均値 |
| i | : i 番目の測定点 |
| max | : 最大 |
| min | : 最小 |
| t | : 全 (よどみ状態の) |
| r | : 相対 |
| 1 | : IGV (入口案内翼) 入口 |
| 2 | : IGV 出口及び静翼入口 |
| 3 | : 静翼出口及び動翼入口 |

| | |
|---|-------------------------|
| 4 | : 動翼出口及び OGV (出口案内翼) 入口 |
| * | : 設計値に対する比 (修正値同志の比) |
| - | : 平均 |

1. ま え が き

ターボ機械要素 (タービン, 圧縮機, 燃焼器等) の設計の大部分は入口ガス状態を一様と仮定して行われており, また, 各要素毎の性能確認試験も多くは入口ガス状態が一定のもとで行われている。しかしながら, 実際のガスタービンエンジン等では, 各要素の入口では必ずしも一様なガス状態ではなく, しばしば予期せぬ性能の劣化を招く。エンジン要素のうち, フェンや圧縮機ではその影響が振動の発生やストール発生の早期化など致命的なこともあり, 実用段階ではいわゆるインレットディストーション (ID) 試験を行ない, その性能の確認を行なうことが多い。一方, タービンでも高圧段では燃焼器出口のガス状態のように必ずしも一様ではなく, また, 低圧段では上流の高圧段の翼列を通過した後の流れにみられるように必ずしも設計時に予想した分布で流入しているとは限らない。このように設計時に期待したガスの流入状態が実際には達成されていない場合が多いにもかかわらず, その差による影響をみすごすことが多いが, さらに, より一層の高効率化を必要とする現在, その影響の程度を把握しておくことは重要である。今回の試験はこのようにタービンの入口に存在するガスの半径方向の非一様性がタービンの性能に及ぼす影響をしらべるものの他, 性能向上のための次の資料を得るために行ったものである。即ち, (1)流れが翼列で転向し通過する際, 翼列入口断面で非一様な速度分布がある場合 (一般にはケーシング境界層や翼列後流などによる) に主流に垂直な速度成分をもつ二次流れが生ずる。今回用いたタービンは二次流れ損失を極力押えて, かつ高負荷を目ざす目的のコントロールボルテックス法で設計したものである¹⁾が, 入口流れに非一様性が強い場合, 所期の目的が達せられるかを調べること, また, (2)翼列入口部で非一様性が強い場合, 現実の流れでは流線間の干渉やミキシング等が存在すると考えられる。それらを考慮していない流線法をはじめとする従来の非粘性流れを仮定した設計方法及び

性能予測法が、どこまで妥当かを調べ改良を加えるためのデータを得ること、である。

本空力試験機の主要設計仕様を表1に、速度三角形を図1に示す。各翼列の主な仕様を表2に示す。

2. 本空力試験機の設計仕様と速度三角形

本空力試験機はFJR710/600エンジンの低圧タービンの設計に採用した「コントロールボルテックス手法」が妥当かを試験する目的で製作したもので、低圧タービン段(全4段)の内、第2段目のタービン段(静翼及び動翼段)を選び、その前後にエンジンの第2段タービン入口及び出口流れを模擬するための入口案内翼(IGV)と出口案内翼(OGV)を設けたものである(設計は前報¹⁾参照)。

表1 主要設計点仕様
(IGVを除く性能)

| | | |
|-------|--------------------------------|-------|
| 修正回転数 | $N/\sqrt{\theta}$ (rpm) | 3,755 |
| 修正流量 | $G\sqrt{\theta}/\delta$ (kg/s) | 16.46 |
| 膨張比 | $\bar{\pi}_{c,2-4}$ | 1.36 |
| 修正比出力 | $\Delta H/\theta$ (kcal/kg) | 5.21 |
| 負荷係数 | ϕ_m | 2.23 |
| 流量係数 | ϕ_m | 0.96 |
| 断熱効率 | η | 0.896 |

表2 各翼列の仕様

STATOR NO.1 (IGV)

| RADIUS (インチ) | BLADE INLET ANGLE(°) | BLADE OPENING /PITCH(S) | THICKNESS RATIO | S/C | CHORD (C)(インチ) | S/E | TET/S | TCL (インチ) |
|-----------------|-------------------------|----------------------------|--------------------|------|-------------------|------|-------|--------------|
| 9.992 | 0.00 | 0.751 | 0.10 | 0.83 | 1.58 | 0.42 | 0.01 | 0.00 |
| 11.498 | 0.00 | 0.815 | 0.10 | 0.97 | 1.58 | 0.48 | 0.01 | 0.00 |
| 12.972 | 0.00 | 0.846 | 0.10 | 1.10 | 1.58 | 0.55 | 0.01 | 0.00 |

STATOR NO.2

| RADIUS (インチ) | BLADE INLET ANGLE(°) | BLADE OPENING /PITCH(S) | THICKNESS RATIO | S/C | CHORD (C)(インチ) | S/E | TET/S | TCL (インチ) |
|-----------------|-------------------------|----------------------------|--------------------|------|-------------------|------|-------|--------------|
| 10.079 | 40.01 | 0.518 | 0.09 | 0.52 | 1.28 | 0.18 | 0.04 | 0.00 |
| 11.775 | 31.41 | 0.484 | 0.10 | 0.58 | 1.33 | 0.20 | 0.04 | 0.00 |
| 13.319 | 24.04 | 0.447 | 0.10 | 0.57 | 1.54 | 0.15 | 0.03 | 0.00 |

ROTOR NO.1

| RADIUS (インチ) | BLADE INLET ANGLE(°) | BLADE OPENING /PITCH(S) | THICKNESS RATIO | S/C | CHORD (C)(インチ) | S/E | TET/S | TCL (インチ) |
|-----------------|-------------------------|----------------------------|--------------------|------|-------------------|------|-------|--------------|
| 10.079 | 37.96 | 0.491 | 0.12 | 0.54 | 0.97 | 0.13 | 0.05 | 0.02 |
| 11.883 | 33.24 | 0.510 | 0.09 | 0.62 | 1.00 | 0.23 | 0.04 | 0.02 |
| 13.673 | 26.43 | 0.511 | 0.07 | 0.69 | 1.03 | 0.33 | 0.04 | 0.02 |

STATOR NO.3 (OGV)

| RADIUS (インチ) | BLADE INLET ANGLE(°) | BLADE OPENING /PITCH(S) | THICKNESS RATIO | S/C | CHORD (C)(インチ) | S/E | TET/S | TCL (インチ) |
|-----------------|-------------------------|----------------------------|--------------------|------|-------------------|------|-------|--------------|
| 10.016 | -36.70 | 0.735 | 0.10 | 0.50 | 2.52 | 0.25 | 0.02 | 0.00 |
| 12.008 | -26.47 | 0.798 | 0.10 | 0.60 | 2.52 | 0.32 | 0.01 | 0.00 |
| 13.937 | -15.07 | 0.846 | 0.10 | 0.69 | 2.52 | 0.31 | 0.01 | 0.00 |

E=Radius of Suction Surface Curvature near Trailing Edge, TET=Trailing Edge Thickness, TCL=Tip Clearance

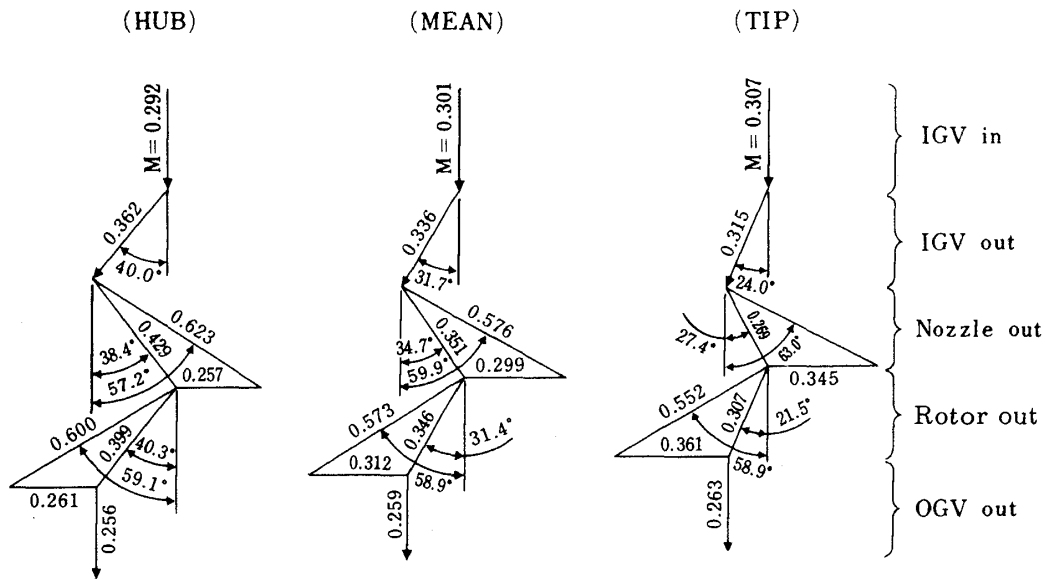


図1 速度三角形

3. 実験

3.1 インレットディストーション発生用金網

図2に示す空力試験機において、IGW上流(図に示すストラットの直前)にインレットディストーションを発生させるための金網を設けた。これは、内外ケーシングへの固定用リングに取付けた粗いメッシュの金網とその上に部分的に張った細かいメッシュの金網とからなる。図3及び写真1に今回用いた二種類のディストーションパターン発生用金網を示す。これらは外径側の約半分の流路断面に全圧及び速度欠損を発生させる case A の金網と内径側に発生させる case B の金網の二種類である。

3.2 計測方法

計測方法は文献[3, 4]と同様である。全体性能の試験は上記各 case A 及び B につき、設計回転数において三点の膨張比を選んで行った。計測断面は図4に示すが、この各計測断面において5孔ピトー管により圧力を半径方向に9点(なお、一部内部流動の計測においては15点)トラバース計測した。なお、全体性能の試験ではセンサーは上流の翼列のウエークを出来る限り避ける位置で行った。また、設計点(設計回転数、設計膨張比の点と呼ぶ)で半径方向及び円周方向の詳細な内部流動の計測を行い、case A 及び B での内部流動を調べた。なお、イン

レットディストーションがない場合(case Oと呼ぶ)の全体性能は本試験に先立って得た試験データを用いて解析した。表3は本報で採用した各実験点をまとめたものである。なお、計測器等の写真を写真2に示す。

3.3 実験データの解析方法

ここでは、前報までに用いた解析方法以外に用いたもののみ示す。修正値の計算方法等は文献[5]による。タービンの比出力 ΔH はタービントルク τ 、回転数 N (rpm) 及び流量 G より次式で計算した。

$$\Delta H = \pi \cdot \tau \cdot N / (30 \cdot J \cdot G)$$

各断面の平均圧力としては流量平均と面積平均の二通り求めた。即ち、

$$\bar{P}_{t,q} = \frac{\sum P_{t,i} \cdot q_i}{\sum q_i}$$

ここで、

$$q_i \begin{cases} = G_i & (\text{流量平均の場合}) \\ = A_{a,i} & (\text{面積平均の場合}) \end{cases}$$

なお、局所流量 G_i は次式で求めた。

$$G_i = A_{a,i} \cdot f(M_i) \frac{P_{t,i} \cos \alpha_i}{\sqrt{T_{t,i}}}$$

ここで、

$$f(M) = \sqrt{\frac{\kappa g}{R}} M \left\{ 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right\}^{\frac{-(\kappa + 1)}{2(\kappa - 1)}}$$

である。⁵⁾

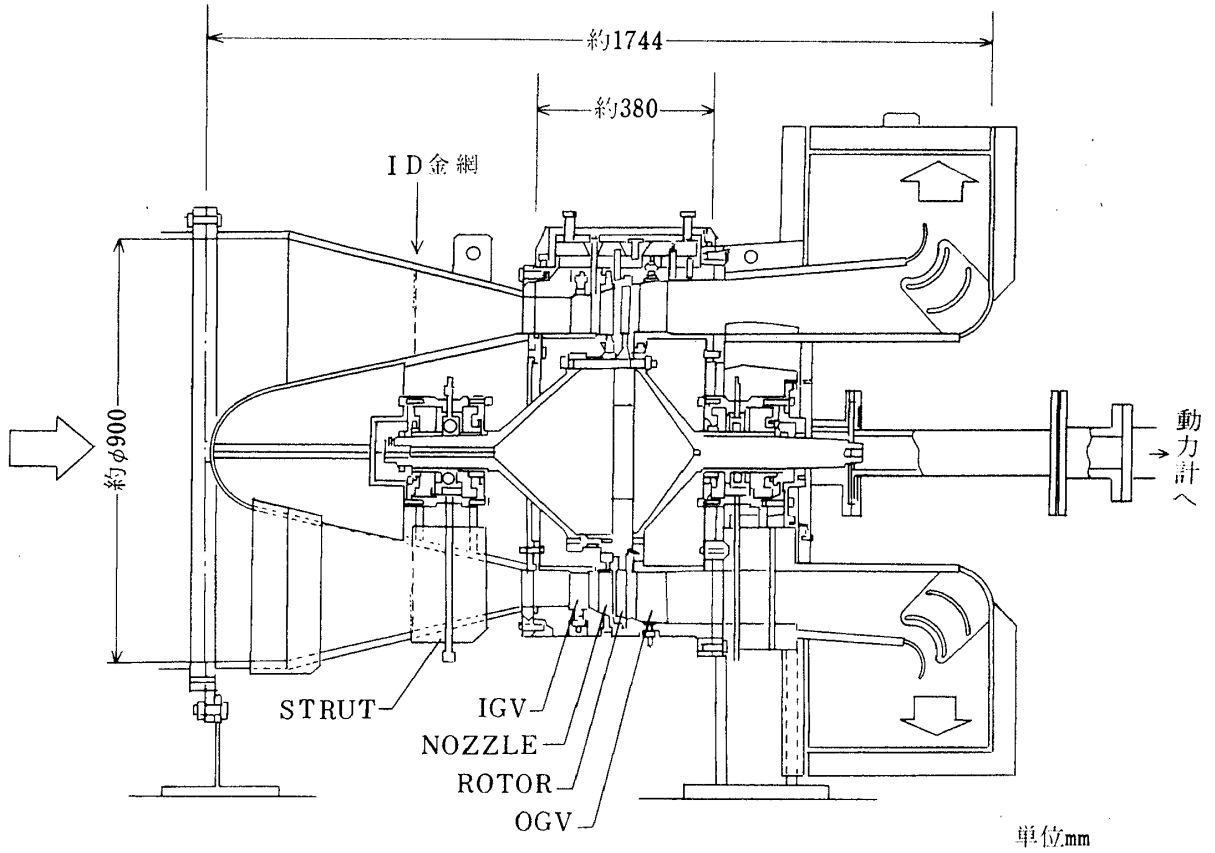


図2 高負荷タービン空力試験機概観

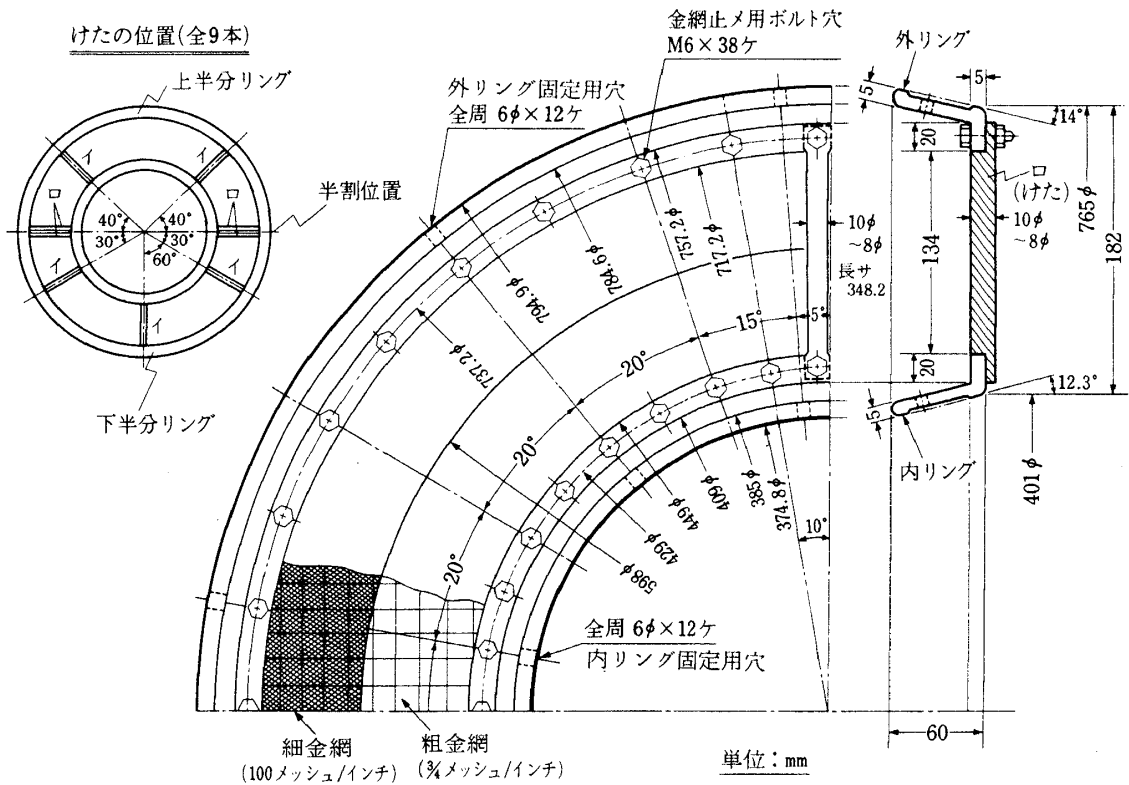
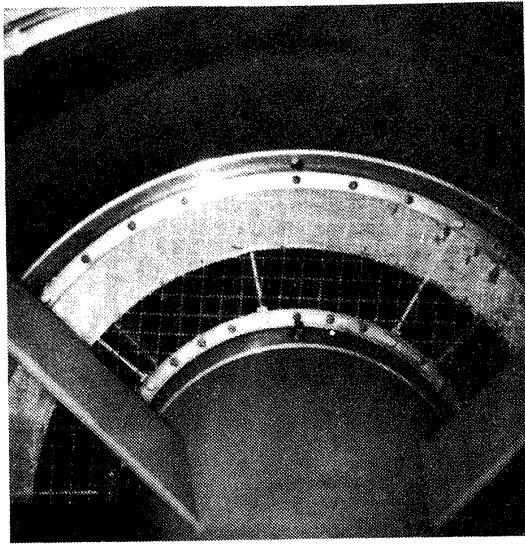
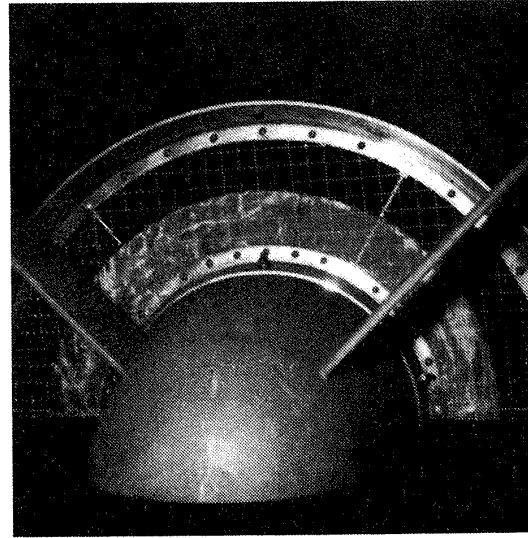


