

UDC 533.6.07

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-2

遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機

I. 模型送風機による性能試験

山内正男・松木正勝・塩入淳平・富永守之

1960年5月

航空技術研究所
NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機

I. 模型送風機による性能試験

山内正男*・松木正勝*・塩入淳平**・富永守之***

22.5 MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel

I. Performance Test of the Model Blower

By Masao YAMANOUCHI, Masakatsu MATSUKI, Jumpei SHIOIRI,
& Moriyuki TOMINAGA

We are now constructing the 2-by 2-m transonic wind tunnel since 1956, the maximum Mach number being 1.4.

The main blower of the tunnel, driven by the 22.5 MW, 710 rpm electric motor is required to realize the characteristic points ABCD in Fig. 1 by controlling the setting angle of the stator blades to fulfil the tunnel performance.

Under these requirements, two stages, free vortex, and axial outlet are selected for the type of blower.

To determine the aerodynamic main dimensions, we constructed and tested the 9% model blower.

Four types of moving blades and three types of rotor were tested.

We have obtained satisfactory results, and the main dimensions are determined.

Performance of the main blower

| | |
|---|------------------------------|
| mass flow | 850 kg/s |
| pressure ratio | 1.22 |
| inlet total temperature | 60°C (333°K) |
| inlet total pressure | 8,600 kg/m ² abs |
| inlet humidity | 5×10 ⁻⁴ kg/kg abs |
| rotational speed | 710 rpm |
| power | 21 MW _{max} |
| satisfies points ABCD in Fig. 1 by controlling the setting angle of the stator blades at 710 rpm. | |

Type and dimensions of the main blower ;

type 2 stages, axial outlet, axial blower

* 原動機部

** 東京大学工学部, 空気力学部 (兼務)

*** 新三菱重工業株式会社神戸造船所

| | |
|-----------------------------------|----------|
| blade tip diameter | 5,050 mm |
| boss diameter | 3,480 mm |
| boss ratio | 0.69 |
| number of moving blades per stage | 32 |
| number of stator blades per stage | 28 |

I. は し が き

航空技術研究所においては1956年以来、測定部寸法 $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ 、最大マッハ数 1.4 の性能を有する遷音速風洞の建設を行なっている。その主送風機としては 22.5 MW の電動機によって駆動される軸流送風機を用いている。

風洞がわが国で最大のものであるのと同時に、その送風機も、わが国でまだ製作経験を有しない大容量で、かつ高圧力比のものである。したがってその製作に先立って、模型送風機による性能試験を行い、実機に対する空気力学的設計資料を得た上で設計に着手することが望ましいと考えて、1958年2月より10月にわたって模型送風機による性能試験を行なった。遷音速風洞の性能上主送風機に対して要求される設計条件は下記のとおりである。

- 1) 集合胴圧力 $1.0332\text{ kg/cm}^2\text{ abs}$ 温度 60°C において第1図上の推定作動線（実線）を満足すること。
- 2) 回転速度を 710 rpm に保ったまま静翼のピッチを変更することによって図上の ABCD の状態を実現し得ること。
- 3) 風洞内圧 $0.5\text{ ata} \sim 2.5\text{ ata}$ （耐圧は 0.1 ata ）集合胴温度最高 80°C までの使用状態にも満足な送風機性能を有すること。
- 4) 送風機回転速度は 710 rpm \sim 70 rpm までの間精密速度制御が可能なことを考慮すること。
- 5) 風洞全体の構造の関係から送風機入口および出口管直径は $5,200\text{ mm}\phi$ が望ましい。

以上の条件から送風機の仕様を次のように決定した。

| | |
|------------------------------|-------------------------------------|
| 流 量 | 850 kg/s |
| 圧力比 | 1.22 |
| (ただし圧力比は内筒前端と後端における全圧圧力比とする) | |
| 入口全圧温度 | 60°C |
| 入口全圧 | $8,600\text{ kg/m}^2\text{ abs}$ |
| 入口湿度 | $5 \times 10^{-4}\text{ kg/kg abs}$ |
| 回転速度 | 710 rpm |
| 所要馬力 | 21 MW 以下 |

なお回転数速度 710 rpm に保ったまま静翼のピッチを変更することによって次の ABCD の

状態を実現し得ること。

| | A | B | C | D |
|-----------------------|------|------|------|------|
| $\frac{G\sqrt{T}}{P}$ | 1.75 | 1.95 | 1.62 | 1.79 |
| R_T | 1.25 | 1.25 | 1.15 | 1.15 |

ここに G ; 流量 kg/s

T ; 入口空気全圧温度 333°K

P ; 入口空気全圧 kg/m² abs

R_T ; 圧力比

上記無次元量を仕様の状態（入口全圧温度 60°C, 吐出全圧 10,500 kg/m² abs）に換算すると次のごとくである。

| | A | B | C | D |
|-------|------|------|------|------|
| G | 810 | 898 | 810 | 898 |
| R_T | 1.25 | 1.25 | 1.15 | 1.15 |

また送風機側としては

- 1) 翼車直径は旋盤加工の都合上 3,500 mmφ 以下にする必要がある。
- 2) 製作費用の点からできるなら2段としたい。

以上の諸条件を考慮して、送風機型式としては、1段当りの圧力比を大きくするのに有利な前置静翼型の自由渦型式の2段軸流送風機を採用した。その結果として、喰違い角の大きい動翼々列となったので、動翼々形として採用した NACA 65 系の翼列試験データの無い喰違い角の部分も使用せざるを得なくなった。そのために新しく二次元翼列試験をするとともに、模型送風機によってその性能を推定した上で実機の設計を行うこととした。

一試験ごとに改良を重ね数次の試験の結果、要求性能を十分に満足させ得る諸元を確立し得た。

主要諸元は次のとおりである。

| | |
|------------|----------------|
| 型 式, | 前置静翼型 2 段軸流送風機 |
| 送風機外径 | 5,050 mm |
| 翼車直径 | 3,480 mm |
| ボス比 | 0.69 |
| 動翼枚数 (枚/段) | 32 枚 |
| 静翼枚数 (枚/段) | 28 枚 |

以下模型送風機による性能試験について、順を追って述べることとする。

II. 模型送風機および試験装置

1. 模型送風機

1) 初期製作の原型模型送風機

原型模型送風機を第2図, 第3図に示す。本機は実機の初期計画寸法の9%の大きさにした。したがって要目および構造寸法は次のとおりである。

a) 要目

| | |
|------|--|
| 流量 | $G=6.88 \text{ kg/s}$ |
| 圧力比 | $R_T=1.22$ |
| 入口温度 | $T_1=60^\circ\text{C} (333^\circ\text{K})$ |
| 出口圧力 | $P_2=10,500 \text{ kg/m}^2 \text{ abs}$ |
| 回転速度 | $n=7,900 \text{ rpm}$ |
| 軸馬力 | $W=164 \text{ kW}$ |

なお回転速度を7,900 rpmに保ったまま静翼のピッチを変えることによって次の「ABCD」の4点を満足させること。

| | A | B | C | D |
|-------------------|---------|--------|---------|--------|
| $G\sqrt{T_1/P_1}$ | 0.01418 | 0.0158 | 0.01312 | 0.0145 |
| R_T | 1.25 | 1.25 | 1.15 | 1.15 |

ここに G ; 流量 kg/s
 T_1 ; 入口絶対温度 333°K
 P_1 ; 入口絶対圧力 $\text{kg/m}^2 \text{ abs}$

b) 構造寸法

| | 模型 | 実機 |
|--------------|-----------|---------|
| ケーシング内径 (mm) | 468 | 5,200 |
| // ボス径 (mm) | 304.2 | 3,380 |
| // ボス比 | 0.65 | 0.65 |
| 動翼枚数 (枚/段) | 25 枚 | 25 枚 |
| 静翼枚数 (枚/段) | 28 枚 | 28 枚 |
| 動翼弦長 (mm) | 38.2 | 425 |
| 静翼// (mm) | 34.1~52.5 | 379~583 |
| 回転速度 (rpm) | 7,900 | 710 |

動翼々型としては NACA 65 系圧縮機用翼型^{D)}を用い No. 1~No. 4 翼を試験した。静

翼としては NACA 0010 を拋物線カンバーに乗せたもの²⁾³⁾⁴⁾ を用いた。

動静翼の寸法は実機の 9% とし翼枚数は同一である。ボス形状も同一である。支持翼は翼厚が厚くなるので 6 枚とした。後方屈曲部の偏流翼も形状および節弦比は実機と同じであるが、翼枚数は 11 枚に減じてある。

静翼および動翼は 13Cr の精密鍛造品を用いそれぞれケーシングおよび翼車円板にボルトで取付け、取付角度を自由に変えられる構造とした。

翼端すき間は 0.9 mm である。実機は平軸受であるが、模型は小型であるから推力球軸受およびころ軸受を用い強制潤滑法を採用した。

2) 改造型模型送風機

第 1 次、第 2 次試験結果より翼列の節弦比を小さくすることが望ましいことが判明したので動翼枚数を 30 枚に増すことにし、翼車を新製した。

要目は次のとおりである。

| | | |
|--------------|-----------|---------|
| ケーシング内径 (mm) | 468 | (原型のまま) |
| ボス径 (mm) | 304.2 | (//) |
| ボス比 | 0.65 | (//) |
| 動翼数 (枚/段) | 30 | |
| 静翼数 (枚/段) | 28 | (原型のまま) |
| 動翼弦長 (mm) | 38.2 | (//) |
| 静翼弦長 (mm) | 34.1~52.5 | (//) |

3) 再改造型模型送風機

第 3 次、第 4 次試験の結果からケーシング内径を 5,050 mm とし、ボス比を 0.6935 とし、動翼喰違角を $\beta_r = +5^\circ$ にすれば仕様を満足することが見通せたので、実機計画寸法を下表のごとく変更した。それに伴い模型寸法も変える必要があるが、模型はケーシング内径を変えないで、ボス径のみを変えて、第 3 図のごとく当て板し、かつ翼車を大きくして実機と相似させることとした。したがって寸法は次のごとくなり模型は実機の 9.27% となった。

| | 模型 | 実機 |
|--------------|-------------|-------|
| ケーシング内径 (mm) | 468 (原型のまま) | 5,050 |
| ボス径 (mm) | 324.5 | 3,480 |
| ボス比 | 0.6935 | 0.69 |
| 動翼数 (枚/段) | 32 | 32 |
| 静翼数 (枚/段) | 28 (原型のまま) | 28 |
| 動翼弦長 (mm) | 38.2 (//) | 412 |

| | | |
|------------|-------------------|-------------|
| 静翼弦長 (mm) | 36.4~52.5 (原型のまま) | 392.5~566.5 |
| 回転速度 (rpm) | 7,660 | 710 |

2. 試験装置

試験装置を第4図にまたその写真を第5図に示す。送風機は増速歯車装置、シンクレア流体接手を介して 310 kW 3相誘導電動機によって駆動される。

空気は室内より入口オリフィスを通して吸い込まれ入口消音器、入口風管を通過して送風機に入る。

吐出空気は吐出管に入った後直角に二度曲げられて、絞り弁によって大気圧まで減圧された後出口消音器を通り放出風管によって室外に放出される。

駆動装置要目は次のごとくである。

1) 増速歯車装置

| | |
|-----------|--------------|
| 型式 | 一段シングルヘリカル歯車 |
| 増速比 | 1 : 7.43 |
| 入力軸最大回転速度 | 1,130 rpm |
| 出力軸最大回転速度 | 8,400 rpm |
| 最大伝達動力 | 370 kW |

2) シンクレア流体接手

| | |
|--------|---------------------|
| 型式 | 流体接手遠隔手動 UA 72 型 |
| 変速範囲 | 約 450 rpm~1,130 rpm |
| 最大伝達動力 | 370 kW |

3) 電動機

| | |
|----------|---------------|
| 型式 | 横軸深溝籠型三相誘導電動機 |
| 電圧, サイクル | 3,300 V, 60 ~ |
| 回転速度 | 1,175 rpm |
| 出力 | 310 kW |

3. 計測装置

計測装置としては下記のものを用いた。

1) 風量計測用吸込オリフィス 1 個

| | |
|------|---------------|
| 口径 | $d=430$ mm |
| 流量係数 | $\alpha=0.60$ |

2) 圧力計測装置

島津精密 U 字管圧力計, およびガラス製目盛入 U 字管によって各部圧力を計測した。

3) 圧力変動の計測

DPM 6 F 型動的歪計および8エレメント電磁オシログラフ各1個を用いて巡回失速、サージングの監視を行った。

4) 内部流動の計測

第6図に示す円柱型3孔ピトー管および移動装置各2組を用いて“へ”“ト”で計測を行なった。

5) 温度測定

吸込温度および吐出温度は銅-コンスタンタン熱電対と電位差計により測定した。その他必要温度はアルメル-クロメル熱電対および精密棒状寒暖計を用いて測定した。

III. 試験方法

1. 計測位置

計測は第2図および第3図においてイ～トまでの断面において下記のごとく行なった。

イーイ 断面で吸込流量をオリフィスにて測定する。

ローロ 断面で送風機入口静圧および温度を測定する。

ハ一ハ 断面で第1段静翼入口の圧力および温度を測定する。

ニ一ニ 断面で第2段動翼出口の圧力および温度を測定する。

ホ一ホ 断面で出口静圧および温度を測定する。

へ一へ 断面で第1段静翼入口の速度分布を測定する。

ト一ト 断面で第2段動翼出口の速度分布を測定する。

送風機の性能仕様は断面ハ一ハとニ一ニ間で定義してあるが、模型試験の都合によりローロとホ一ホの測定値より屈曲部損失を差引いた値を用いることもある。

2. 記号および表示方法

1) 記号

| | | |
|---------------|----------------|---------|
| Q_s | 送風機入口での容積流量 | m^3/s |
| R_T | ハ一ハとニ一ニ間の全圧圧力比 | |
| P_{1i}' | ハ一ハにおける全圧の絶対値 | mmAq |
| P_{2i}' | ニ一ニ // // | mmAq |
| η_{ad} | ハ一ハとニ一ニ間の断熱効率 | |
| $T_s' = T_1'$ | ハ一ハの温度の絶対値 | °K |
| ΔT | ハ一ハとニ一ニ間の温度上昇 | |
| W_{ad} | 送風機の全圧空気動力 | |

| | | |
|-----|----------|------|
| G | 送風機の流量 | kg/s |
| n | 送風機の回転速度 | rpm |

2) 表示方法

a) 流量

試験結果を送風機入口での容積流量で表示する。

b) 圧力比

ハ一ハとニ一ニの全圧圧力比 R_T で表わす。

$$R_T = \frac{P_{2t'}}{P_{1t'}}$$

c) 送風機の断熱効率

送風機の断熱効率もハ一ハとニ一ニ間で表わす。

$$\eta_{ad} = \frac{(R_T^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) T_s'}{\Delta T} \times 100\%$$

d) 送風機の全圧空気動力

これもハ一ハとニ一ニ間で表わす。

$$W_{ad} = 1.005 G T_1' (R_T^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \text{ kW}$$

e) 仕様の状態への換算

仕様の吸込状態ならびに仕様の回転速度への換算は、回転速度の差が僅かな場合には次のように行なった。

$$Q_s^* = \frac{n^*}{n} Q_s$$

$$R_T^* = \left[\left(\frac{n^*}{n} \right)^2 \frac{T_s'}{T_s'^*} (R_T^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) + 1 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

$$\Delta T^* = \left(\frac{n^*}{n} \right)^2 \Delta T$$

$$W_{ad}^* = \frac{P_s'^*}{P_s'} \sqrt{\frac{T_s'}{T_s'^*}} \left(\frac{n^*}{n} \right)^3 W_{ad}$$

ただし * は仕様の状態の値を表わす。

3. 全体性能試験

全体性能は普通の表示方法すなわち、縦軸に圧力比 R_T^* 、横軸に流量 Q_s^* を取ったグラフ上に、回転速度 n^* 一定、または動翼または静翼喰違角度一定の点を取り、またそれに対応する効率を取って表わす。

4. マッハ数の影響の近似

試験は仕様の状態と異なった吸込状態で実施することになるので、試験はマッハ数が実物と

同一の状態になるように次式の回転速度にしたがった点で運転し、マッハ数の影響を実機と近似させた。

$$n = n^* \sqrt{T_1'/T_1'^*} \quad \text{rpm}$$

$$Q_s = Q_s^* \sqrt{T_1'/T_1'^*} \quad \text{m}^3/\text{s}$$

$$R_T = R_T^*.$$

5. 内部流動試験

この模型送風機による性能試験は、仕様を満足する翼列を求めることを目的としたので、全体性能試験結果で満足な状態が得られればよかった。

しかし、第1次試験の結果やや不満足な結果が得られたので、改善の方向を求めるために内部流動を計測することとした。したがって実験の簡単化のために主に第2段動翼出口において、流出状態を計測した。時には第1段静翼入口状態も計測した。

前置静翼からの流出角度および速度は他の実験例からも設計状態であることが確認されているので特には計測しなかった。第2段動翼流入状態は動翼通過中の軸流速度分布の変化は小さいとして計算してある。

翼配列、ピトー管位置、速度三角型は第7図のごとくであり記号を下記に示す。

| | | |
|-------------------------------------|----------------|------|
| P_a, P_s, P_T | 動圧, 静圧, 全圧 | mmHg |
| V_a | 軸流速度 | m/s |
| V_1, V_2 | 静翼に対する流入, 流出速度 | m/s |
| V_3, V_4 | 動翼に対する流入, 流出速度 | m/s |
| V_5 | 出口ピトー管に対する速度 | m/s |
| α_1, α_2 | 静翼に対する流入, 流出角度 | 度 |
| α_3, α_4 | 動翼 // // | // |
| α_5 | 出口ピトー管に対する角度 | // |
| U | 動翼の周速度 | m/s |
| $\varepsilon = \alpha_3 - \alpha_4$ | 動翼での転向角 | 度 |
| i | 動翼に対する迎え角 | // |
| ξ | 翼の喰違角 | // |

IV. 試験経過および結果

試験は第1次試験より第5次試験まで第1表に示す順序にしたがい、改善を加えつつ実施した。

1. 試験翼型式

1) 静翼

前述のごとく試験中静翼は1種類のみを用いその形状は第8図に示すごとく NACA 0010 の対称翼⁶⁾を最大カンバー位置 40% で、前後が2個の拋物線よりなる NACA 64 系のカンバー線の上に乘せたものを用いた。

翼弦長を l 、最大カンバー高さを h とし、そり角を θ とすると θ と $h/l \times 100\%$ との間には第8図下のごとき関係がある。

この翼型を半径方向に対して第9図に示すようなそり角 θ 、節弦比 t/l 、喰違角 ξ の関係で配置した。設計流出角 α_2 を記入してある。したがって静翼角度変更を行うと全体の喰違角が一樣に増減するわけである。

2) 動翼

動翼は NACA 65 系圧縮機翼型の後縁付近を厚くしたものを用いた。第10図に $Cl_0=0$ 、厚み 10% のものを示す。10% 以外のものについては最大厚みに比例させて変化させた。 Cl_0 はその度合を表示し、 $Cl_0=1.0$ のカンバー線座標を第10図右側2列の表に示す。 $Cl_0=1.0$ 以外の場合は y および dy/dx の値はこの表の y および dy/dx の値と Cl_0 との積になる。

これらの翼断面を用い半径方向に積重ねて No. 1~No. 4 翼を作って試験した。4種の翼の Cl_0 、 t/l 、喰違角 ξ 、翼厚比 e/l 、の半径方向の分布を第11図~第16図に示す。

2. 全体性能試験結果

1) 第1次試験

この試験では動翼形状 No. 1, 1段当り枚数 25 枚を用い第11図の翼配備を設計値とし翼喰違角 ξ を設計値の -5° 、 0° および $+5^\circ$ の3種類に変化させ(これを $\beta_r = -5^\circ$ 、 0° 、 $+5^\circ$ と称する)、かつ各動翼喰違角に対して静翼喰違角を設計値の -10° 、 0° 、 $+10^\circ$ の3種に変化させて(これを $\beta_s = -10^\circ$ 、 0° 、 $+10^\circ$ と称する)試験を行った。ただし、動翼に対しては喰違角の減少する方を正 ($\beta_r = +$) とし、静翼に対しては喰違角の増加する方を正 ($\beta_s = +$) とした。

第17図に試験結果を示す。これより得られた結果は次のごとくである。

a) $\beta_r = 0^\circ$ の場合設計点を満足せず、かつ静翼角変更によって ABCD を満足することという仕様を満さない。

$\beta_r = +5^\circ$ にすると性能は向上するが、やはり仕様は満足できない。

b) $\beta_s = -10^\circ$ のときは動翼を $\beta_r = -5^\circ$ 、 0° 、 $+5^\circ$ と変化させるにしたがい流量および圧力比は上昇して行く。効率の最大値は $\eta_{ad} = 80\%$ で変化しないが、高効率の範囲が広がって行く。

$\beta_s=0^\circ$ の場合も同様の傾向であるが効率の最大値は $\eta_{ad}=75\%$ と低下する。

$\beta_s=+10^\circ$ の場合も大体同様の傾向であるが効率の最大値は $\eta_{ad}=63\%$ と低下する。

c) したがって $\beta_r=+5^\circ$ にすることは有効である。

また $\beta_s=-10^\circ$ より最大 0° までが使用可能でそれ以上の使用は好ましくない。

得られた最高効率および性能曲線の傾向は本形式のものとしては満足すべきものである。

2) 第2次試験

この試験では動翼形状 No. 2, 1段当り枚数 25 枚を用い第 12 図の翼配備を設計値とし、動翼喰違角を設計値の 0° および $+5^\circ$ の2種類に変化させ、かつ前者に対して $\beta_s=0^\circ$ また後者に対して $\beta_s=-10^\circ, 0^\circ, +10^\circ$ に変化させ試験を行った。

第 18 図に試験結果を示す。

a) $\beta_r=0^\circ$ の場合設計点を満足せず、第 1 次試験の No. 1. 25 枚 $\beta_r=0^\circ$ と比較しても早く失速を起している。これは節弦比が大きいためである。

$\beta_r=+5^\circ$ にすれば性能はやや向上するが、やはり仕様は満足できない。第 1 次試験の $\beta_r=+5^\circ$ に比べ早く失速を起している。

効率は最大値および傾向共第 1 次試験と大体同様であるがそれをやや下廻る。

b) β_s は第 1 次試験のときと同様に -10° が最適である。

c) したがって β_r を $+5^\circ$ にすることは有効である。また β_s は 0° までが使用可能でそれ以上の使用は好ましくない。

以上第 1 次および第 2 次試験の結果は次のとおりである。

a) 節弦比の大きい No. 2 翼より弦長一定の節弦比の小さい No. 1 翼の方が適当であるが、節弦比はもっと小さくする必要がある。

b) β_r は $+5^\circ$ にすることが良結果をもたらすが節弦比を増した第 3 次試験以後においてもこのことは考慮に入れておく必要がある。

3) 第3次試験

第 1 次および第 2 次試験結果および、翼列試験結果より検討した結果 No. 1 翼を用い翼枚数を 30 枚とし、動翼根本における節弦比を 1.0 より 0.83 にすることおよび β_r を $+5^\circ$ とすることによって必要な圧力比が得られると推定されるので、前述のように改造型模型送風機として動翼を 30 枚取付けられる翼車を新製し、第 13 図の翼配備を設計値とし第 3 次試験を行うこととした。

第 3 次試験としては、i) No. 1 動翼 $\beta_r=+5^\circ$ について必要な圧力比が得られることを確認すること、およびこの場合流量係数が大きくなる程度を知ることを目標とし、ii) No. 2 翼についてもこの翼車を用いて参考のため試験を行うこととした。

i) についての試験結果を第 19 図に示す。

a) 設計点および ABCD の点に対応する圧力比を β_r を $-30^\circ \sim +5^\circ$ の間で変化させることによって満足させ得ることが確認できた。

b) 流量については、この流れの様式のまま、ボス比を大きくして通路面積を第 3 次試験の場合の 90% 以下に減らせば仕様を満足できることが明らかになった。

c) 1, 2 段動翼の喰違角を変化させて求めた性能を第 20 図に示す。

図中 1 が圧力比も一番高く効率も 74% が得られた。また最高効率 80% は $\beta_r = -10^\circ$ の 6 の場合得られている。 $\beta_r = +7^\circ$ にすることはいくらか有効である。

ii) No. 2 翼を取付けて行った結果は予想通り不満足な結果となった。したがって No. 2 翼はここにおいて廃案とした。

4) 第 4 次試験

第 1 次および第 2 次試験において内部流動を計測した結果、翼根本近くが失速し、軸流速度も遅くなっていることが明らかになったので、翼根本付近で喰違角を増した第 14 図の翼配備の No. 4 翼を計画し、実験を第 4 次試験として行った。

この場合翼枚数 25 枚では不満足なのは明らかなので翼枚数 30 枚の新翼車を用いた。

試験結果を第 21 図に示す。得られた結果は次のとおりである。

a) 第 21 図の 4 と第 19 図の $\beta_r = 0^\circ$ の曲線とはほとんど完全に一致する。すなわち No. 3 翼は No. 1 翼とほとんど同一の性能を示す。内部流動の計測結果からも流動状況はほとんど同一である。

b) $\beta_r = +7^\circ$ にすると効率は 5% 位低下するが、圧力比は最高 1.265 が得られる。No. 1 翼の第 20 図の場合にもこの傾向があり動翼喰違角を $+7^\circ$ にすると $+5^\circ$ に比べ圧力比がやや上昇する。

c) 以上の結果から No. 3 翼は No. 1 翼に比べてほとんど有利な点がないので廃案とすることにした。

5) 第 5 次試験

第 3 次試験結果および第 4 次試験結果から、第 5 次試験はボス比を 0.6935 に増し、No. 1 翼の先端を切って用いることとした。

ボス比を増す方法としてはボス径を 324.5 mm ϕ に増すこととし、翼車は新製し、前後のボス部には当て板をした。

翼根本部の t/l を第 3 次試験のときと同様の 0.83 に保つために翼は 32 枚を取付けることとした。翼配備は第 15 図に示すとおりである。

第 22 図に試験結果を示す。これは今までどおり実機のケーシング内径を 5,200 mm ϕ とし

たときの 9% 模型として修正したものである。

この場合 $\beta_r = +5^\circ$, $\beta_s = 0^\circ$ まで仕様を満足することは明らかであり, $\beta_r = +7^\circ$ にすればより高い圧力比も得られることが明らかになった。

以上の結果を実機に適用するに当り翼車径が切削機械の都合上最大 3,480 mm ϕ しか取り得ないという制限にぶつかった。

検討の結果ボス径は 3,480 ϕ とし必要なボス比 0.69 を確保するためにケーシング内径を 5,050 mm にすることとした。この実機寸法に対しては模型寸法は 9.27% に相当する。この模型比を用いて新寸法の実機に対して第 5 次試験結果を換算した結果を第 23 図に示す。図からも明らかなように、仕様を完全に満足するとともに、最も使用時間が長いと考えられる圧力比流量範囲に対して、 $\beta_s = -10^\circ \sim -20^\circ$ の範囲が適用され、この部分の効率是最も高く 79% を確保できた。

内部流動状況の計測結果を第 51 図～第 56 図に示す。これから見ても十分に満足できる状態とはいえないが、十分高いレイノルズ数で実験したので寸法が約 10 倍になる実機の場合にも大きな変化が起る危険性があるとは考えられないので、この結果を実機の設計に用いることとし、前述の寸法、諸元、翼配備を定めた。

6) 第 6 次試験

第 5 次試験までで本性能試験の目的は達成されたのであるが、節弦比を翼根本部で 0.70 とすることによって、

- i) 第 5 次試験までではまだ不満足である内部流動状態を改善できるか。
- ii) 圧力比をどれ位まで上げ得るか。

以上の 2 点を参考のために知る目的を以て第 16 図に示す翼配備に適する No. 4 翼を製作し、第 6 次試験を行った。これは第 5 次試験に用いた翼車を用い、翼弦長を延ばして節弦比を小さくしたものである。

第 6 次試験結果を第 24 図に示す。

本図の No. 4, $\beta_r = +2^\circ$ と第 23 図の No. 1, 32 枚, $\beta_r = +5^\circ$ とを比較すると No. 4 翼は圧力比流量範囲とも一段と広い範囲を満足し得る。ただ最高効率は 2.5% 位低下する。

内部流動状況には第 57 図のごとく目立った改善は見られない。したがって No. 4 翼より第 5 次試験の翼配備の方が適当であるという結論を得た。

3. マッハ数の影響の試験

本送風機は前置静翼型であるため動翼への流入相対マッハ数が高く B 点で 0.76 となるので、マッハ数の影響を軽減するために翼厚比を第 11 図～第 16 図のごとく翼先端で 5%～6% と薄く設計した。

しかしマッハ数の影響は心配されたので2種の絞り一定線上で回転速度を上昇させ、第25図のごとく性能を取った。試験温度が $T_1=17\sim 20^\circ\text{C}$ であるから $n=7,370\text{ rpm}$ が実機の仕様状態と同一の動翼先端マッハ数になる回転速度である。

図から明らかのように2種の絞り状態のいずれの場合にも、回転速度を上昇させ動翼相対マッハ数を上げても η_{ad} はほとんど一定でマッハ数の影響は全然現われない。

したがってこの翼厚比および節弦比を実機に適用できると結論した。

4. 内部流動の計測結果

前述のごとく、第1次試験における全体性能成績が不満足なものであったため、これを改善する方法を見つけるため、内部流動の計測を行うこととし、各試験とも、できるだけ内部流動の計測を行った。

ただし、日程の関係上あまり手数をかけられなかったし、また流動状況を知るにはそれで十分なので第2段動翼出口のみで計測した。

第26図～第60図に第1次より第6次までの全試験における内部流動状況（第2段動翼出口）を示す。

相対流出角度分布、旋回角度分布、軸流速度分布を各試験について見て行くと、全体性能に現われた現象とよい対応を示しており、翼枚数を増して全体性能が目立って改善されたのは、動翼の節弦比が小さくなったために動翼根本の失速部分が減少したためであることが明らかである。またその結果軸流速度分布も改善されていることがわかる。

V. あとがき

以上遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機の設計諸元を決定するために行なった、模型送風機による性能試験について述べたが、得られた結果は次のごとくである。

1. 仕様を十分に満足できる主送風機諸元、寸法を決定し得た。すなわち翼車段数を2段としケーシング内径を $5,050\phi$ とし、ボス径を $3,480\phi$ とし、第15図の翼配備を用いることによって ABCD を満足し、かつ仕様点で 21 MW 以下（集合胴圧 1 ata の場合）を満足できる。
2. 動翼相対マッハ数は相当高いが悪影響のないことが判明した。
3. 内部流動状況は十分満足なものとはいえないが、2段で仕様を満足できたのであるから使用可能と認めた。

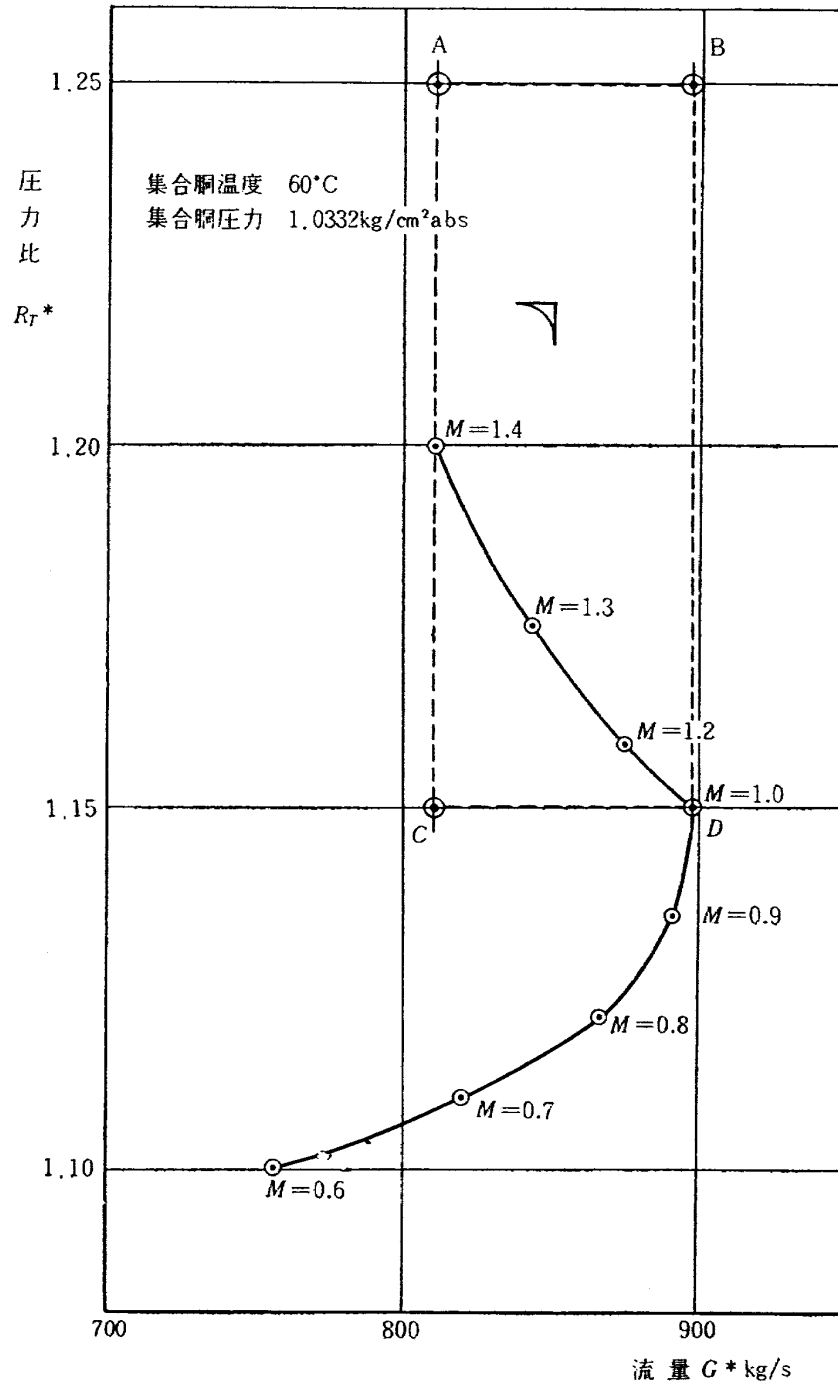
なお、本実験は新三菱重工業株式会社神戸造船所流体研究課実験室において行なわれたもので、実験は古山技師、上田技師その他の流体研究課員によって実施された。ここに厚く感謝の意を表す。

文 献

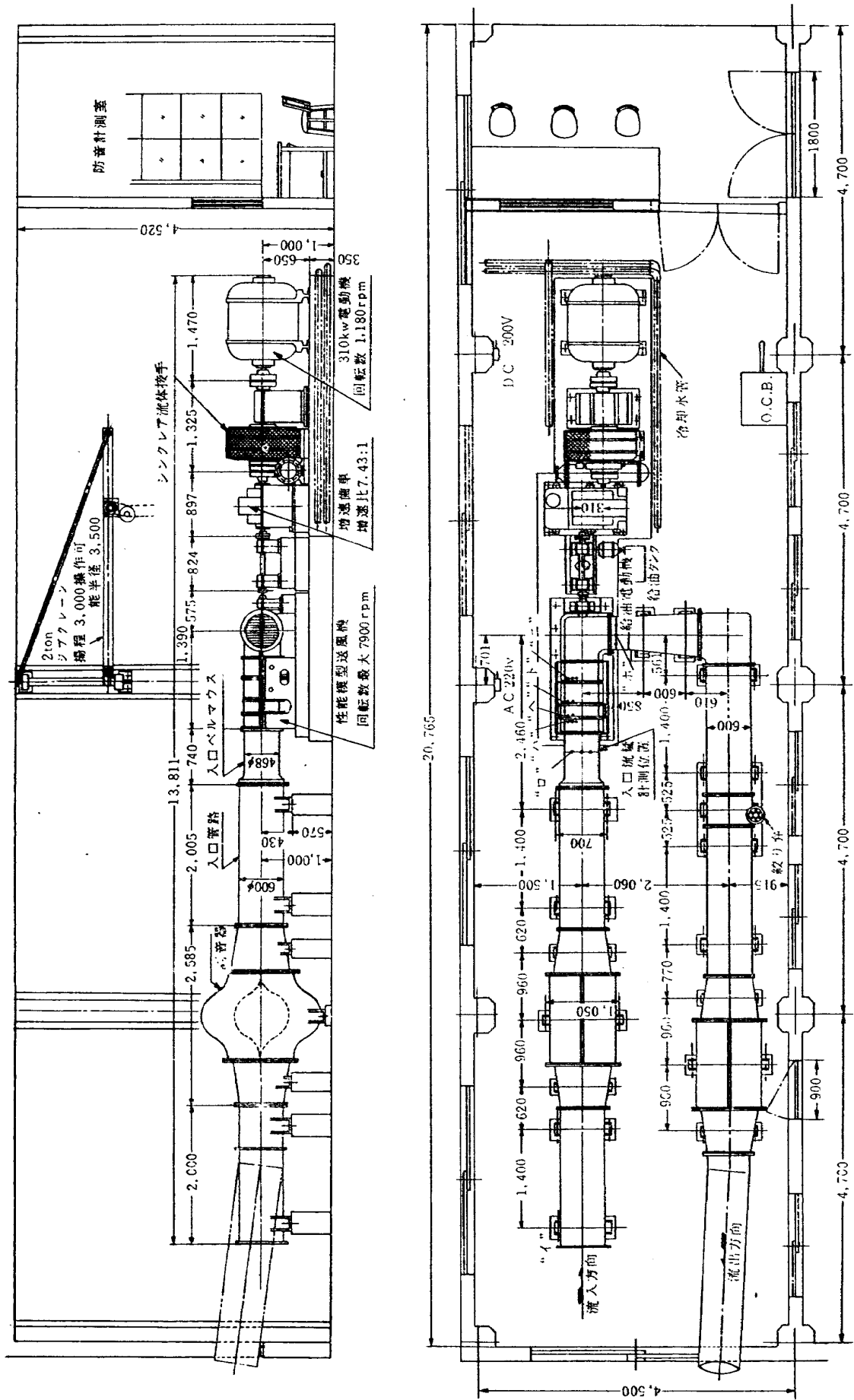
- 1) L. Joseph Herrig, James C. Emery, and John R. Erwin: Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65-Series Compressor Blades at Low Speeds. NACA TN3916, 1957
- 2) 和田 勇: 増速翼列の研究 (第1報) Inlet Guide Vane の実験。機械試験所所報 6巻6号 1952
- 3) 和田 勇, 松木正勝, 原田正一: 増速翼列の研究 (第2報) Inlet Guide Vane の実験 II. 機械試験所所報 7巻3号 1953
- 4) 和田 勇: 増速翼列の研究 (第5報) ノズルブレードに関する実験結果一 機械試験所所報 9巻5号 1955
- 5) 和田 勇: 増速翼列の研究 (第6報) ノズルブレードに関する実験結果 II.一 機械試験所所報 10巻5号 1956
- 6) Ira H. Abbot, Albert E. von Doenhobb, and Louis S. Stivers, Tr., Summary of Aerofoil Data. NACA TR 824, 1945

第 1 表

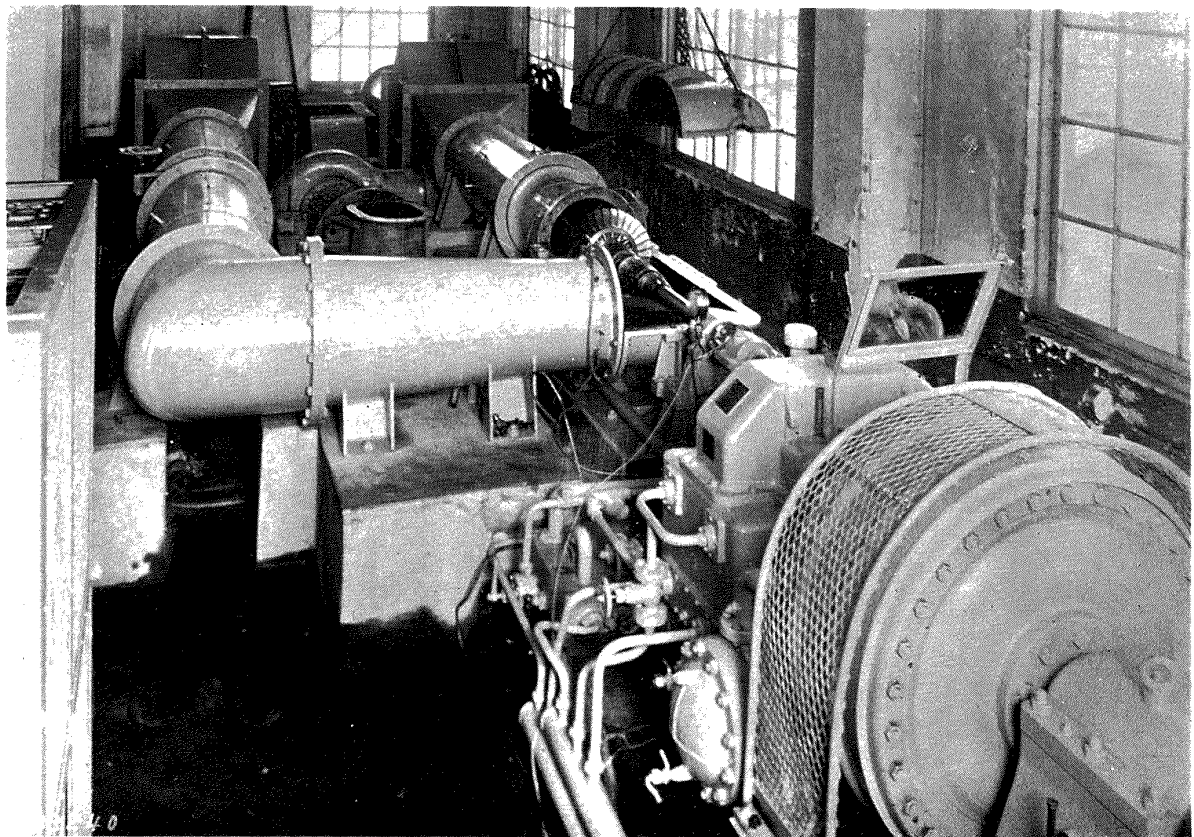
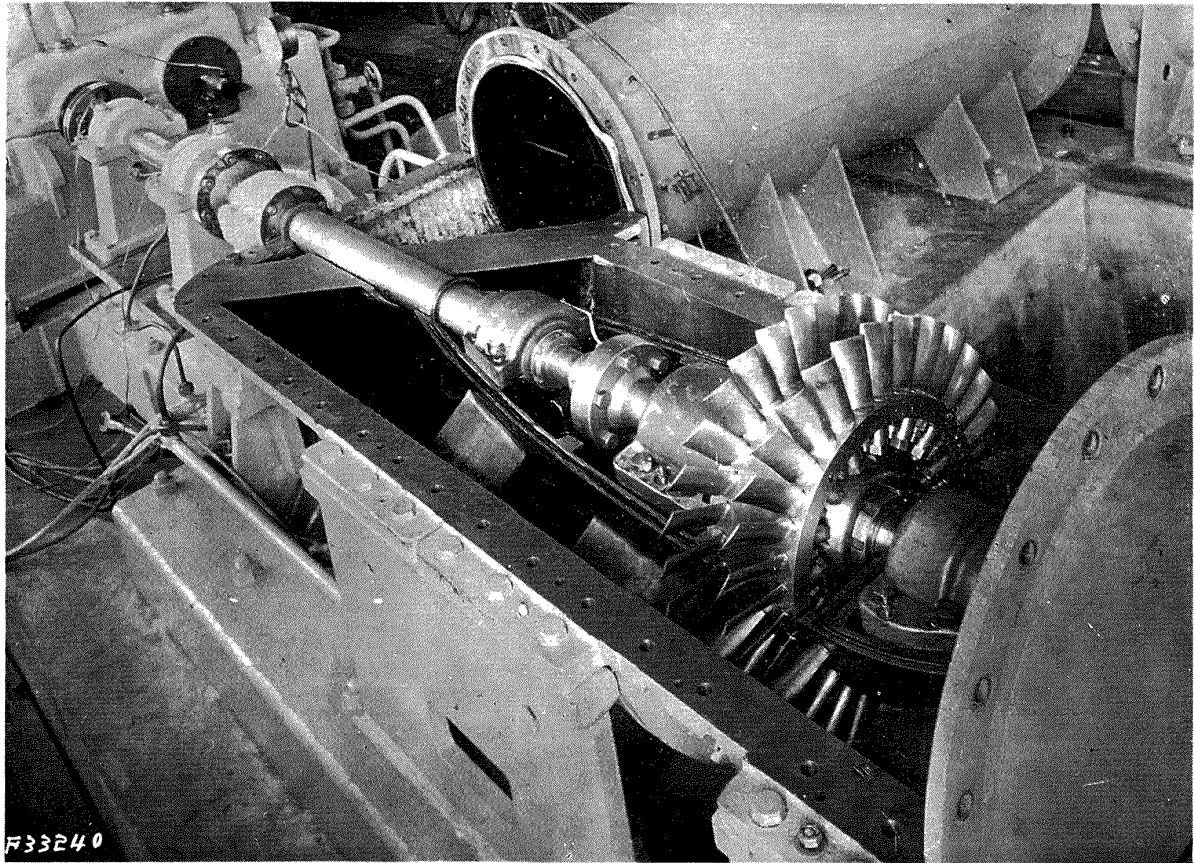
| 試験順序 | 動翼形状 | 動翼枚数 | β_r | β_s | 内部流動 曲線図番 | 全体性能 曲線図番 | | |
|------|------------|------|-----------|-----------------------|--------------|--------------|----|----|
| 1 次 | No. 1 | 25 | +5° | -10° | 第 26 図 | 第 17 図 | | |
| | | | // | 0° | 27 | | | |
| | | | // | +10° | 28 | | | |
| | | | -5° | -10° | 29 | | | |
| 2 次 | No. 2 | 25 | 0° | 0° | 30 | 18 | | |
| | | | 5° | 0° | 31 | | | |
| | | | // | +10° | 32 | | | |
| 3 次 | No. 1 | 30 | // | -10° | 33 | 19 | | |
| | | | // | -20° | 34 | | | |
| | | | // | -30° | 35 | | | |
| | | | // | +5° | 36 | | | |
| | | | // | +5° | 37 | | | |
| | No. 2 | 30 | 30 | $\beta_{r1}=+5^\circ$ | β_{s1} | β_{s2} | 20 | |
| | | | | $\beta_{r2}=+7^\circ$ | 0° | 0° | | 39 |
| | | | | | 5° | 0° | | 40 |
| | | | | | -10° | -10° | | 41 |
| | | | | $\beta_{r1}=5^\circ$ | 0° | | | 42 |
| | | | 0° | 43 | | | | |
| | No. 2 | 30 | 5° | 0° | 44 | | | |
| 4 次 | No. 3 | 30 | 0° | 0° | 45 | 21 | | |
| | 1 段 No. 1 | // | 5° | 0° | 46 | | | |
| | 2 // No. 3 | | | | | | | |
| | No. 3 | // | 7° | 0° | 48 | | | |
| | -10° | | | | | 49 | | |
| | | | -20° | 50 | | | | |
| 5 次 | No. 1 | 32 | 7° | 5° | 51 | 22 | | |
| | | | | 0° | 52 | | | |
| | | | | -10° | 53 | | | |
| | | | | -20° | 54 | | | |
| | | | | -30° | 55 | | | |
| | | | 5° | 0° | 56 | | | |
| 6 次 | No. 4 | 32 | 2° | +10° | 57 | 24 | | |
| | | | | 0° | 58 | | | |
| | | | | -10° | 59 | | | |
| | | | | -20° | 60 | | | |



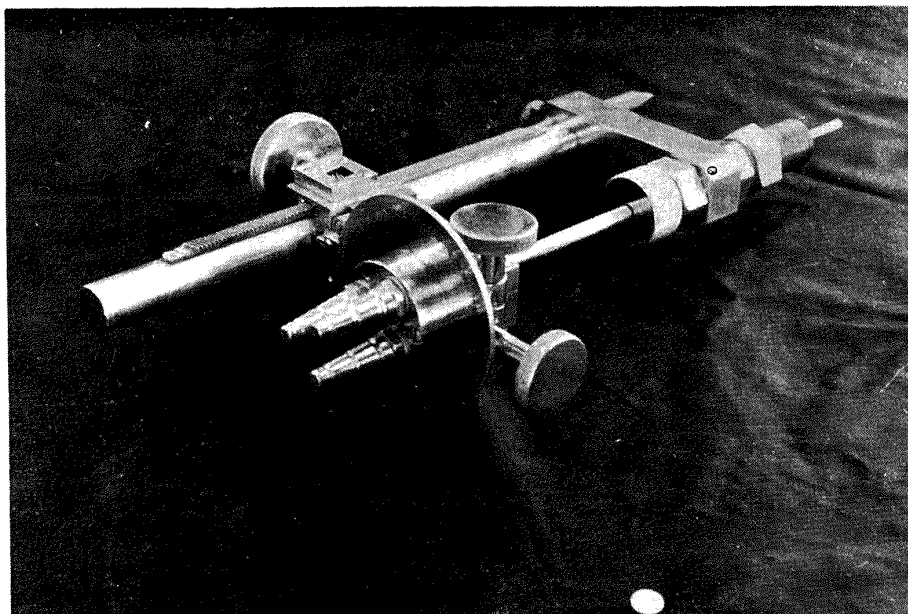
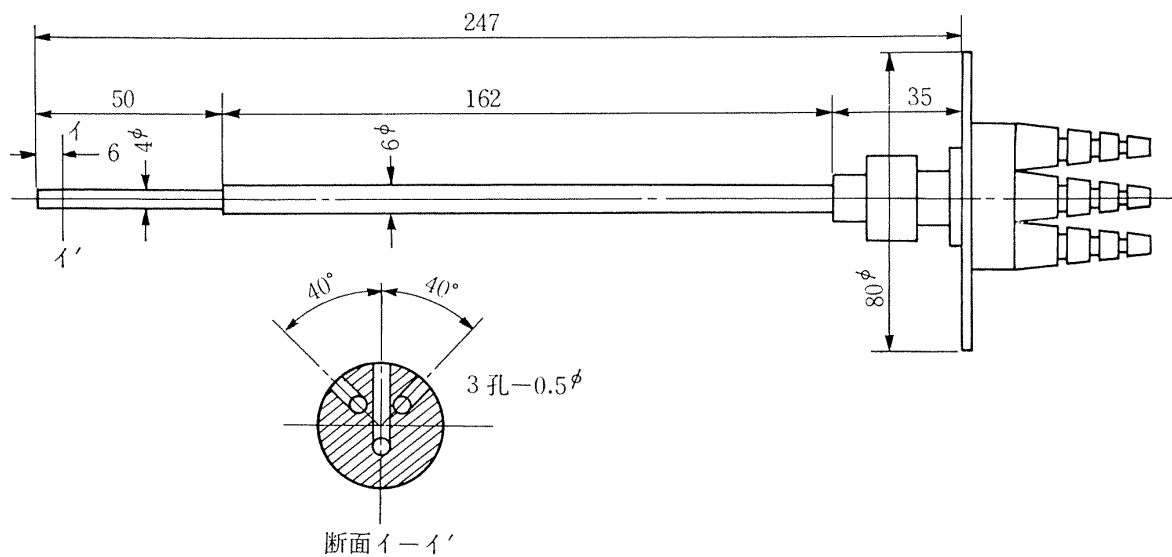
第 1 図 風洞推定作動線



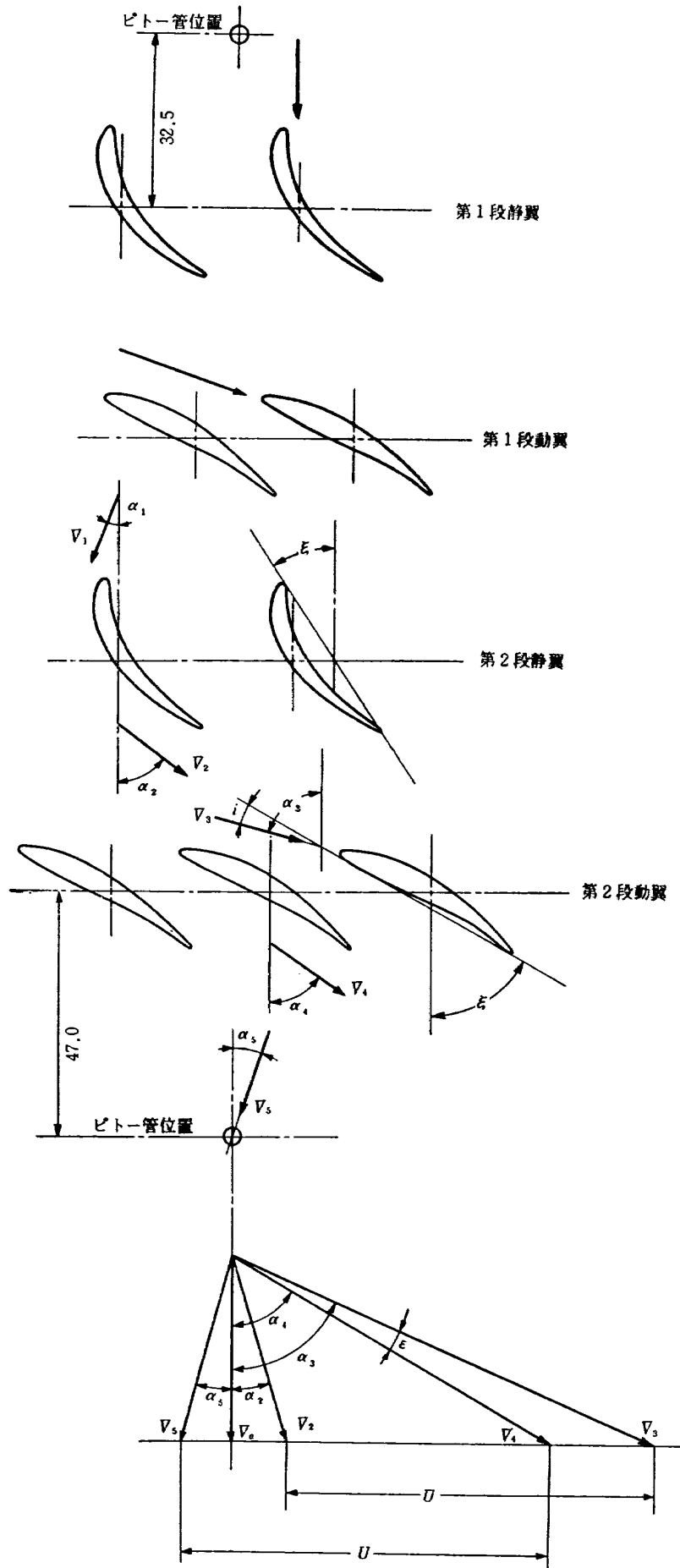
第4図 試験装置配置図



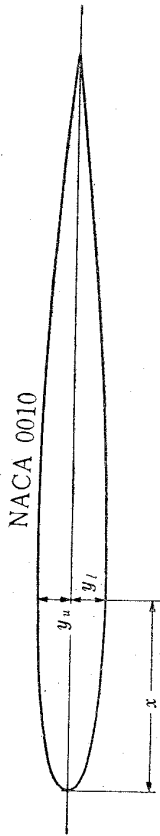
第 5 図 模型送風機および試験装置



第 6 図 3 孔ピトー管および移動装置

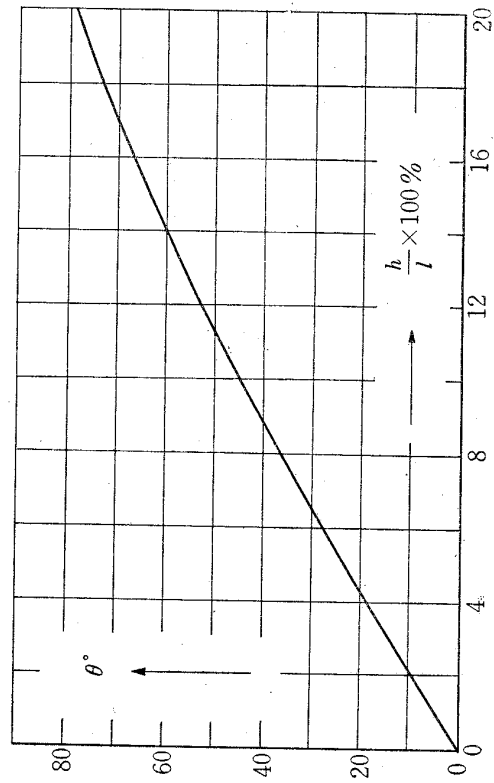
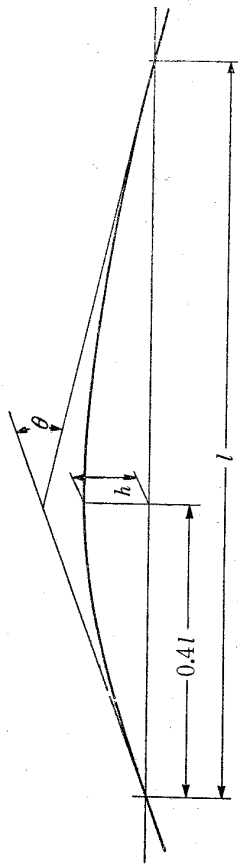


第7図 翼配列, ピト-管位置, 速度三角形

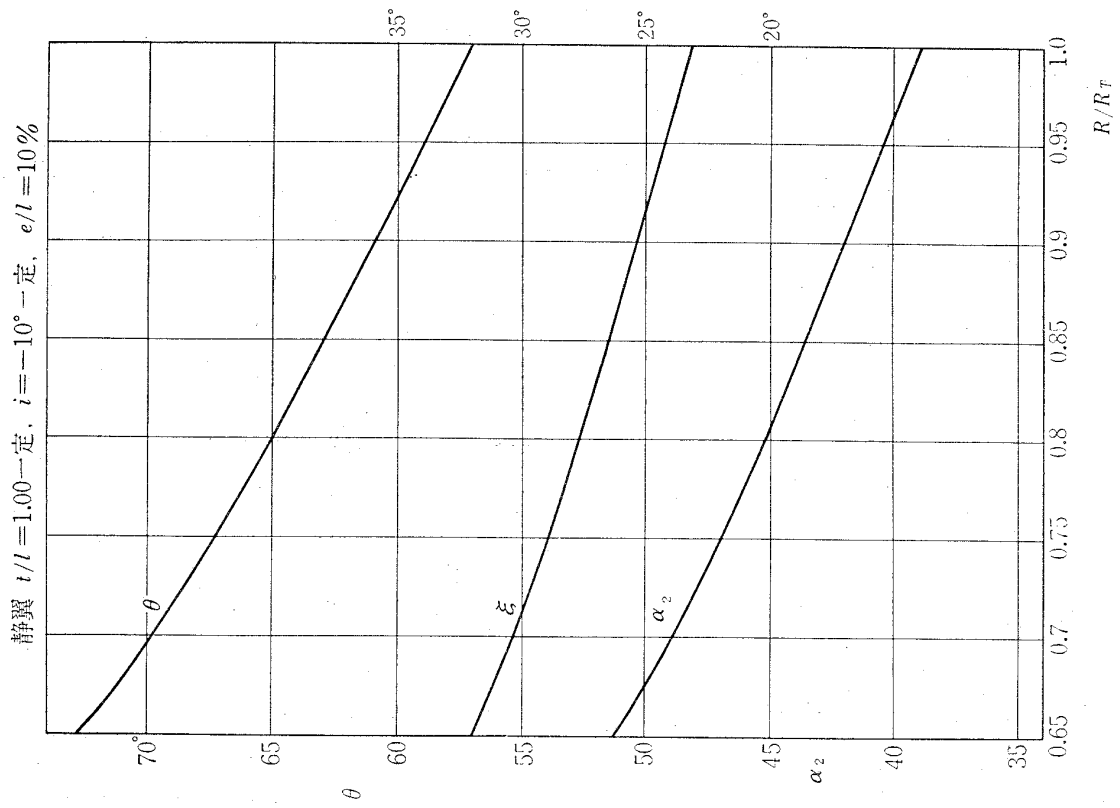


| | | | | | | | | | |
|-------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| x | 0 | 1.25 | 2.5 | 5.0 | 7.5 | 10 | 15 | 20 | 30 |
| $y_u = y_l$ | 0 | 1.578 | 2.178 | 2.962 | 3.500 | 3.902 | 4.455 | 4.782 | 5.002 |
| x | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 | 90 | 95 | 100 | |
| $y_u = y_l$ | 4.837 | 4.412 | 3.803 | 3.053 | 2.187 | 1.207 | 0.672 | 0.105 | |

前縁半径 = 1.10

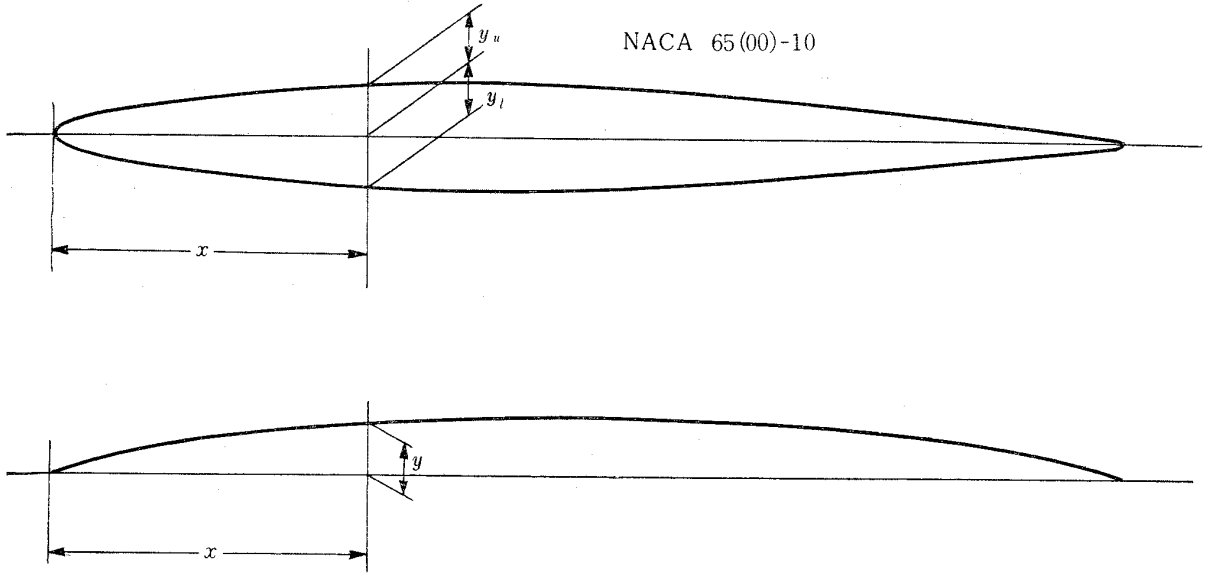


第8図 静翼翼型



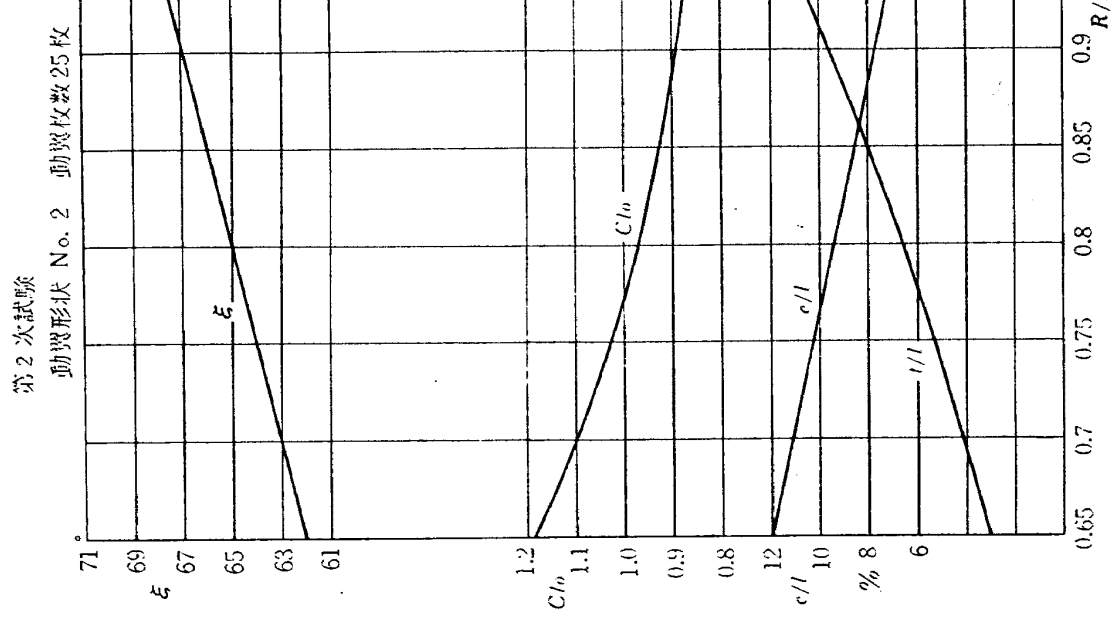
静翼 $t/l = 1.00$ 一定, $i = -10^\circ$ 一定, $e/l = 10\%$

第9図 静翼翼配備

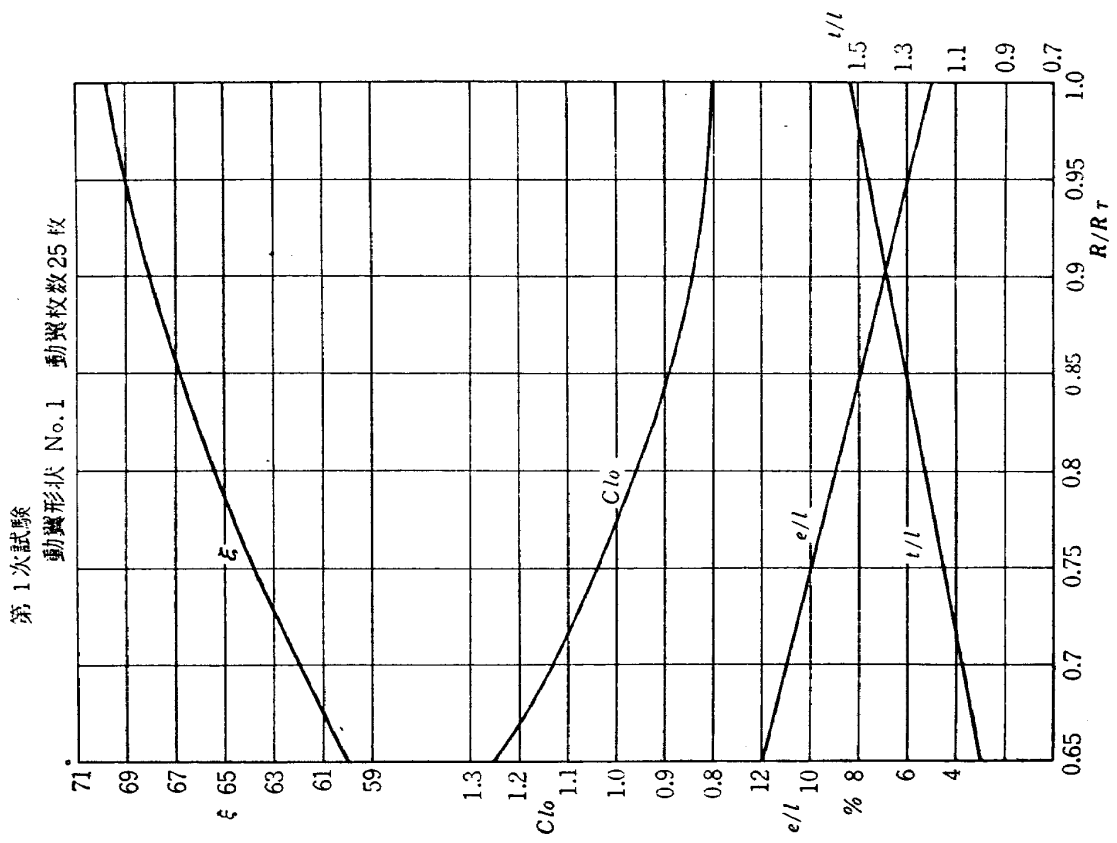


| x | 厚さ分布 | カンバー線高さおよび傾斜 | |
|------|------------|--------------|----------|
| | y_u, y_l | y | dy/dx |
| 0 | 0 | 0 | — |
| 0.5 | 0.772 | 0.250 | 0.42120 |
| 0.75 | 0.932 | 0.350 | 0.38875 |
| 1.25 | 1.169 | 0.535 | 0.34770 |
| 2.5 | 1.575 | 0.930 | 0.29155 |
| 5.0 | 2.177 | 1.580 | 0.23430 |
| 7.5 | 2.647 | 2.120 | 0.19995 |
| 10 | 3.040 | 2.585 | 0.17485 |
| 15 | 3.666 | 3.365 | 0.13805 |
| 20 | 4.143 | 3.980 | 0.11030 |
| 25 | 4.503 | 4.475 | 0.08745 |
| 30 | 4.760 | 4.860 | 0.06745 |
| 35 | 4.924 | 5.150 | 0.04925 |
| 40 | 4.996 | 5.355 | 0.03225 |
| 45 | 4.991 | 5.475 | 0.01595 |
| 50 | 4.868 | 5.515 | 0 |
| 55 | 4.614 | 5.475 | -0.01595 |
| 60 | 4.258 | 5.355 | -0.03225 |
| 65 | 3.822 | 5.150 | -0.04925 |
| 70 | 3.324 | 4.860 | -0.06745 |
| 75 | 2.780 | 4.475 | -0.08745 |
| 80 | 2.211 | 3.980 | -0.11030 |
| 85 | 1.637 | 3.365 | -0.13805 |
| 90 | 1.090 | 2.585 | -0.17485 |
| 95 | 0.614 | 1.580 | -0.23430 |
| 100 | — | 0 | — |
| 前縁半径 | 0.687 | | |
| 後縁半径 | 0.336 | | |