図3 インレットディストーション発生用金網の詳細図 (case Aを示す)



case A
(外周側ディストーション)



case B
(内周側ディストーション)

写真1 インレットディストーション発生用金網(上半部前視)

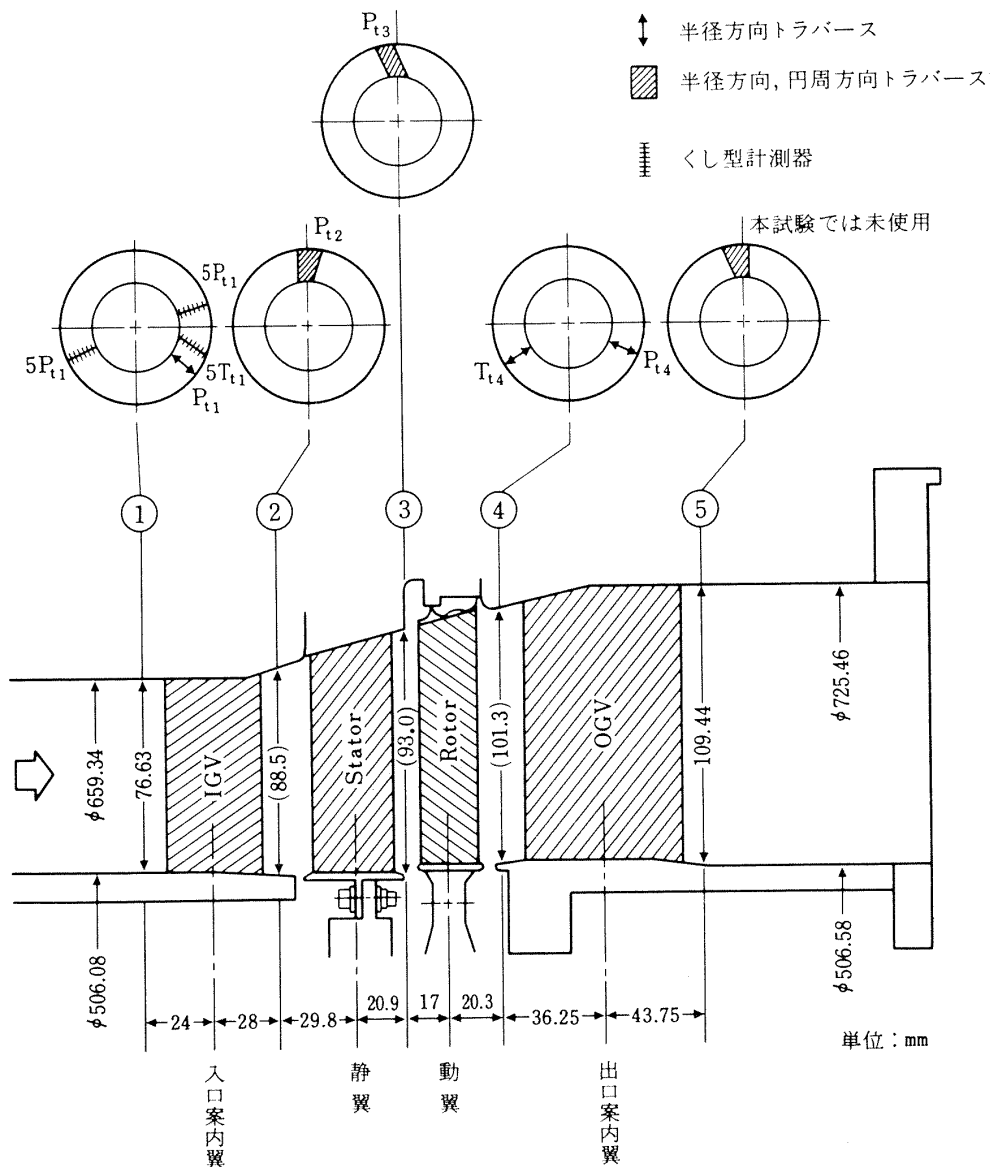


図4 圧力トラバース測定位置と軸方向断面番号

表3 実験点のまとめ

| case | $\bar{\pi}_{G,1-4}$ | $N^*(\%)$ | 半径方向トラバース位置 | 実験番号 | 目的 |
|--------|---------------------|-----------|-------------|------------|--------|
| case O | 1.072 | 100.0 | ① ② ④ ⑤ | 5406190400 | 全体性能試験 |
| | 1.191 | 100.3 | ② ③ ④ | 5411210501 | |
| | 1.370 | 99.7 | 〃 | 5411210304 | |
| | 1.375 | 99.8 | ① ② ④ | 5406120806 | |
| case A | 1.183 | 101.9 | ① ② ③ ④ | 5610230201 | |
| | 1.285 | 100.0 | 〃 | 5610230301 | |
| | 1.365 | 99.7 | 〃 | 5610230401 | |
| case B | 1.184 | 98.4 | ① ② ③ ④ | 5610290601 | |
| | 1.297 | 100.2 | 〃 | 5610290701 | |
| | 1.356 | 99.8 | 〃 | 5610290801 | |

| case | $\bar{\pi}_{A,1-4}$ | $N^*(\%)$ | 円周方向トラバース断面 r (m) | 実験番号 | 目的 |
|--------|---------------------|-----------|-----------------------|------------|--------|
| case A | (1.36) | (100) | $r=.296$ $r=.303$ | 5610230501 | 内部流動試験 |
| | | | $r=.272$ $r=.275$ | 5610230502 | |
| | | | ② $r=.318$ ③ $r=.328$ | 5610230503 | |
| | | | $r=.330$ $r=.342$ | 5610230504 | |
| | | | $r=.257$ $r=.258$ | 5610230505 | |
| case B | (1.36) | (100) | $r=.296$ $r=.303$ | 5610290901 | |
| | | | $r=.272$ $r=.275$ | 5610290902 | |
| | | | ② $r=.257$ ③ $r=.258$ | 5610290903 | |
| | | | $r=.318$ $r=.328$ | 5610290905 | |
| | | | $r=.330$ $r=.342$ | 5610290906 | |

IGVを含めたタービン膨張比及びそれを除く膨張比をそれぞれ1-4及び2-4の添字をつけて表せば、前記流量平均及び面積平均の圧力を用いて次の膨張比が定義できる。

$$\bar{\pi}_{G,1-4 \text{ 又は } 2-4} = \bar{P}_{t1 \text{ 又は } 2, G} / \bar{P}_{t4, G}$$

$$\bar{\pi}_{A,1-4 \text{ 又は } 2-4} = \bar{P}_{t1 \text{ 又は } 2, A} / \bar{P}_{t4, A}$$

ただし、IGV入口(添字1)の流量平均圧力を求める際に必要なマッハ数はIGV入口の5孔ピトー管より得たものを用いるべきであるが、今回の試験では、そのマッハ数は非常に大きく算出され信頼できる値とは考えられなかったため、入口全圧 $P_{t,i}$ 、全温 $T_{t,i}$ 、及びタービン流量 G の測定値から求めた。

即ち、

$$G = \int_0^A d(\rho gVA) = \sum_i \left[\sqrt{\frac{2\kappa g}{(\kappa-1)R}} \times \right.$$

$$\times \frac{P_{t,i} A_{a,i}}{\sqrt{T_{t,i}}} \left\{ \left(\frac{P_{t,i}}{p_s} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right\}^{\frac{1}{2}} \cdot \cos \alpha_i$$

$$\times \left(\frac{P_{t,i}}{p_s} \right)^{\frac{-(\kappa+1)}{2\kappa}} \Bigg]$$

ここで、静圧 p_s は断面で一様と仮定した(こうして得たマッハ数と、ピトー管で得た前回の試験の計測結果との比較の一例は付図1参照)。

タービン断熱効率として流量平均値(添字G)及び面積平均値(添字A)を定義する。IGVを含むタービン効率は、

$$\eta_{G \text{ 又は } A,1-4} = \frac{4H}{C_p \cdot \bar{T}_{t1, G \text{ 又は } A} \left\{ 1 - \left(\frac{1}{\bar{\pi}_{G \text{ 又は } A,1-4}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}}$$

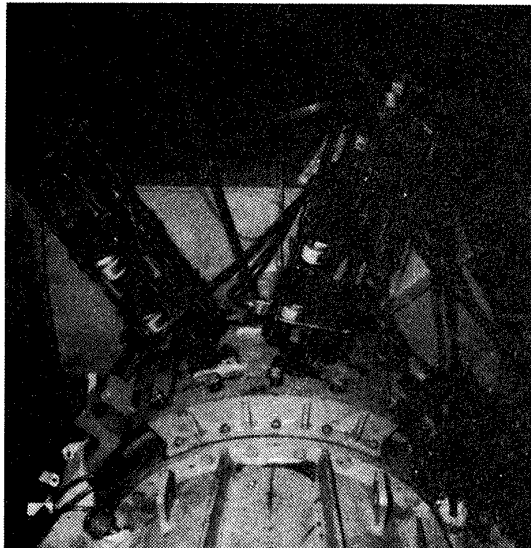
又、IGVを除くタービン効率は次式を用いて求めた。



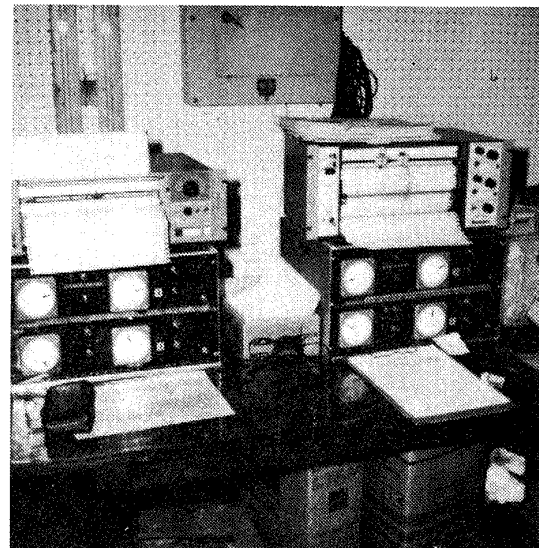
(a) IGV入口下半部



(b) IGV入口5孔ピトー管



(c) トラバース装置駆動部



(d) トラバース装置制御部

写真2 計測器等の写真

$$\eta_{G \text{又は} A, 2-4} = \frac{\Delta H}{C_p \cdot \bar{T}_{t2, G \text{又は} A} \left\{ 1 - \left(\frac{1}{\pi_{G \text{又は} A, 2-4}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}}$$

半径方向全圧分布の非一様性を示す指標として、インレットディストーション率 (ID) を次式で定義した。

$$ID = \frac{P_{t1, max} - P_{t1, min}}{\bar{P}_{t1, G}}$$

4. 実験結果と考察

4.1 インレットディストーション状態

図5にIGV入口直前の断面での全圧の半径方向

分布を示す。インレットディストーション金網を設けた両 case 共、IDはおよそ3~4%である。一方、図6にはIGV入口速度(マッハ数)分布を示す。流速、従って流量の半径方向分布が、各 case で著しく異なっていることがわかる。

4.2 全体性能試験結果

(a) タービン流量及び比出力特性

図7及び図8に上記両特性を示す。設計点ではタービン流量は約2.4%過大に流れた。一方、設計点における比出力は計画値に正確に一致している。流量はインレットディストーションにほとんど影響を受けていないことがわかる。

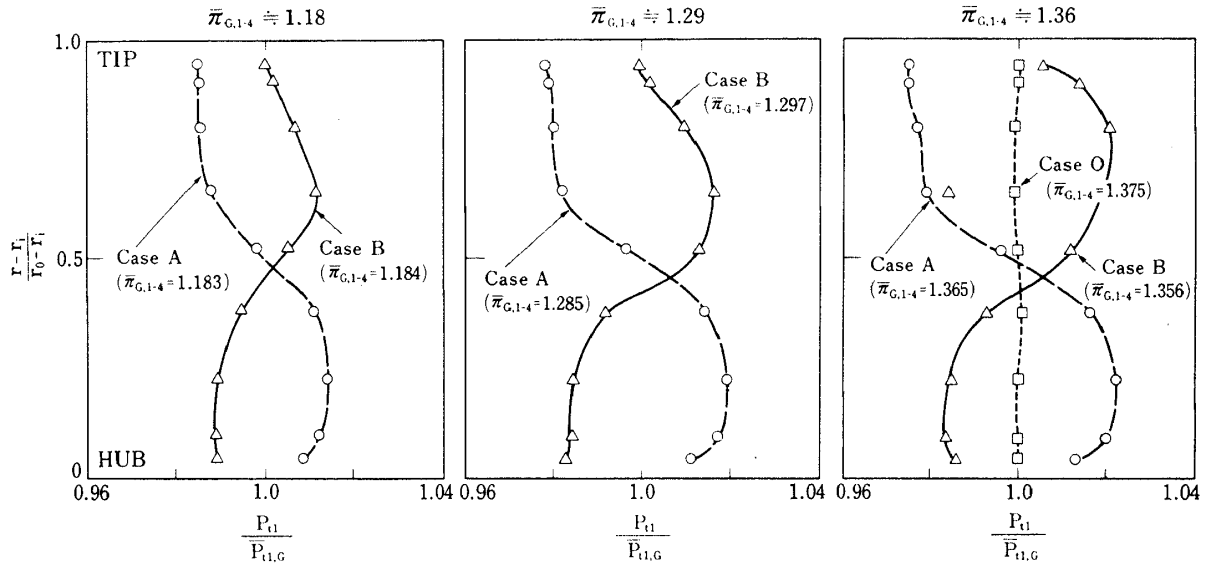


図5 IGV入口全圧分布

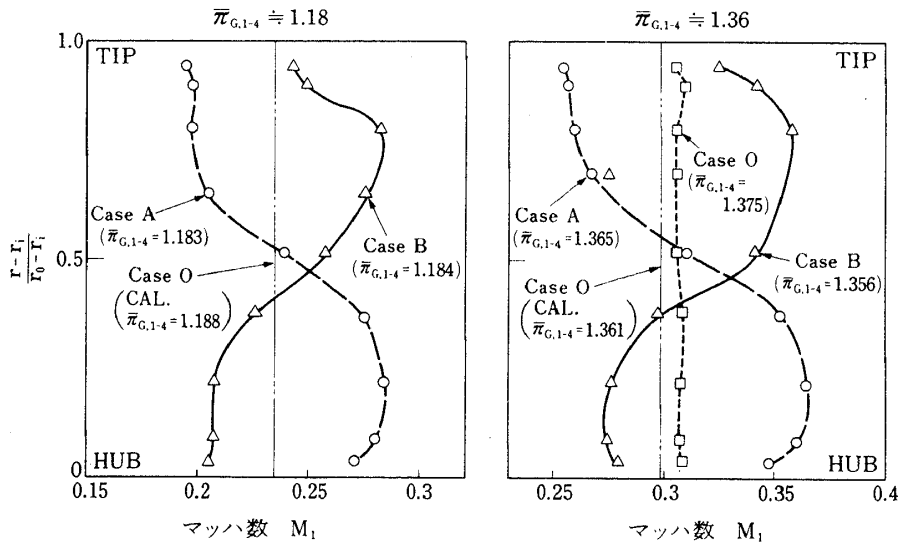


図6 IGV入口速度(マッハ数)分布

(b) タービン効率特性

図9は流量平均(黒ぬり記号でかつ線引きした)及び面積平均(白抜け記号)のタービン効率(IGVを含む)である。流量平均の効率についていえば、インレットディストーションによる効率の低下は、設計点近傍においては1%以下であるが、タービン膨張比の小さい部分負荷では2~3%と大きいことがわかる。

次に、図10にIGVを除くタービン効率を示す。静翼入口流れ状態は上流のIGVのため、円周方向

に一様でないと考えられる。従って、この効率は正確には、半径方向のみならず円周方向のトラバース測定をも行ない、求める必要があるが、ここでは簡単のため半径方向に9点トラバース測定をした値{図11(a),(b)}を用いて求めることにした。従って、得られた結果は参考程度と考えるべきである。これによれば、case AとBとでは効率の劣化の程度が異なるが、いずれの場合も部分負荷での劣化の程度が設計点近傍のそれに比べて大きいことはIGVを含む効率特性と同様である。一方、設計点にお