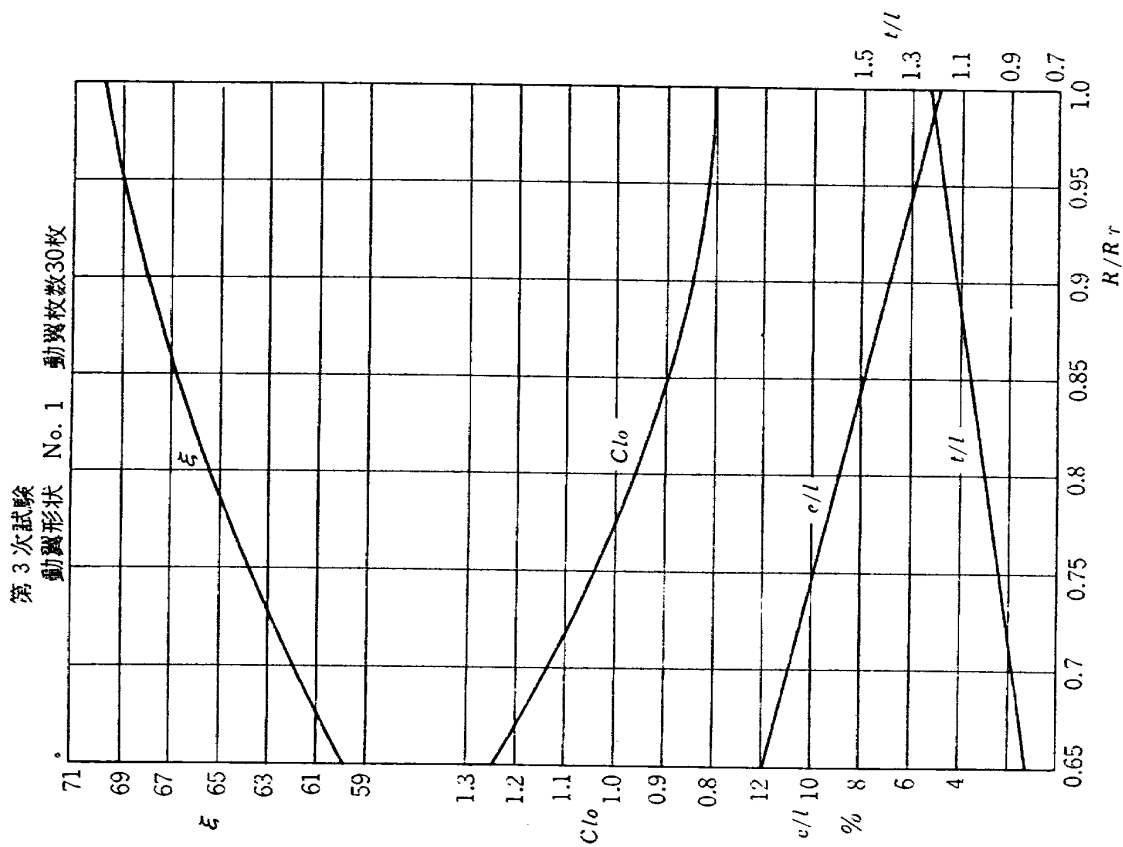
第 10 図 動翼翼型



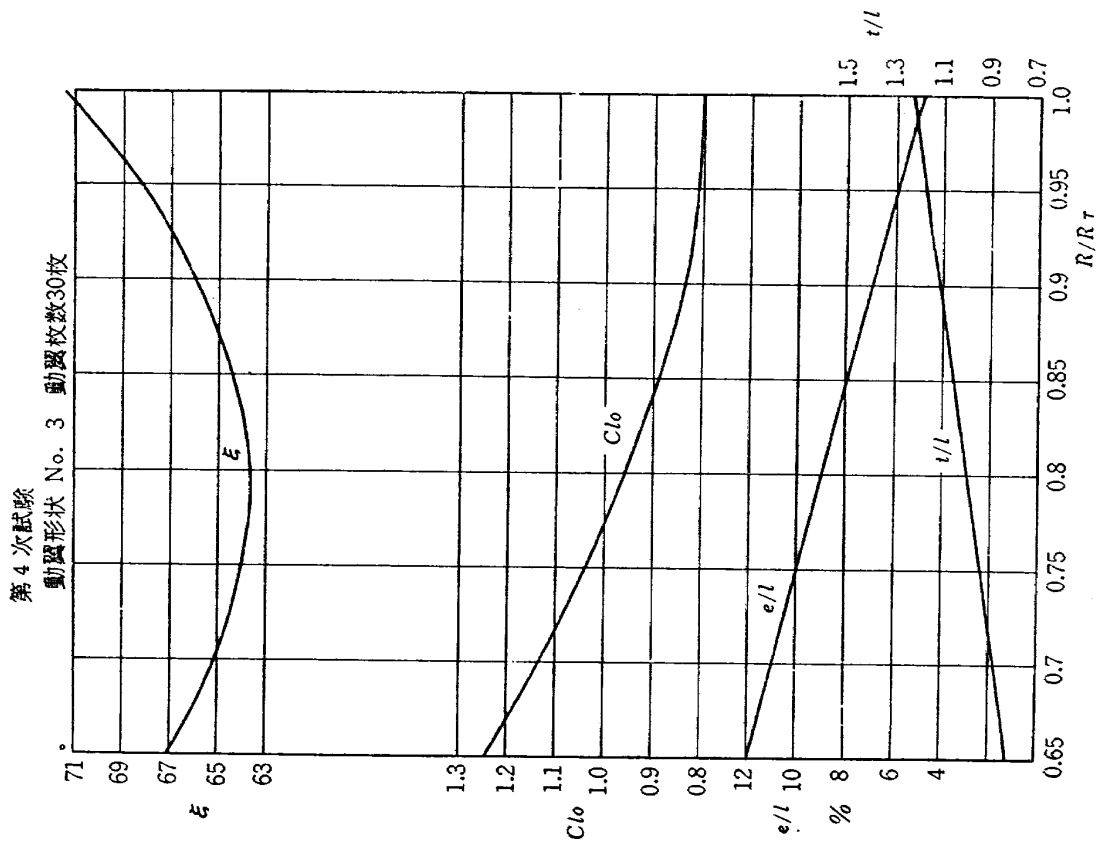
第12図 第2次試験動翼配置



第11図 第1次試験動翼配置

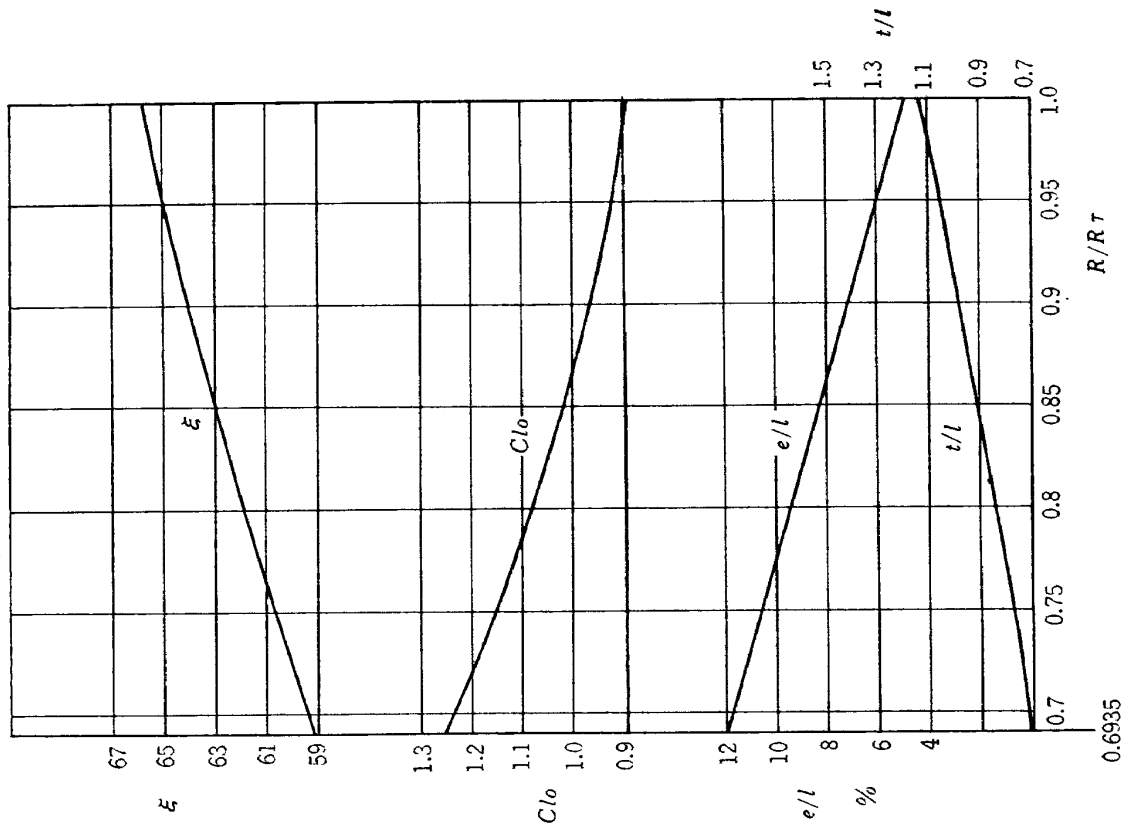


第13図 第3次試験動翼翼配備



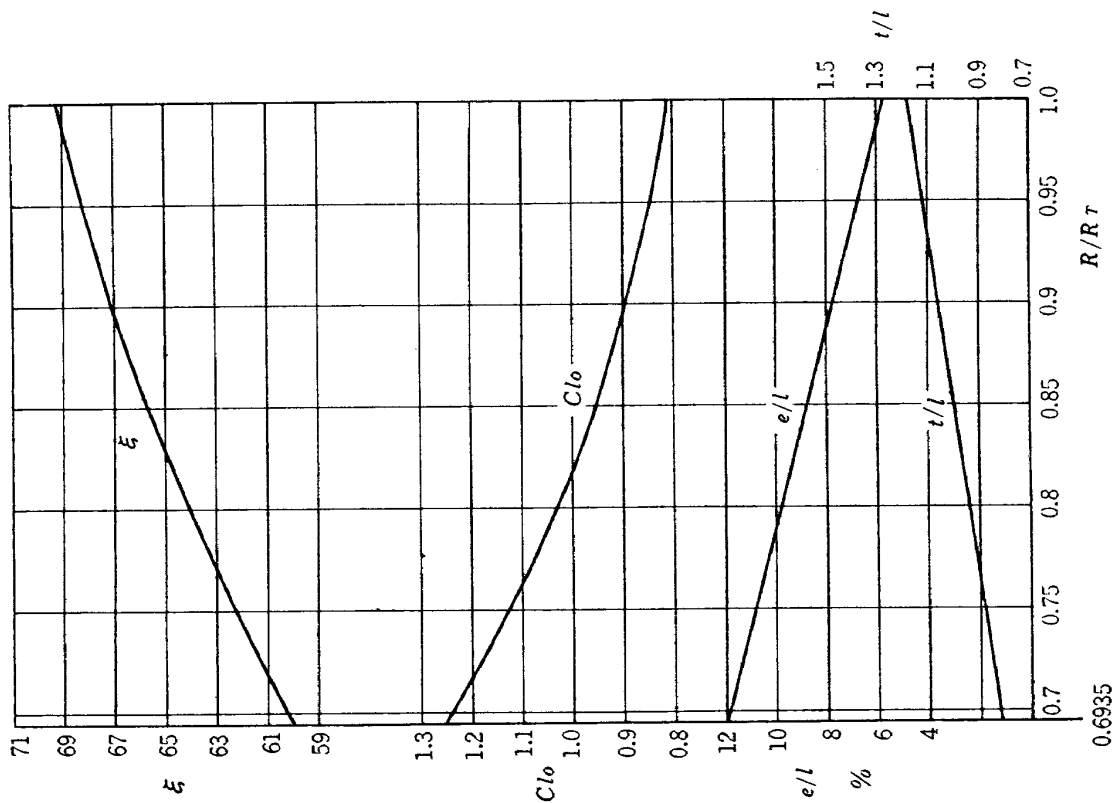
第14図 第4次試験動翼翼配備

第6次試験
動翼形状 No. 4 動翼枚数32枚



第16図 第6次試験動翼翼配備

第5次試験
動翼形状 No. 1 動翼枚数32枚



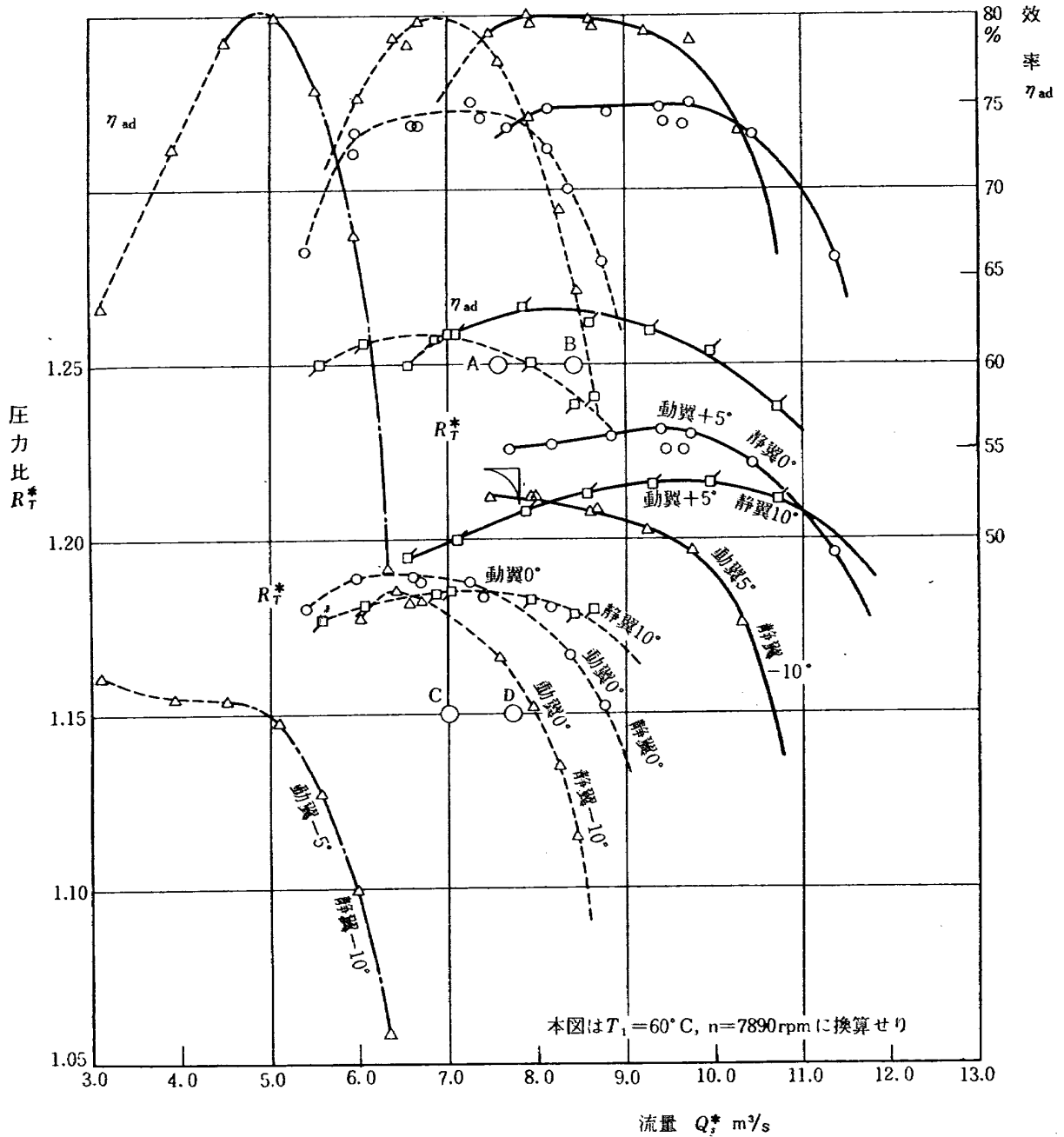
第15図 第5次試験動翼翼配備

試験状態

第1次 性能試験成績

動翼形状 No. 1 動翼枚数25枚 動翼取付角+5°, 0°, -5° 吸込温度8~15°C 回転数5920~7280rpm

| | | | |
|-------|-----------|---|------------|
| —— | 動翼取付角 +5° | □ | 静翼取付角 +10° |
| - - - | 〃 0° | ○ | 〃 0° |
| — · — | 〃 -5° | △ | 〃 -10° |



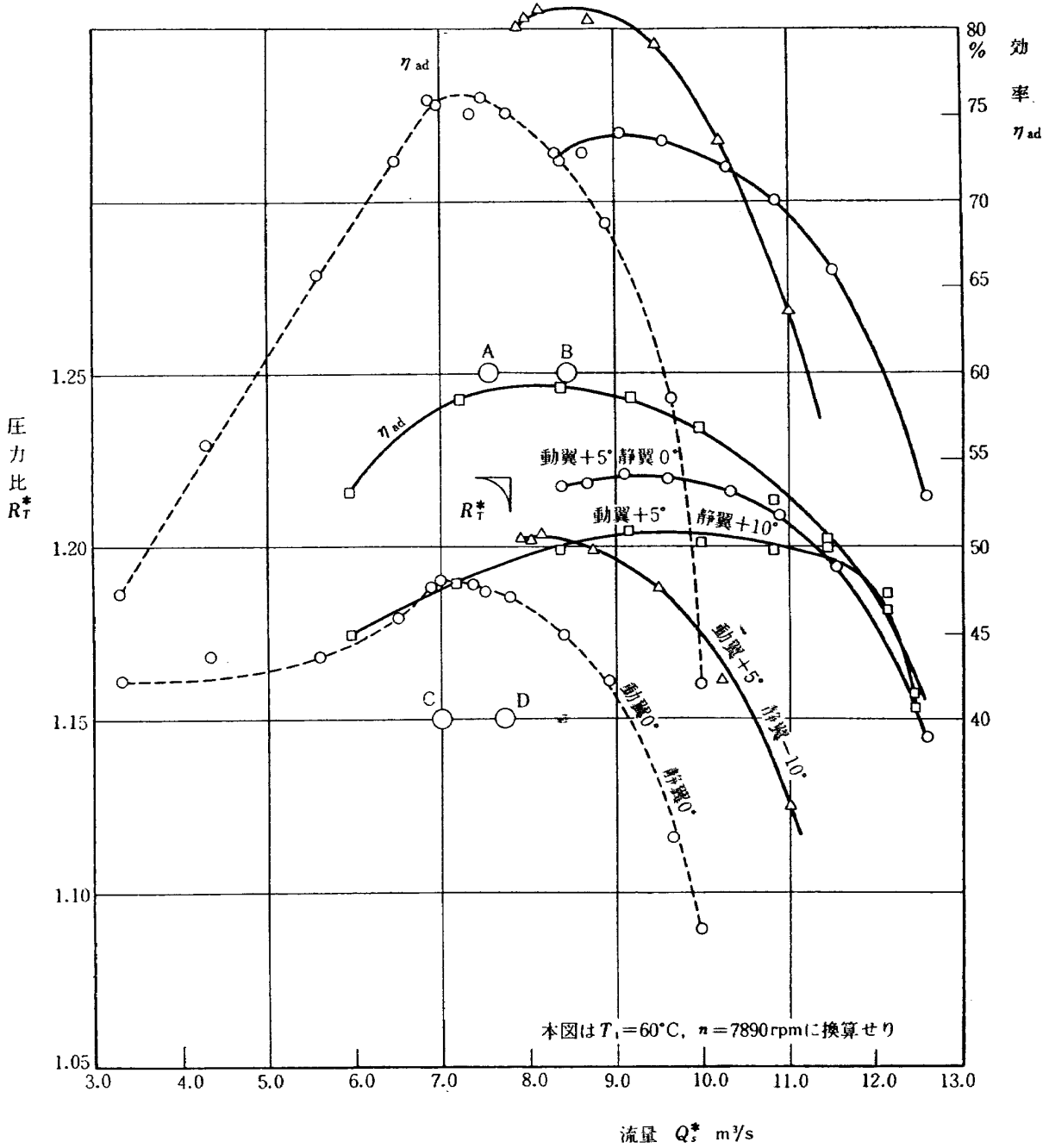
第 17 図

試験状態

第2次 性能試験成績

動翼形状 No. 2 動翼枚数25枚動翼取付角+5°, 0°. 吸込温度8~15°C 回転数5500~7300rpm

——— 動翼取付角+5° □ 静翼取付角+10°
 - - - - - " 0° ○ " 0°
 △ " -10°



第 18 図

第3次性能試験成績

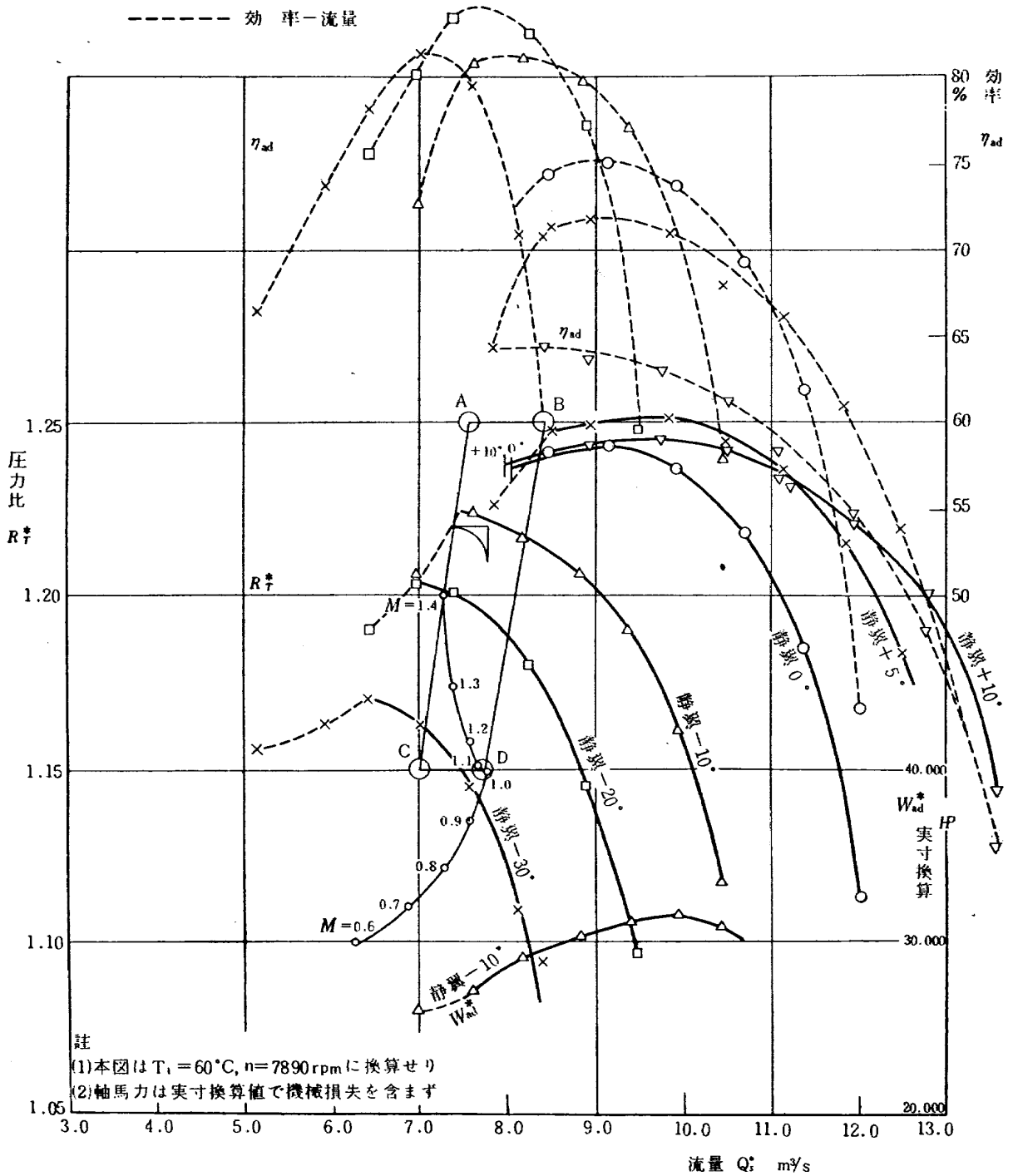
(静翼取付角度変化)

試験状態

動翼形状No.1 動翼枚数30枚 動翼取付角+5° 吸込温度8~15°C 回転数6300~6500rpm

—— 圧力比-流量

----- 効 率-流量

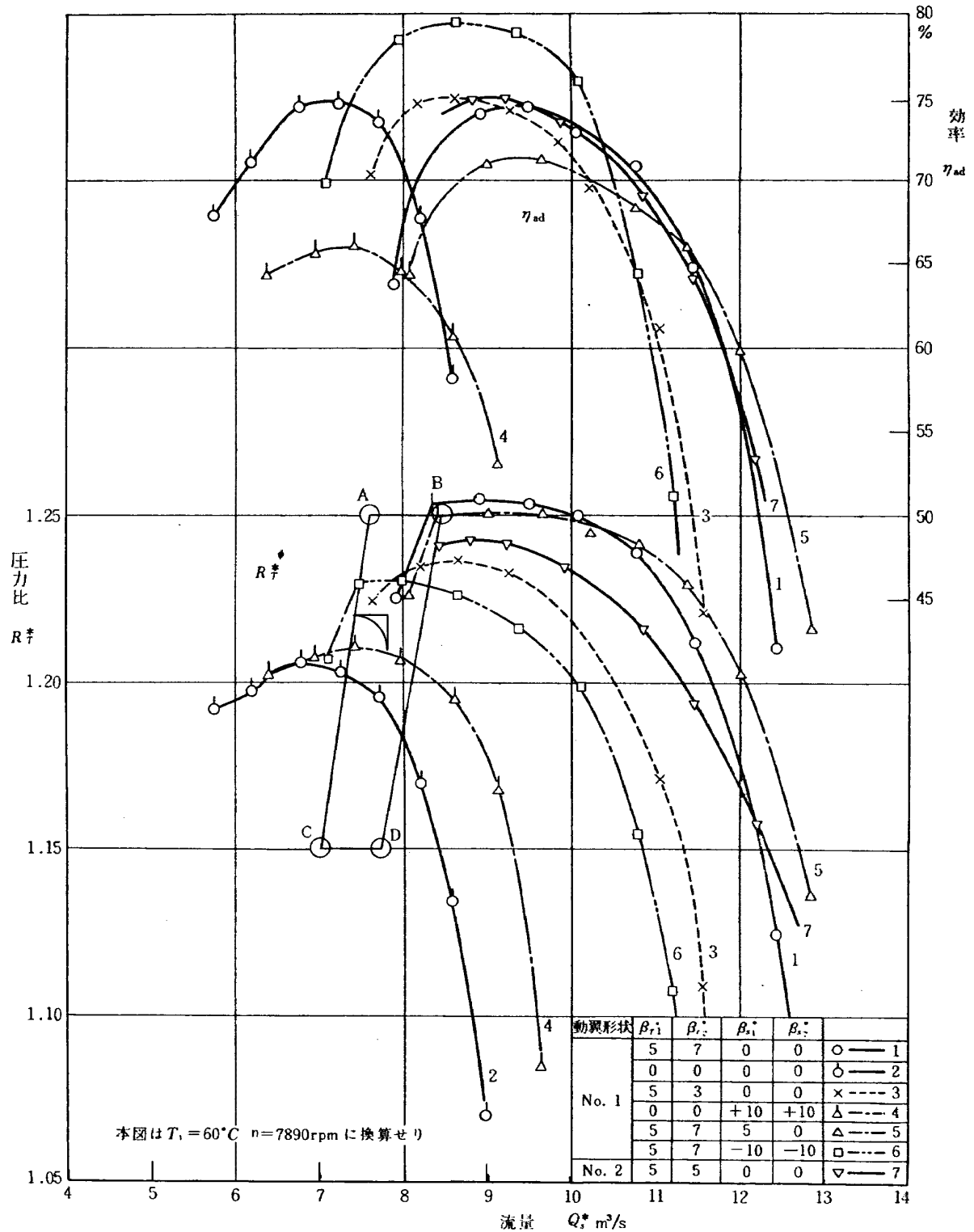


第 19 図

第3次 性能試験成績

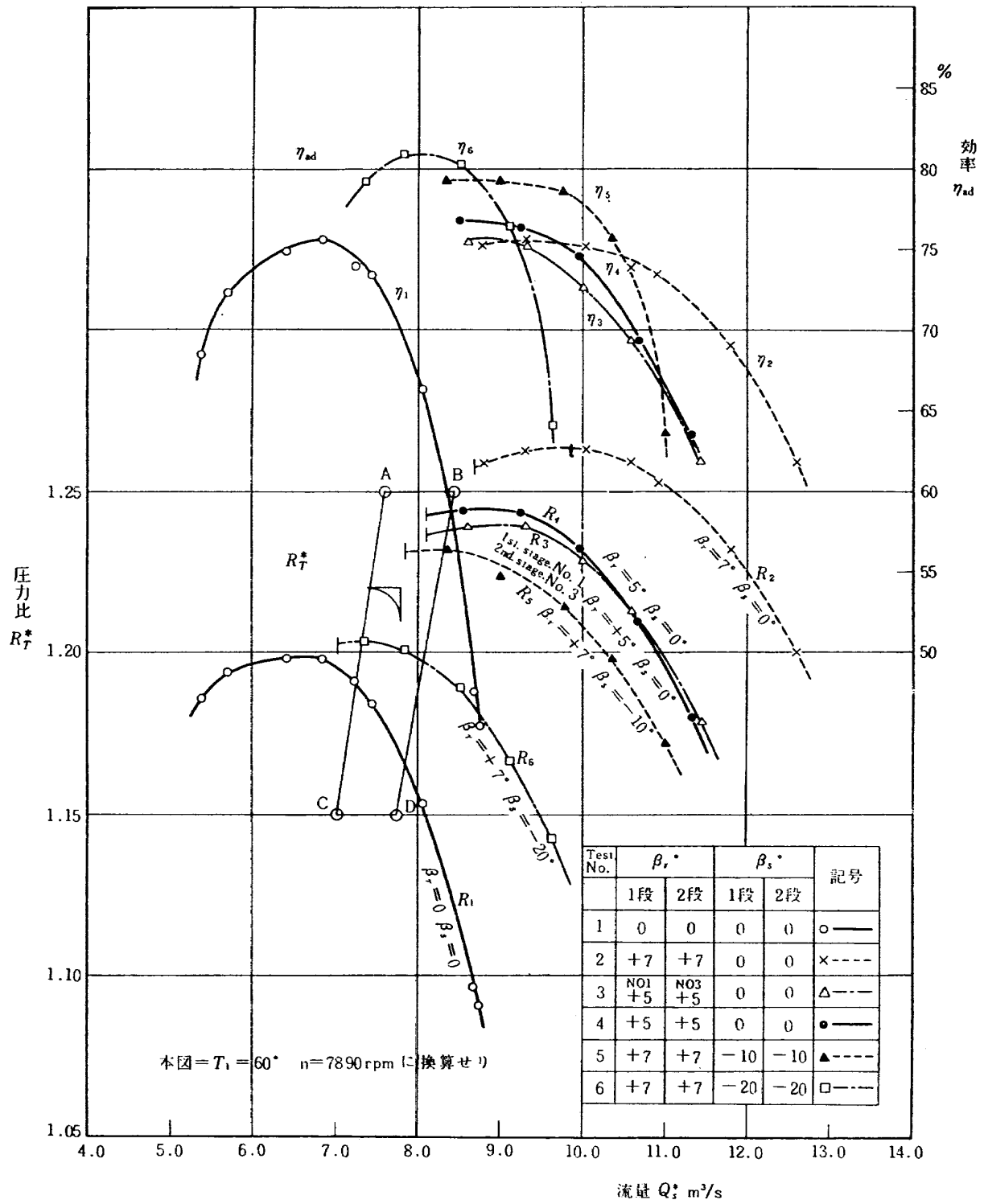
1 2段の取付角を変化させた場合の特性

試験状態 動翼枚数30枚

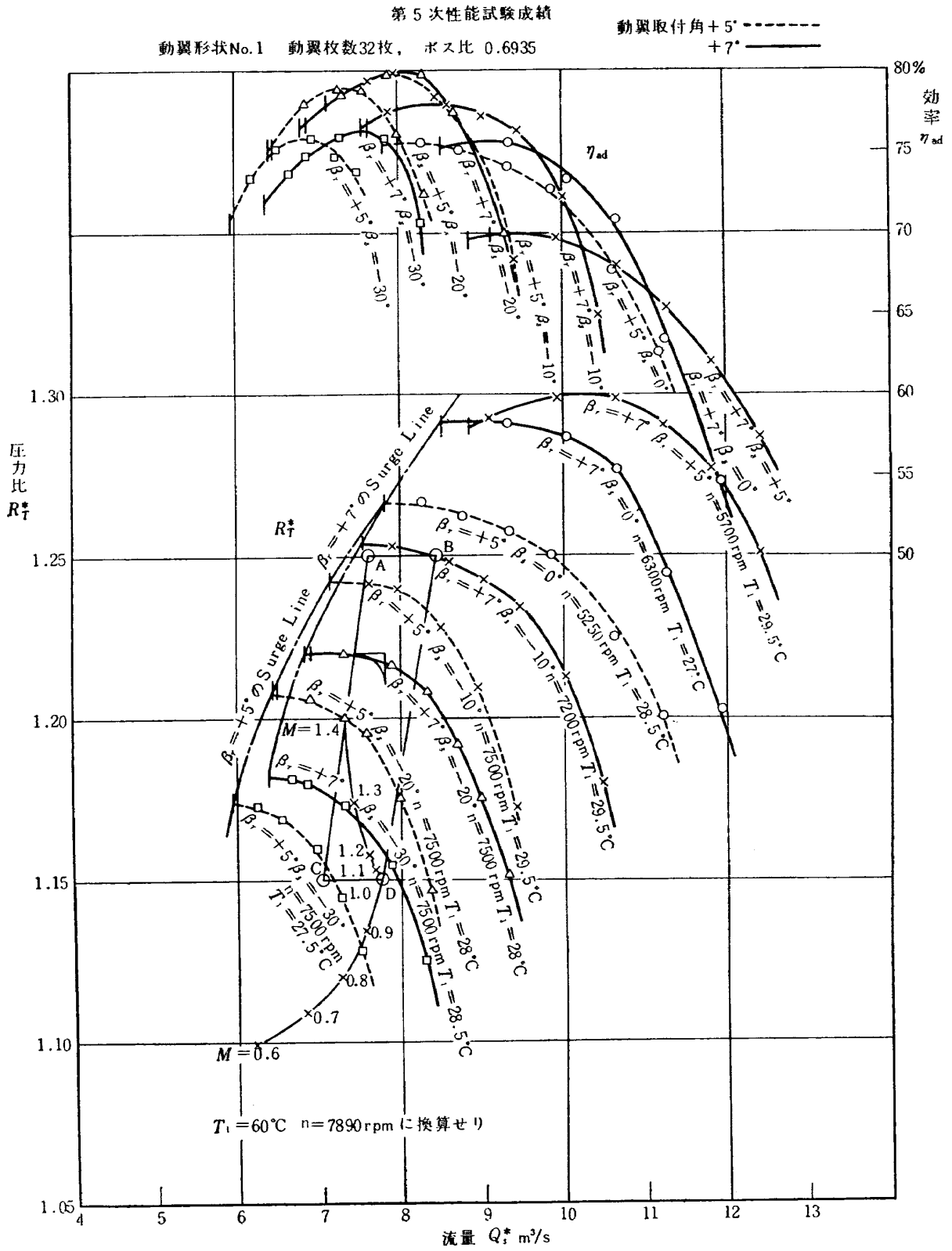


第 20 図

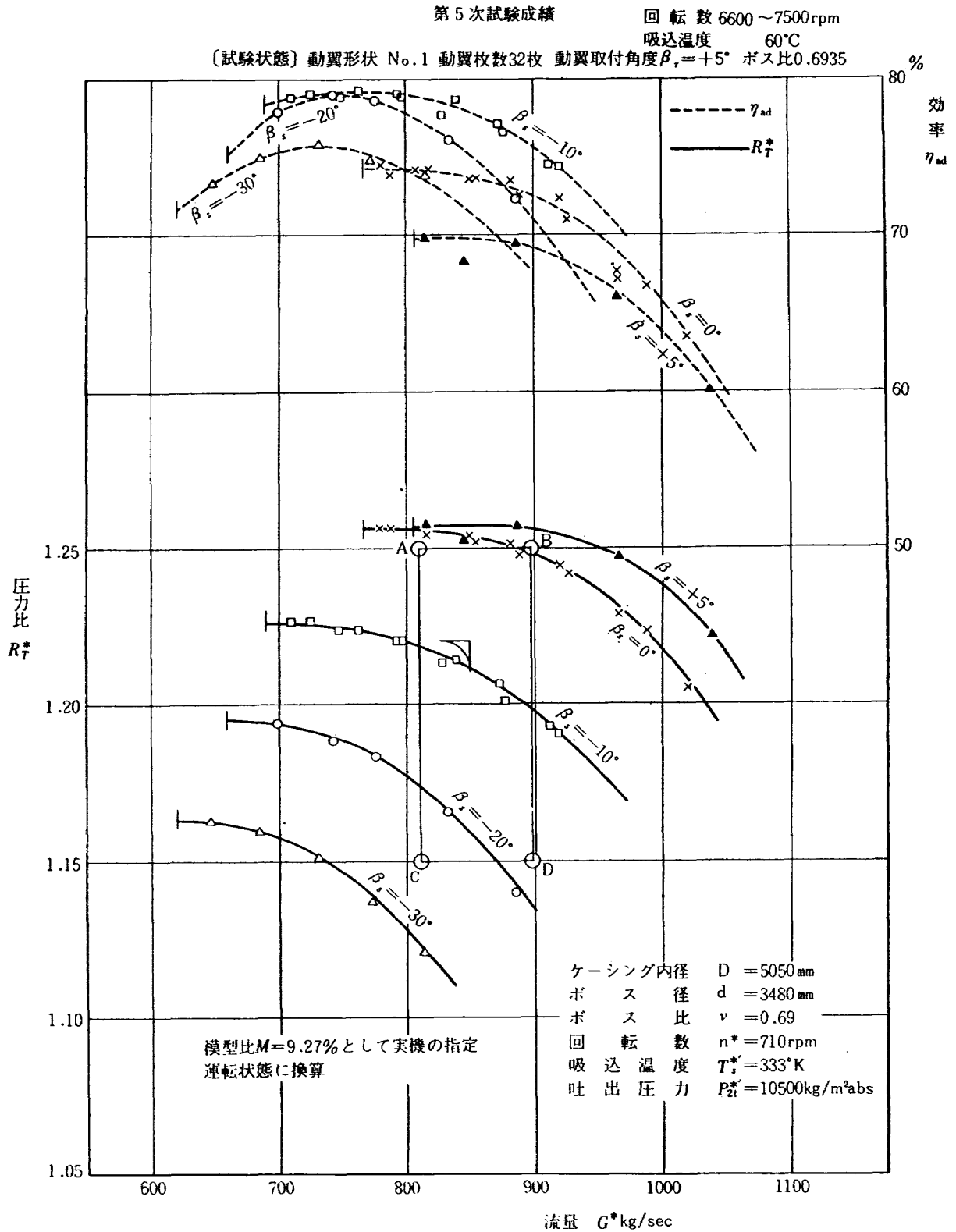
第4次性能試験成績
 動翼形状 No.3 動翼枚数30枚



第 21 図

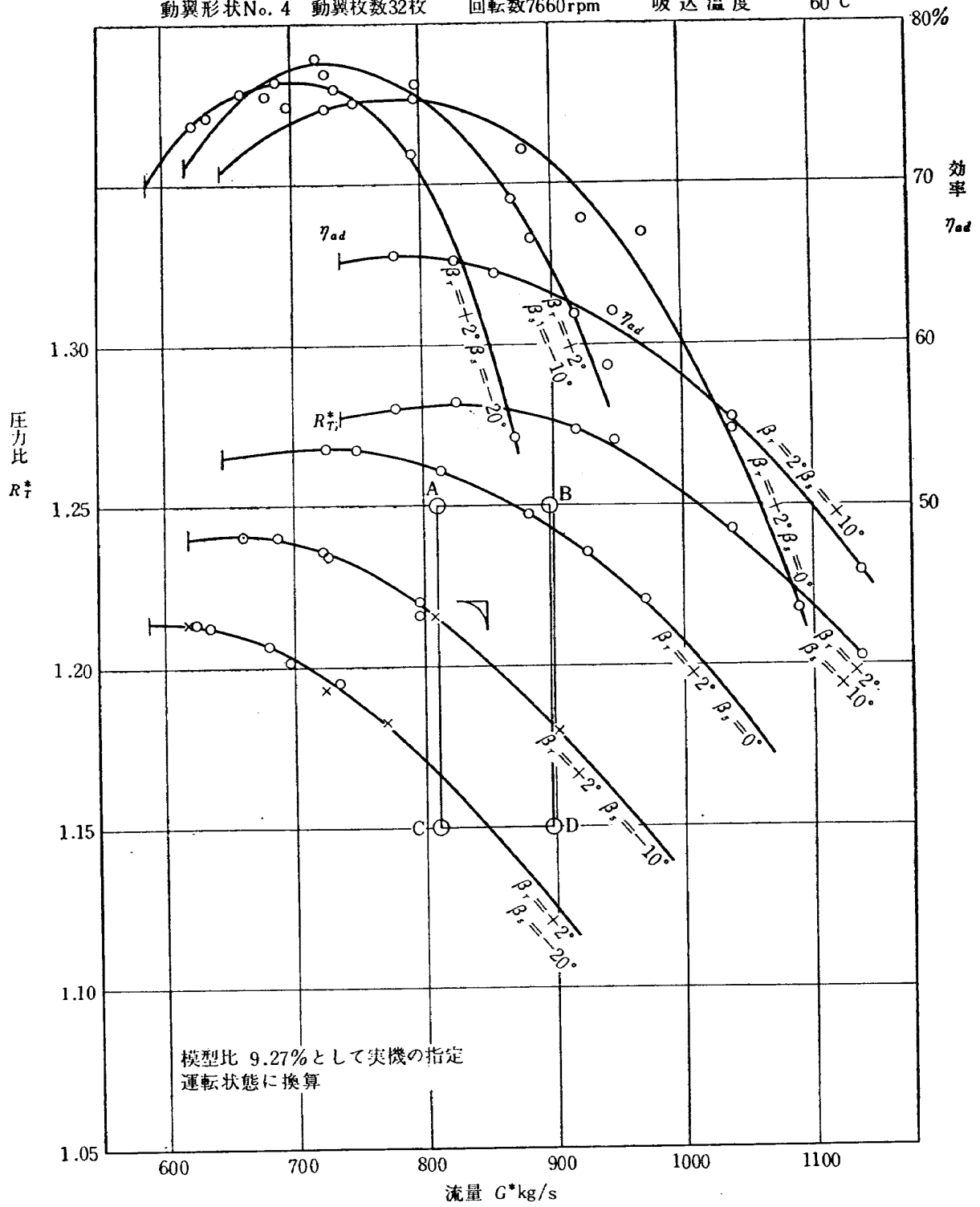


第 22 図

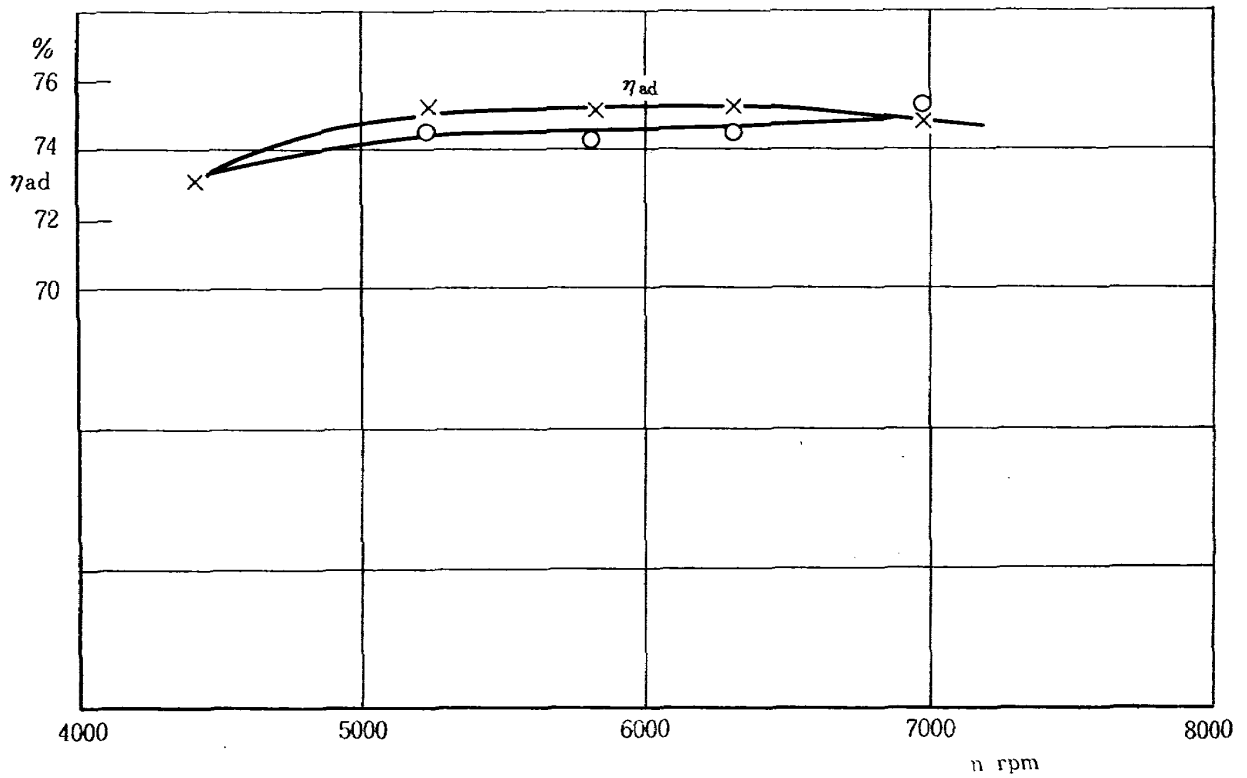
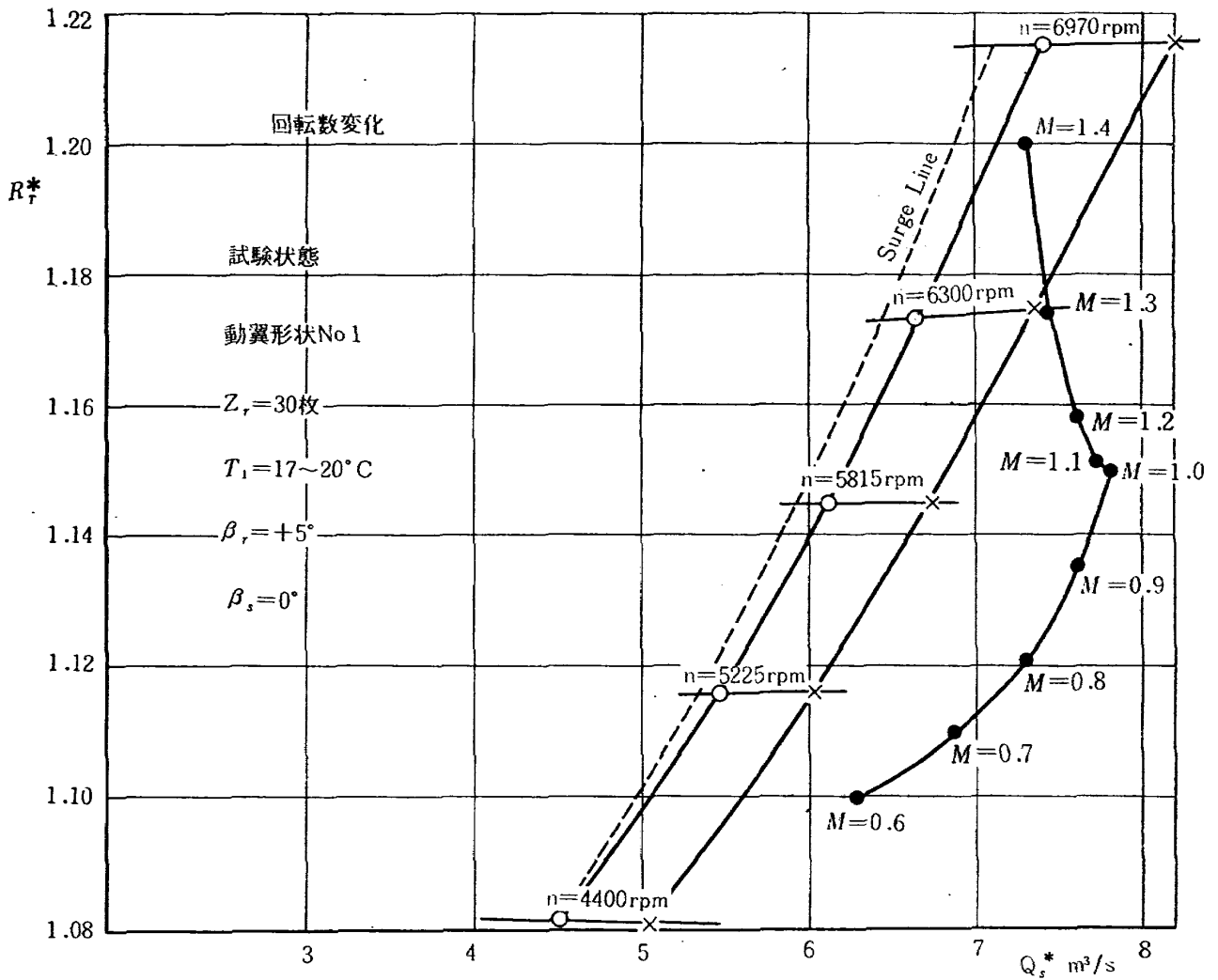