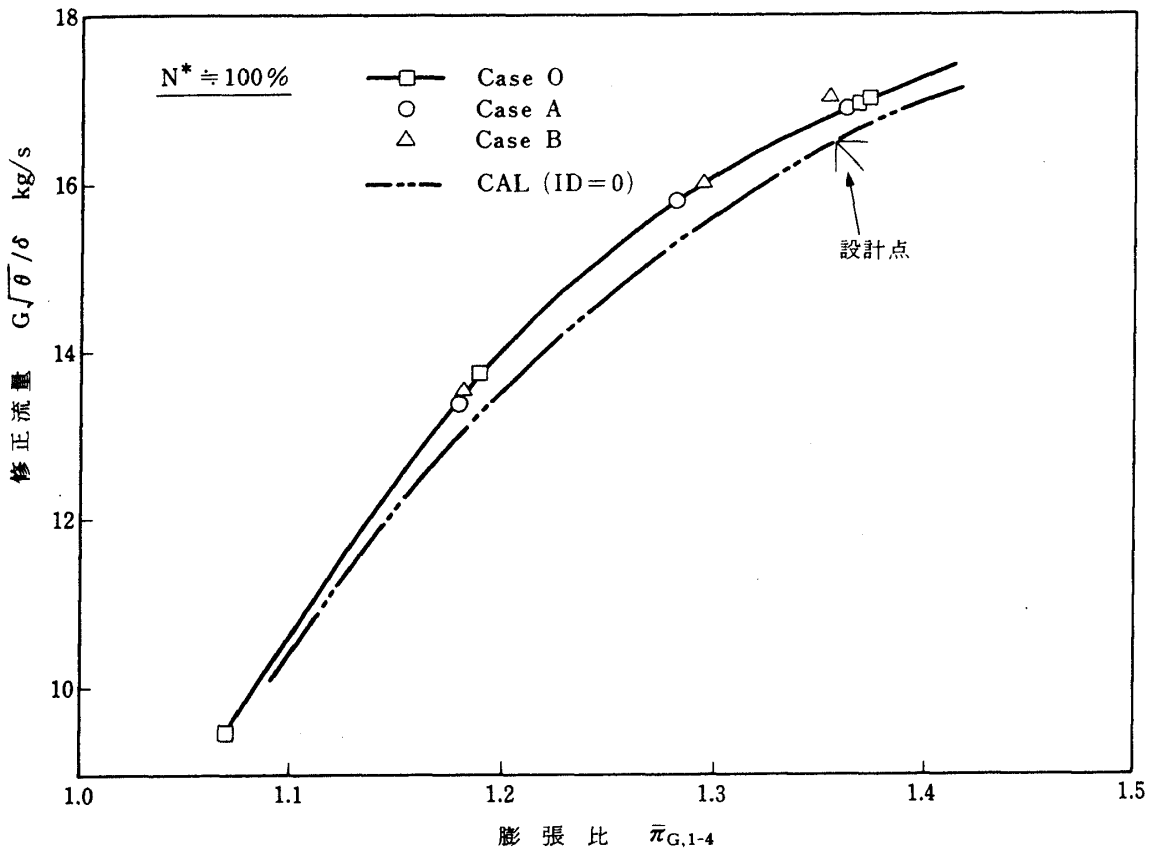


図 7 流量特性

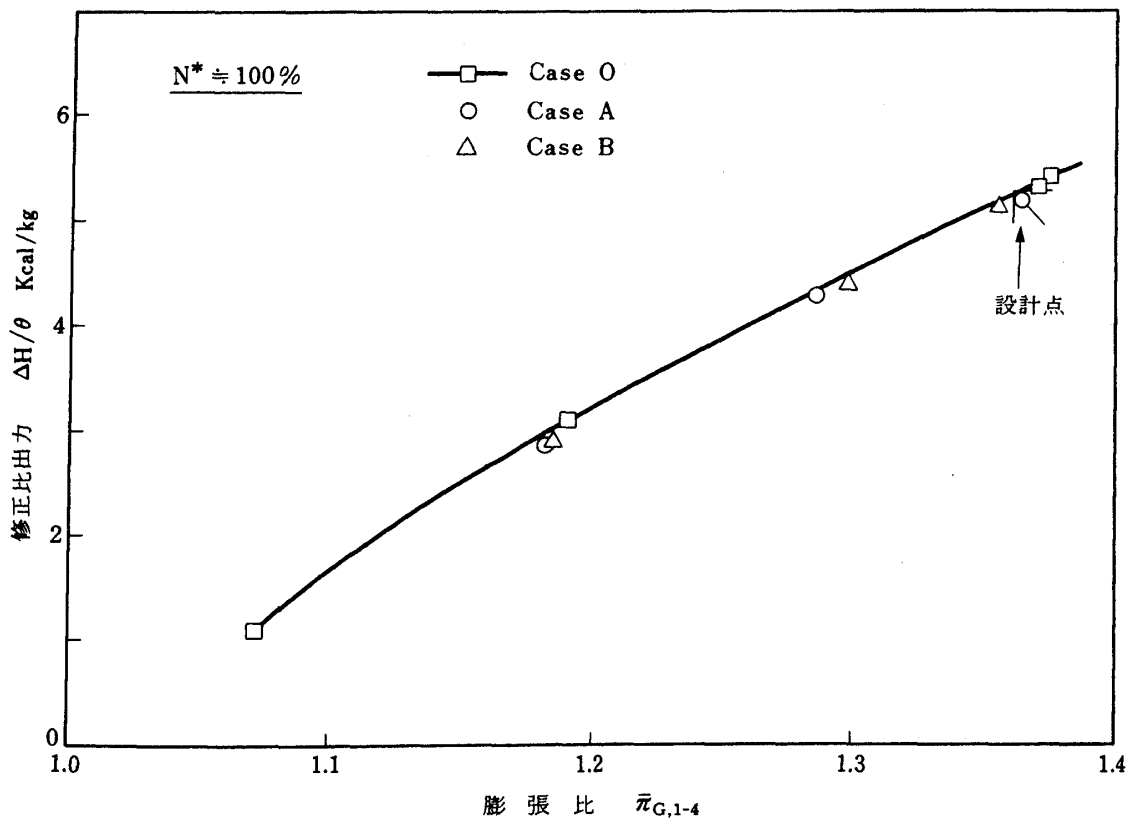


図 8 比出力特性

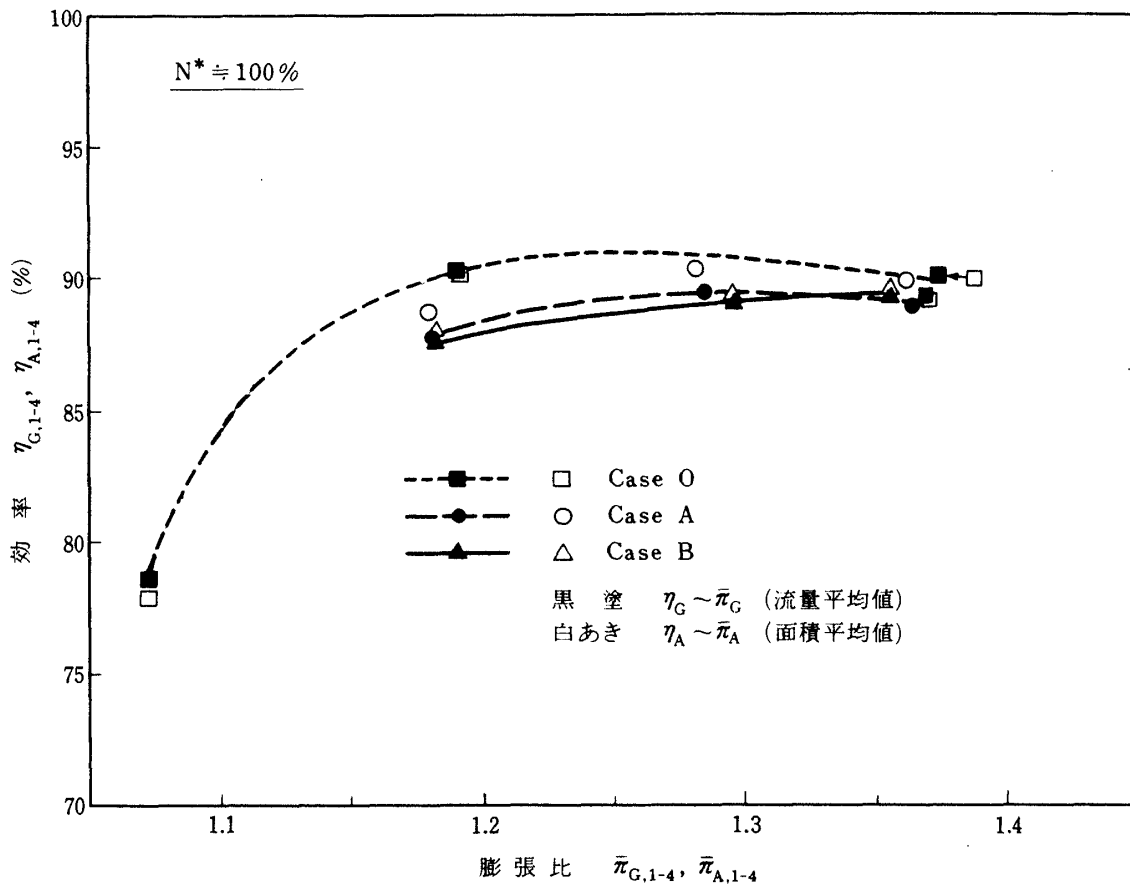


図 9 IGWを含むタービン断熱効率特性

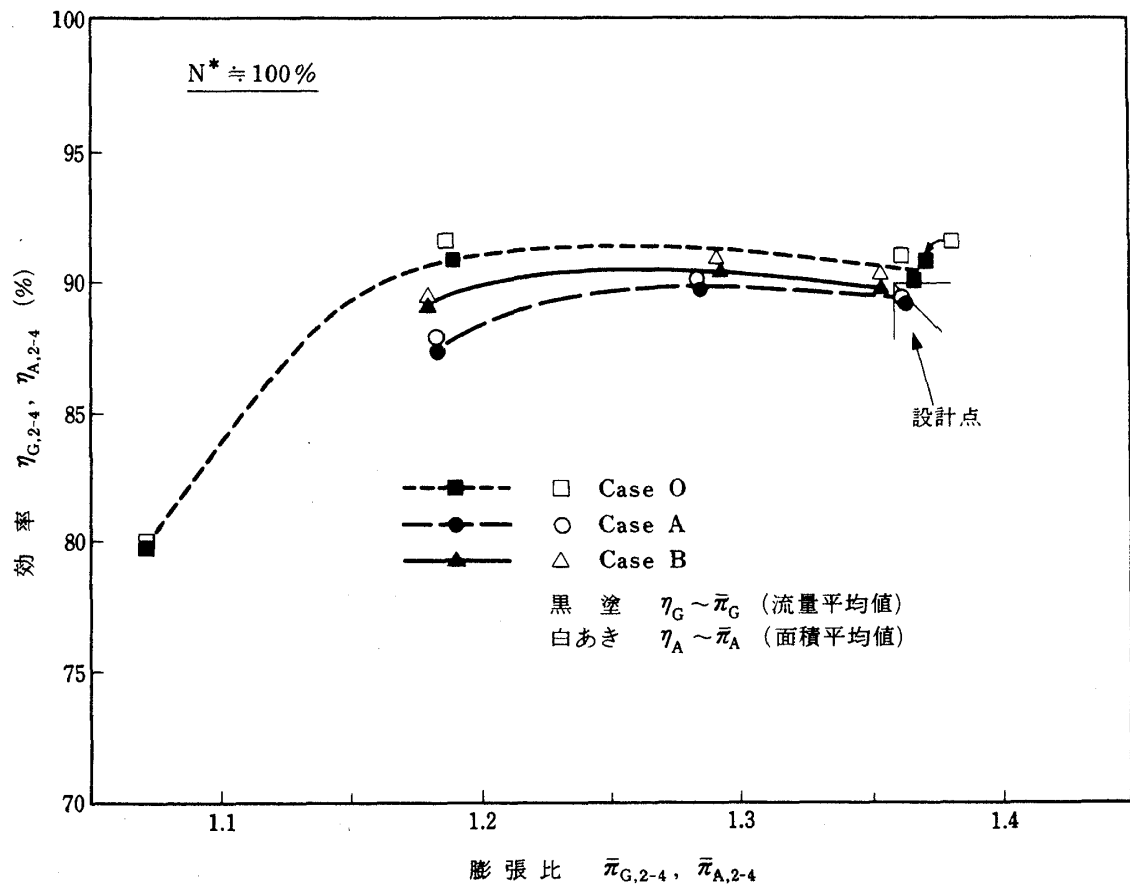


図 10 IGWを除くタービン断熱効率特性

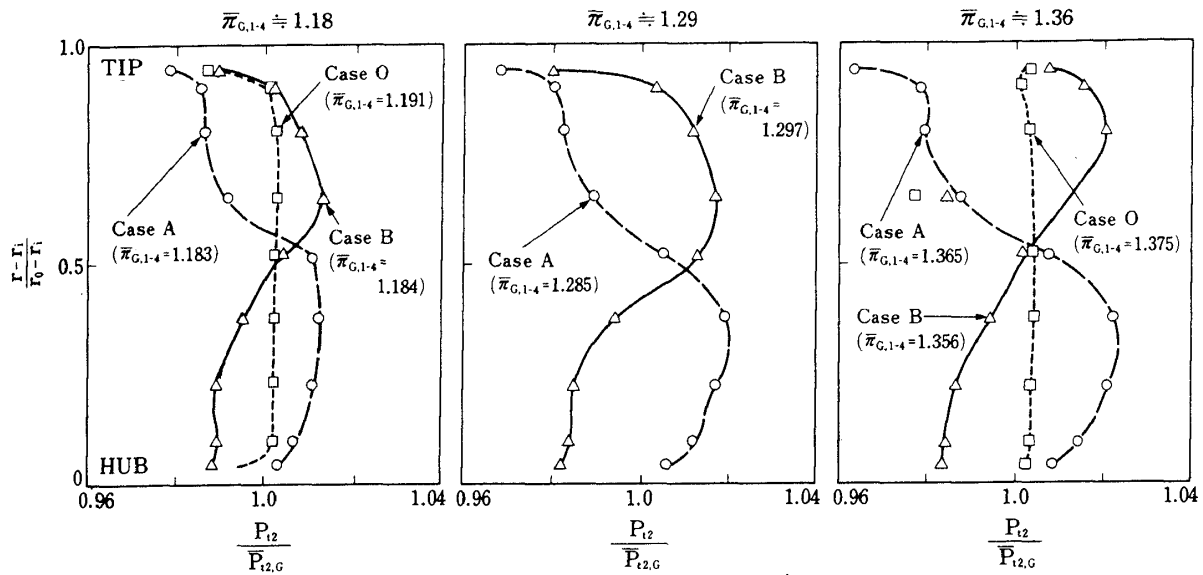


図 11(a) 静翼入口全圧分布

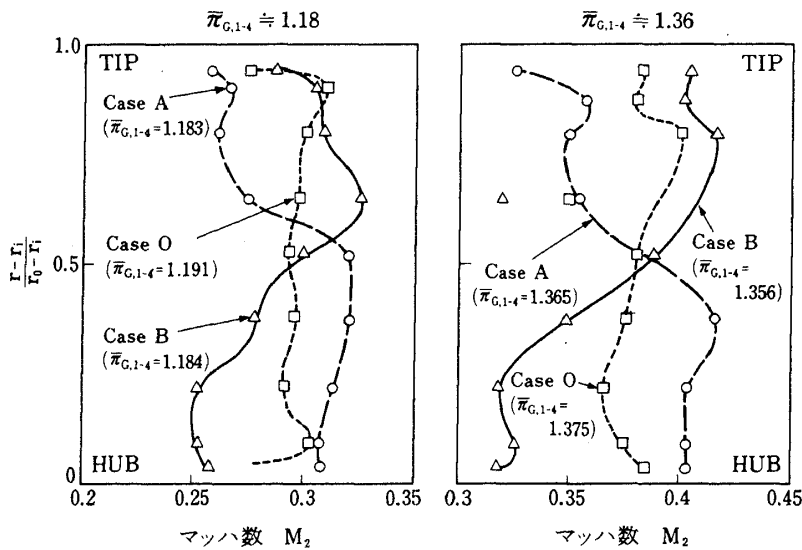


図 11(b) 静翼入口速度 (マッハ数) 分布

る効率は case A に限りわずかに計画値より低い値を示してはいるが、概して本試験のインレットディストーション (3 ~ 4%) ではその有無にかかわらず、計画の効率は充分達成されうると言える。

4.3 内部流動試験結果

(a) 半径方向トラバース結果 (全体性能試験データ)

図 12 ~ 14 に各計測断面における圧力、マッハ数及び角度の半径方向分布を case A, B 及びインレットディストーションのない case O について示した。

これによると、下流にいくほどインレットディストーションの影響が消滅してゆくのわかる。図 15 には各翼列前後での相対全圧の対比を示したが、各翼列で起こる全圧損失のおよその分布がわかるであろう。但し、必ずしも翼列前後における同一の流線での全圧の対比となっていないため、同一半径で比較する限り翼列後の全圧が翼列前の全圧より高い (負の全圧損失に当る) 部分も見られる。流線間のミキシングが原因となっている場合もあろう。この図からは、損失は静翼及び動翼で大部分起こることがわかるが、インレットディストーションの影響を

議論できるまでには至らない。また図 12～14の(c)図に見られるように、動翼前後の絶対流入及び流出角度(α_3, α_4)の差、又は相対流入及び流出角度(β_3, β_4)の差から、インレットディストーションにより動翼での流れの転向角が内外壁近傍で減少していることがわかる。特に、低い膨張比での減少が著しく、これがタービンの比出力の低下をもたらしたのであろう。各翼列共、相対流出角度はインレットディストーションにかかわらず殆ど不変である。なお、インレットディストーションがある場合には、翼列流路内の流れが当初設計時点で計画した流れと異なり、反動度分布が設計値からずれて二次流れを増加させること、又場合によっては、翼面荷重分布が改良されて性能が向上することなどを予想した。図 12(c)～14(c)のピッチ角からは流線の上向き、下向きの変化を確認できるに至らなかったが、これは上記との関連で興味深いデータである。

(b) 円周方向トラバース結果

図 16 は設計点近傍での IGV 出口断面での圧力の半径方向及び円周方向トラバース測定結果であり、図 17 は静翼出口断面での圧力の測定結果である。インレットディストーションにより円周方向にウェーク位置のずれが起こっているのがわかる。なお、図中の π は図示の半径 R 位置での局所の膨張比を示す。図 18 は、IGV 出口の翼先端近傍におけるマッハ数と角度の円周方向分布を示し、又、図 19 は静翼出口での 2つの翼スパン位置での流速及び流出角度の円周方向分布を示す。翼先端部及び翼根部では周方向の一様性が無くなると共にウェークの幅も広くなり、翼面上の流れと内外壁面上の粘性流れの三次元的干渉がみられる。この近傍では翼列そのものによる全圧損失以上に流路内外壁による全圧損失が重要となる。さらに詳細な解析は今後の課題である。

5. 結 論

高負荷軸流タービン空力試験機において、IGV 入口に約 3～4%のディストーション(ID)を与えた試験を行い、得た主な結論は次の通りである。

1. インレットディストーションによるタービン断熱効率の低下は設計点近傍では 1%以下と少なく、膨張比の小さな部分負荷では 2～3%と大きい。

従って、圧縮機の場合とちがってタービンではインレットディストーションが本報のように大きい場合でも、設計点性能の劣化は少ないと結論できる。

2. インレットディストーションにより圧力や速度分布等の内部流動は、特に上流の翼列ほど影響を大きく受ける。翼列に相対的なガス流出角度は殆ど影響を受けない。又、インレットディストーションにより動翼の内外壁近傍における転向角が減少し、これが上記効率の低下の原因と考えられる。

6. 謝 辞

本研究は通産省工業技術院の大型プロジェクト「航空機用ジェットエンジンの研究開発」の一環として行われたものであり、関係者各位に感謝の意を述べると共に、特に本研究を始終指導して下さった次の方々にお礼を申し上げます。