第 23 図

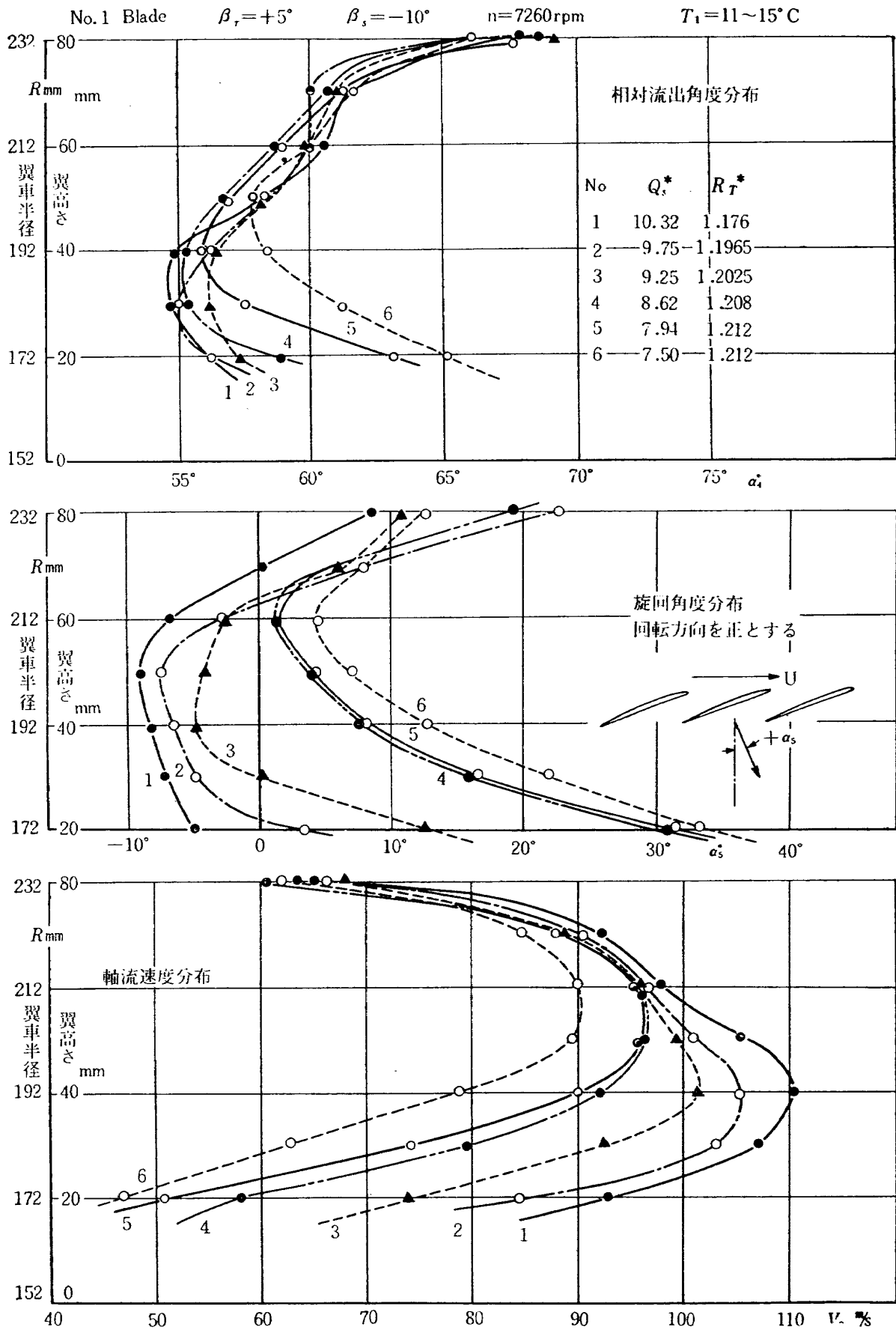
第6次性能試験成績 試験施行日 33-10-22~31
 動翼形状No. 4 動翼枚数32枚 回転数7660rpm 吸込温度 60°C



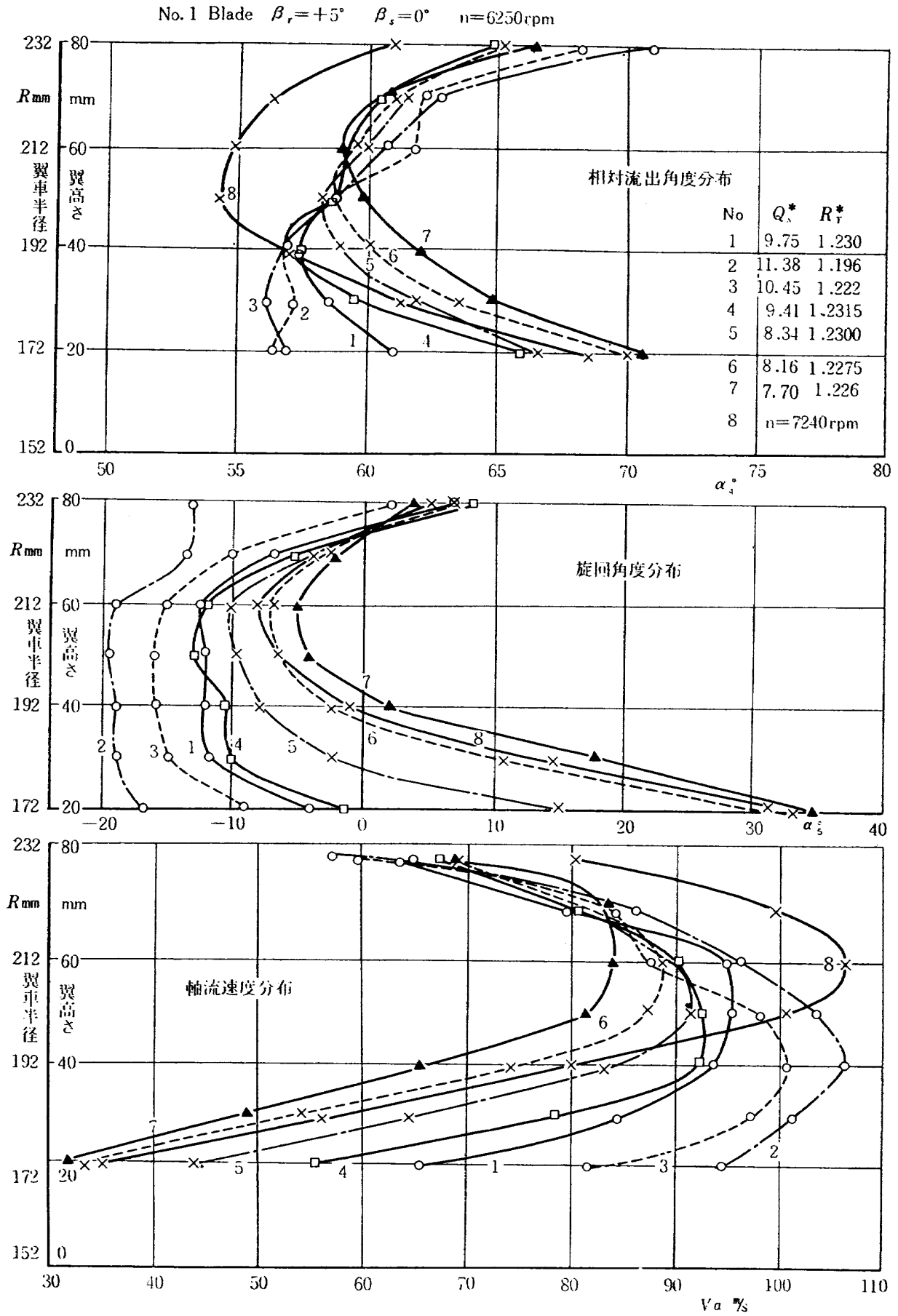
第 24 図



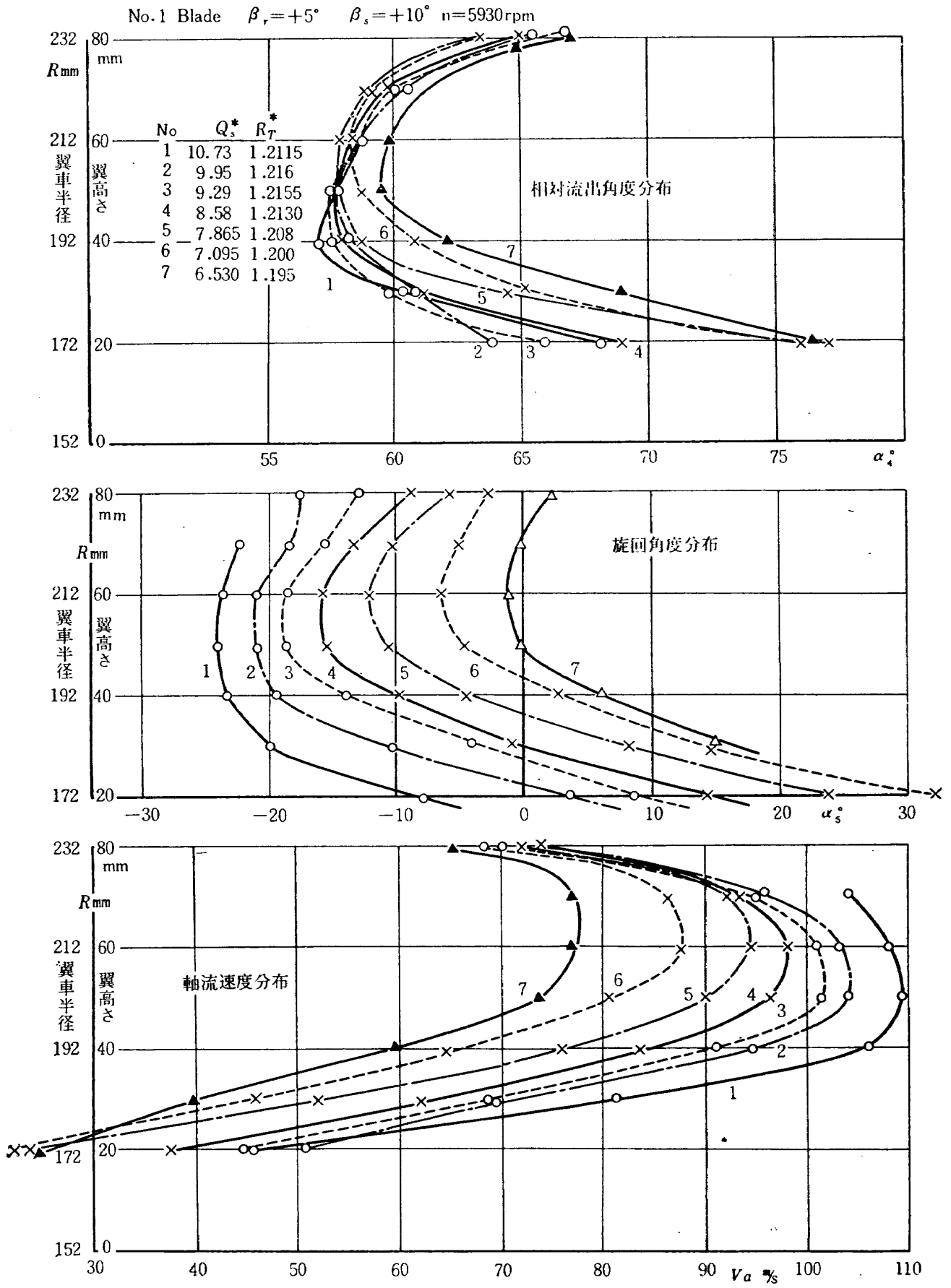
第 25 図 マッハ数の影響



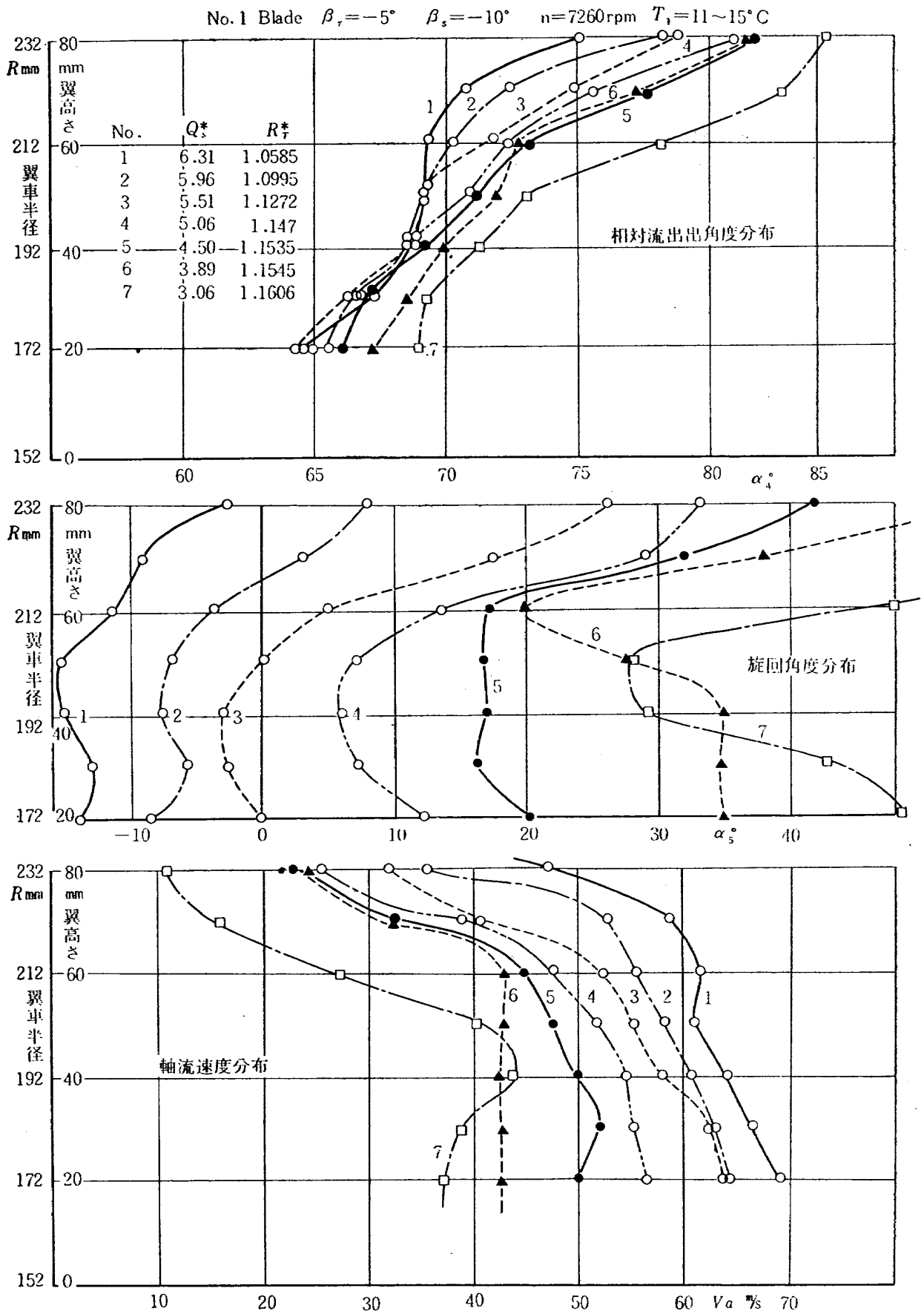
第26図 第1次試験



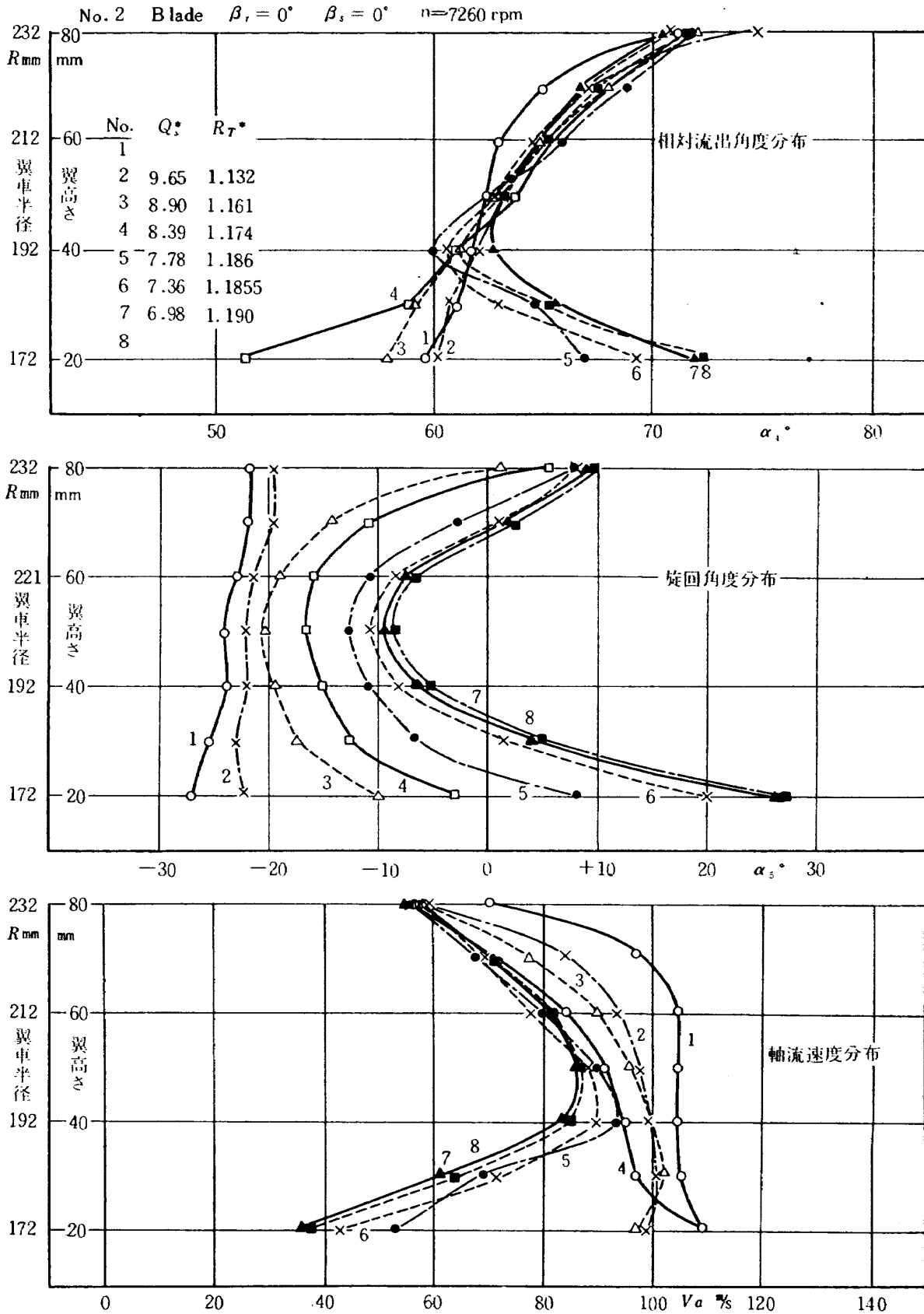
第 27 図 第 1 次 試 験



第 28 図 第 1 次 試 験

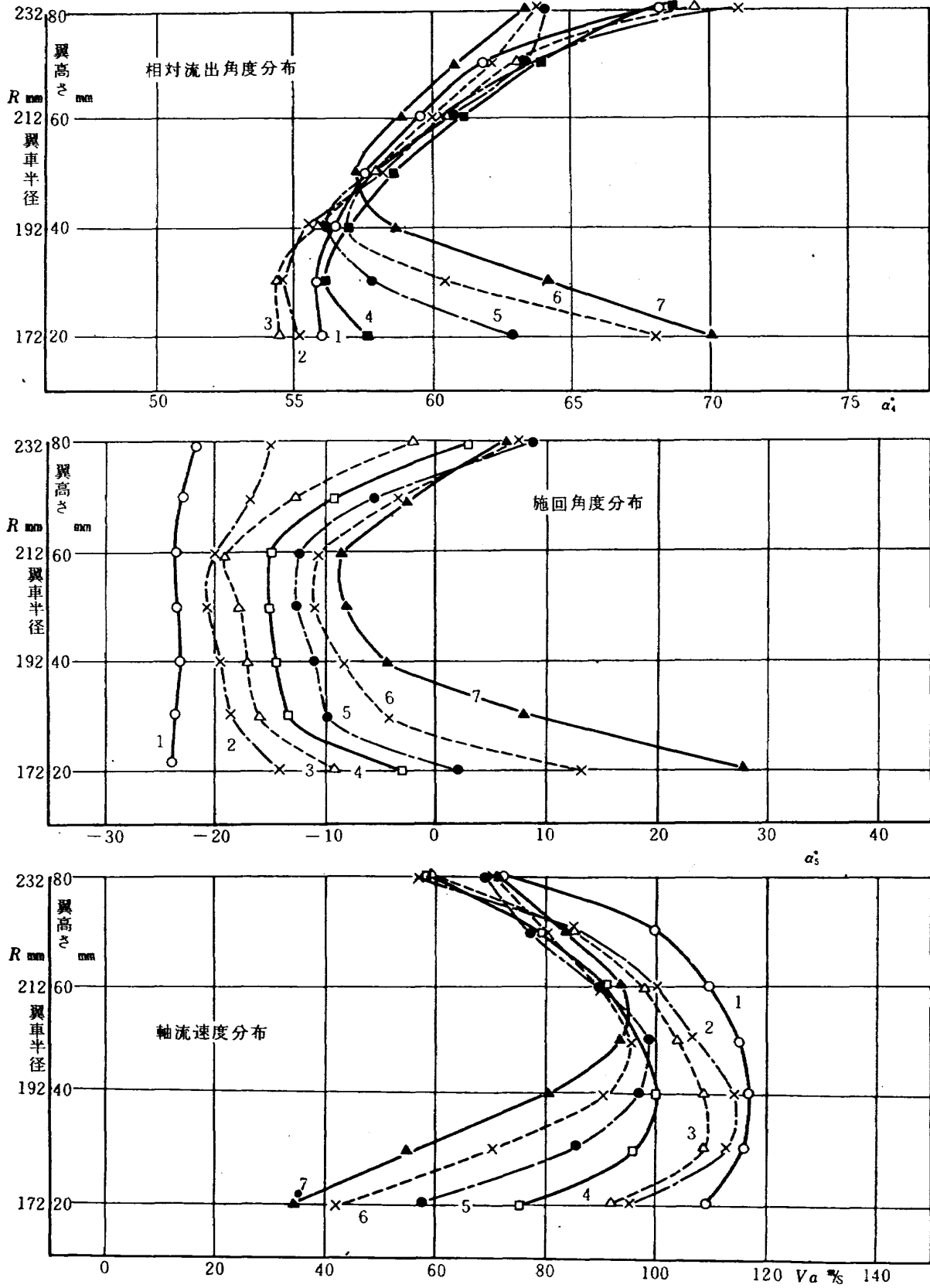


第 29 図 第 1 次 試 験



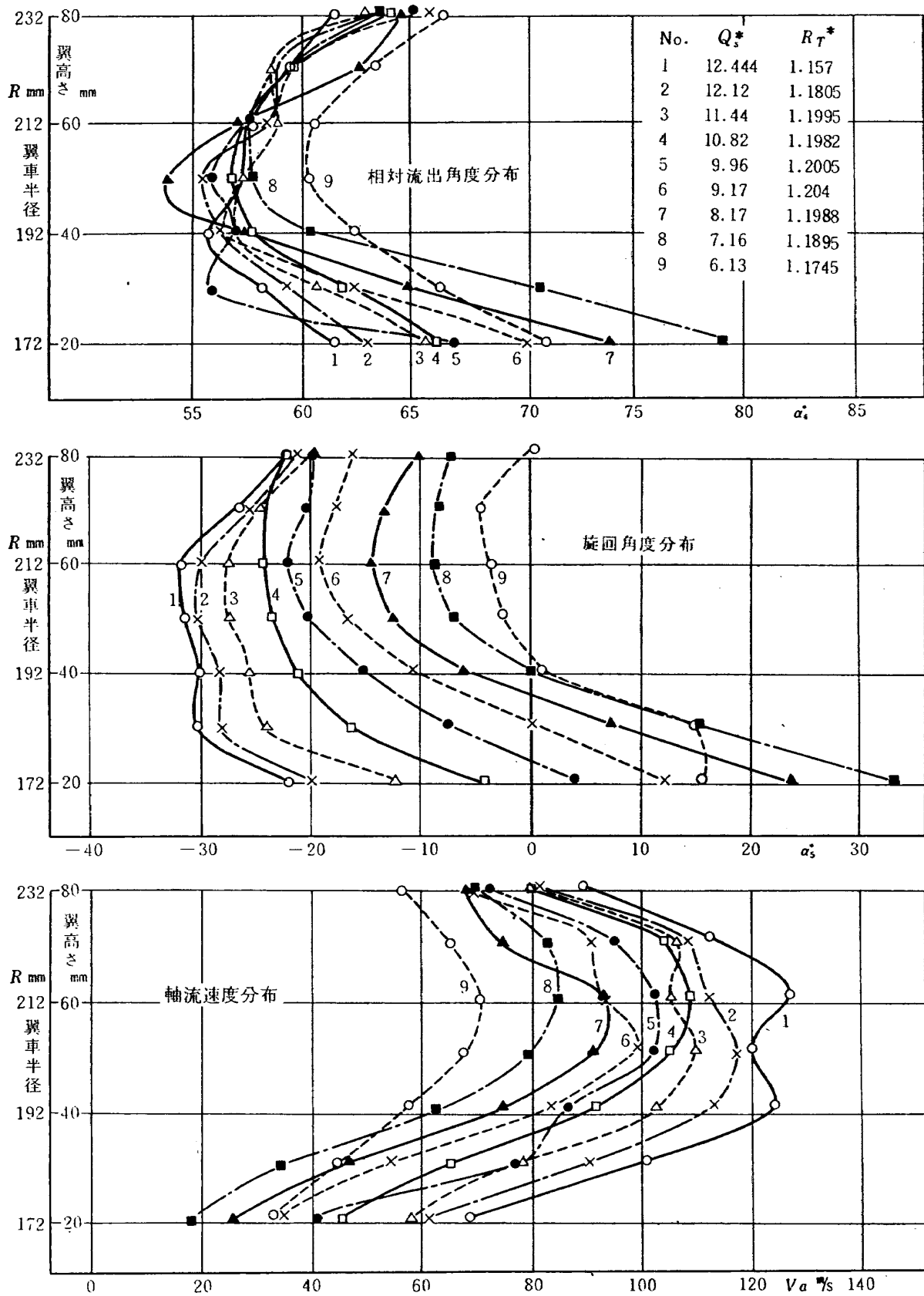
第 30 図 第 2 次 試 験

No. 2 Blade $\beta_r = +5^\circ$ $\beta_s = 0^\circ$ $n = 6265$ rpm



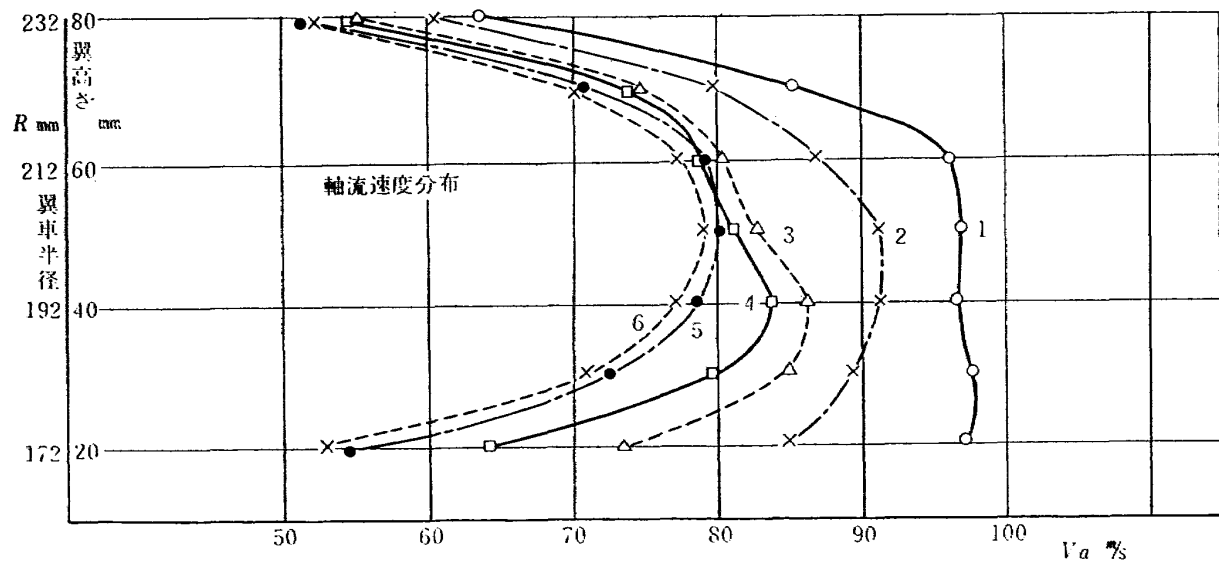
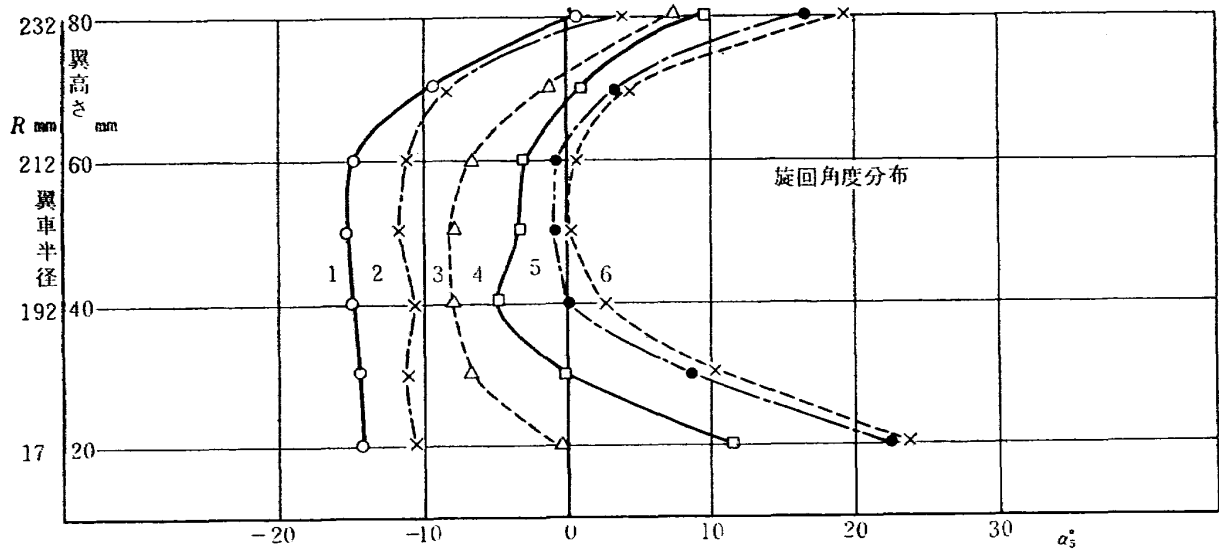
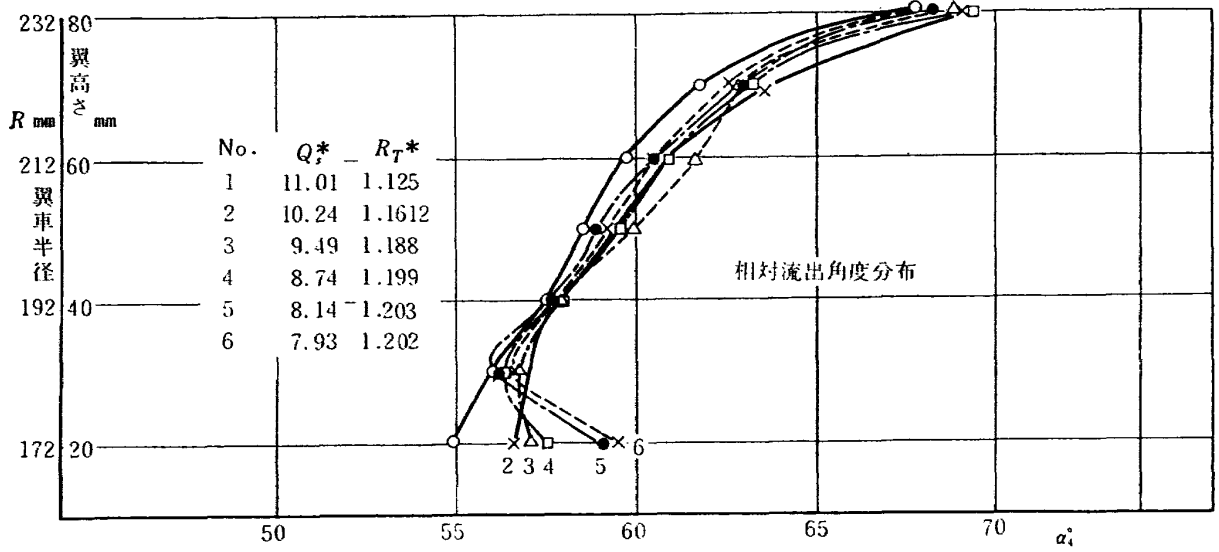
第 31 図 第 2 次 試 験