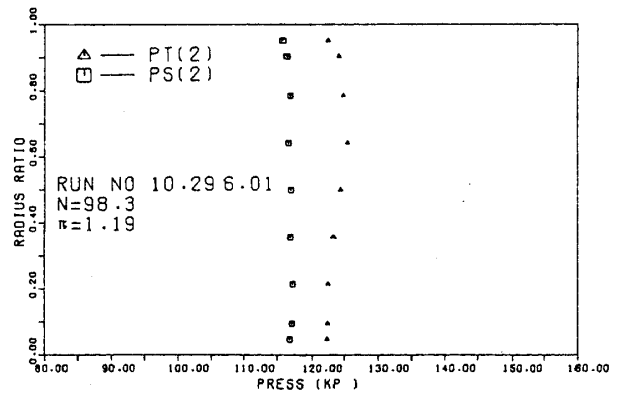
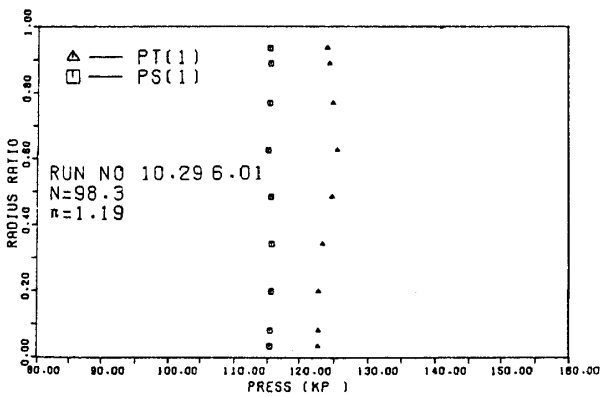
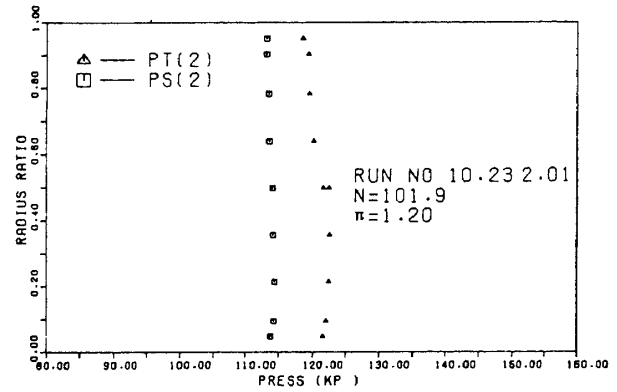
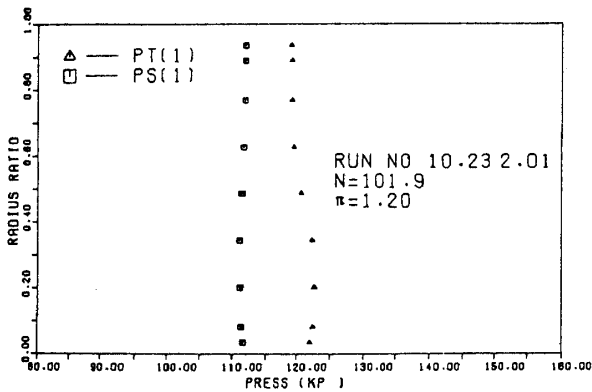
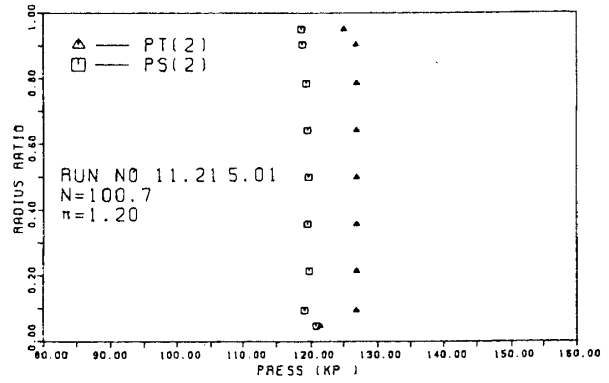
松木 正勝 当研究所科学研究官
鳥崎 忠雄 原動機部長
高原 北雄 原動機部タービン研究室長
西尾 健二 原動機部制御研究室長
三菱重工業株式会社

(敬称略)

参 考 文 献

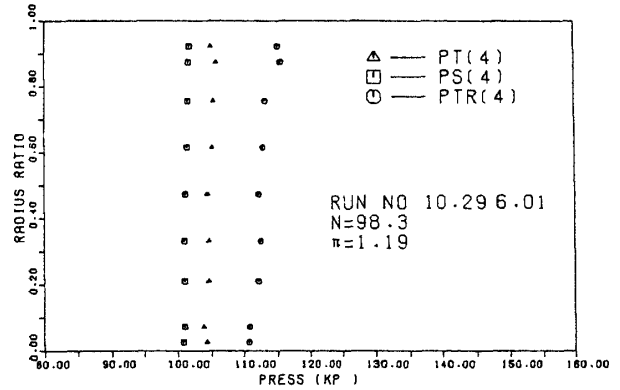
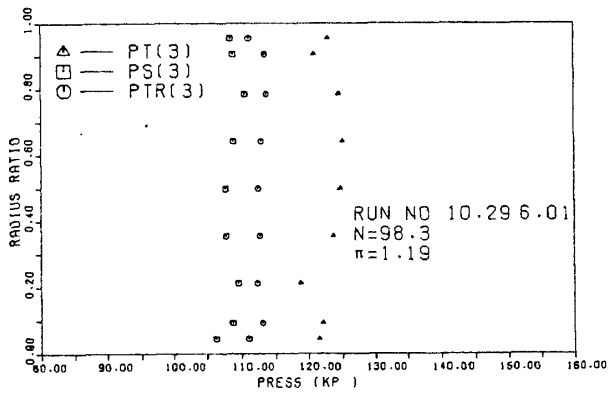
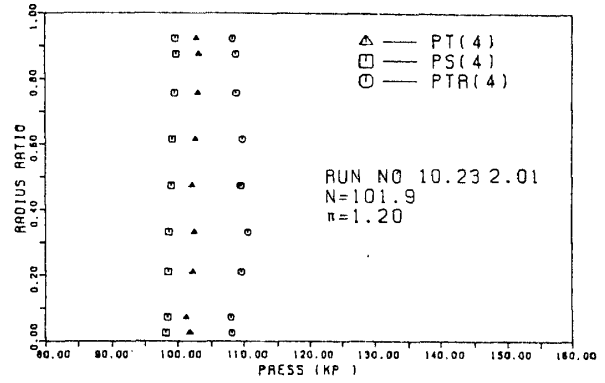
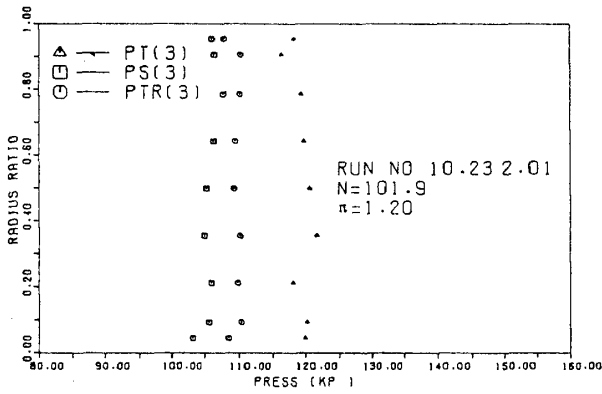
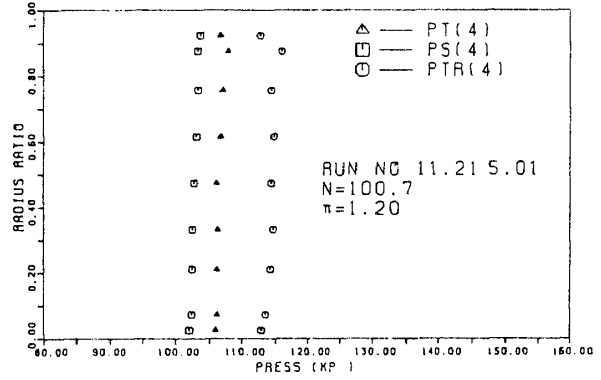
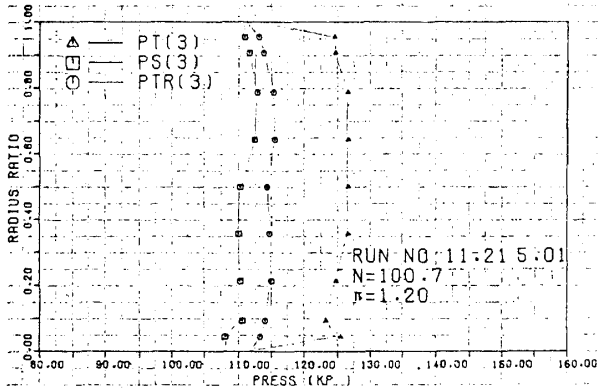
- [1] 能瀬, 高原, 蓑田他: 高負荷低圧タービンの研究開発, (I)空力回転試験機(LT-600)および試験装置の設計製作, 航技研資料 NAL TM(投稿中).
- [2] 西村, 臼井, 井上他: 同上, (II)内部流動計測用 5孔ピトー管の特性, 航技研資料 NAL TM(投稿中).
- [3] 井上, 臼井, 西村他: 同上, (III)全体性能試験, 航技研資料 NAL TM(投稿中).
- [4] 蓑田, 井上, 臼井他: 同上, (IV)内部流動試験, 航技研資料 NAL TM(投稿中).
- [5] 山本, 高原, 能瀬他: 空冷軸流タービンの空力性能に関する研究(第一報 空冷タービンの設計および冷却空気を流さない場合の全体性能に関する実験的研究), 航技研報告 NAL TR-321 (1973年12月).

(データ無)

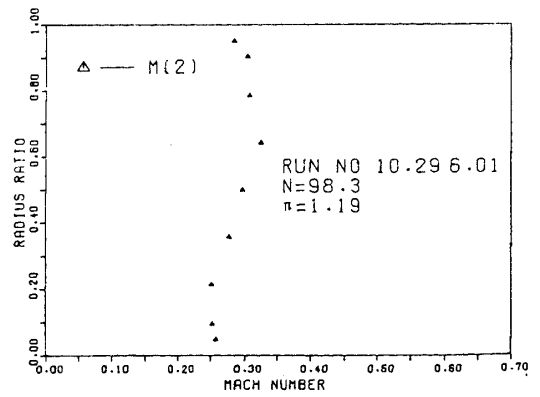
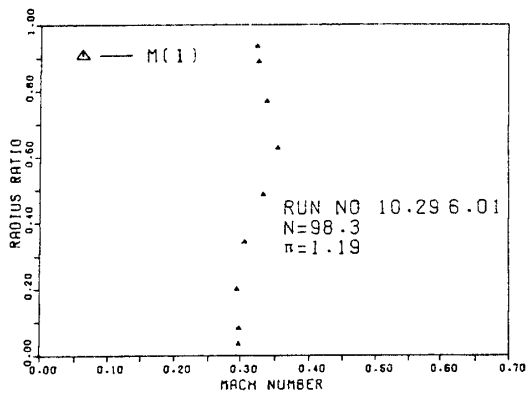
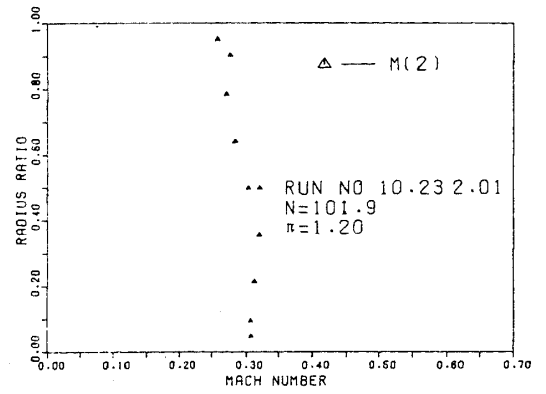
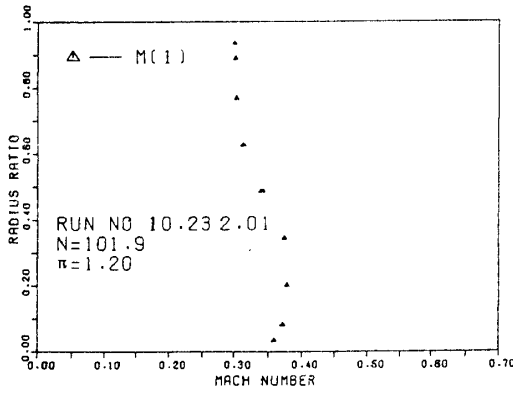
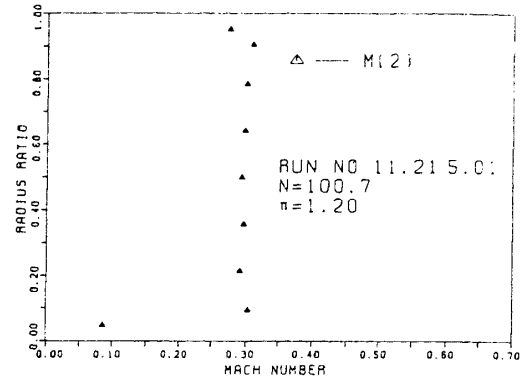


上段=case O
 中段=case A
 下段=case B

図 12(a) 圧力半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \div 1.18$)

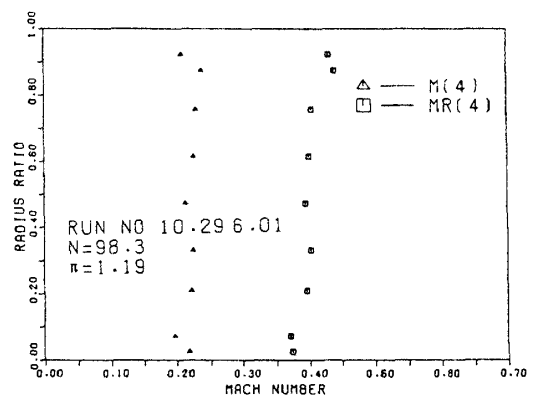
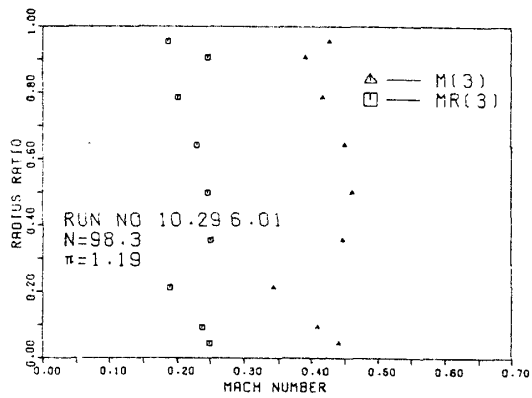
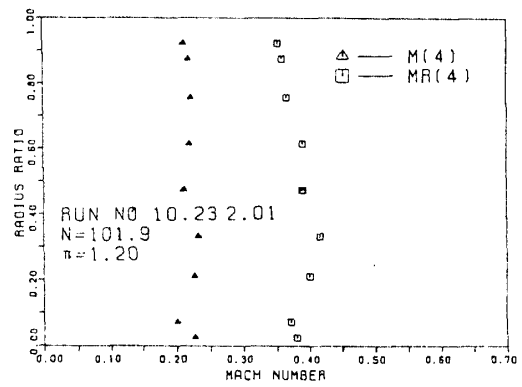
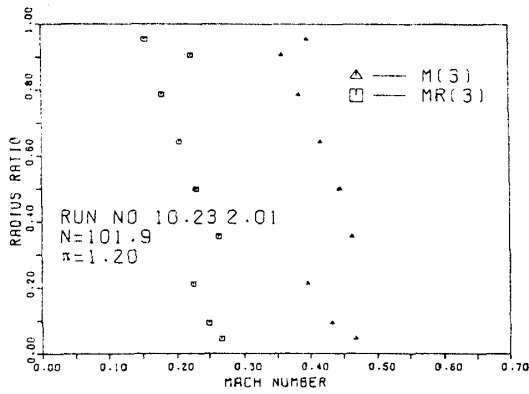
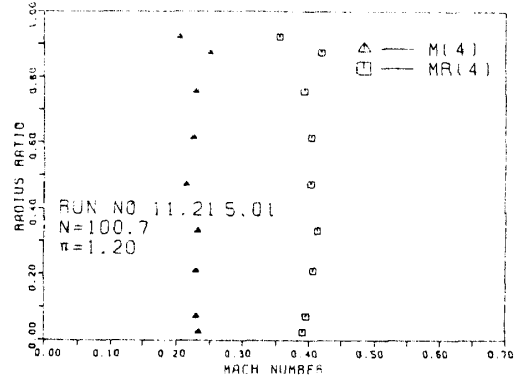
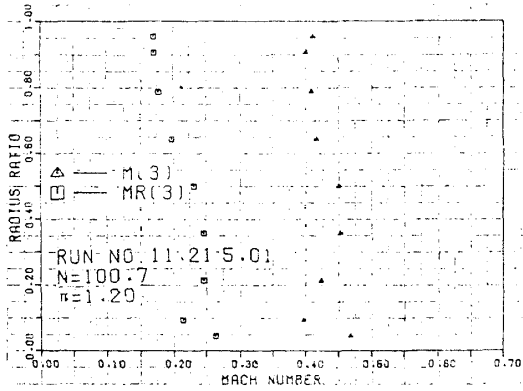


(データ無)