No. 2 Blade $\beta_r = +5^\circ$ $\beta_t = +10^\circ$ $n = 5500 \text{rpm}$



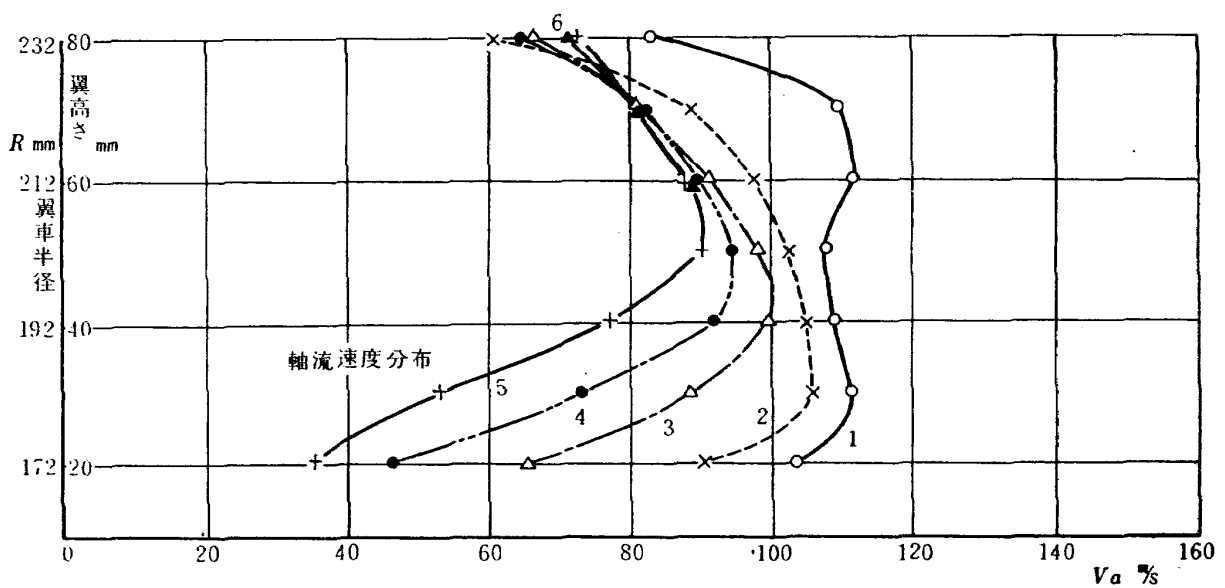
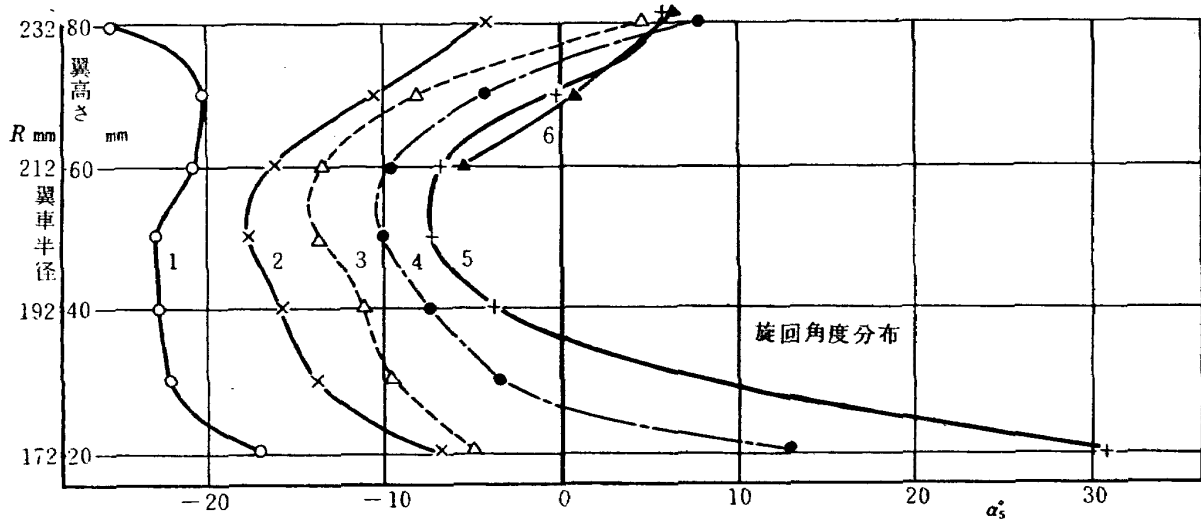
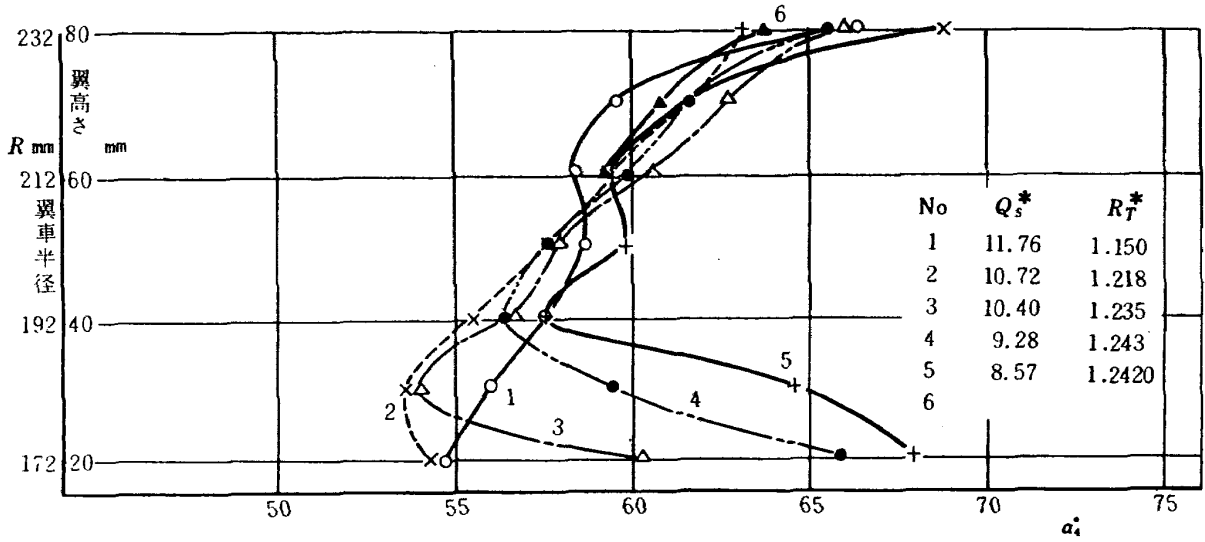
第 32 図 第 2 次 試 験

No. 2 Blade $\beta_r = +5^\circ$ $\beta_s = -10^\circ$ $n = 6270 \text{ rpm}$



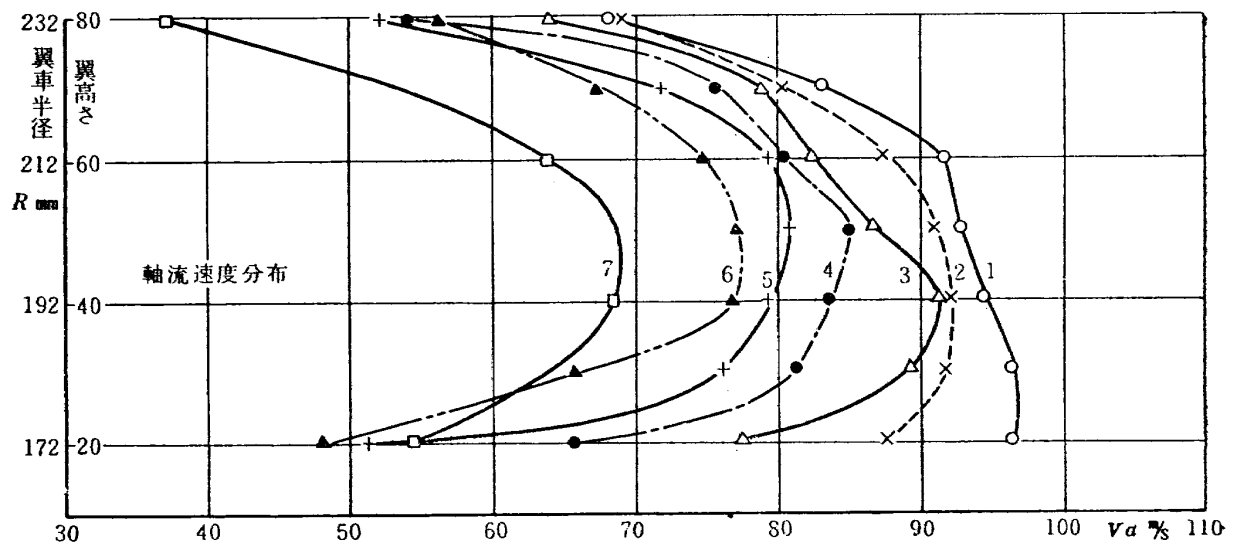
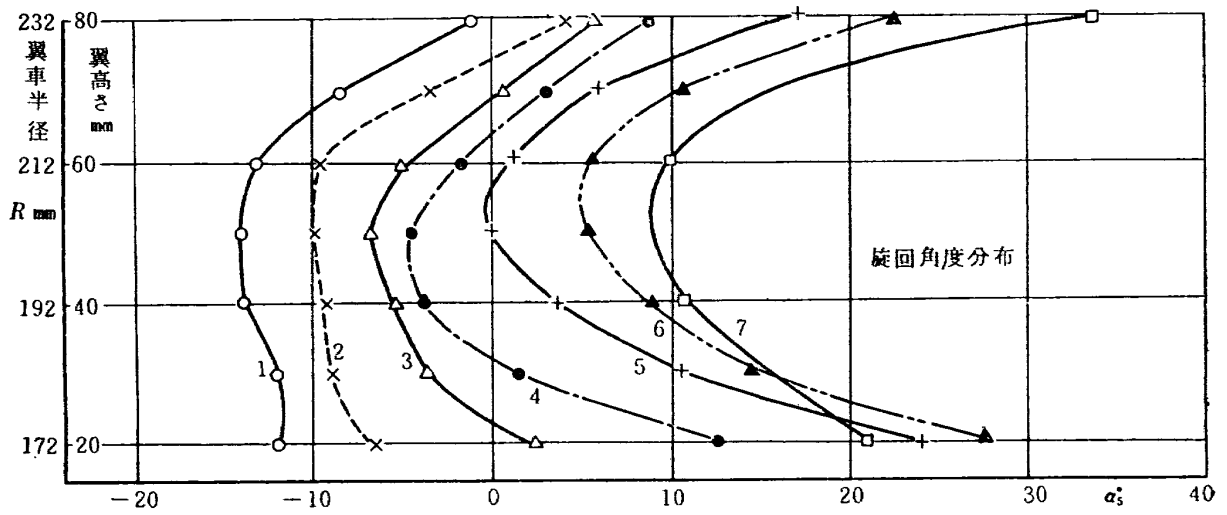
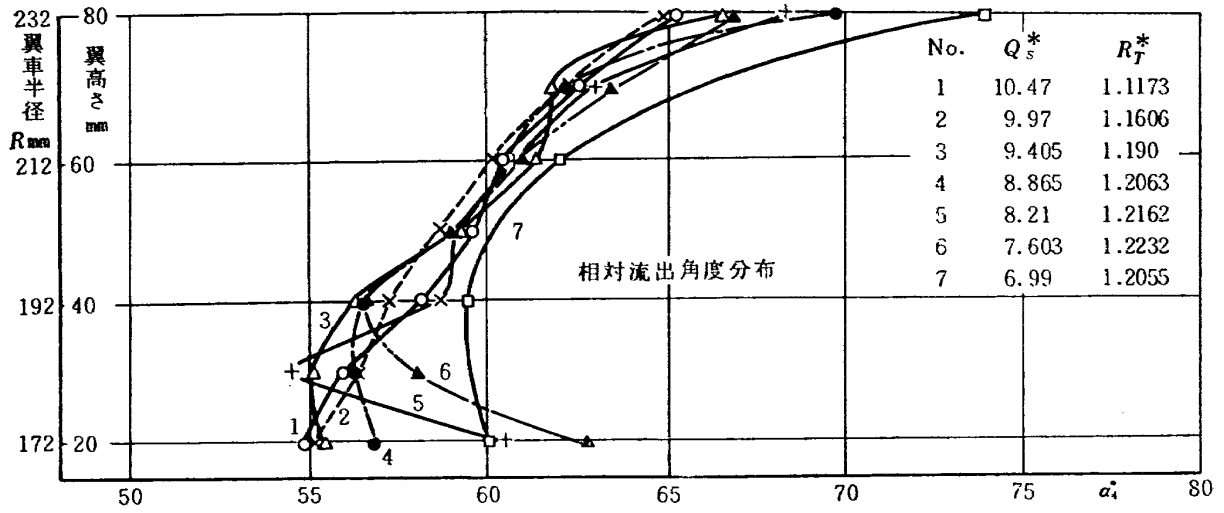
第 33 図 第 2 次 試 験

No. 1 Blade 動翼30枚 $\beta_r = +5^\circ$ $\beta_s = 0^\circ$ $n = 6300\text{rpm}$



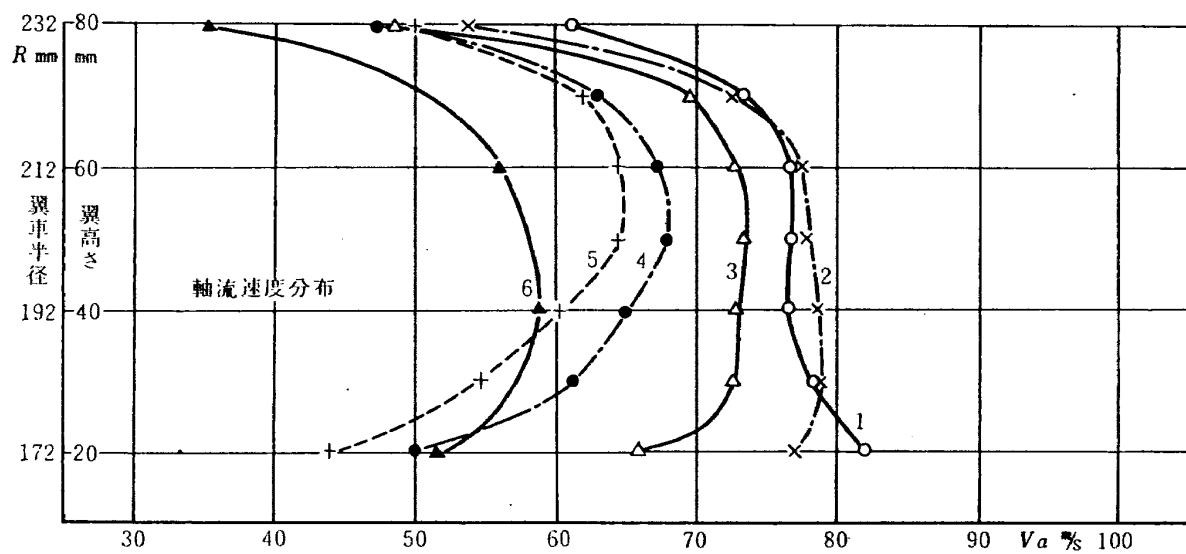
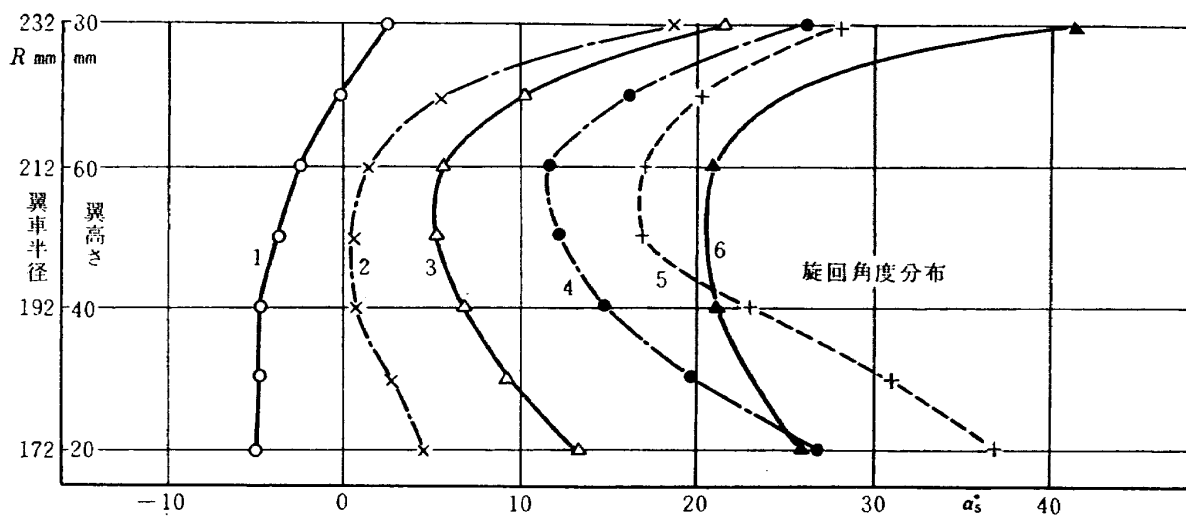
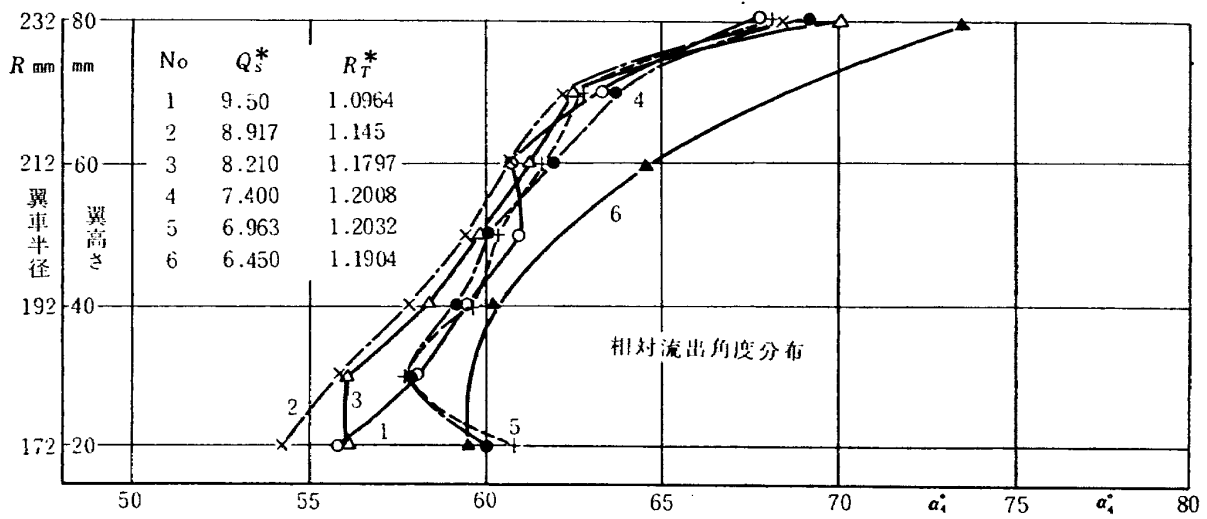
第 34 図 第 3 次 試 験

No.1 Blade 動翼30枚, $\beta_r = +5^\circ$ $\beta_s = -10^\circ$ $n = 6300$ rpm



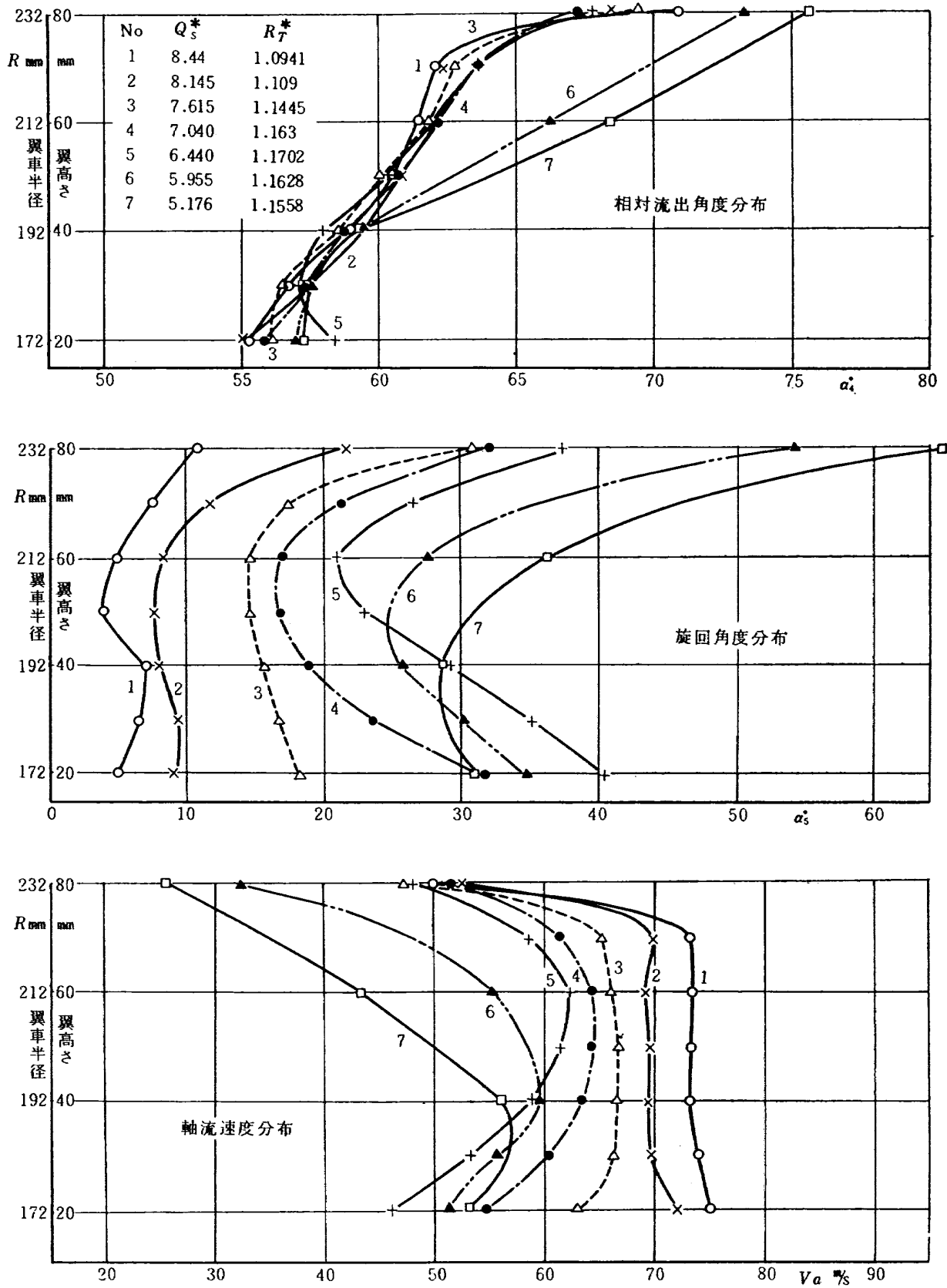
第35図 第3次試験

No. 1 Blade 動翼30枚 $\beta_r = +5^\circ$ $\beta_s = -20^\circ$ $n = 6300\text{rpm}$



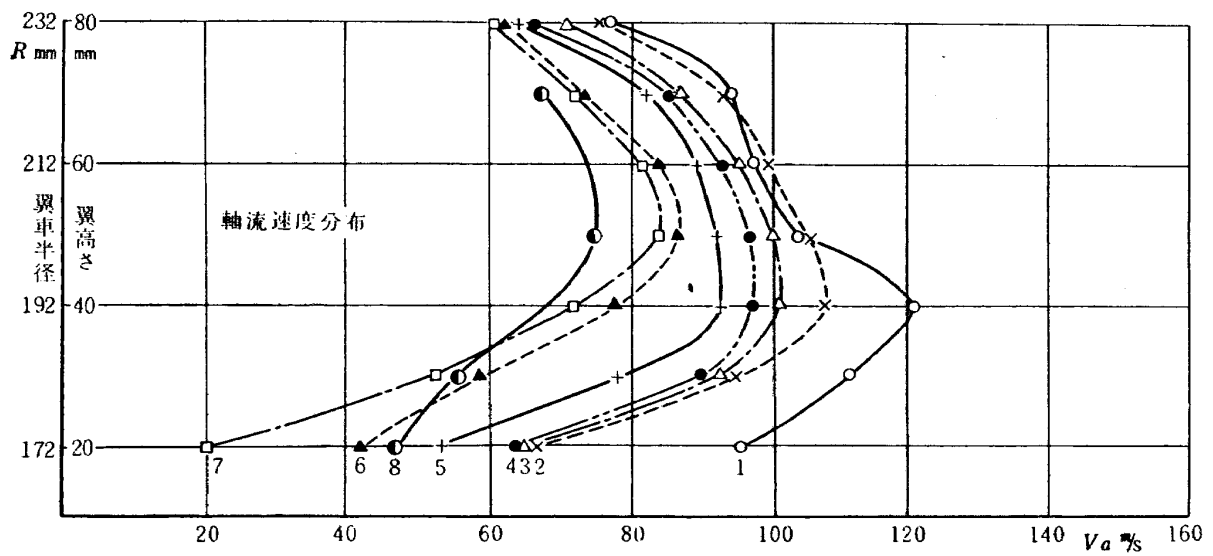
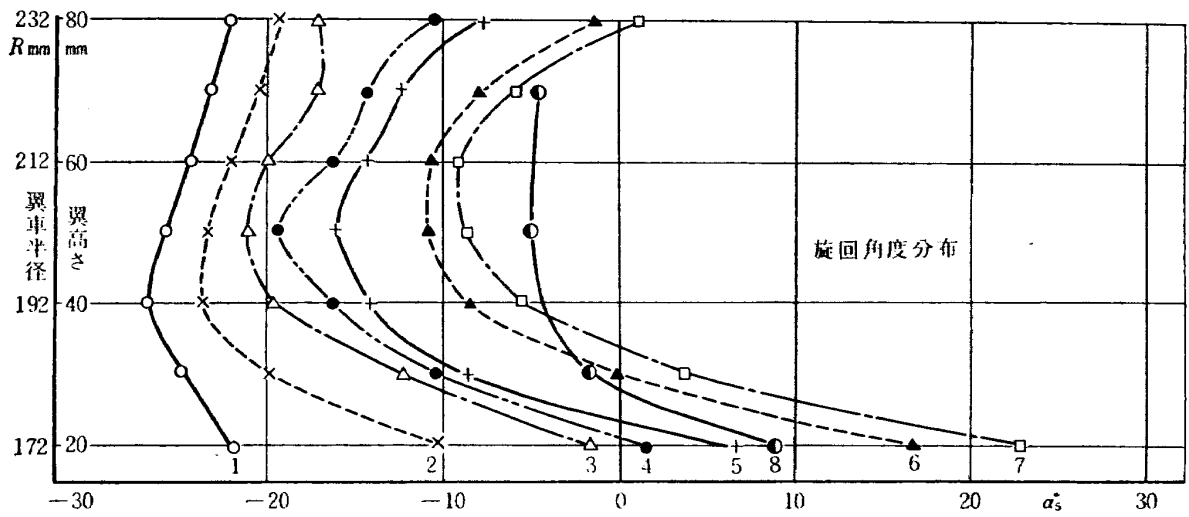
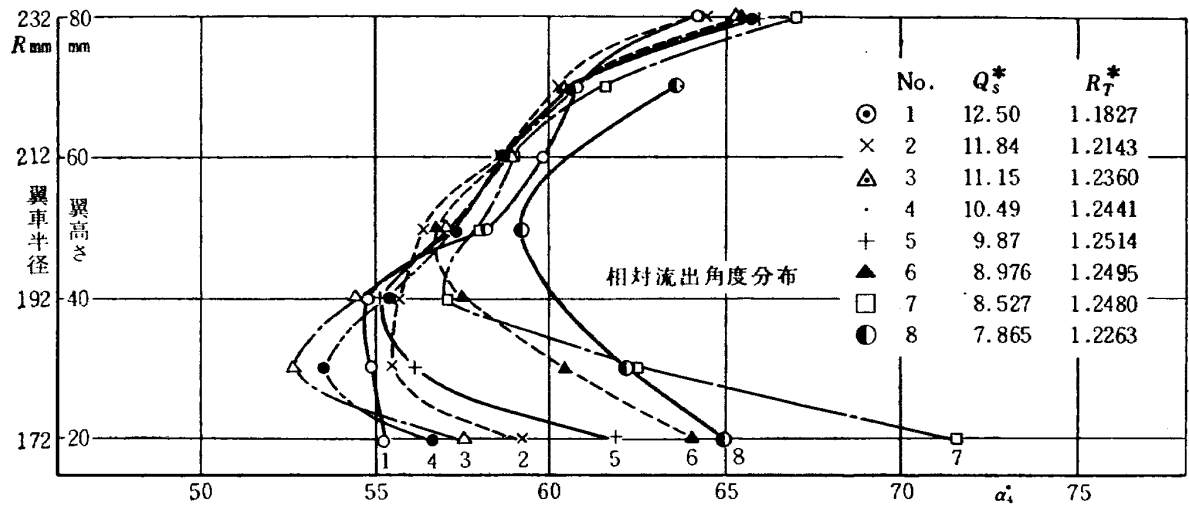
第36図 第3次試験

No. 1 Blade 動翼30枚 $\beta_r = +5^\circ$ $\beta_s = -30^\circ$ $n = 6345 \text{ rpm}$



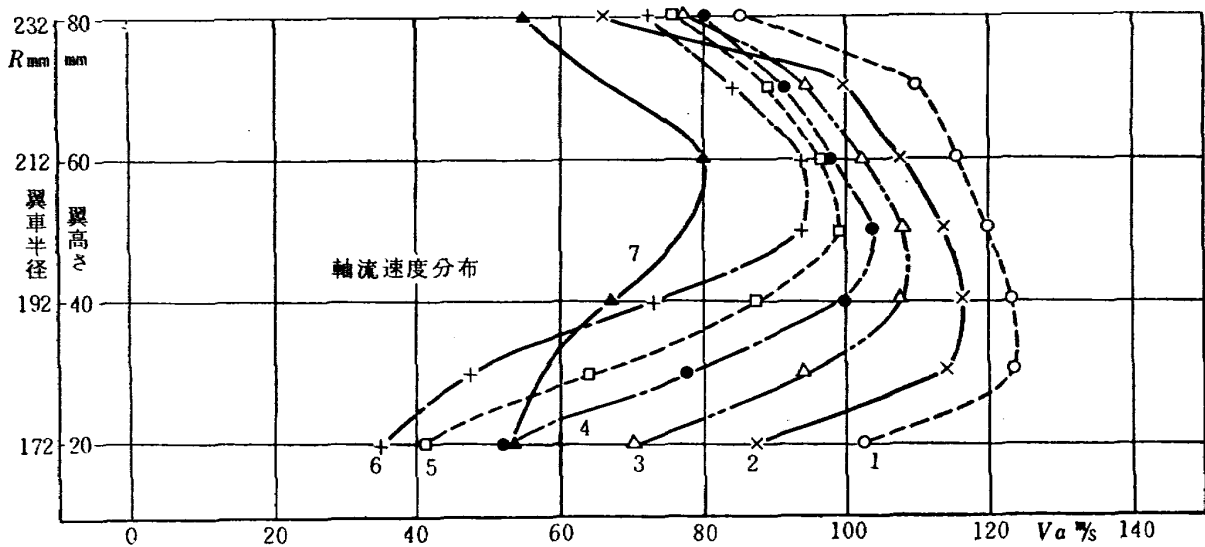
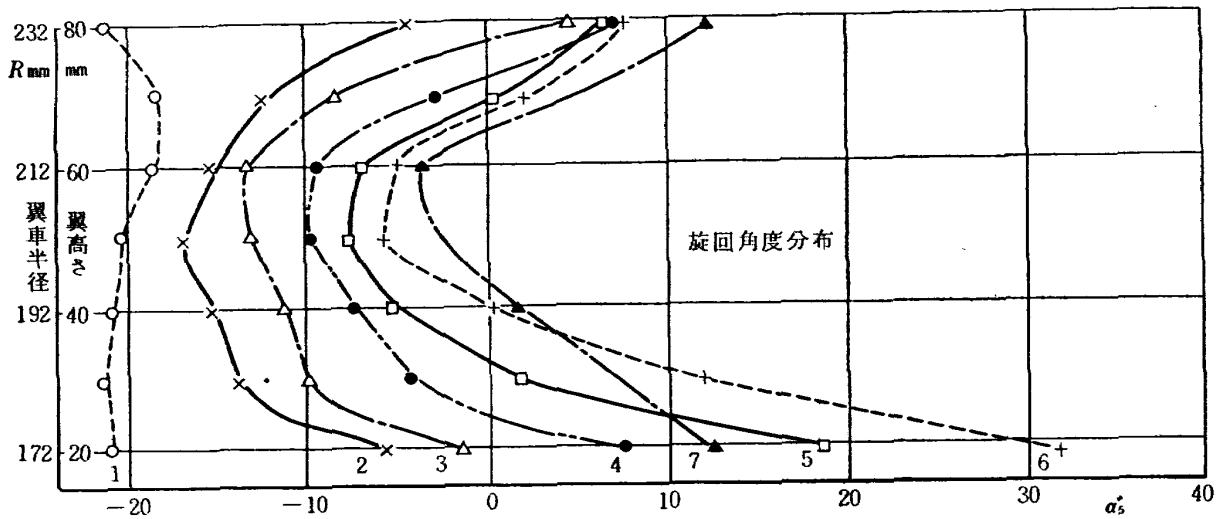
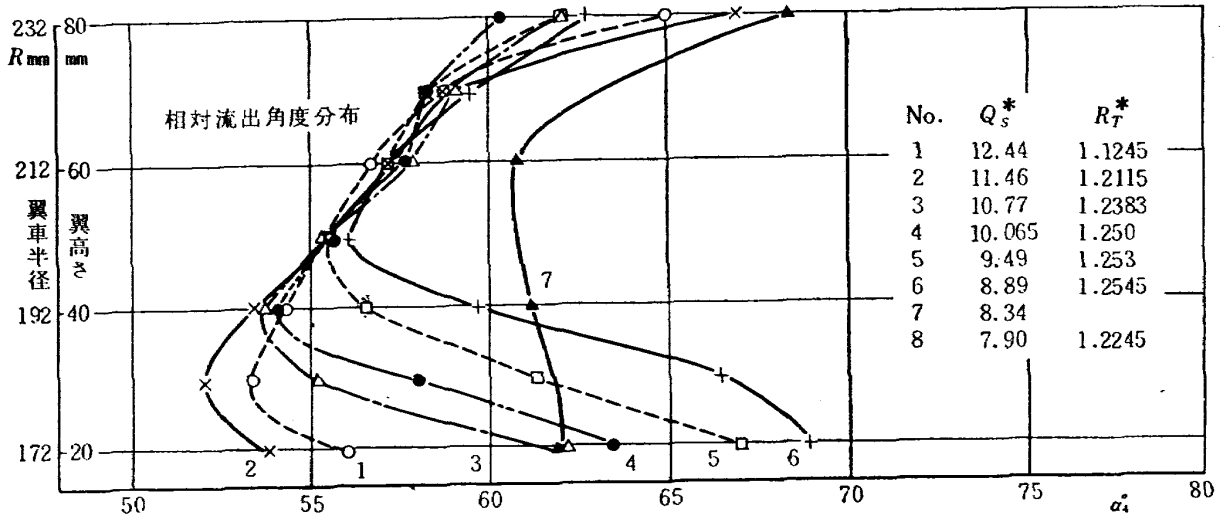
第 37 図 第 3 次 試 験

No. 1 Blade 動翼30枚 $\beta_r = +5^\circ$ $\beta_s = +5^\circ$ $n = 5550$ rpm



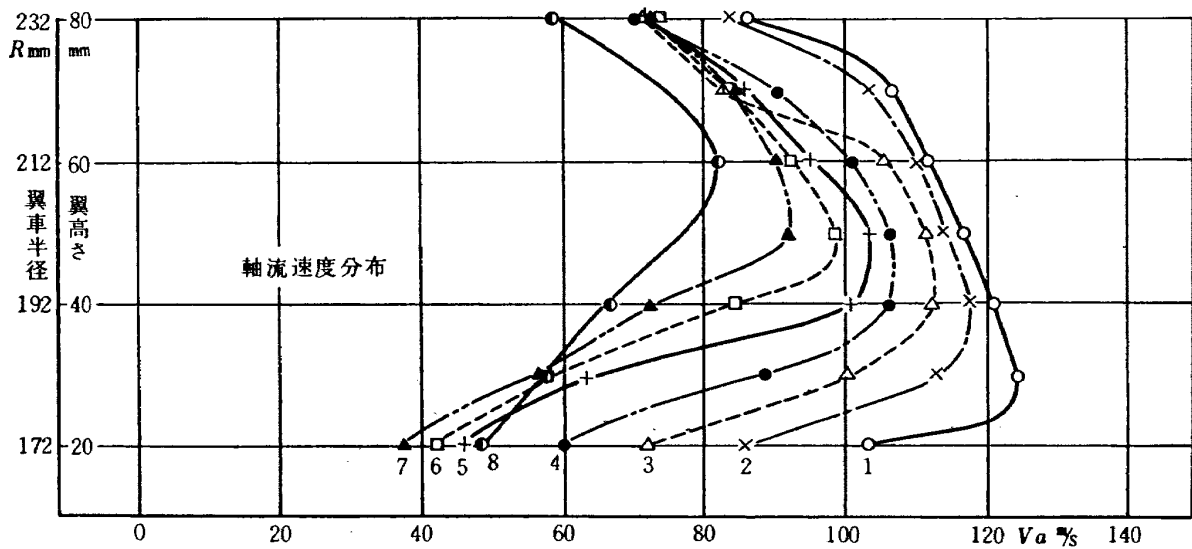
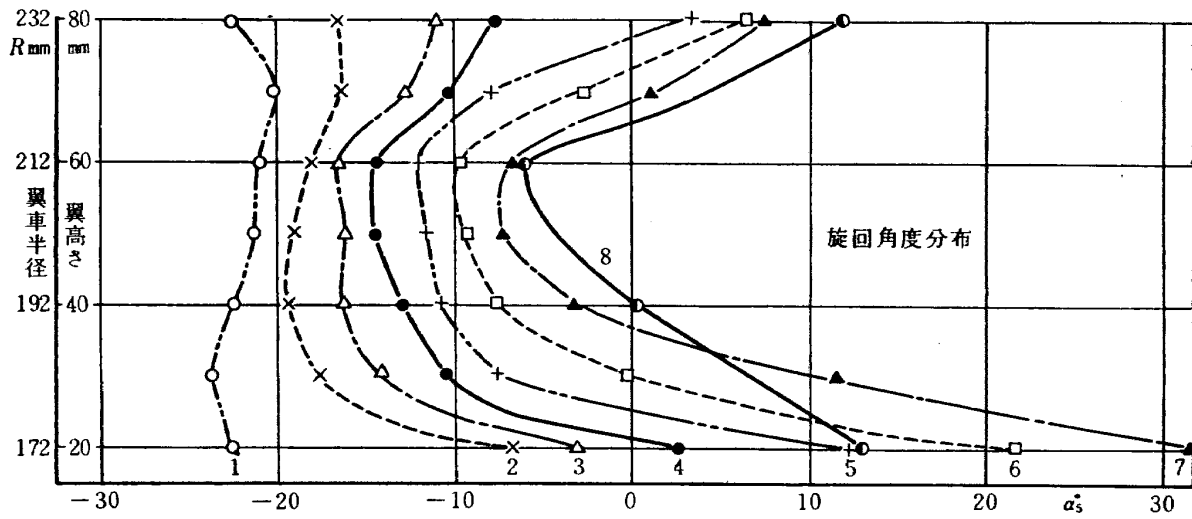
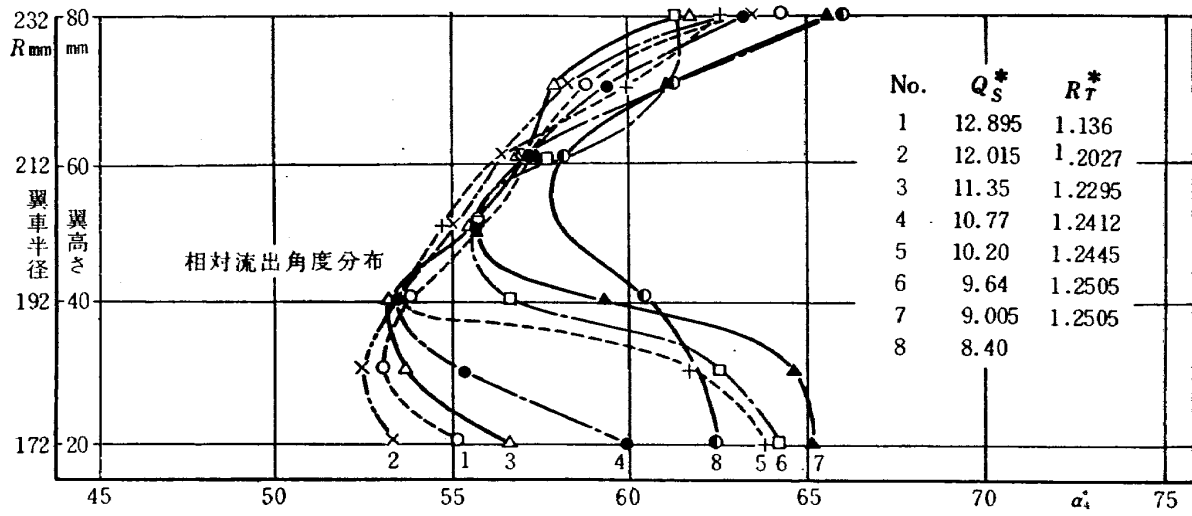
第38図 第3次試験

No.1 Blade 動翼30枚 $\beta_{r1} = +5^\circ$ $\beta_{r2} = +7^\circ$ $\beta_i = 0^\circ$ $n = 6240 \text{rpm}$



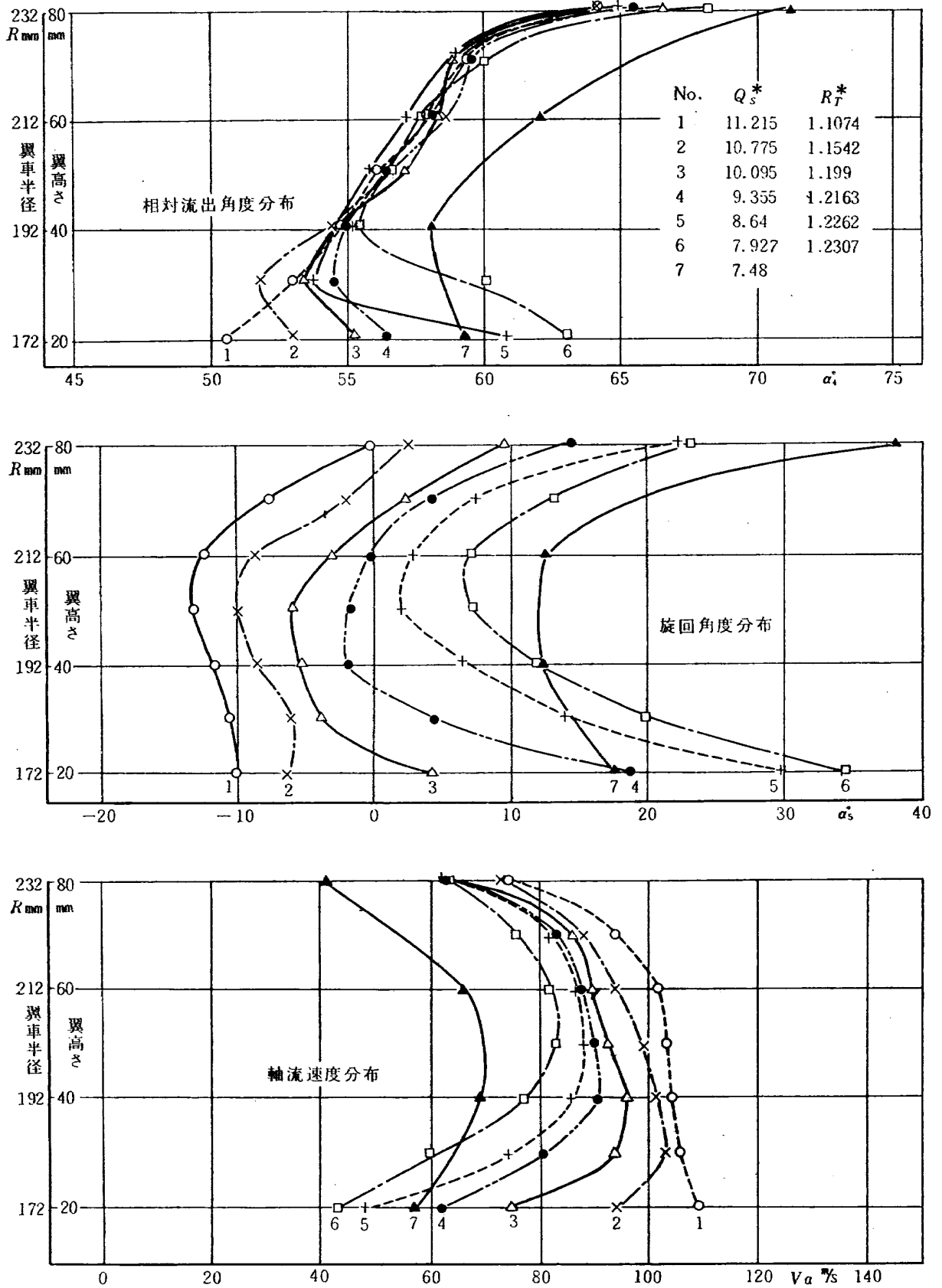
第 39 図 第 3 次 試 験

No. 1 Blade 動翼30枚 $\beta_{r,1} = +5^\circ$ $\beta_{r,2} = +7^\circ$ $\beta_{s,1} = +5^\circ$ $\beta_{s,2} = 0$ $n = 6020$ rpm



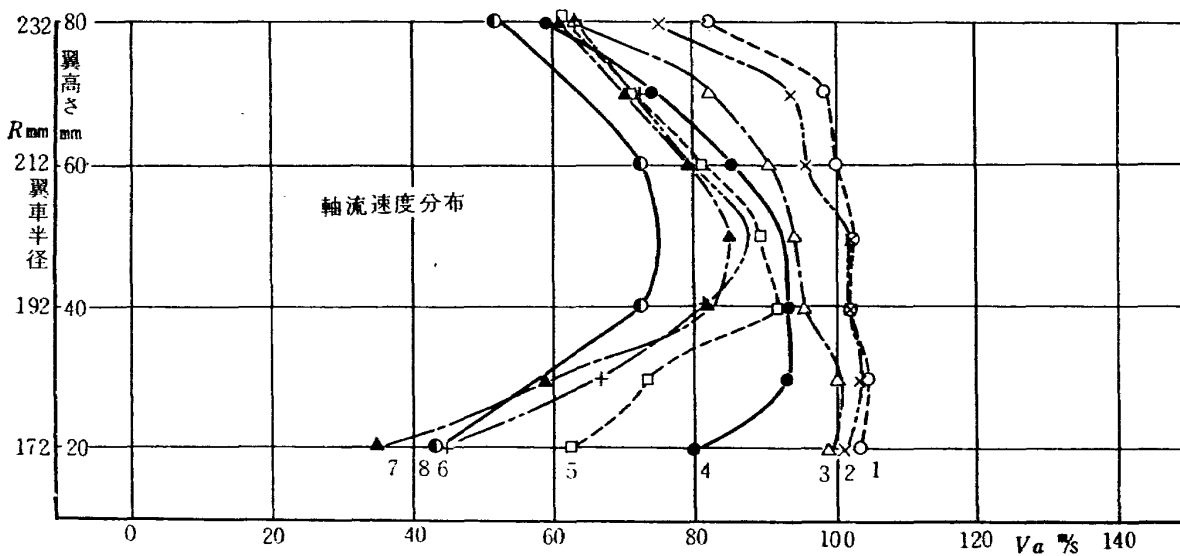
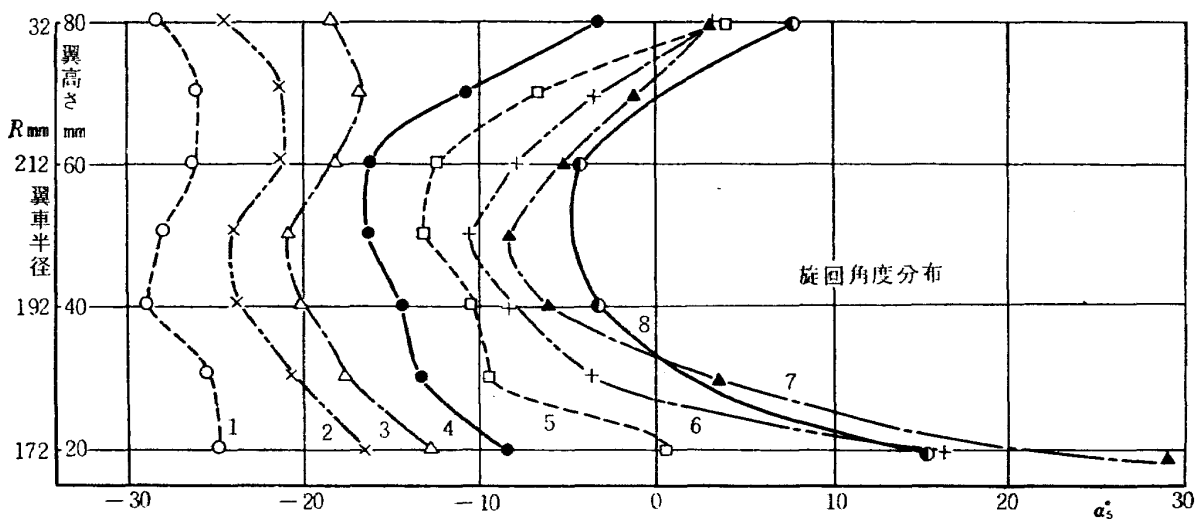
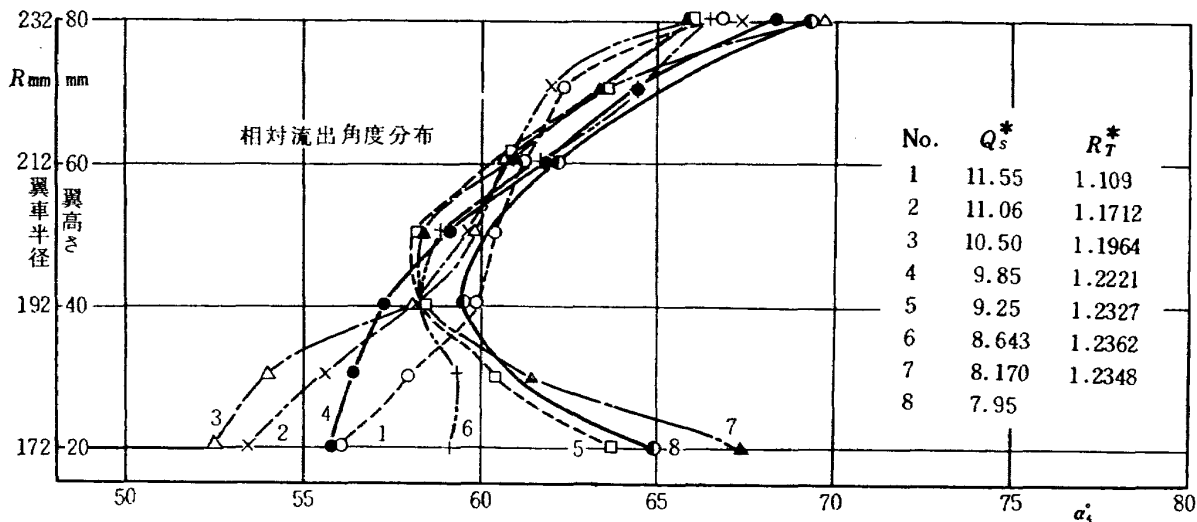
第40図 第3次試験

No. 1 Blade 動翼30枚 $\beta_{r1} = +5^\circ$ $\beta_{r2} = +7^\circ$ $\beta_{i1} \beta_{i2} = -10^\circ$ $n = 6330$ rpm



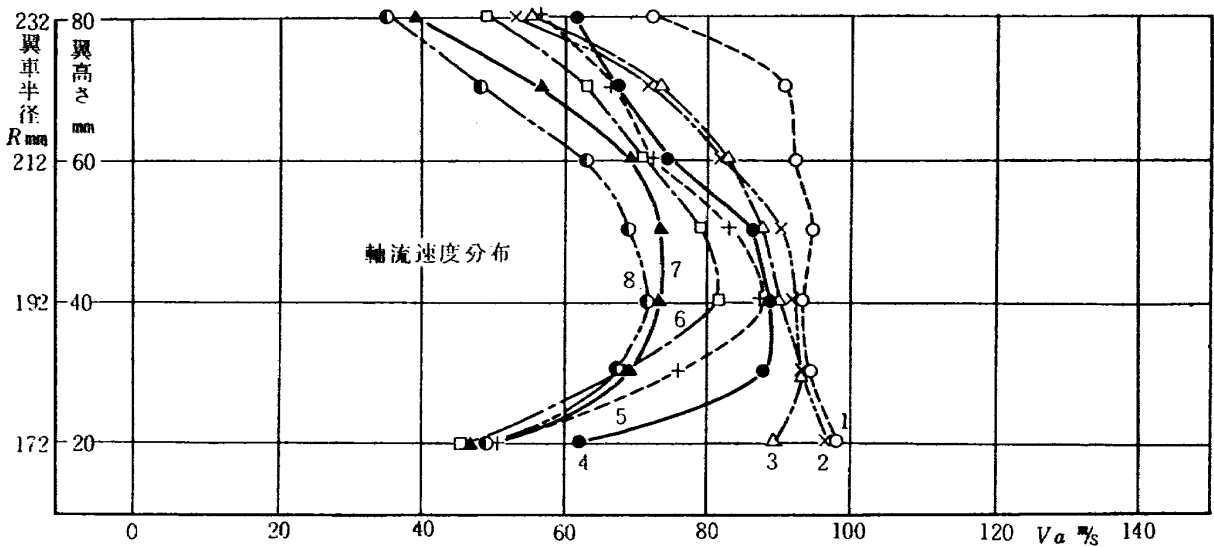
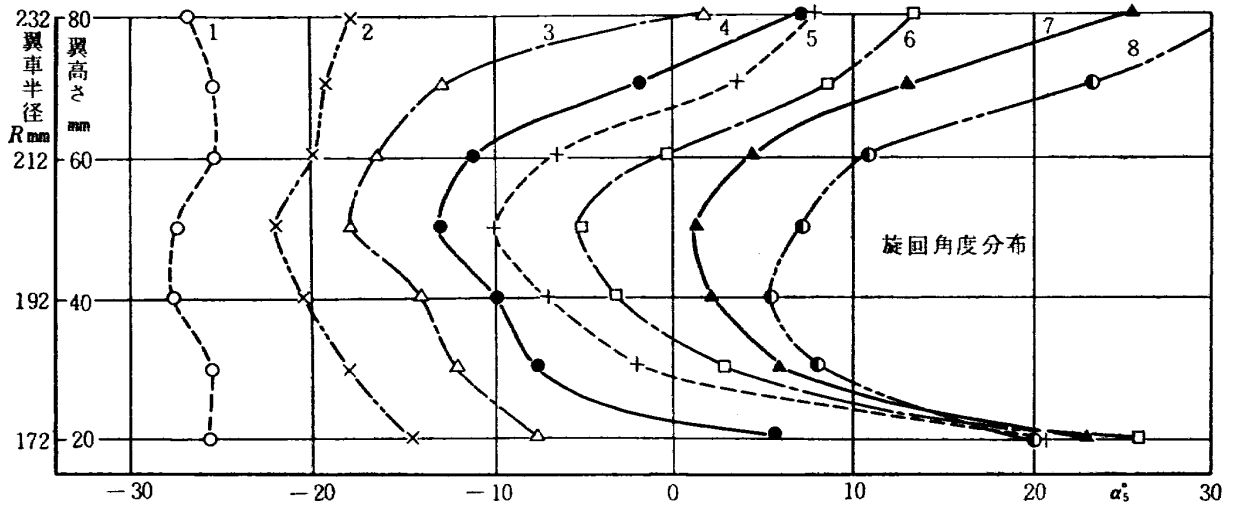
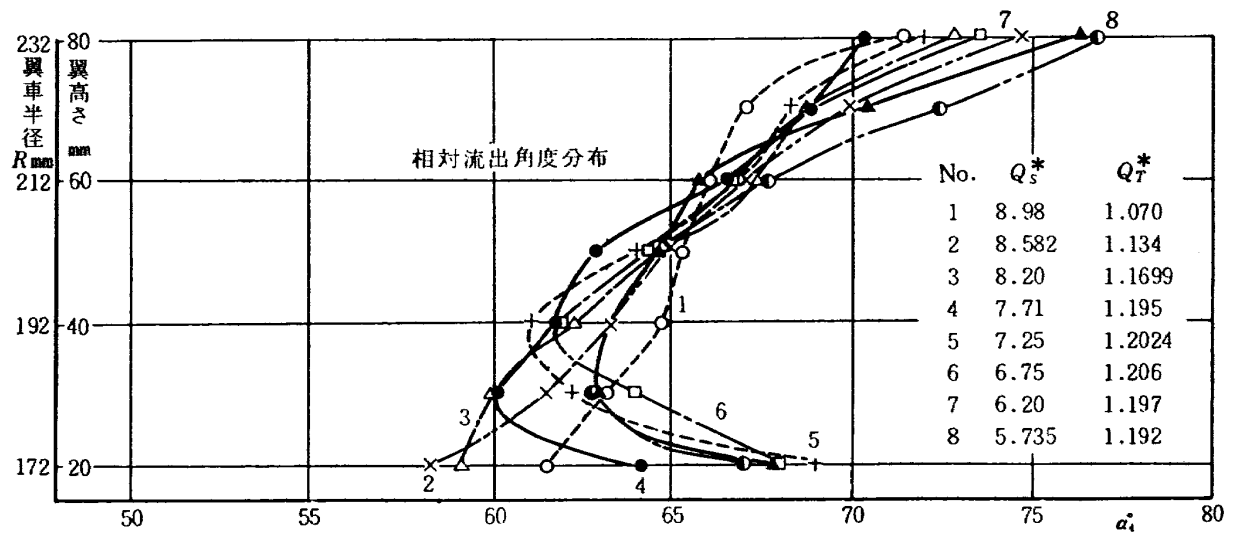
第 41 図 第 3 次 試 験

No.1 Blade 動翼30枚 $\beta_{r1}=+5^\circ$ $\beta_{r2}=+3^\circ$ $\beta_s=0^\circ$ $n=6250\text{rpm}$



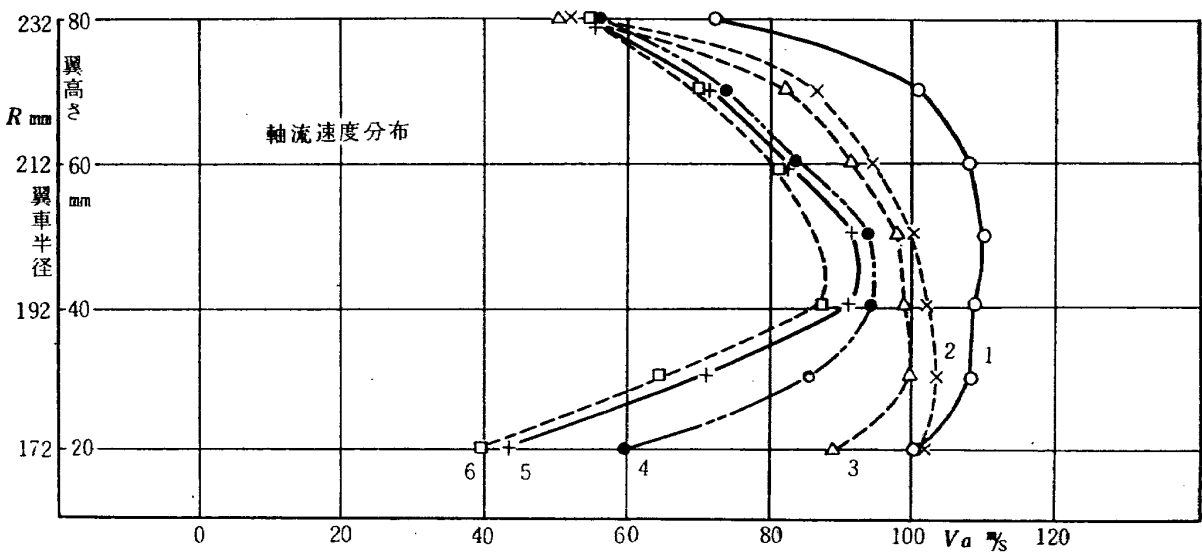
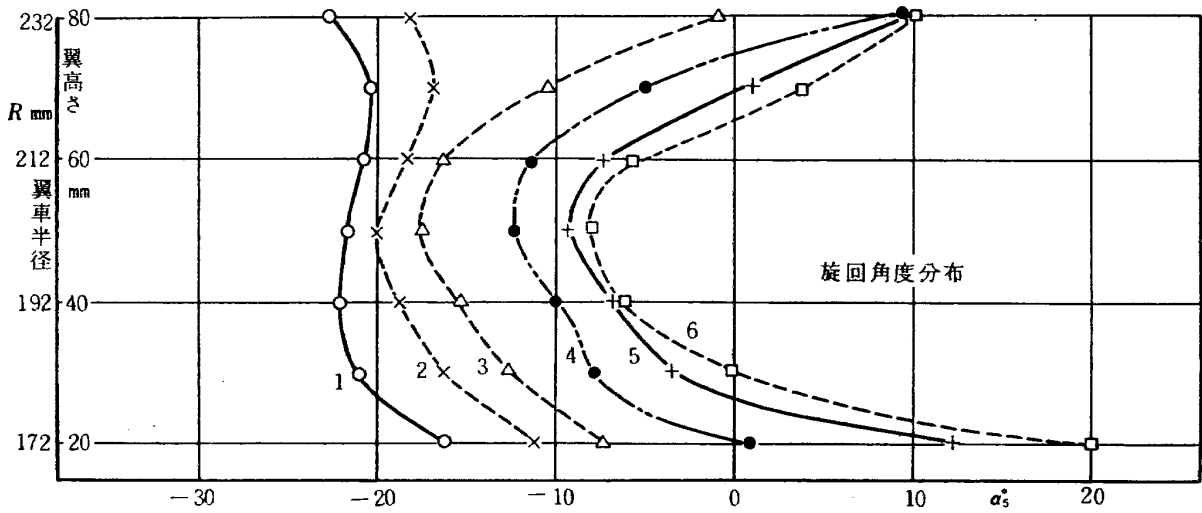
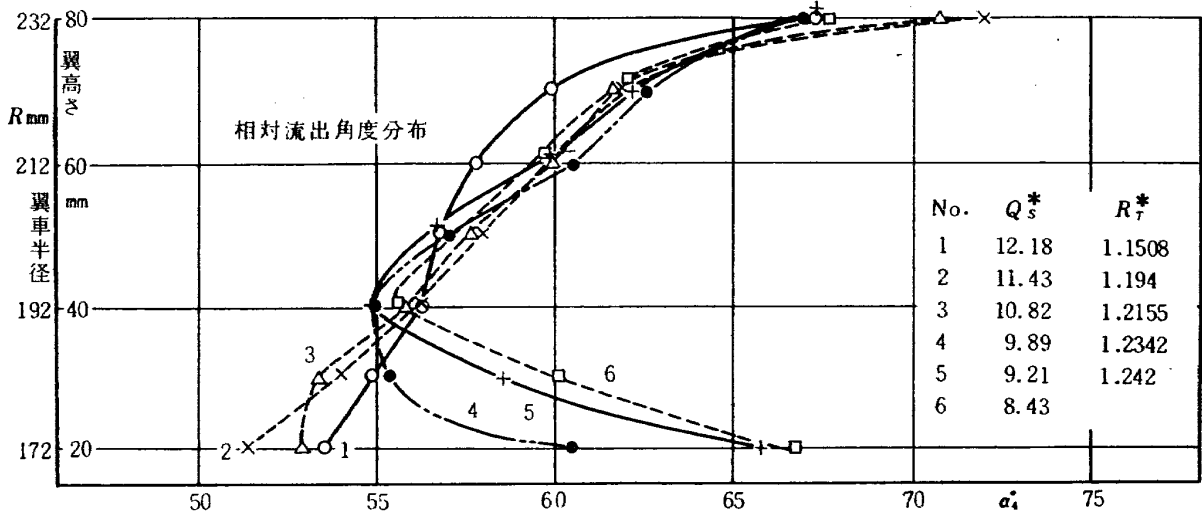
第 42 図 第 3 次 試 験

No. 1 Blade 動翼 30枚 $\beta_{r,1,2} = 0^\circ$ $\beta_{s,1,2} = 0^\circ$ $n = 7335 \text{rpm}$



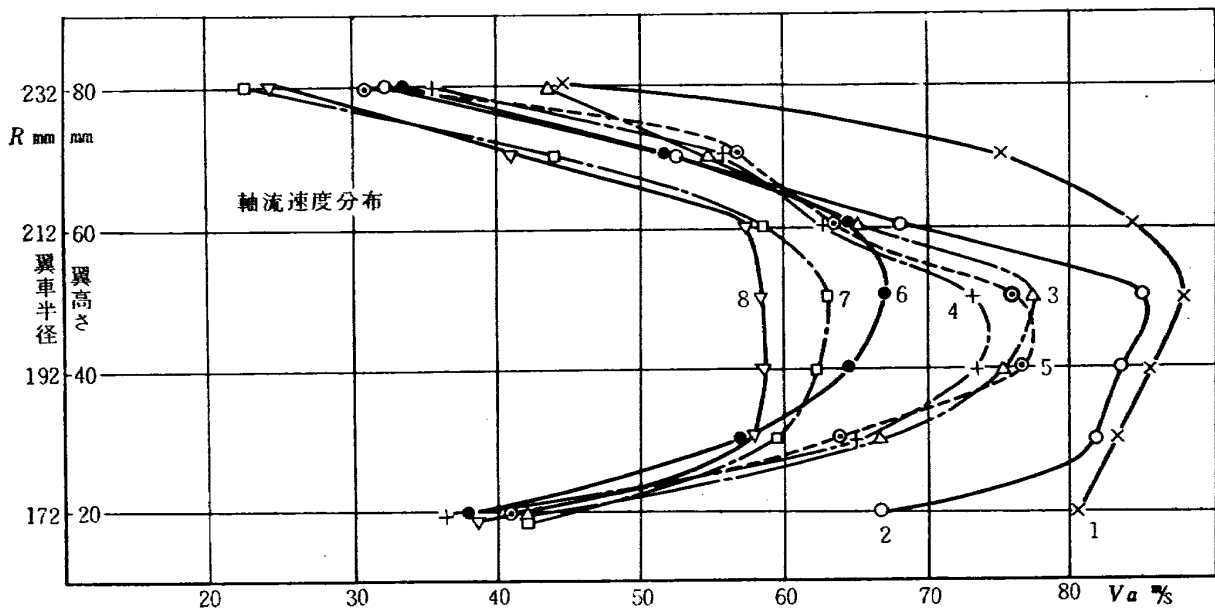
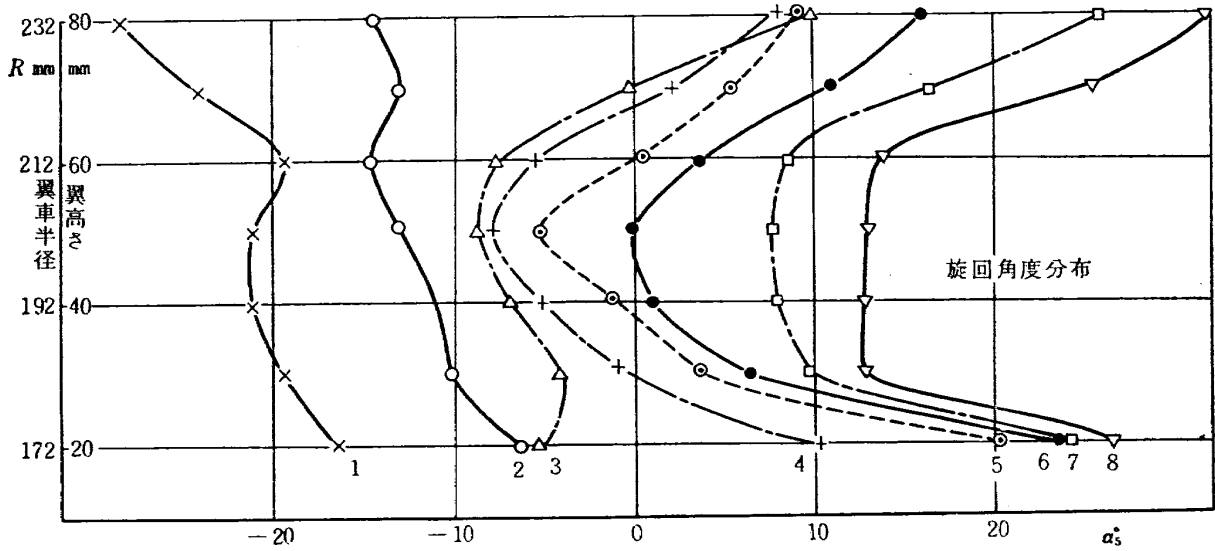
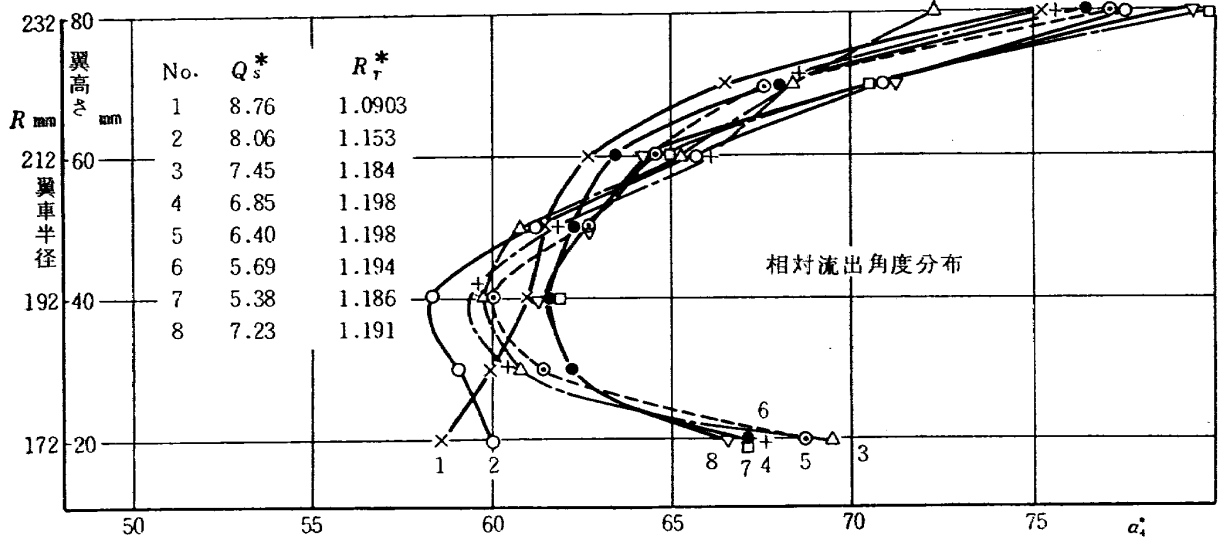
第 43 図 第 3 次 試 験

No. 2 Blade 動翼30枚 $\beta_1 = +5^\circ$ $\beta_2 = 0$ $n = 5850 \text{ rpm}$



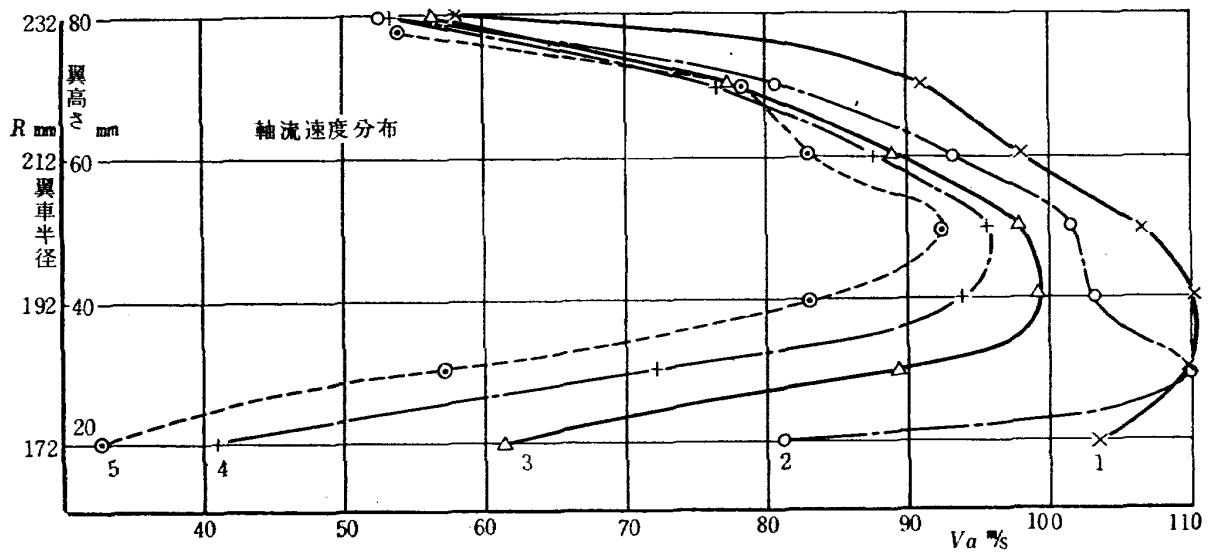
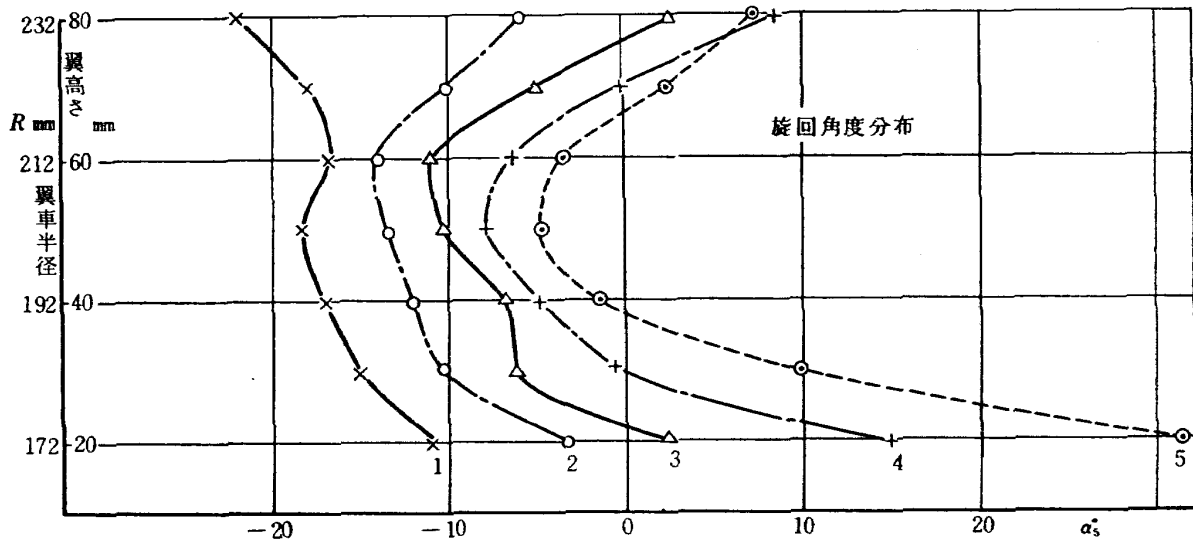
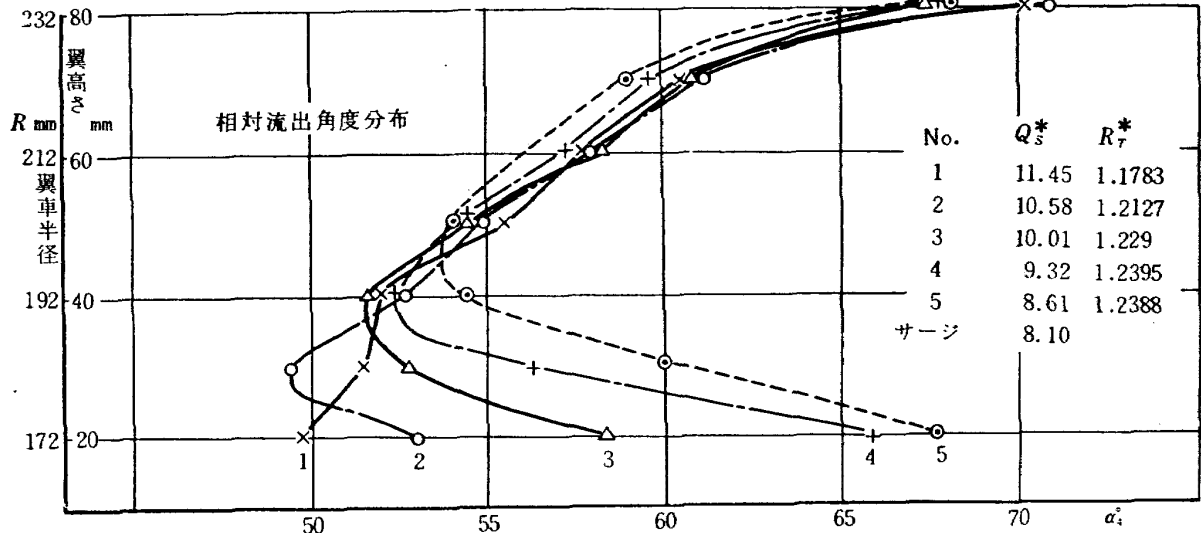
第44図 第3次試験.