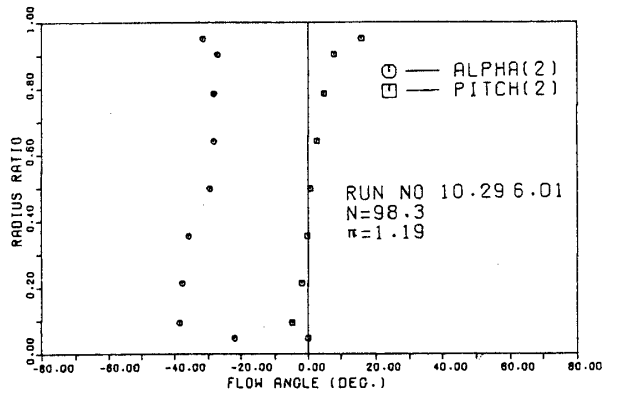
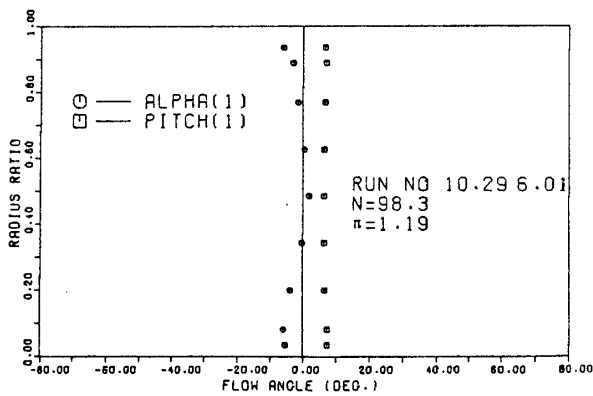
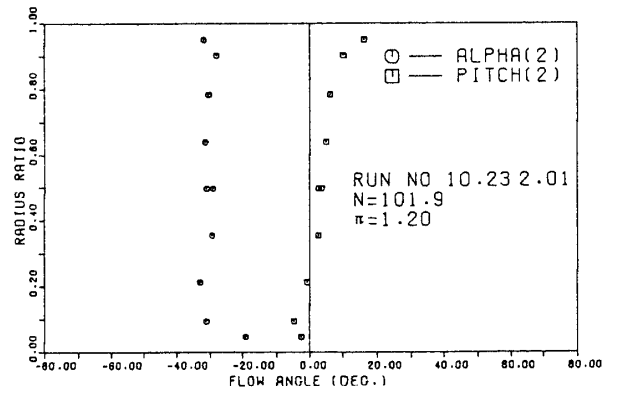
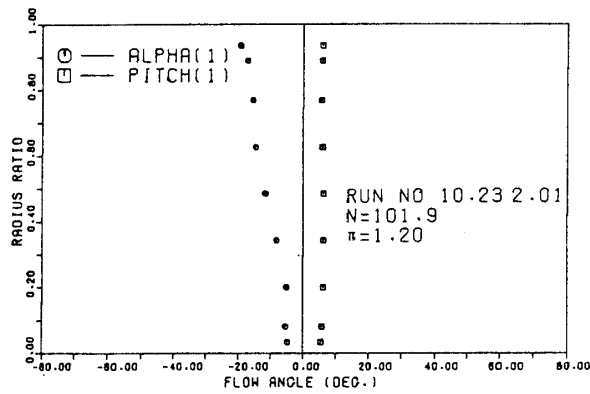
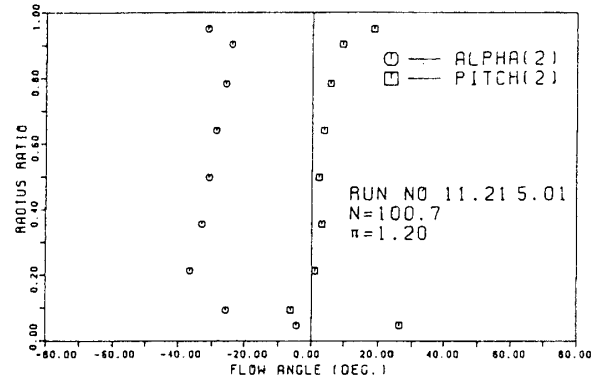


上段=case O
 中段=case A
 下段=case B

図 12 (b) マッハ数半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \doteq 1.18$)

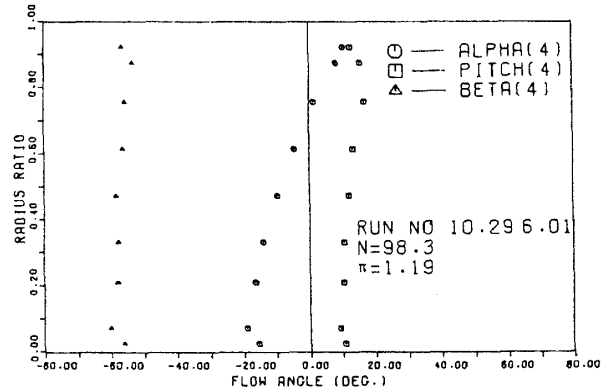
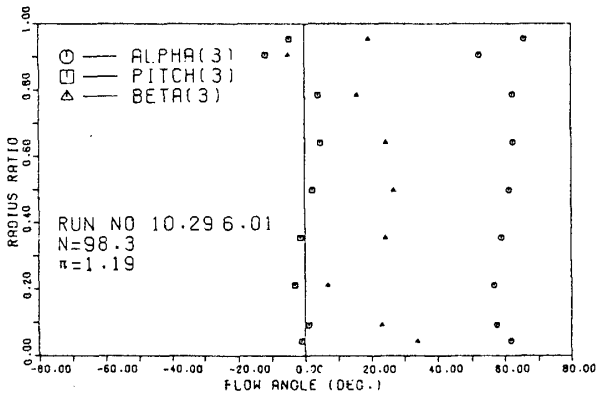
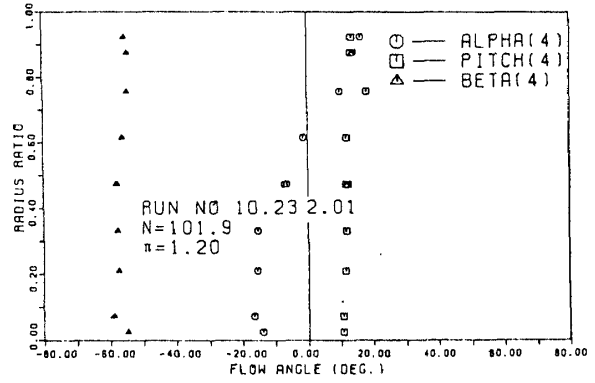
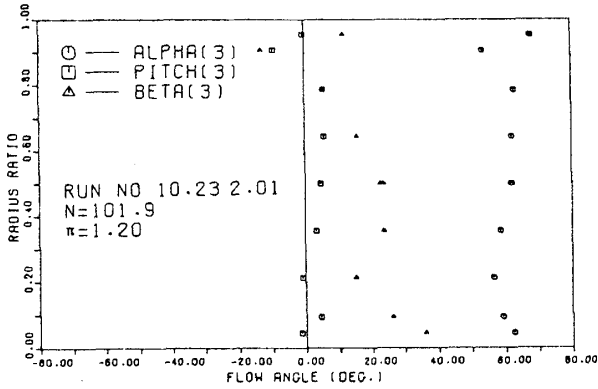
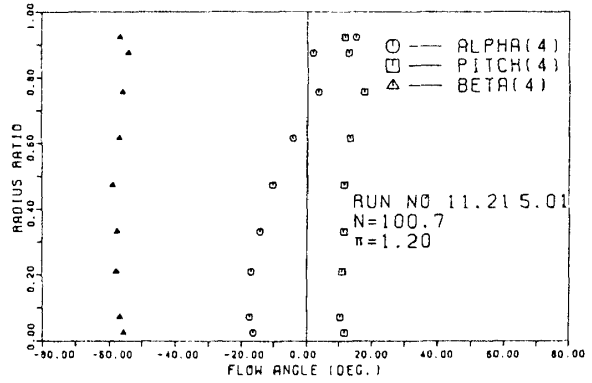
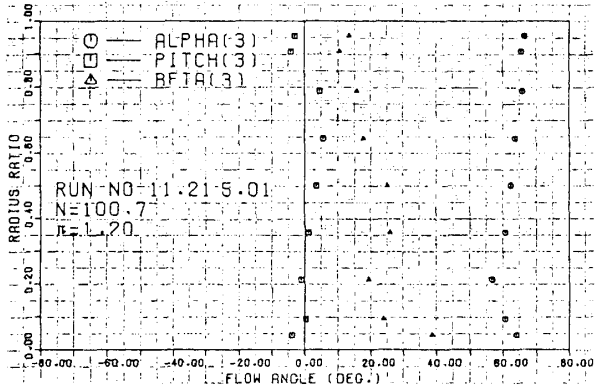


(データ無)



上段=case O
 中段=case A
 下段=case B

図 12(c) 角度半径方向分布 ($\bar{\pi}_{C,1-4} \doteq 1.18$)



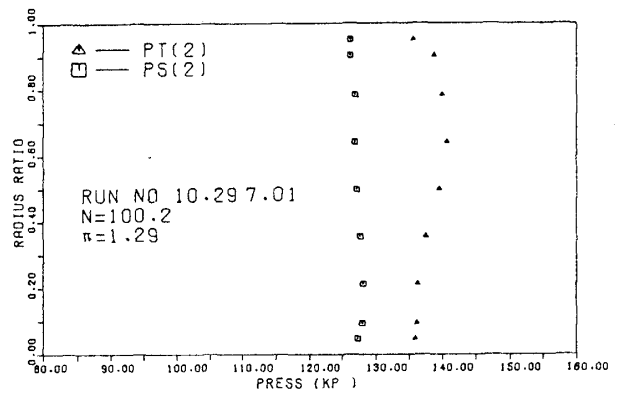
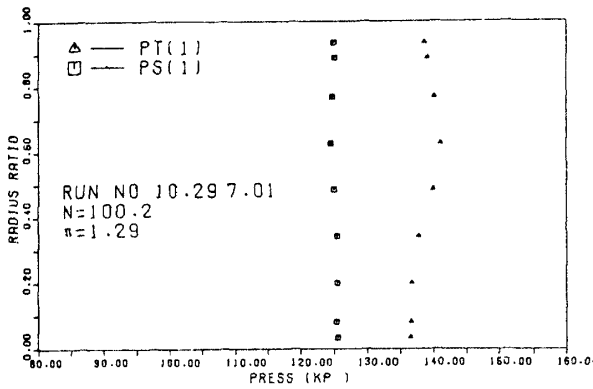
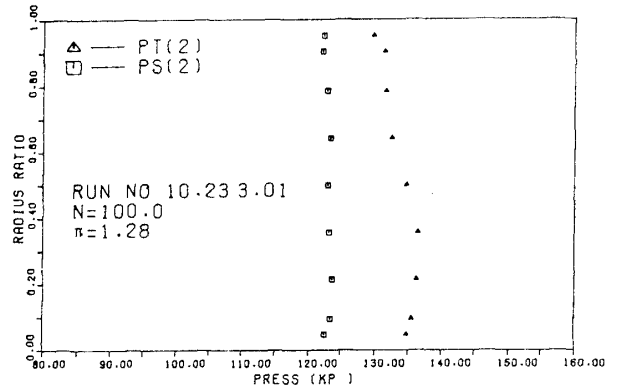
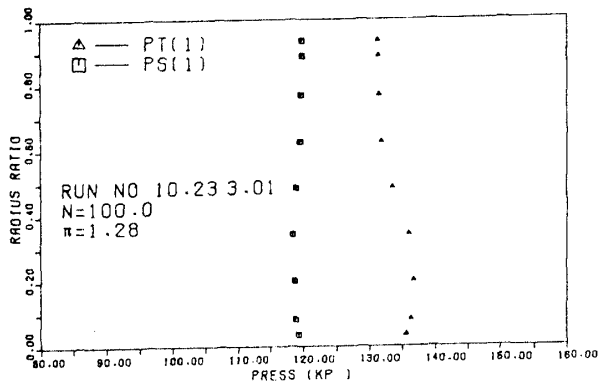


図 13(a) 圧力半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \doteq 1.29$) 上段=case A
下段=case B

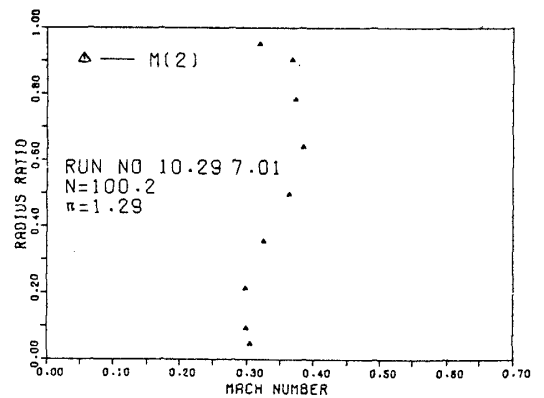
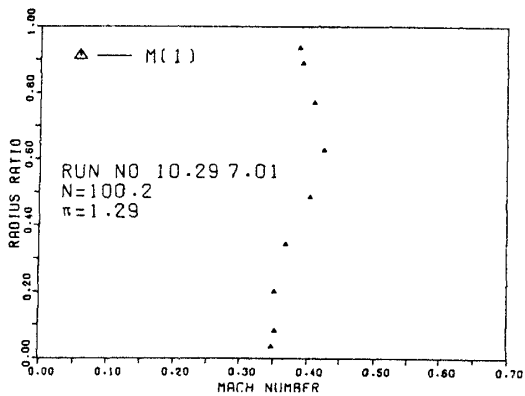
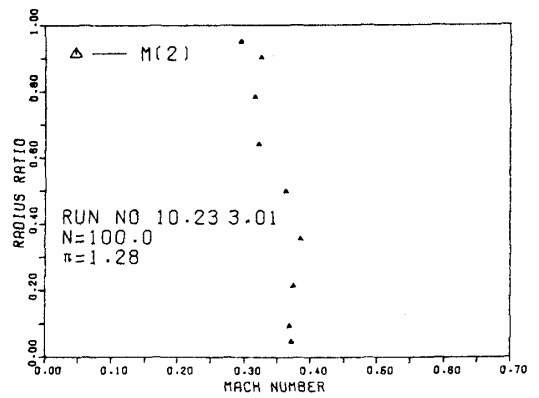
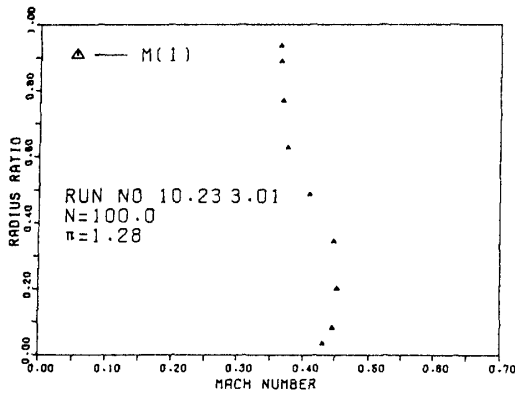
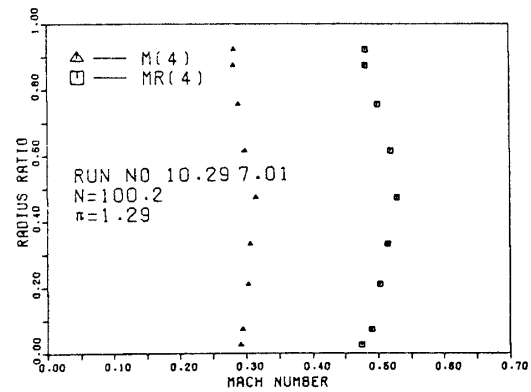
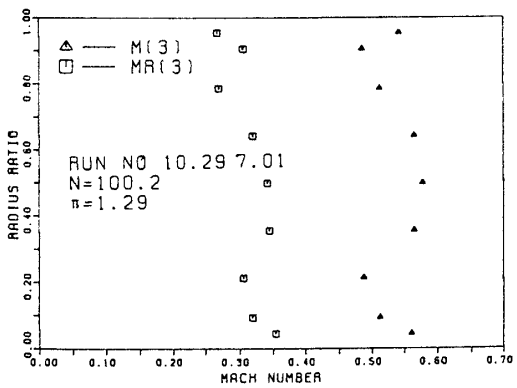
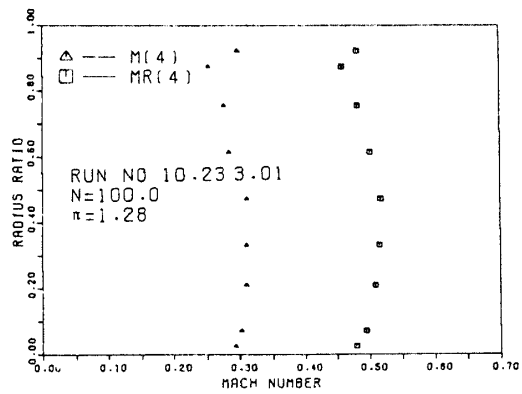
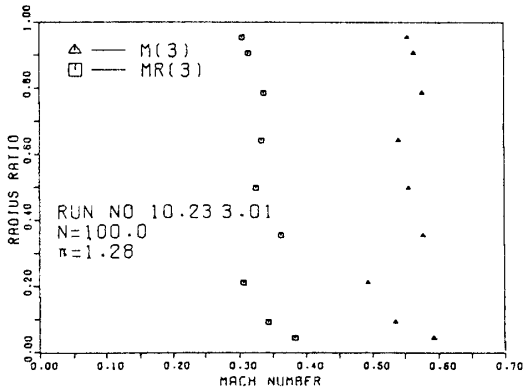
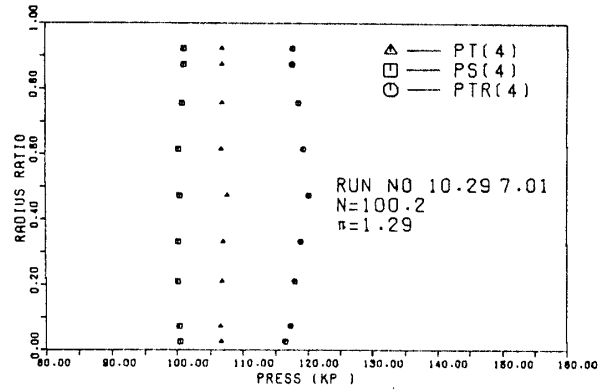
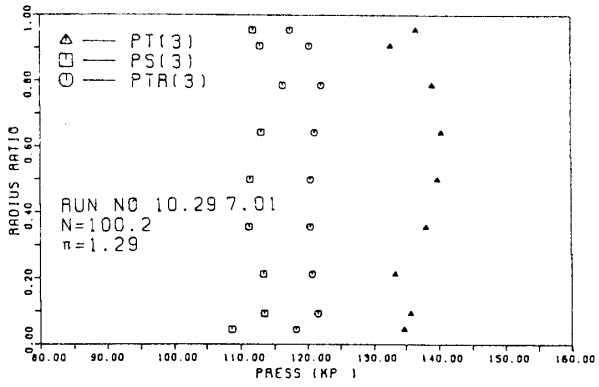
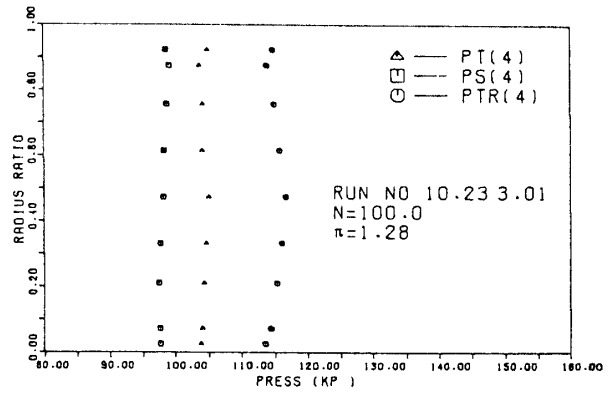
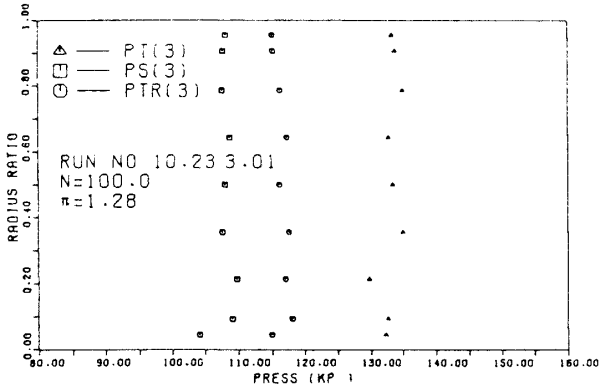
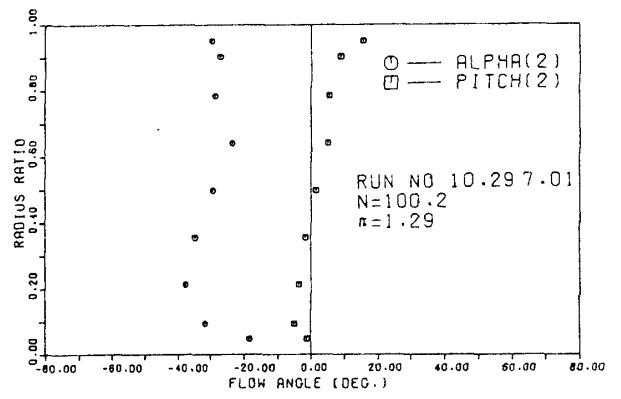
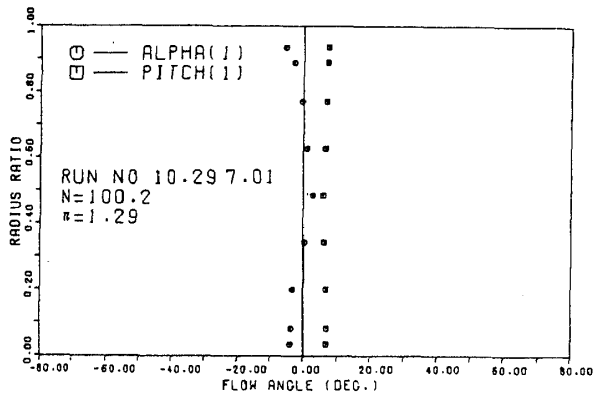
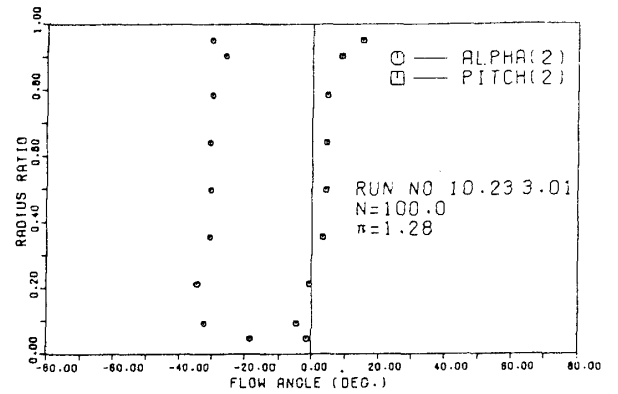
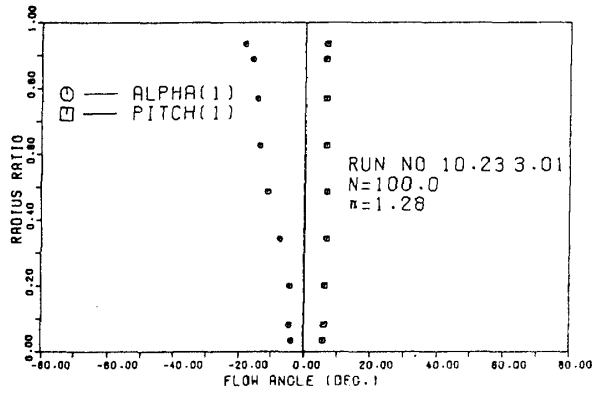


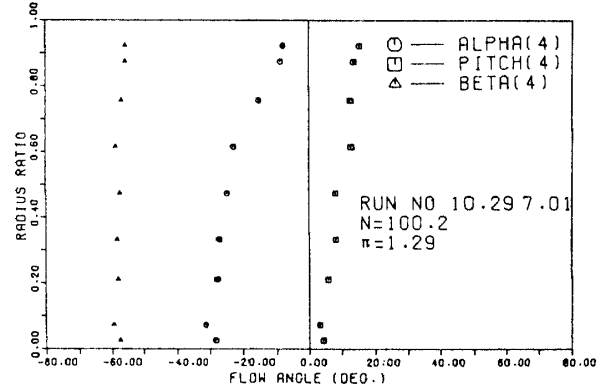
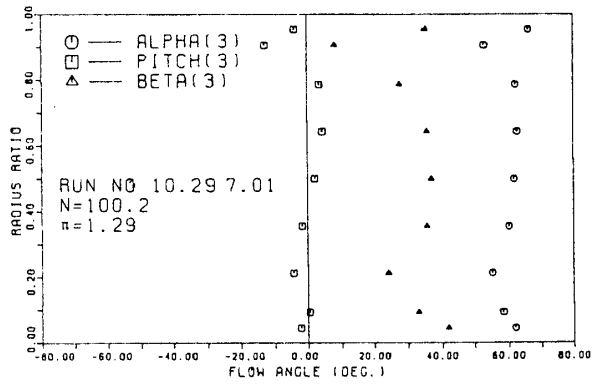
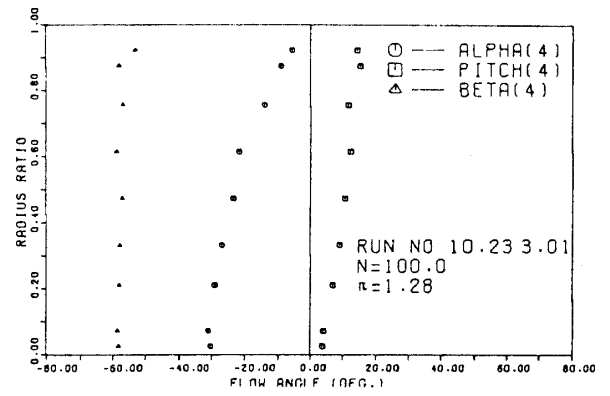
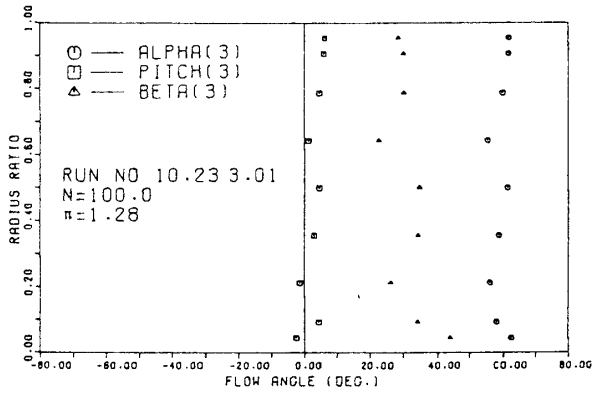
図 13(b) マッハ数半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \doteq 1.29$) 上段=case A
下段=case B

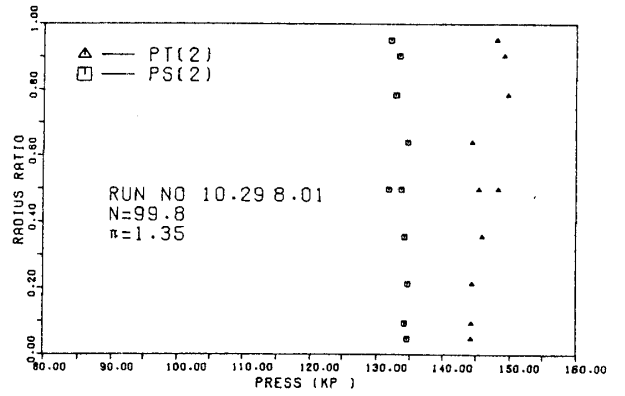
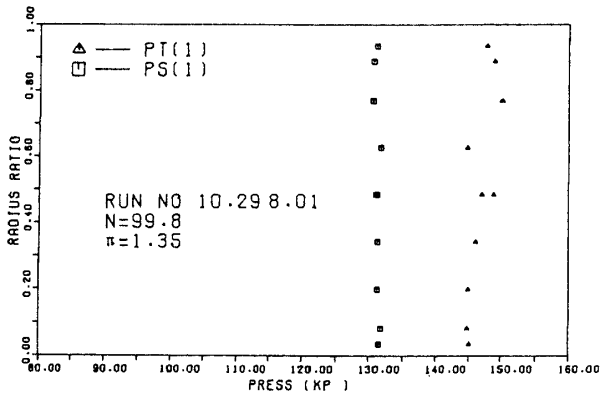
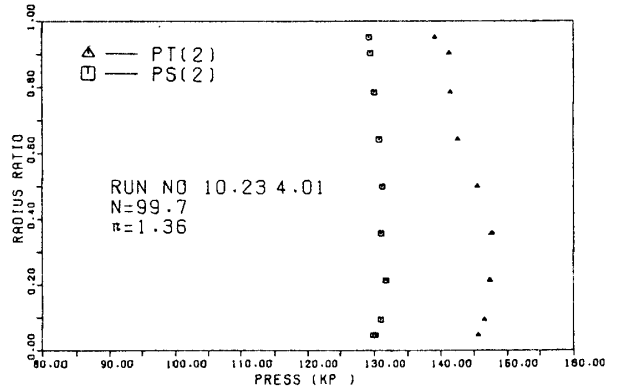
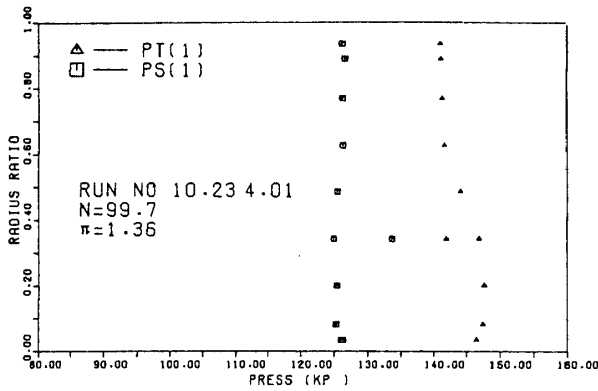
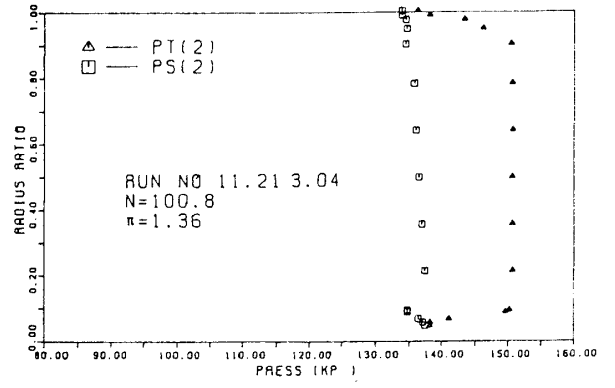
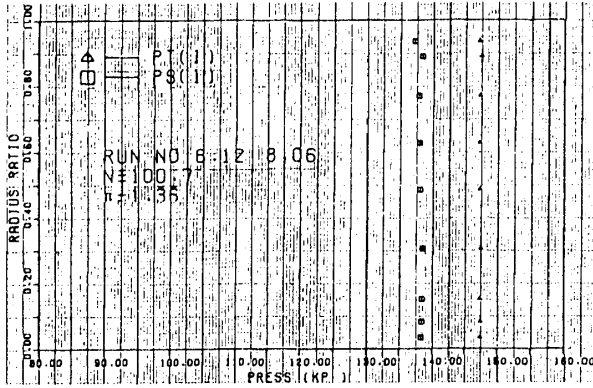




上段=case A
下段=case B

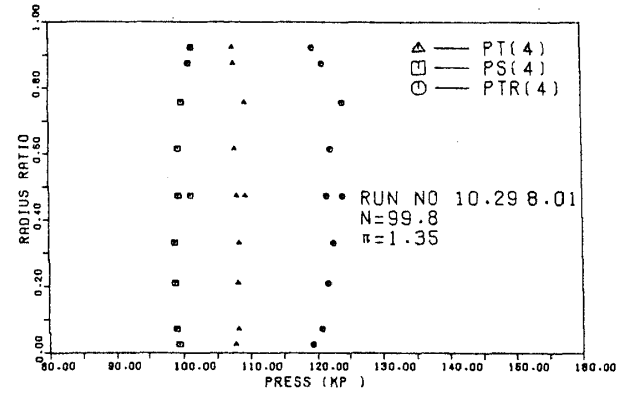
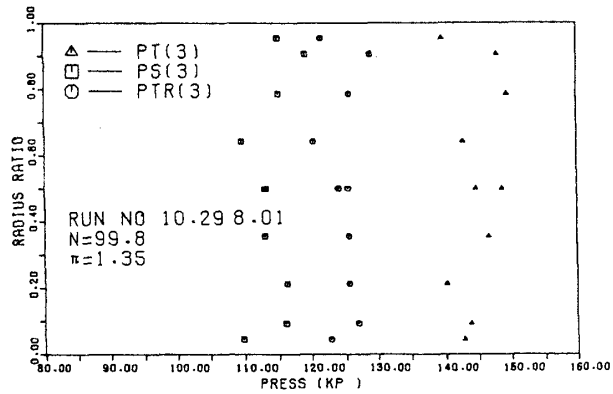
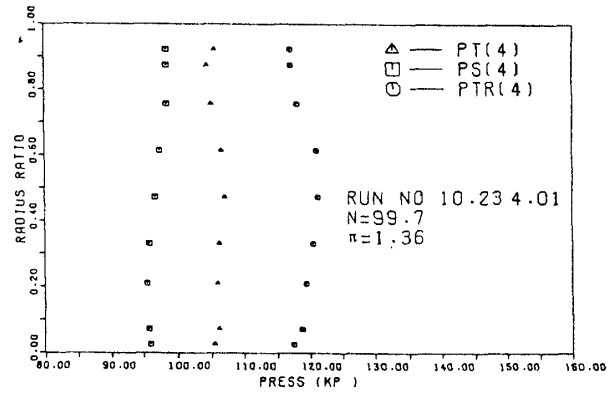
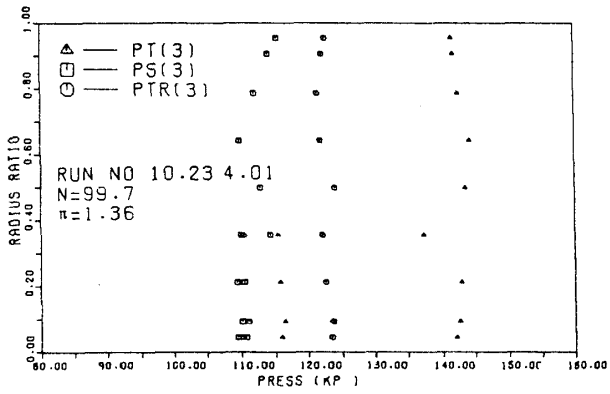
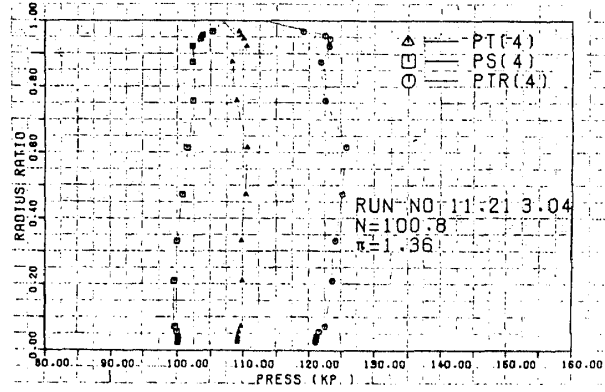
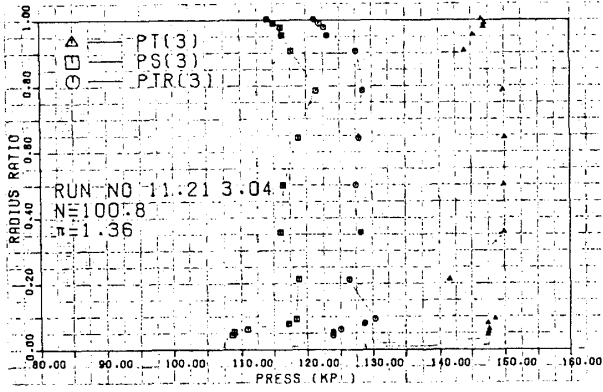
図 13(c) 角度半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \doteq 1.29$)