No. 3 Blade $\beta_{r,12}=0^\circ$ $\beta_{t,12}=0^\circ$ $n=6000\text{rpm}$



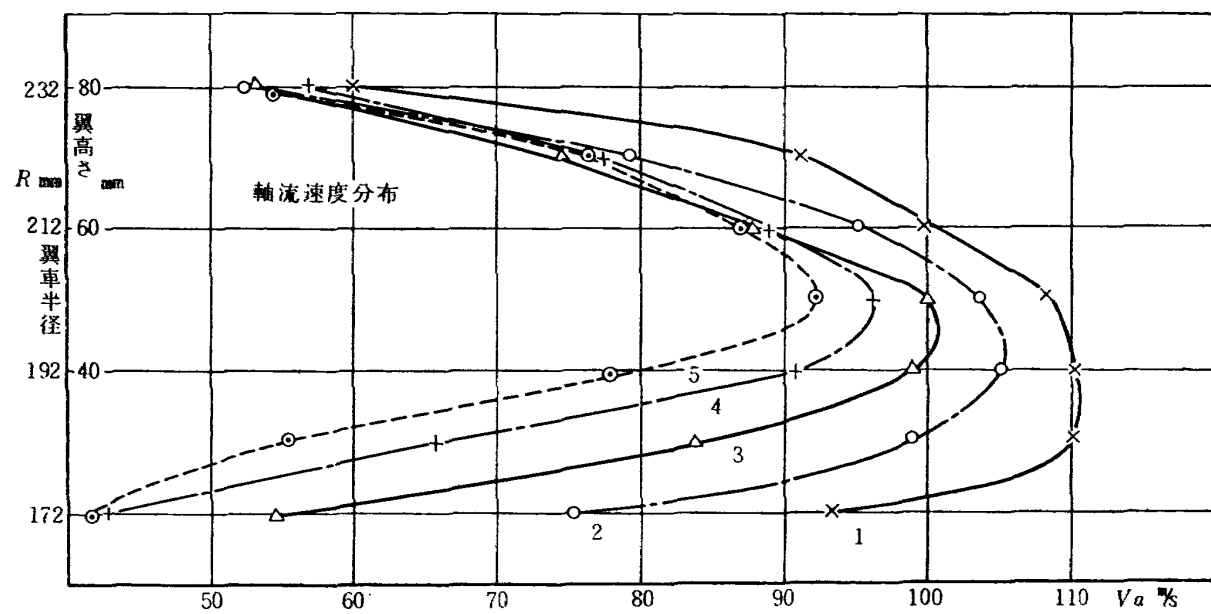
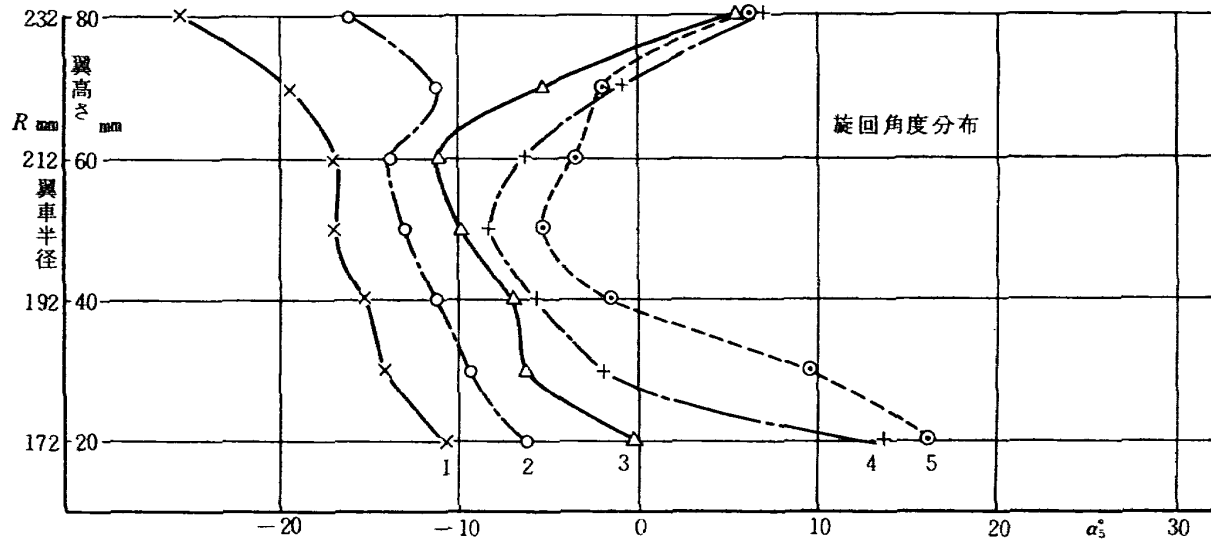
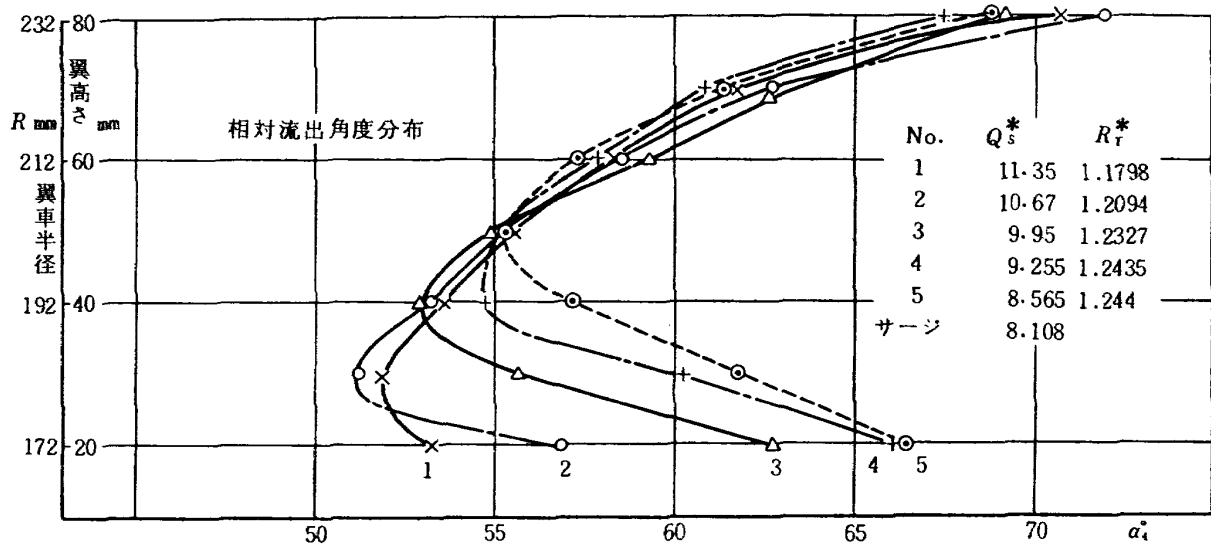
第 45 図 第 4 次 試 験

1段 No.1 Blade 2段 No 3 Blade $\beta_{r,1r} = +5^\circ$ $\beta_{r,1r} = 0^\circ$ $n = 5770$ rpm



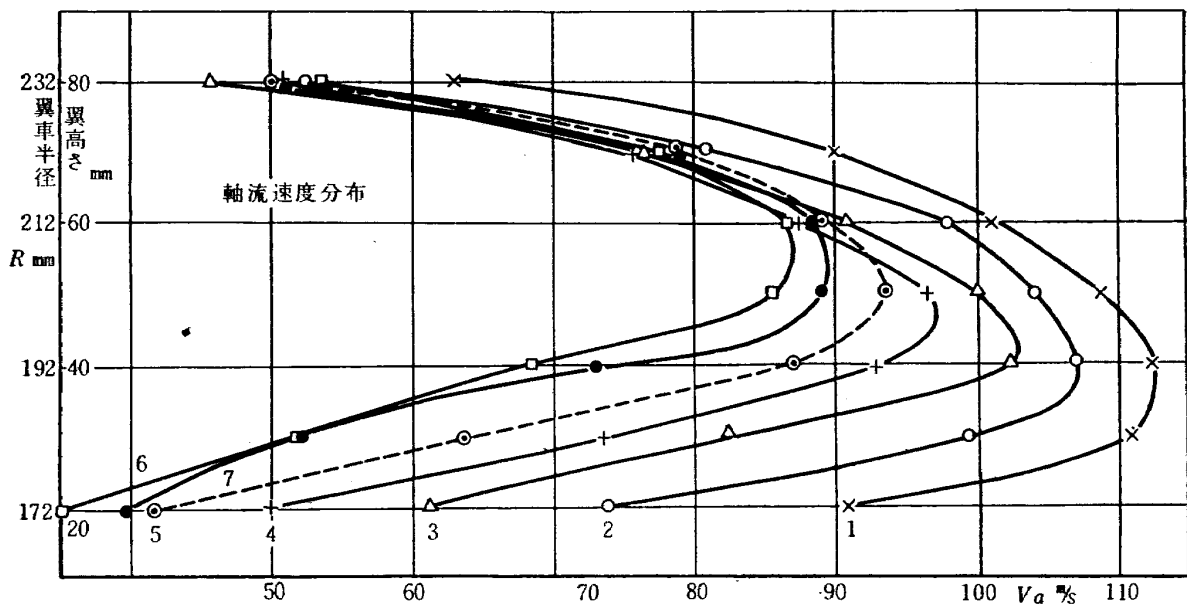
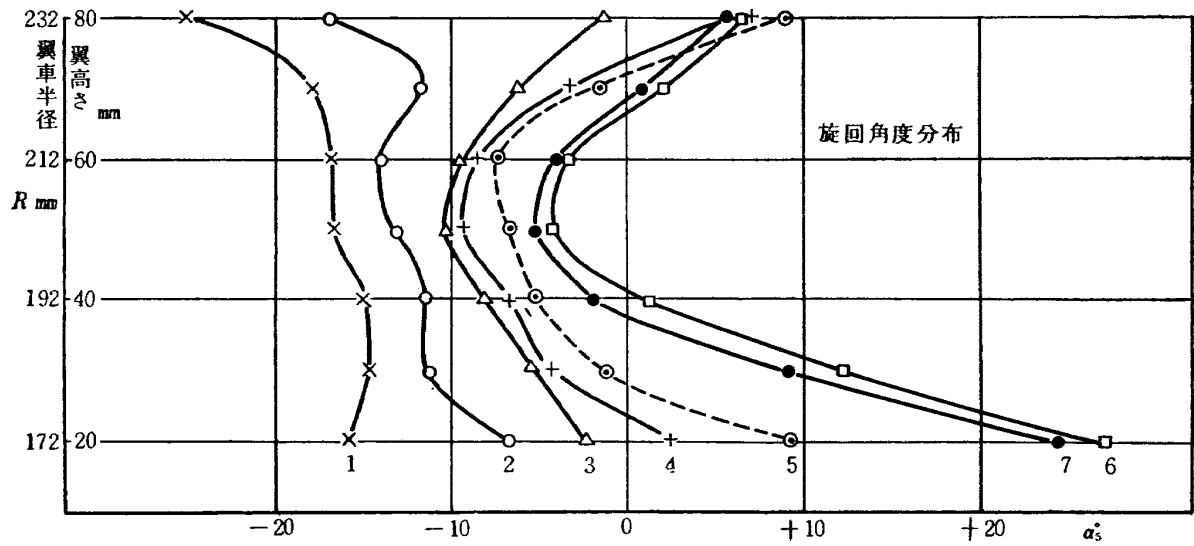
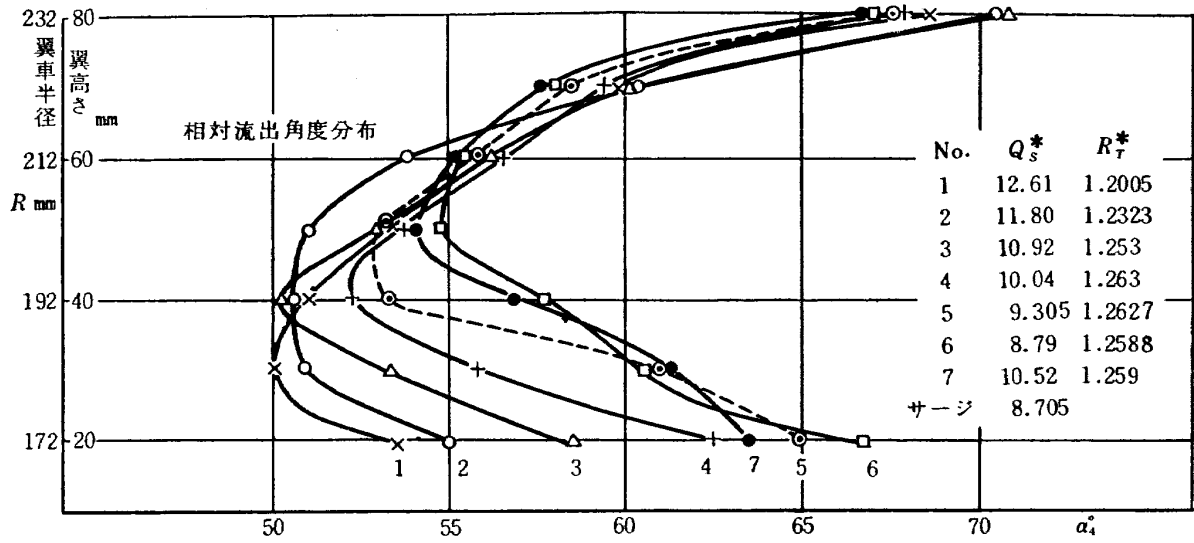
第46図 第4次試験

No. 3 Blade $\beta_{r,1,2} = +5^\circ$ $\beta_{i,1,2} = 0^\circ$ $n = 5925 \text{ rpm}$



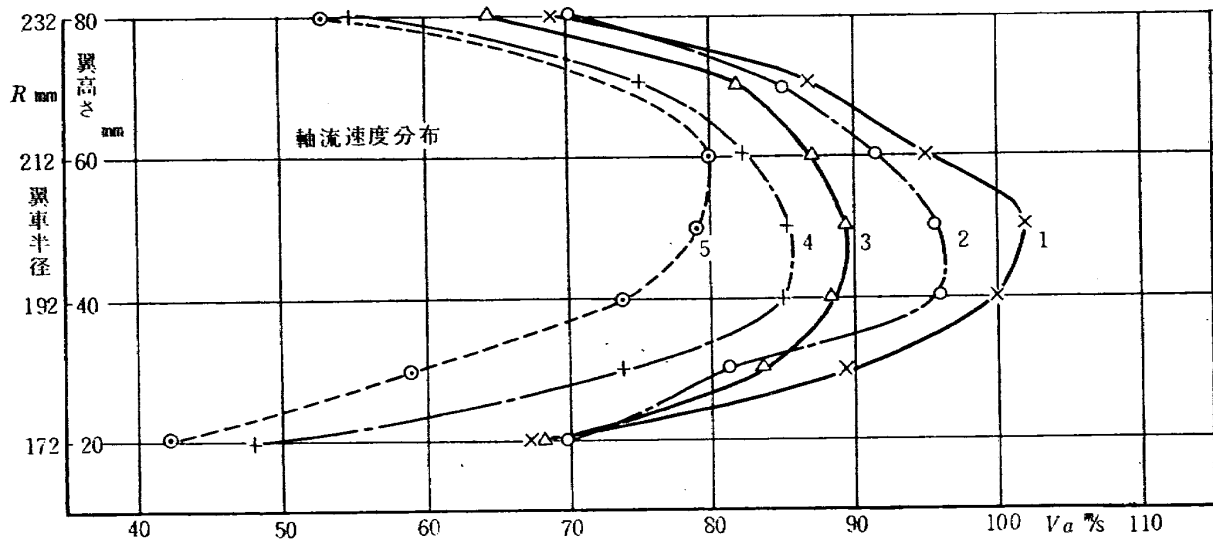
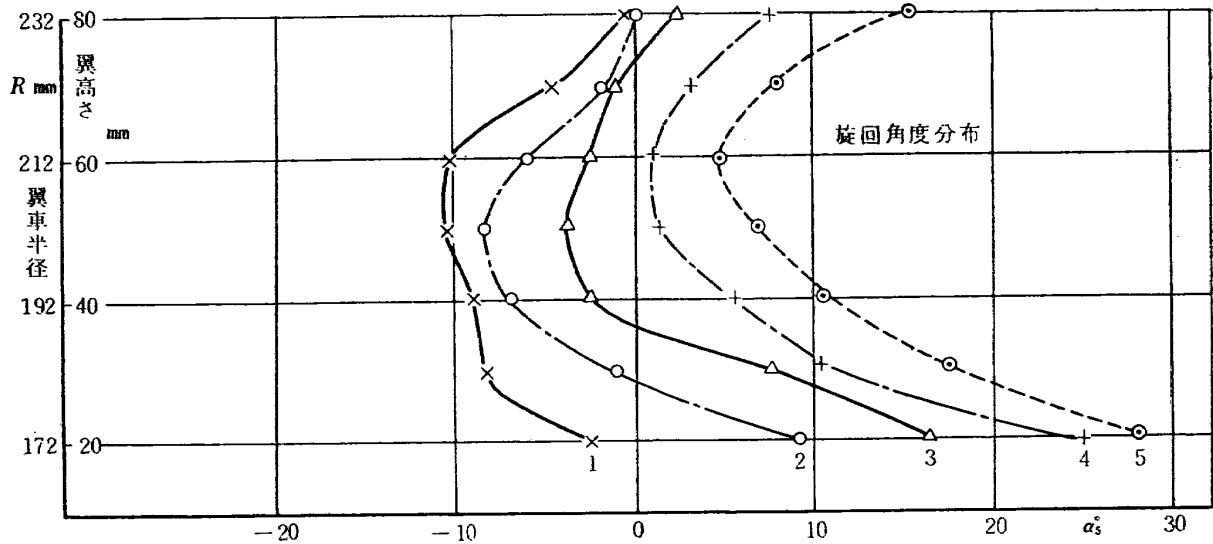
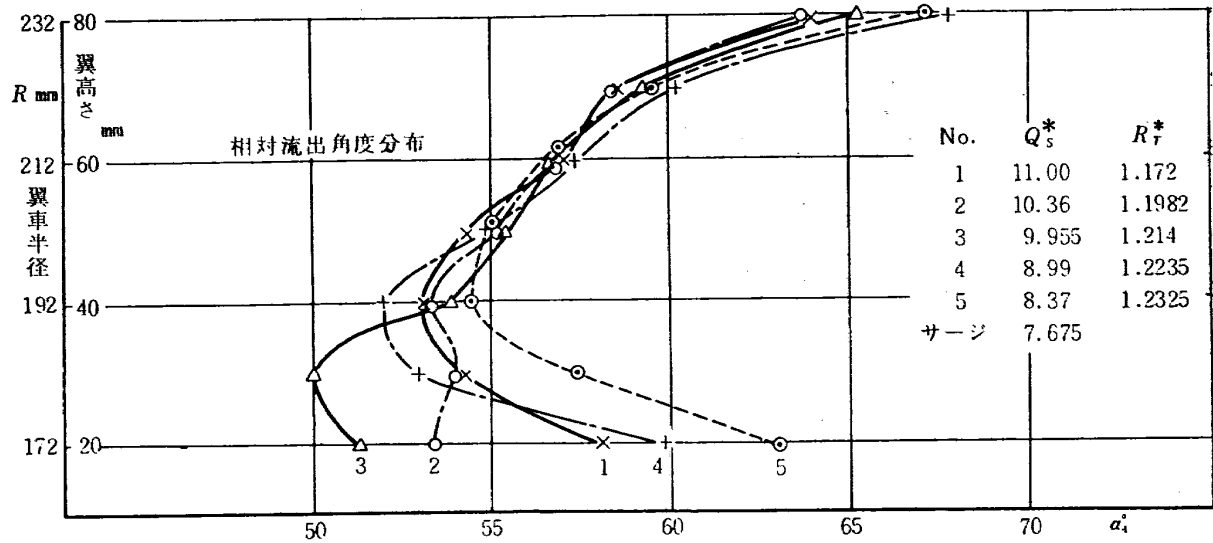
第 47 図 第 4 次 試 験

No. 3 Blade $\beta_{r,1,2} = +7^\circ$ $\beta_{s,1,2} = 0^\circ$ $n = 5400\text{rpm}$



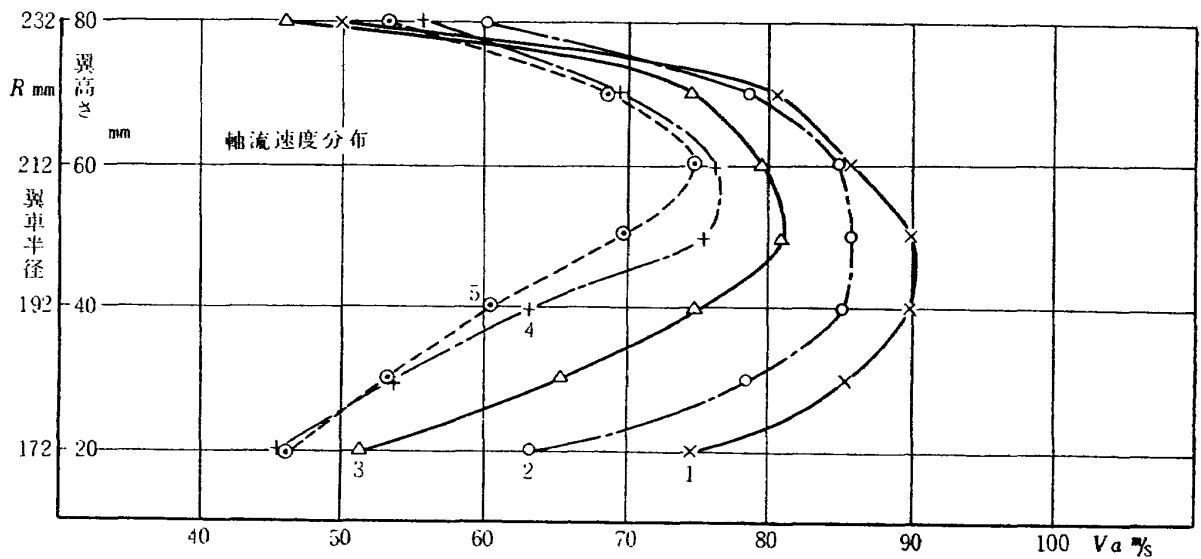
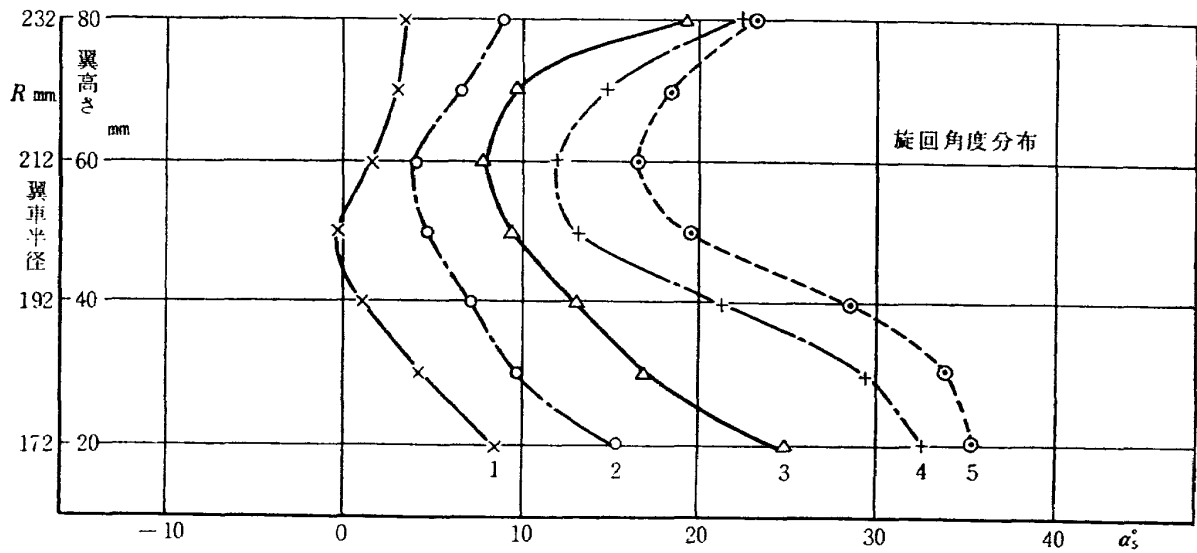
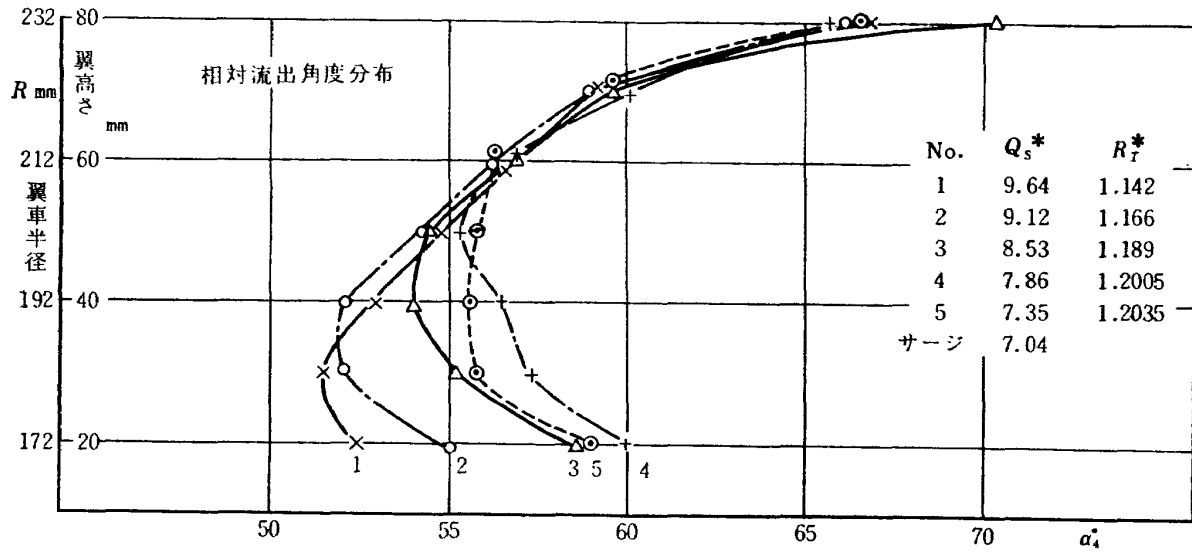
第 47 図 第 4 次 試 験

No.3 Blade $\beta_{1,2} = +7^\circ$ $\beta_{1,2} = -10^\circ$ $n = 5850 \text{rpm}$



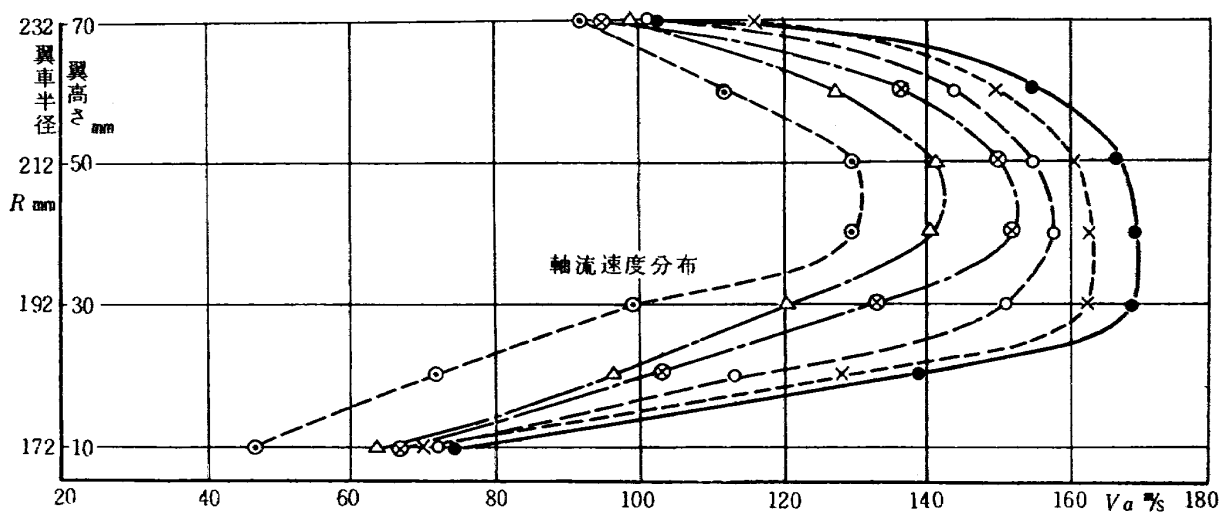
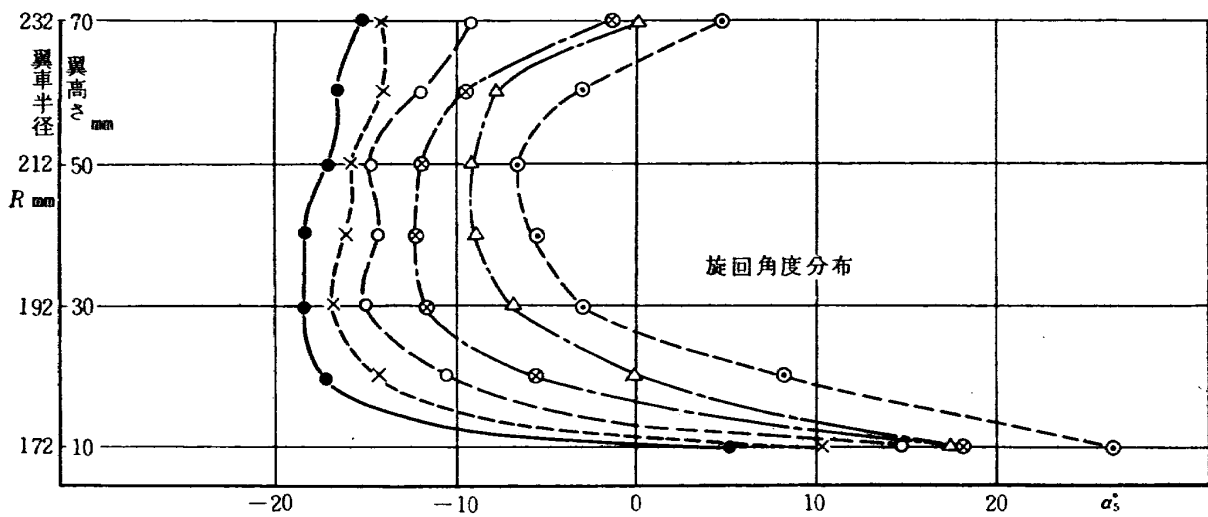
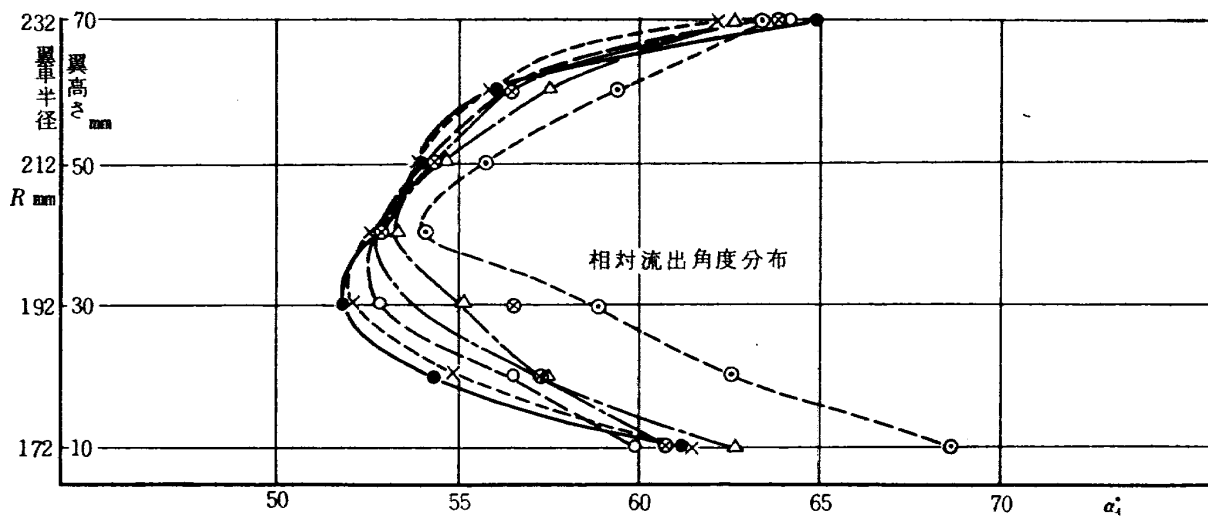
第 49 図 第 4 次 試 験

No. 3 Blade $\beta_{r,1,2} = +7^\circ$ $\beta_{s,1,2} = -20^\circ$ $n = 6000\text{rpm}$



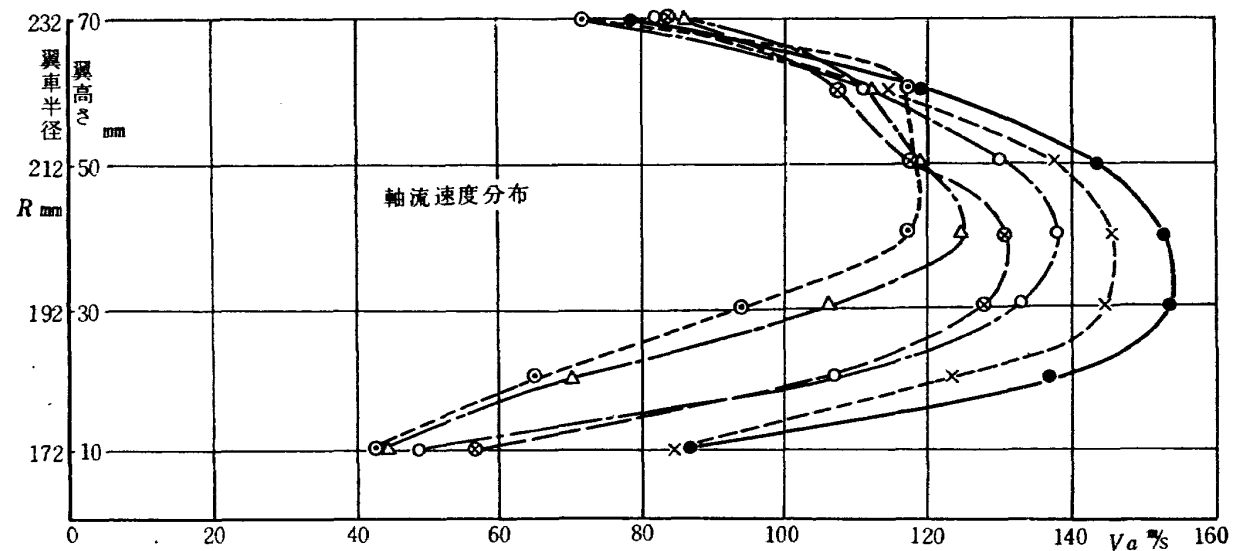
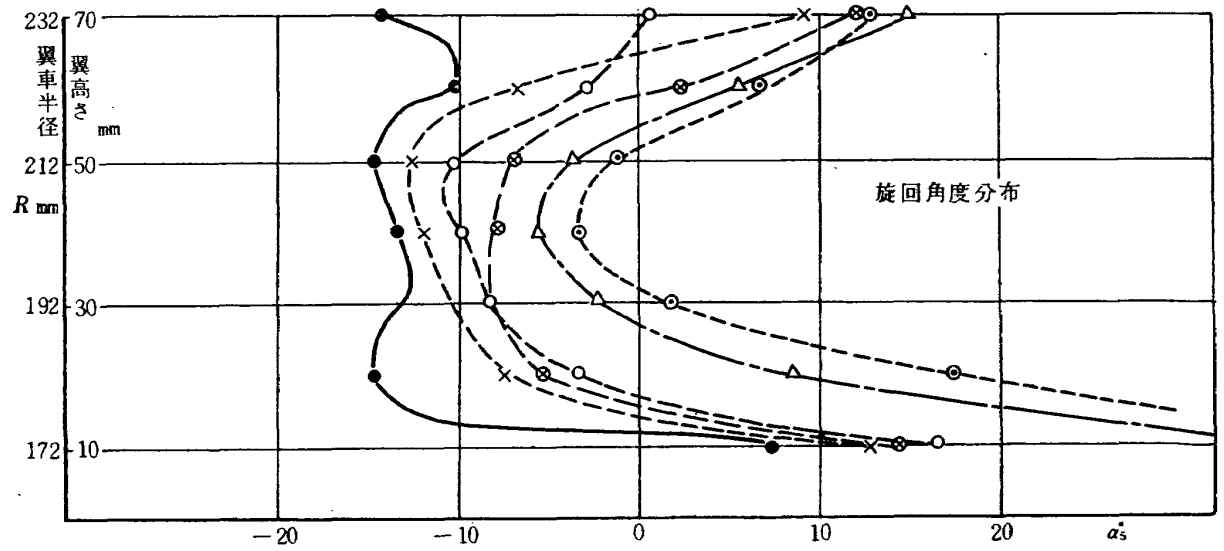
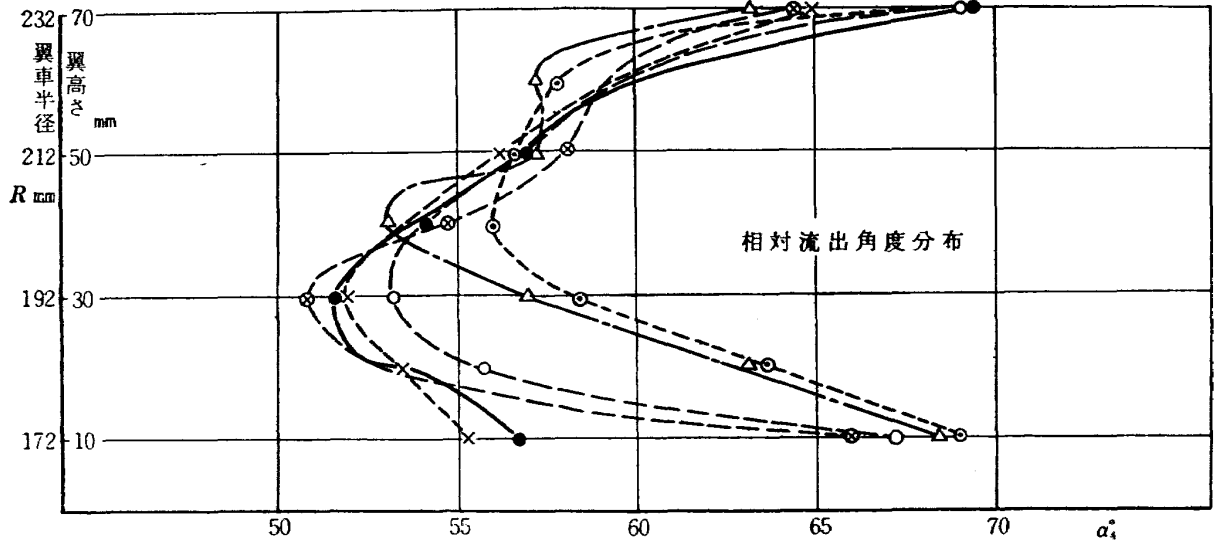
第50図 第4次試験

No. 1 Blade 動翼32枚 $\beta_1 = +7^\circ$ $\beta_2 = +5^\circ$ $n = 5700 \text{ rpm}$