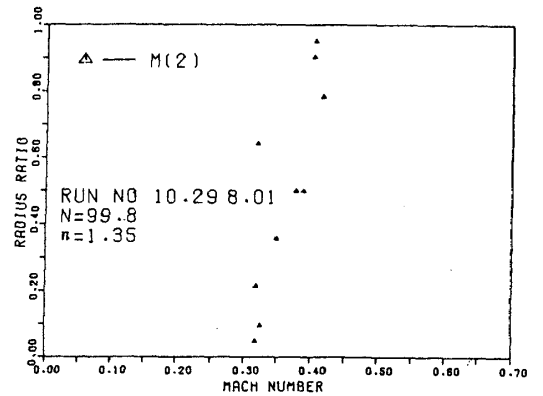
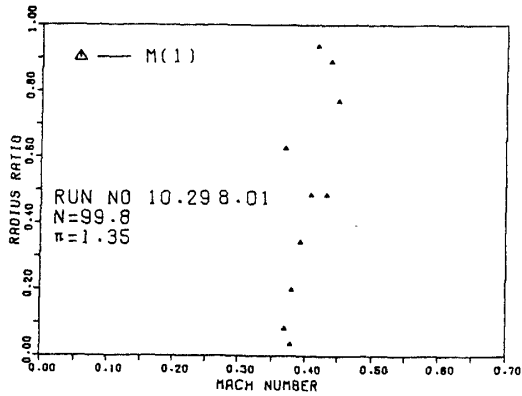
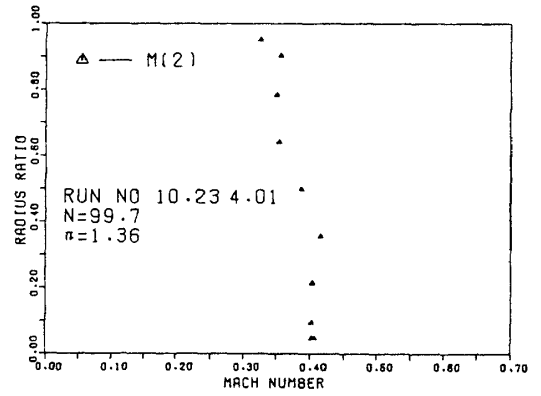
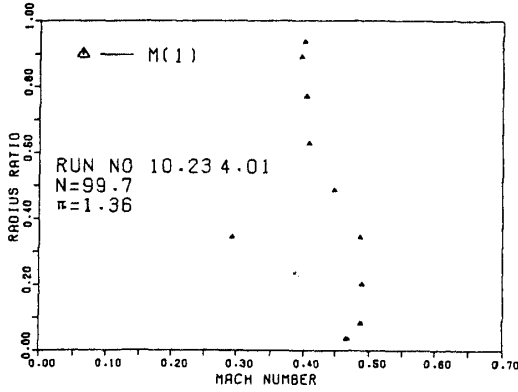
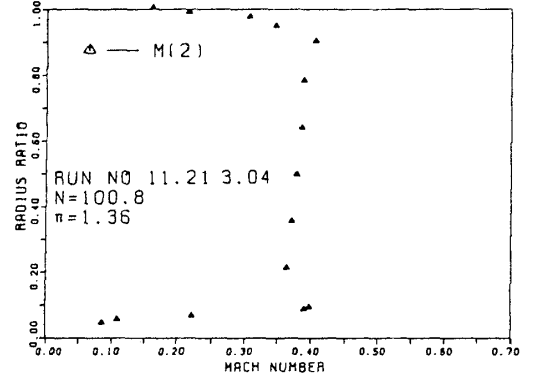
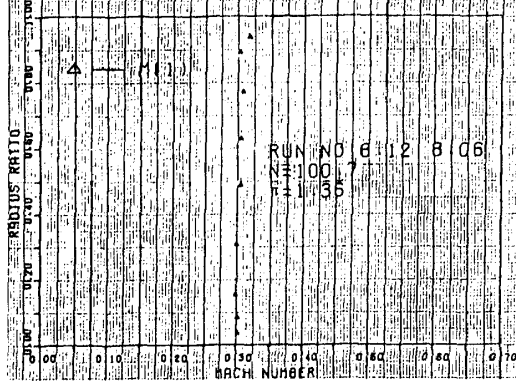




上段=case O
 中段=case A
 下段=case B

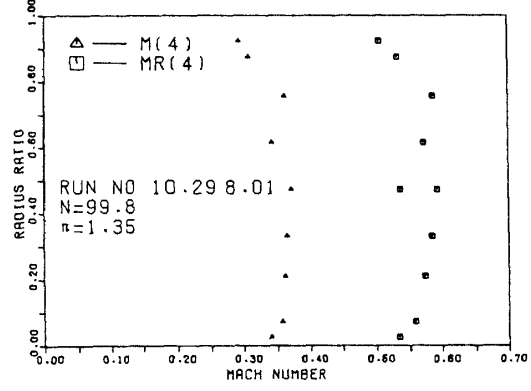
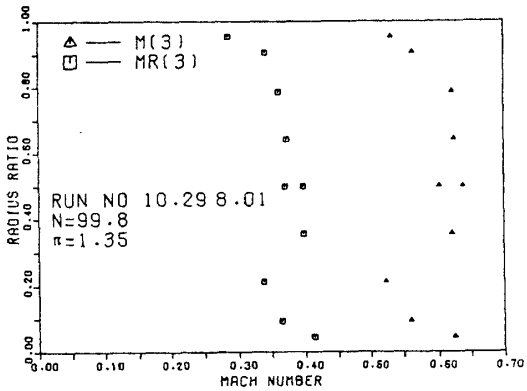
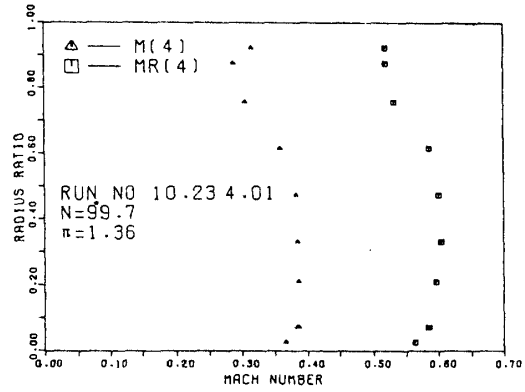
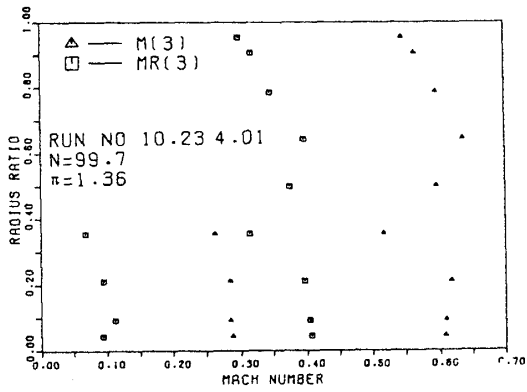
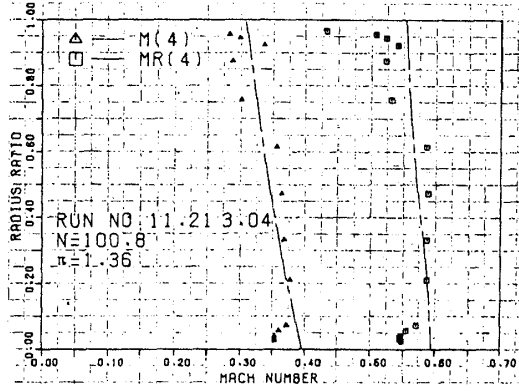
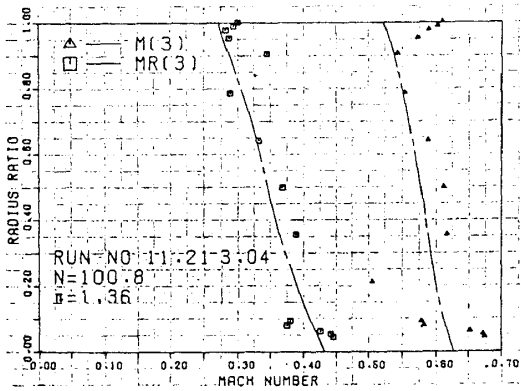
图 14(a) 压力半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \doteq 1.36$)

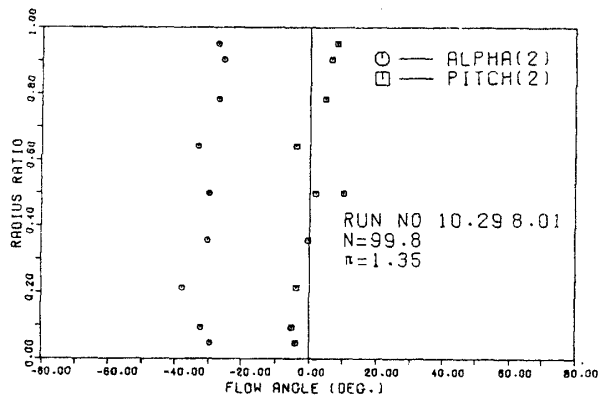
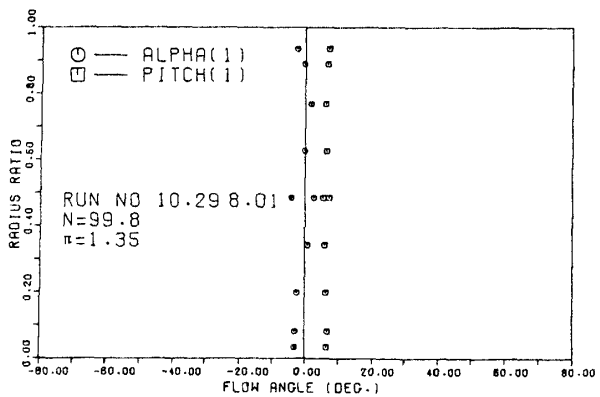
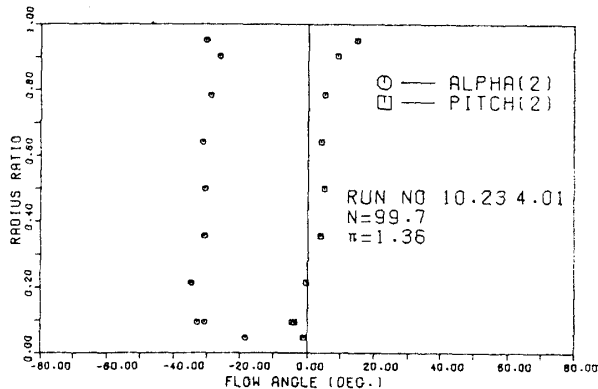
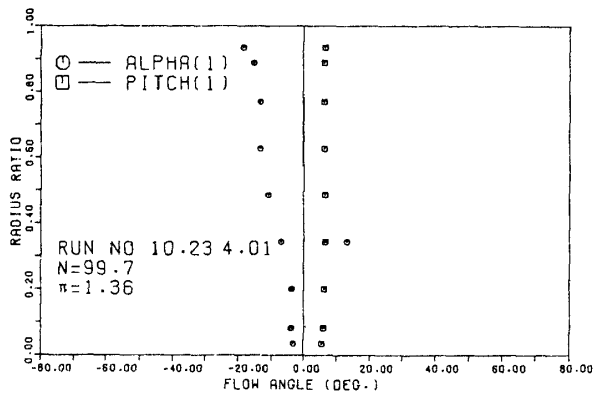
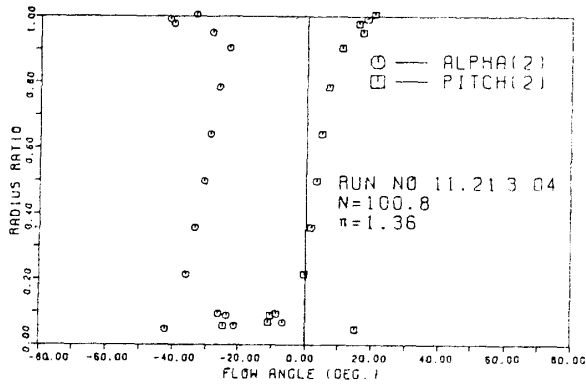
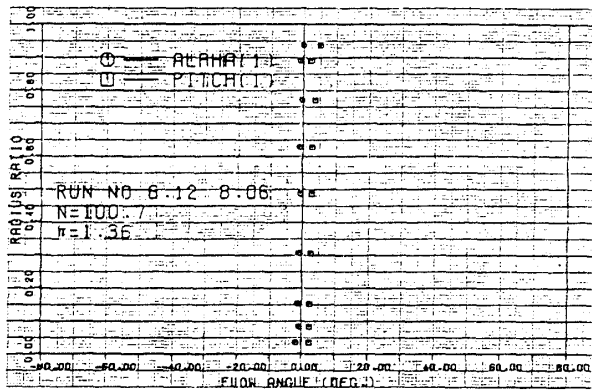




上段=case O
 中段=case A
 下段=case B

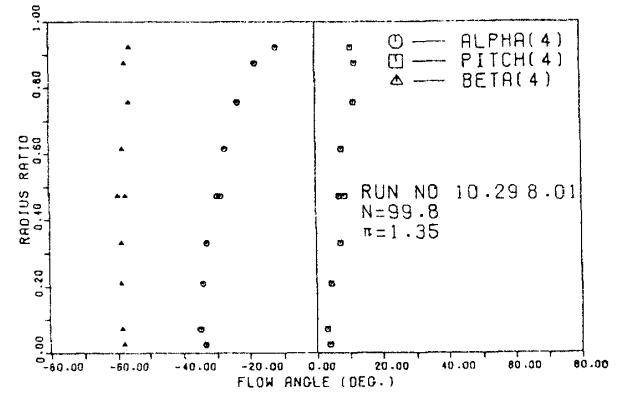
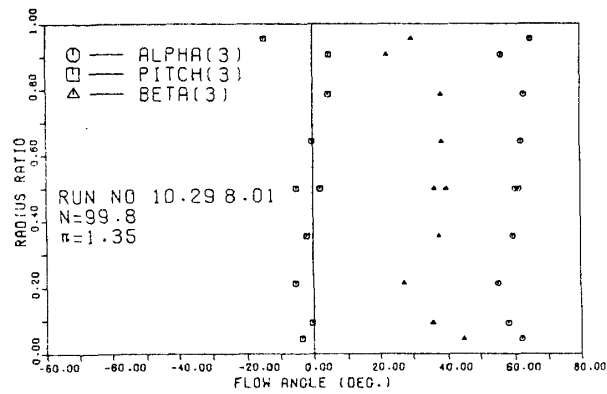
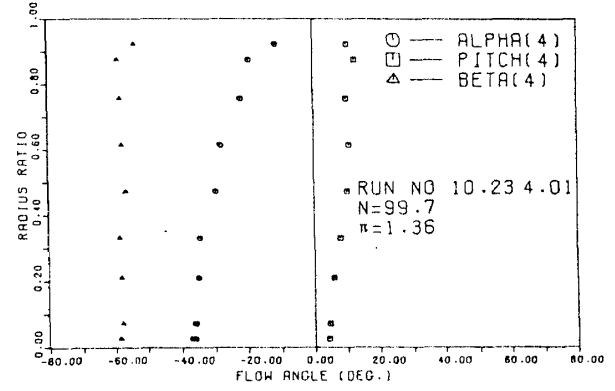
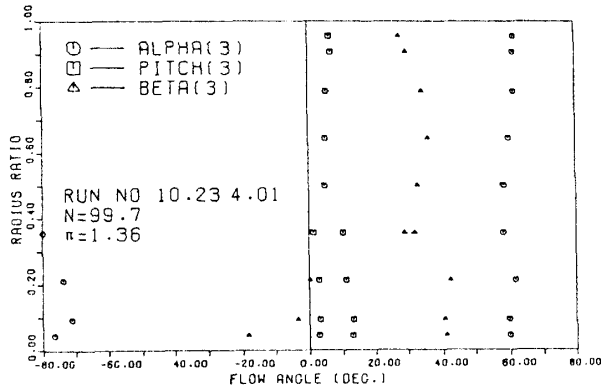
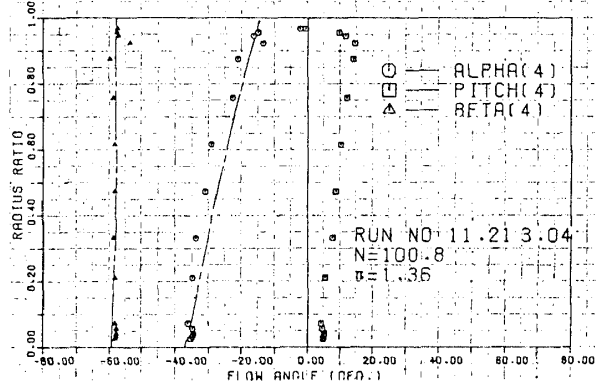
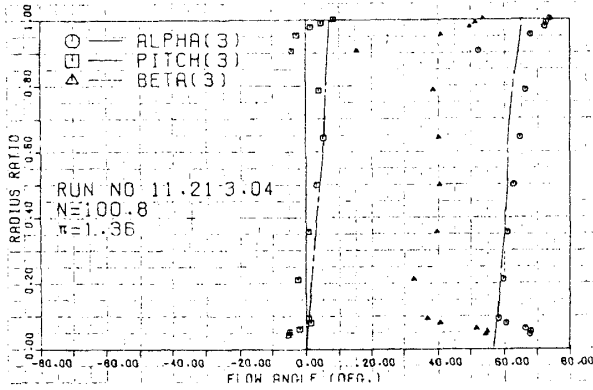
図 14(b) マッハ数半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \doteq 1.36$)





上段=case O
中段=case A
下段=case B

図 14(c) 角度半径方向分布 ($\bar{\pi}_{G,1-4} \doteq 1.36$)



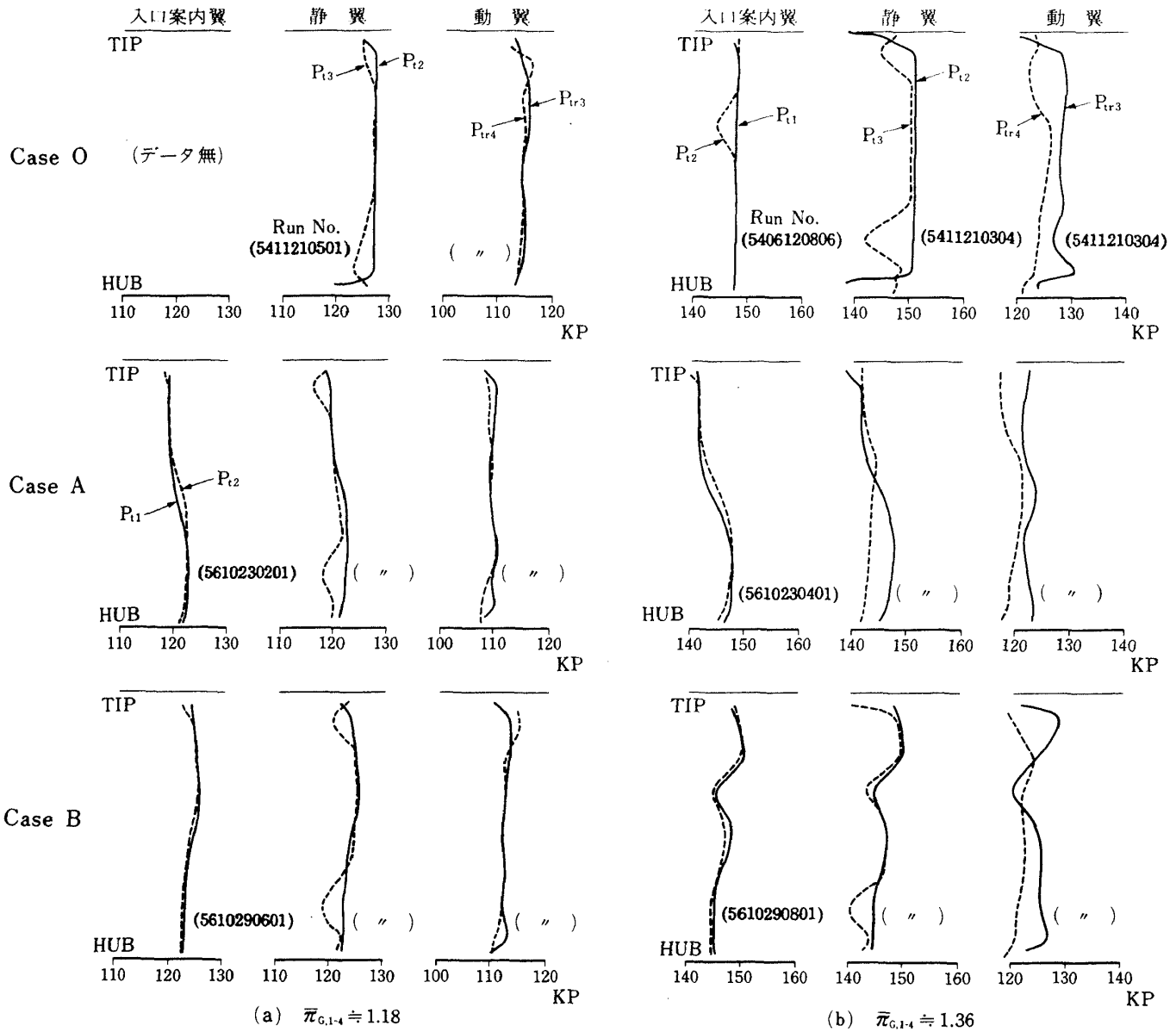
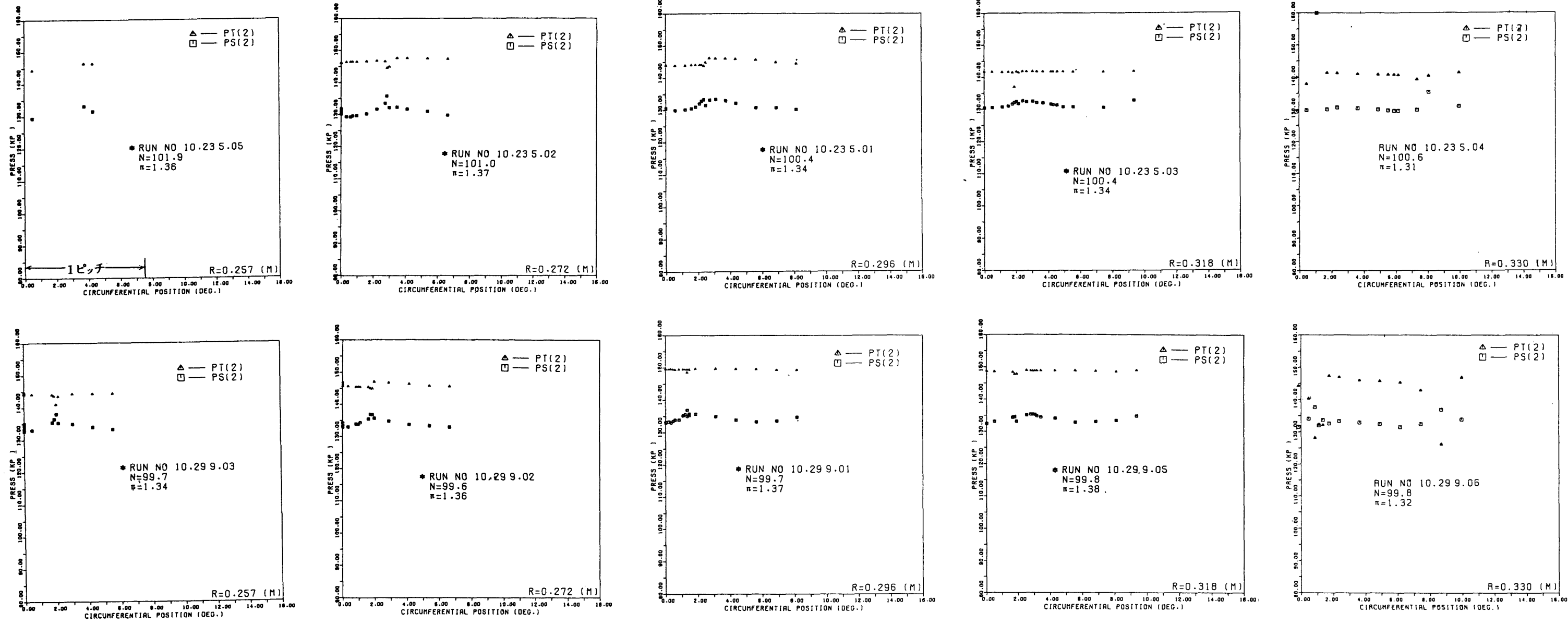


図 15 各翼列の全圧損失 (翼列前後の全圧)
 —— 翼列前, ---- 翼列後



上段=case A
下段=case B

図 16 IGV 出口断面での円周方向圧力分布 (設計点近傍)

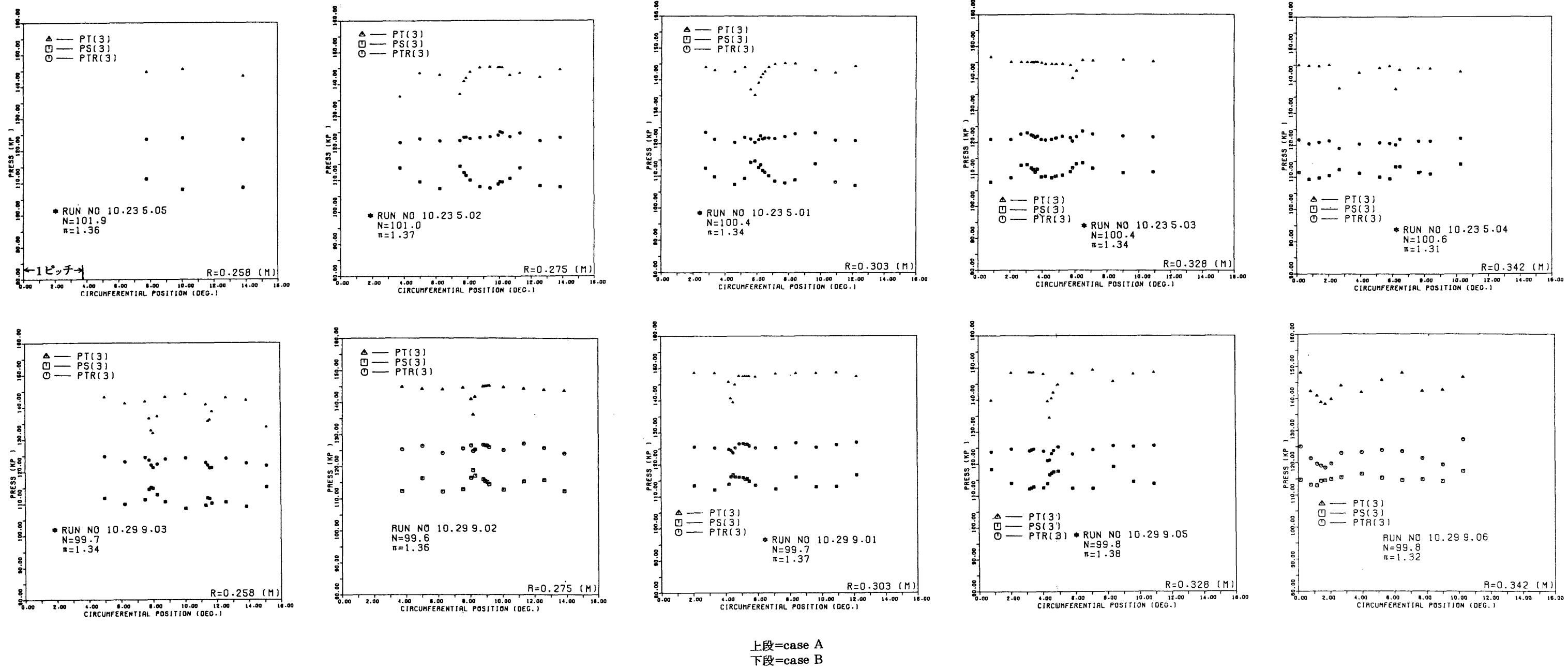
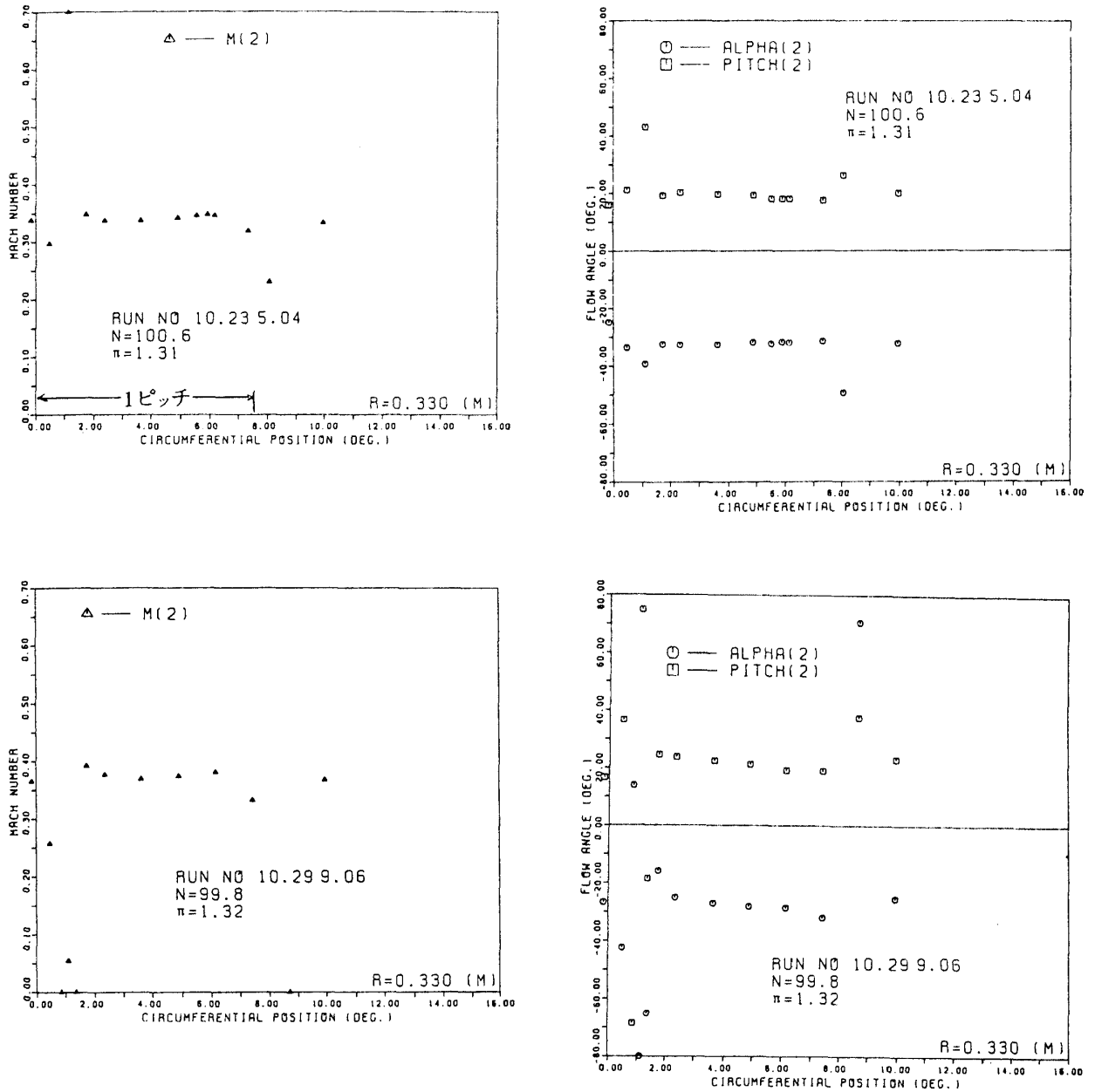
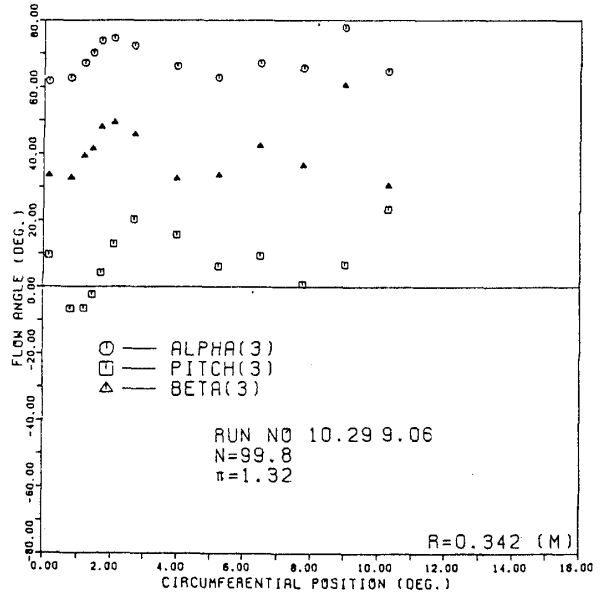
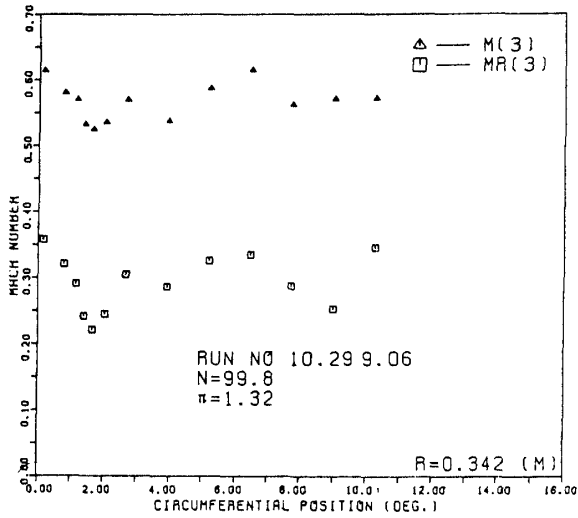
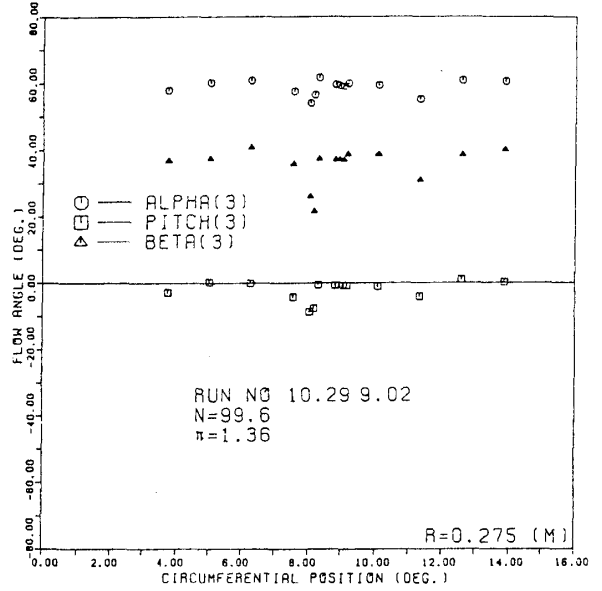
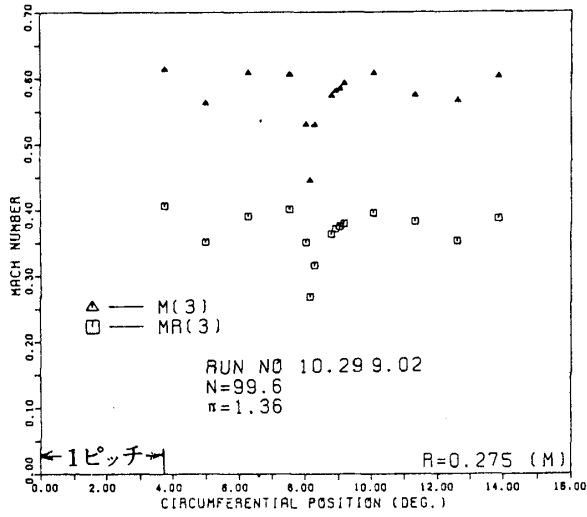


図 17 静翼出口断面での円周方向圧力分布 (設計点近傍)



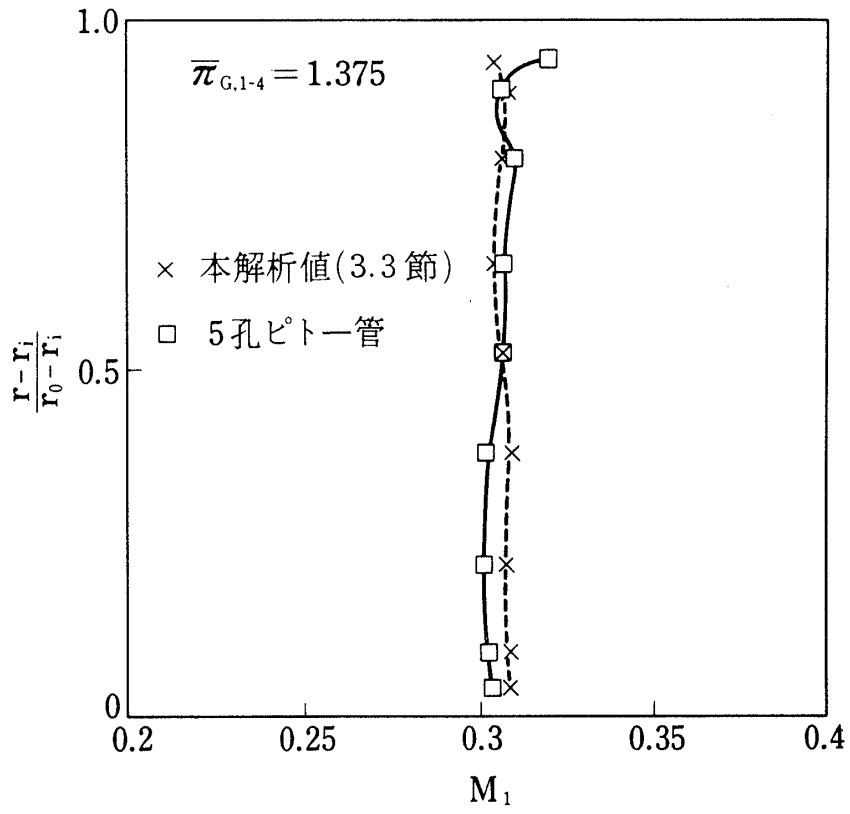
上段=case A
下段=case B

図 18 IGV 出口断面でのマッハ数及び角度の円周方向分布の一例 (翼先端近傍)



上段＝翼根部
下段＝翼先端部

図 19 静翼出口断面でのマッハ数及び角度の円周方向分布の一例 (翼根部及び翼先端部, case B のみ)



付図1 解析により求めた入口マッハ数と実験値との比較

航空宇宙技術研究所資料473号

昭和57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

Printed in Japan