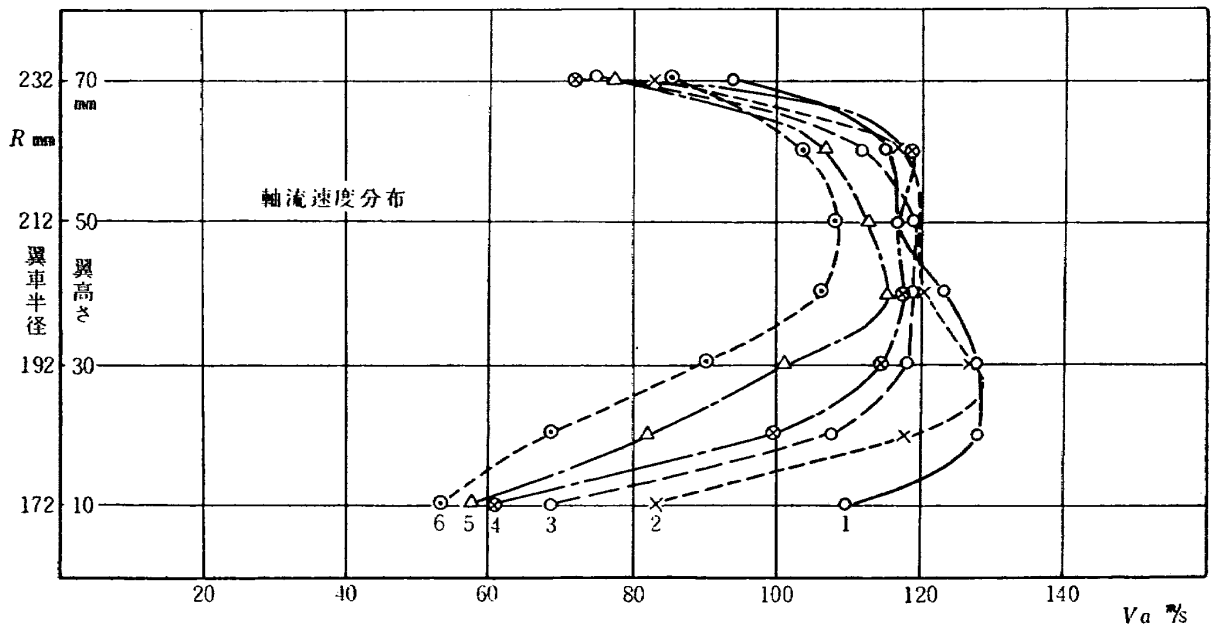
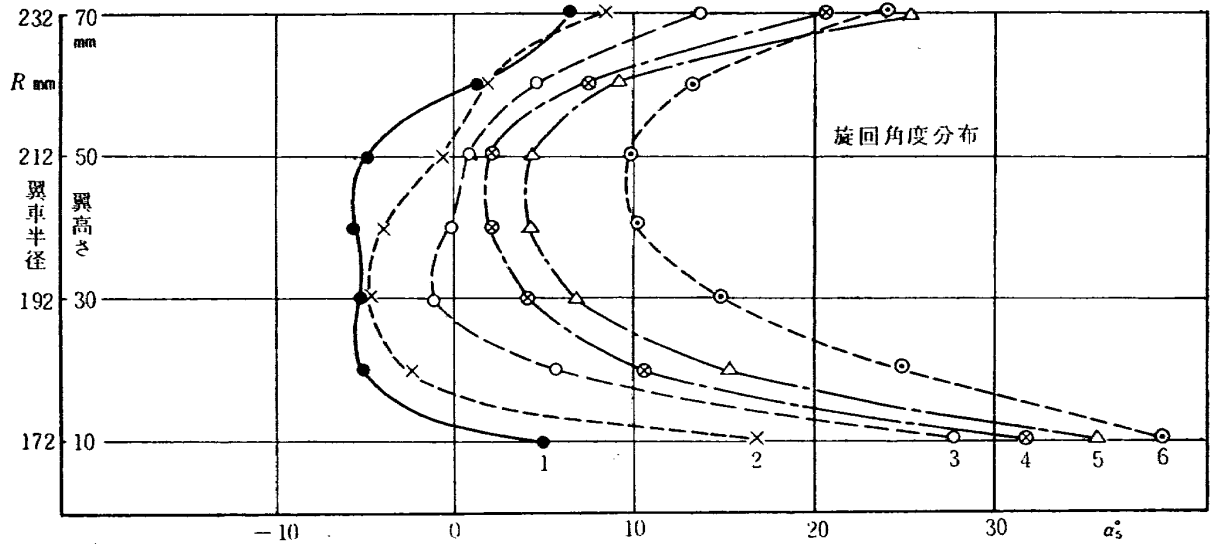
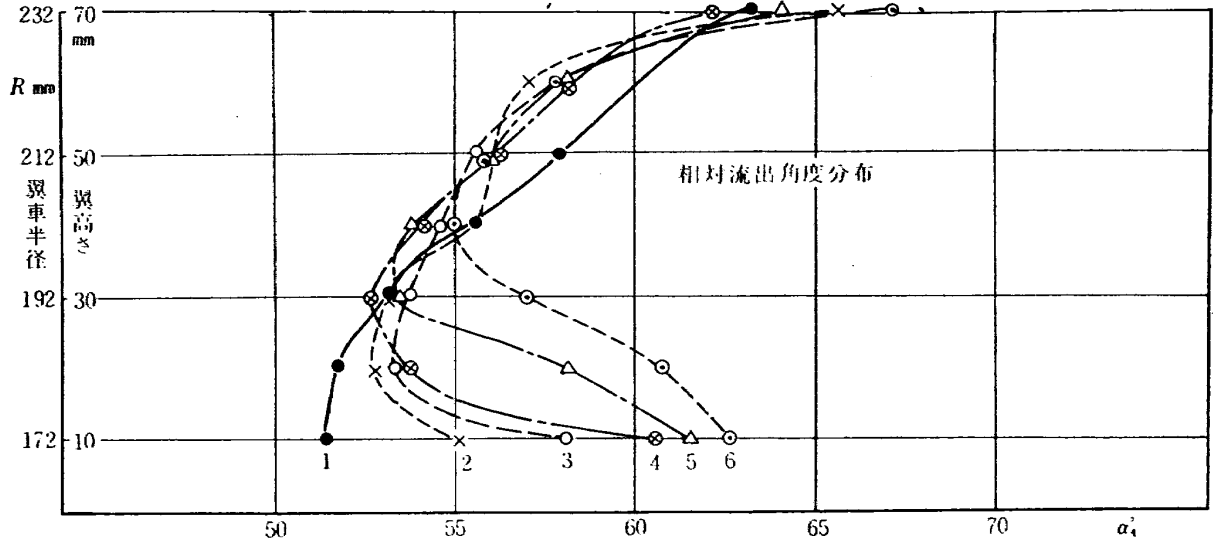
第 51 図 第 5 次 試 験

No. 1 Blade $\beta_{1,2} = +7^\circ$ $\beta_{1,2} = 0^\circ$ $\nu = 0.6935$ $n = 6300\text{rpm}$



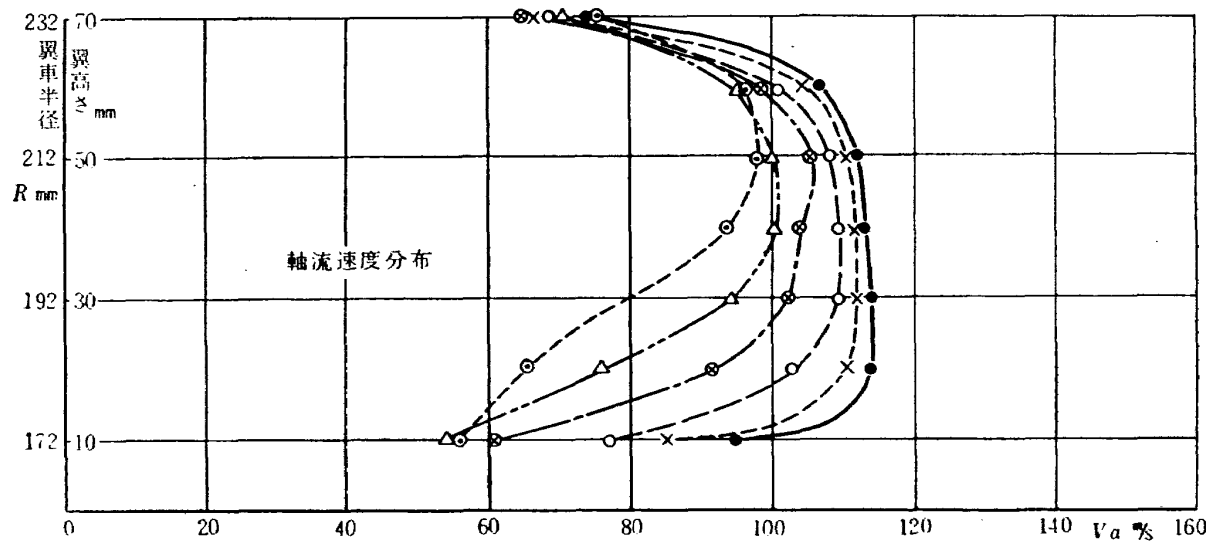
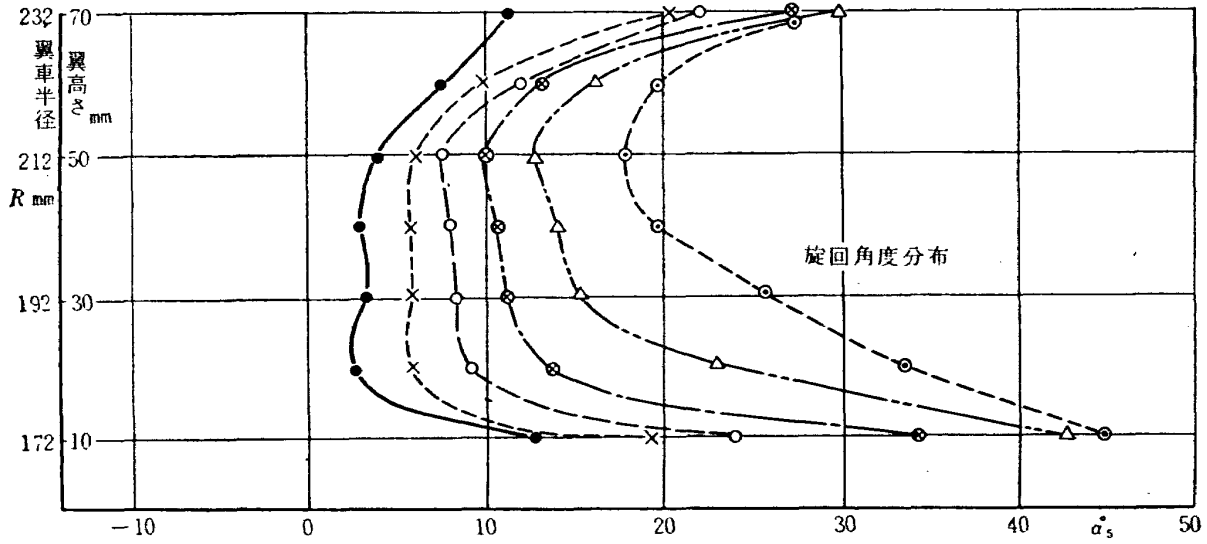
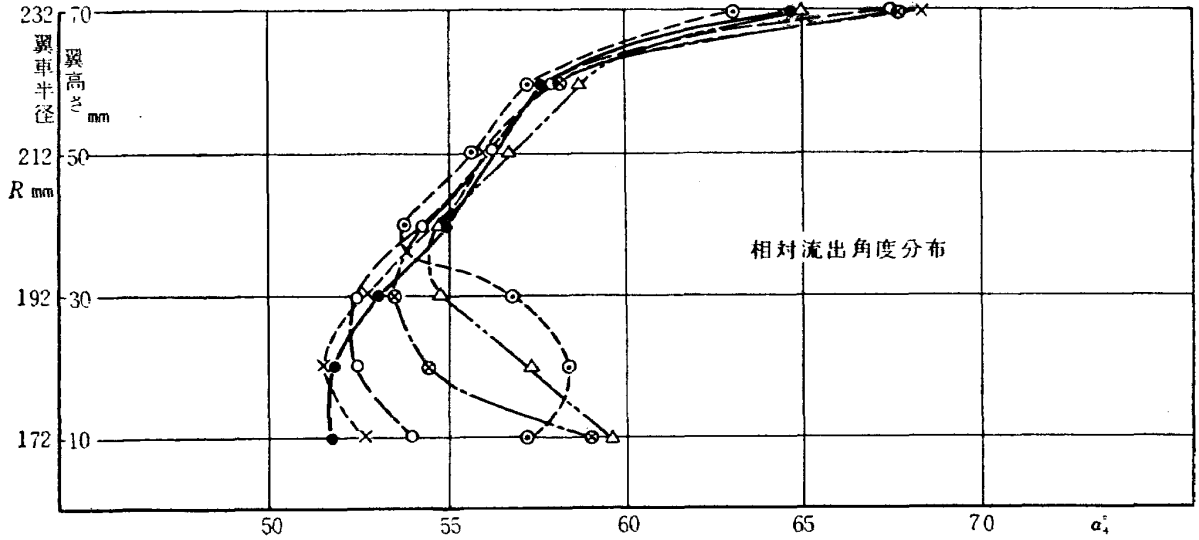
第 52 図 第 5 次 試 験

No. 1 Blade $\beta_{r,1,2} = +7^\circ$ $\beta_{s,1,2} = -10^\circ$ $\nu = 0.6935$ $n = 7200 \text{ rpm}$



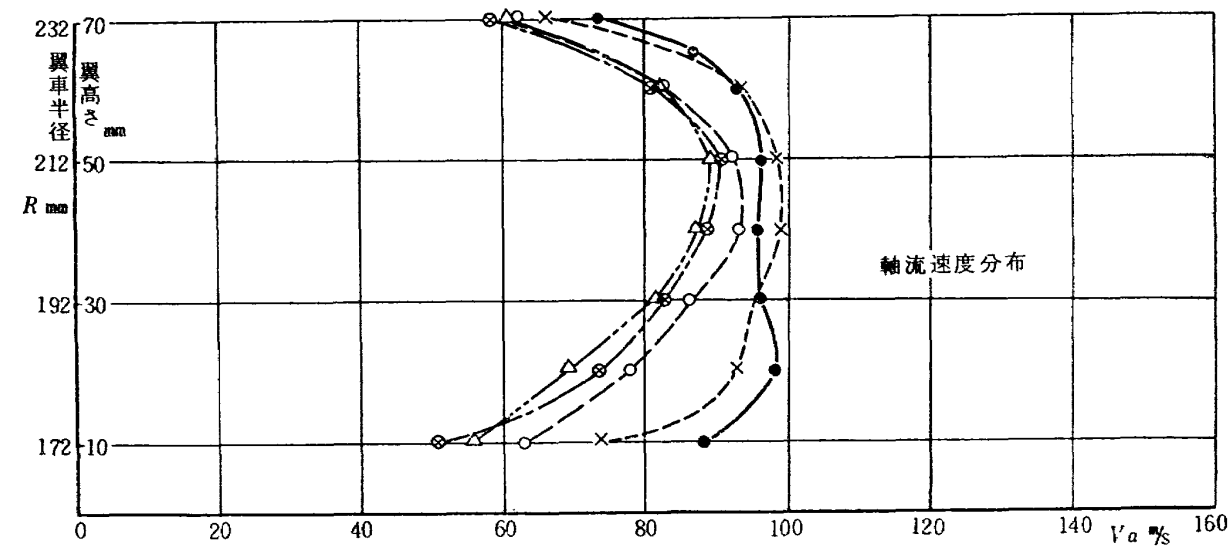
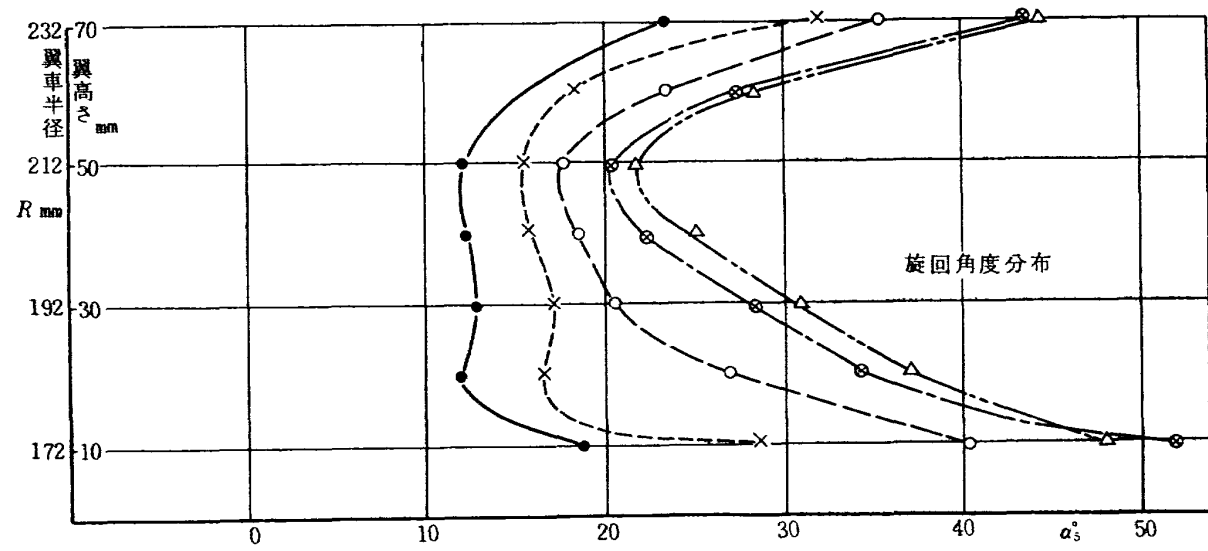
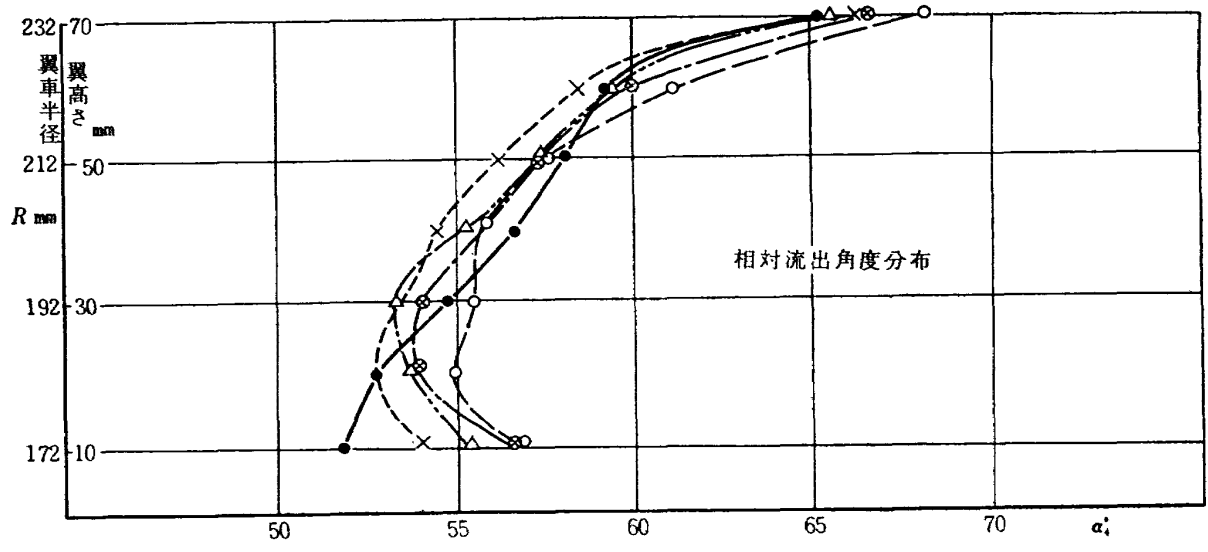
第 53 図 第 5 次 試 験

No. 1 Blade $\beta_{r,2} = +7^\circ$ $\beta_{i,2} = -20^\circ$ $n = 7500 \text{rpm}$



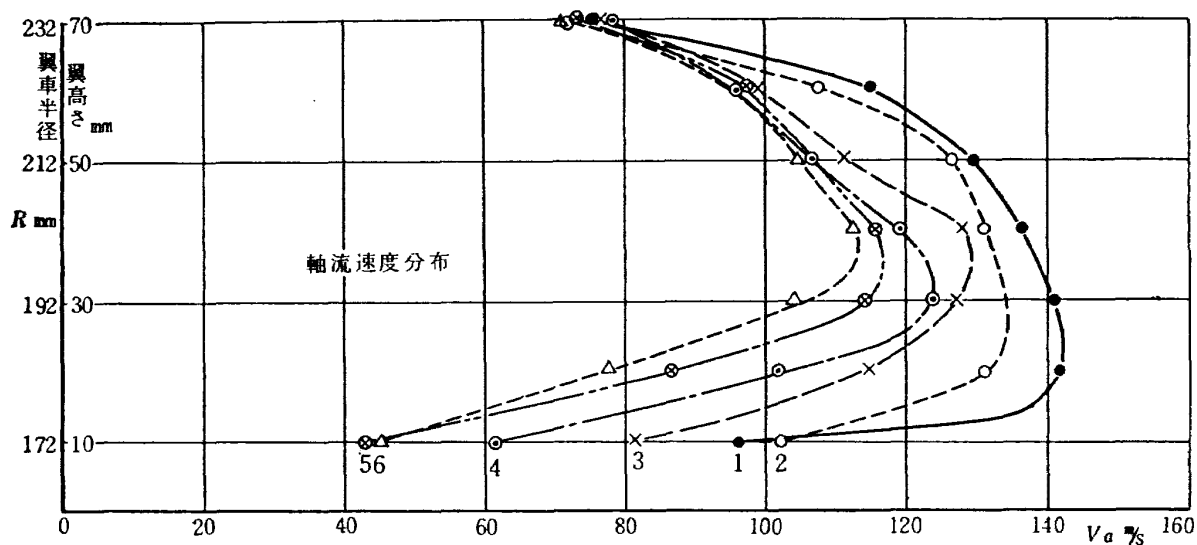
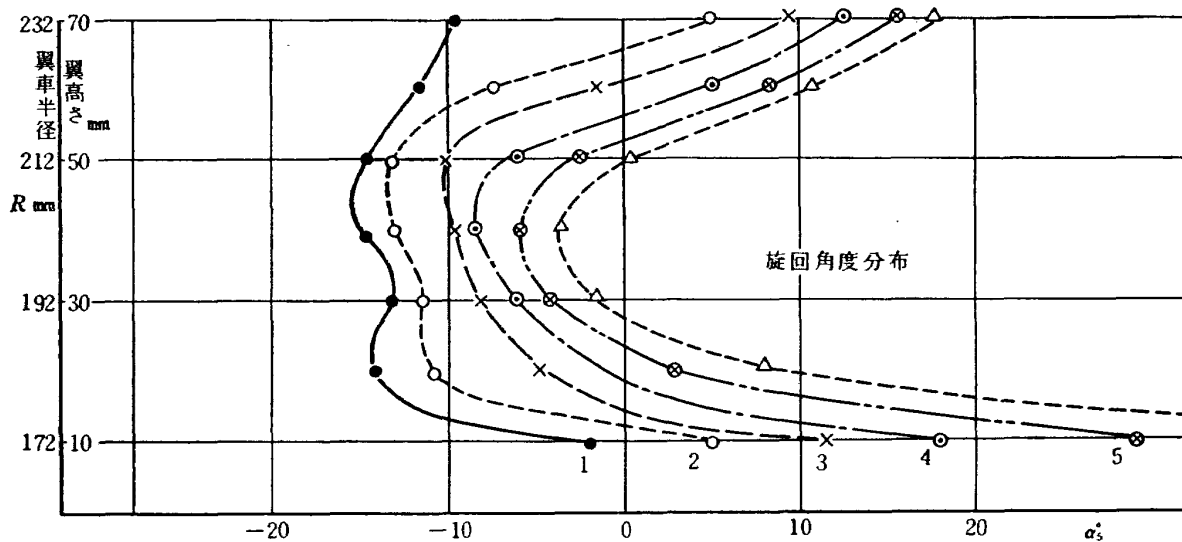
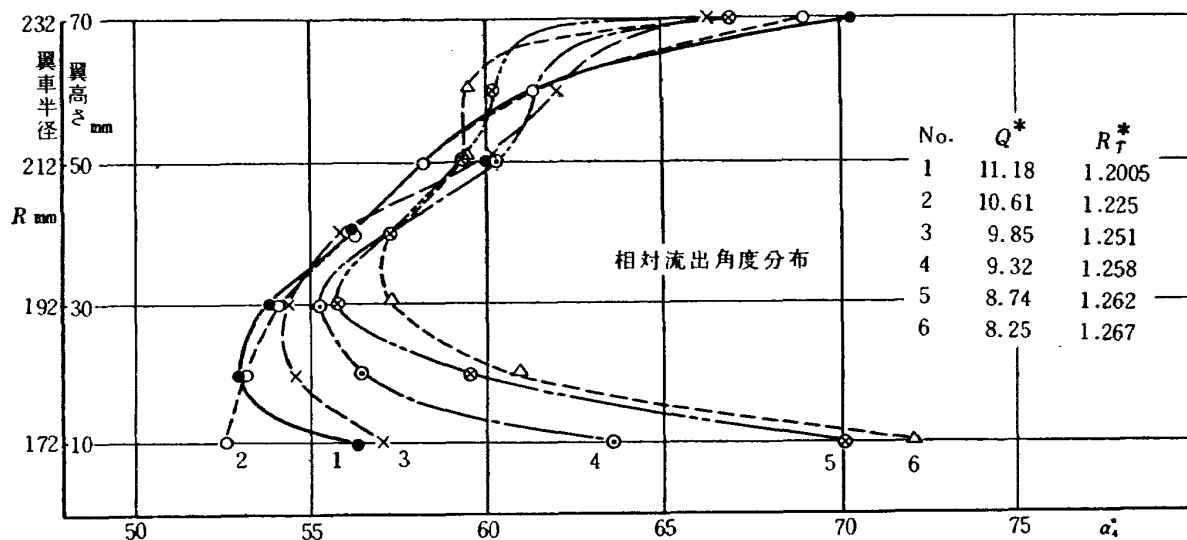
第 54 図 第 5 次 試 験

No.1 Blade $\beta_{r,1,2} = +7^\circ$ $\beta_{s,1,2} = -30^\circ$ $\nu = 0.6935$ $n = 7500 \text{rpm}$



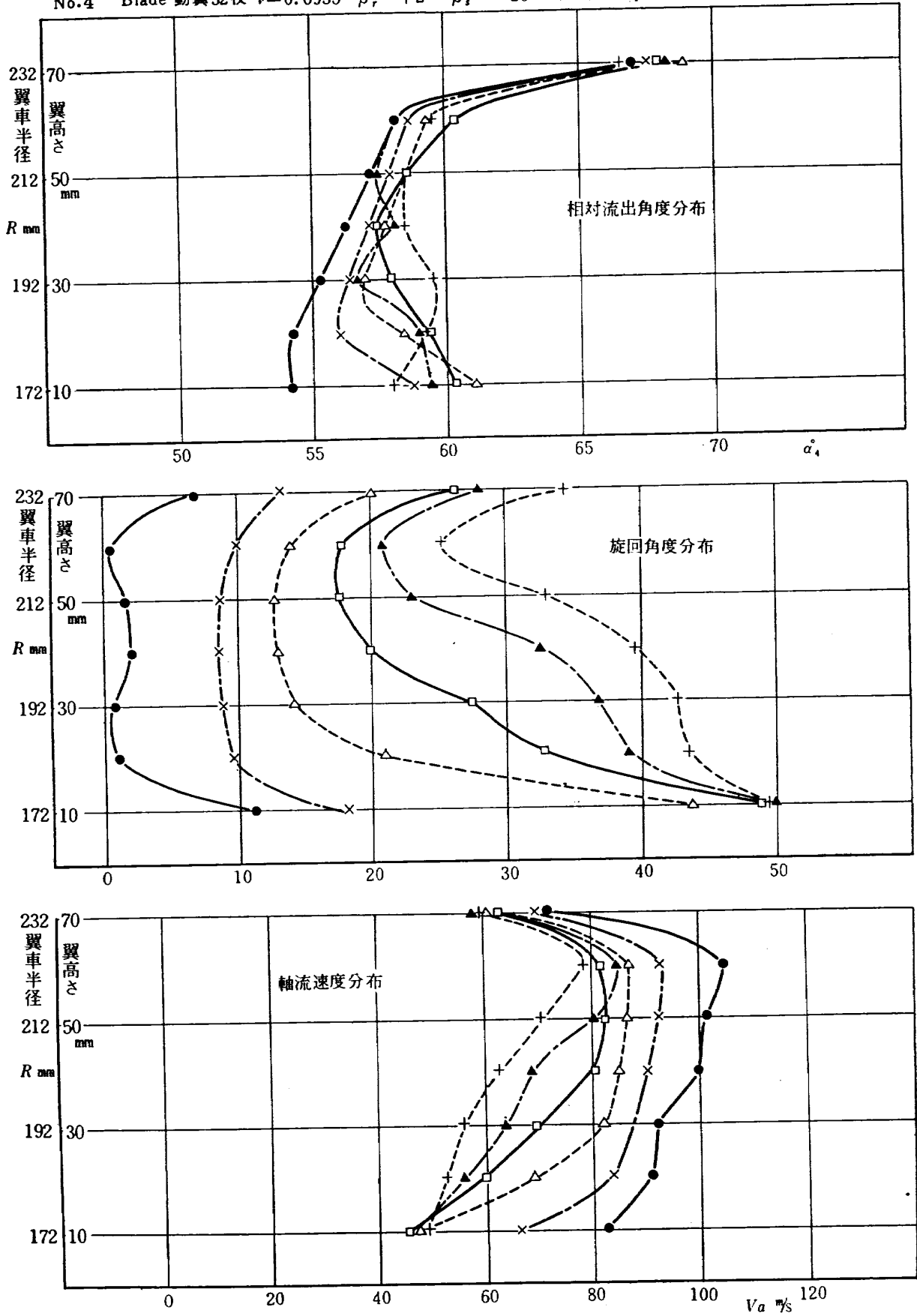
第 55 図 第 5 次 試 験

No.1 Blade 動翼32枚 $\beta_{12} = +5^\circ$ $\beta_{12} = 0^\circ$ $\nu = 0.6935$ $n = 5250$ rpm



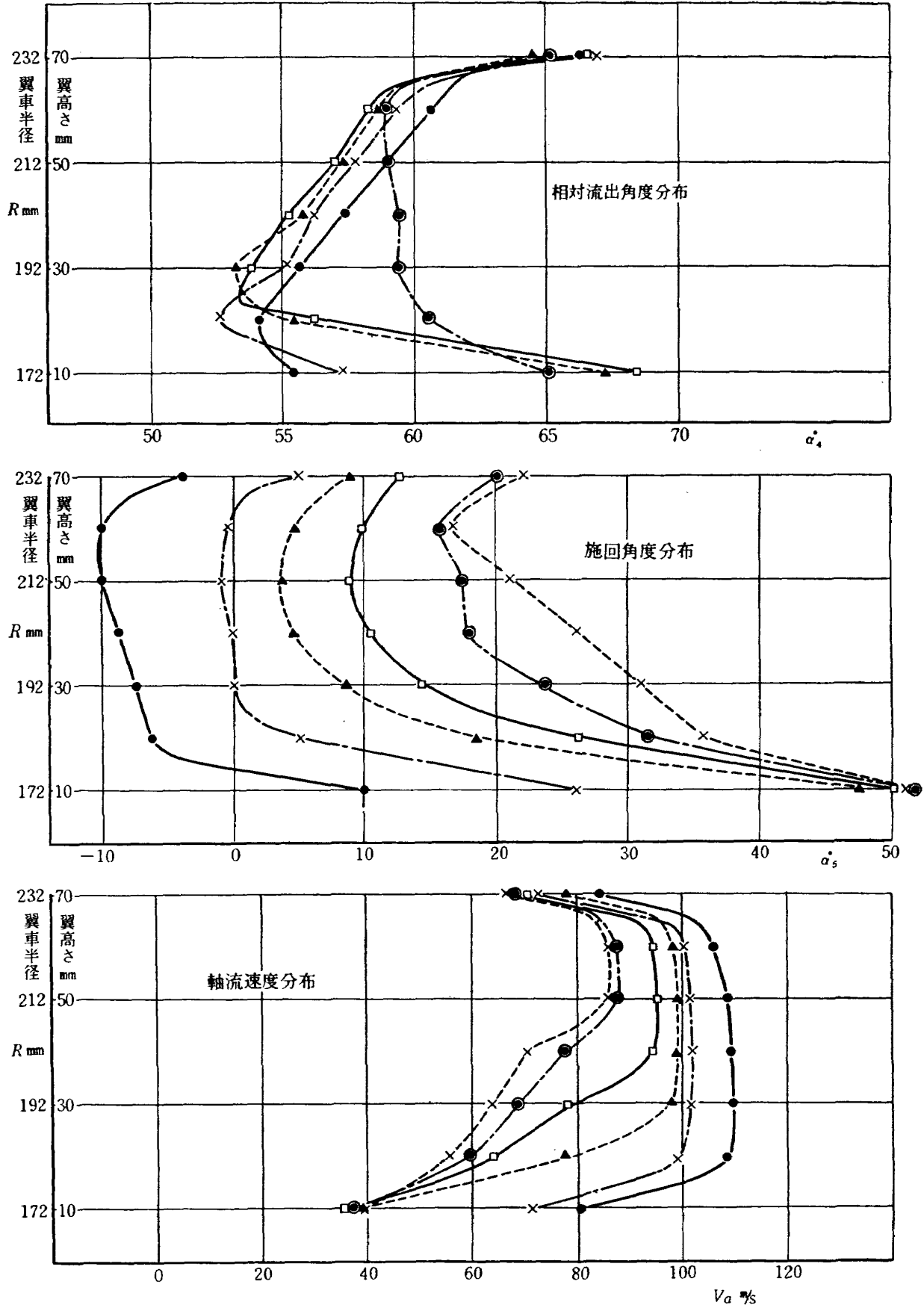
第56図 第5次試験

No.4 Blade 動翼32枚 $v=0.6935$ $\beta_r=+2^\circ$ $\beta_s=-20^\circ$ $n=7200\text{rpm}$



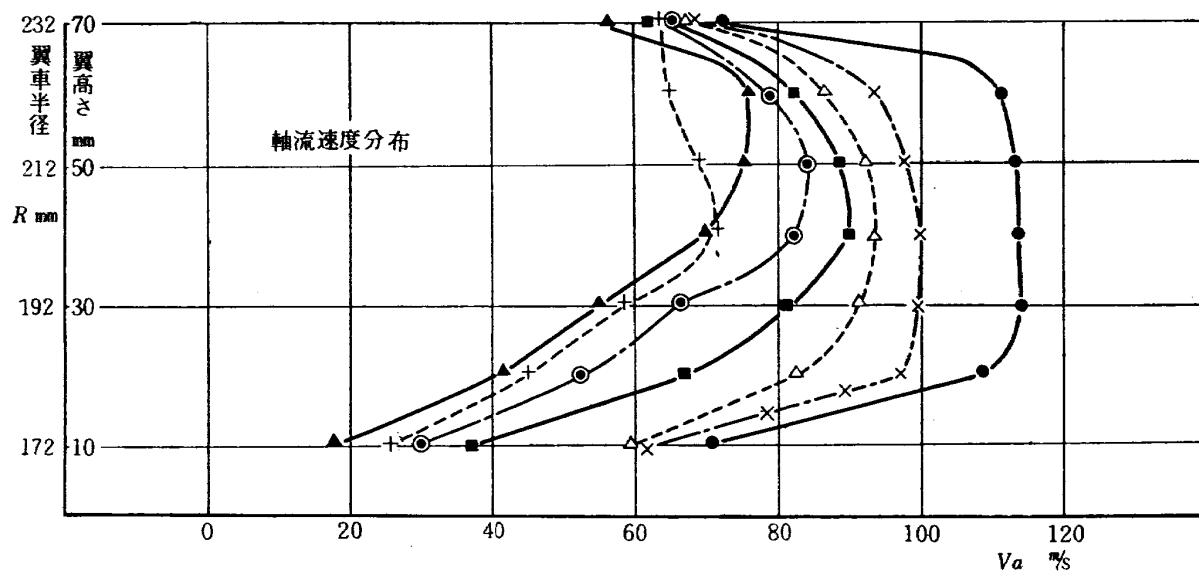
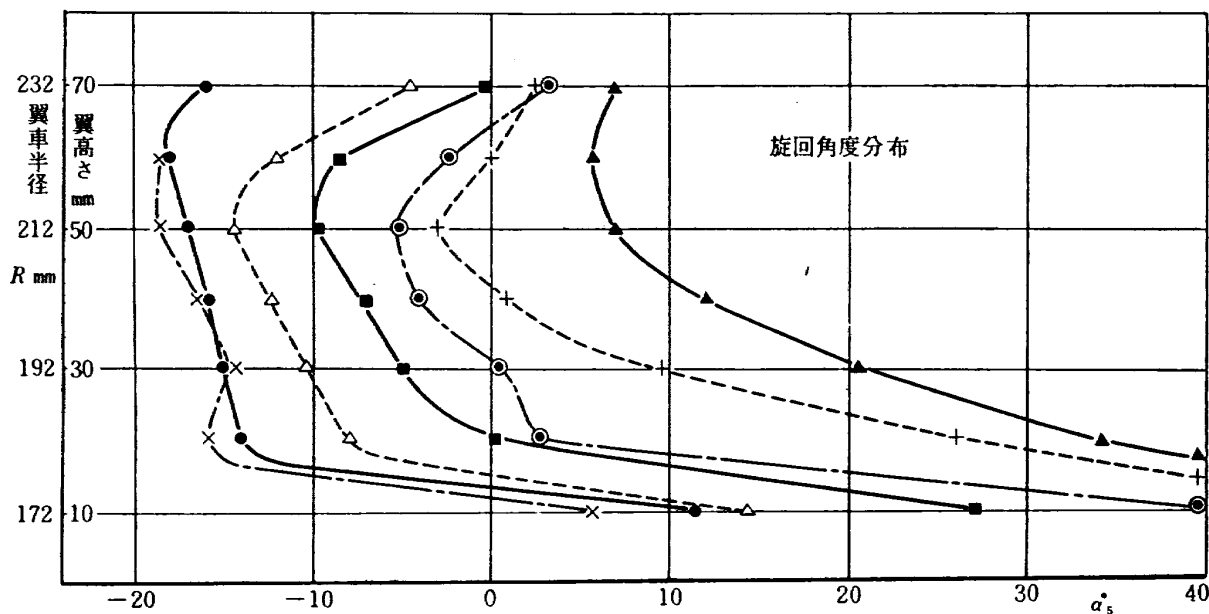
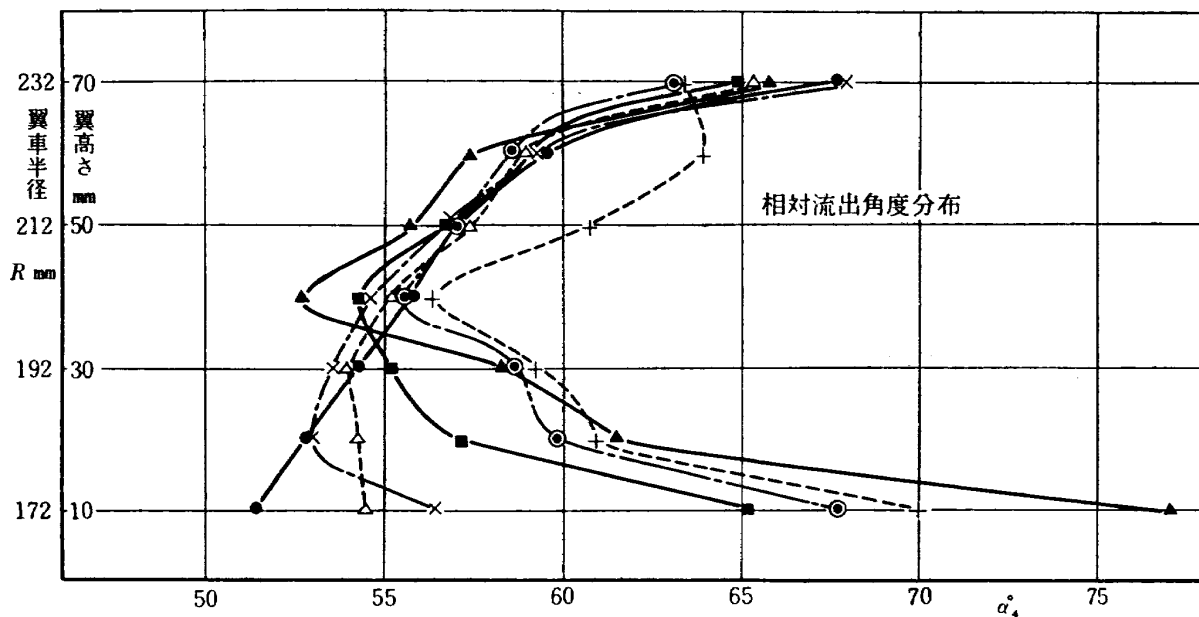
第 57 図 第 6 次 試 験

No. 4 Blade 動翼32枚 $\gamma=0.6935$ $\beta_r = +2^\circ$ $\beta_s = -10^\circ$ $n=7200\text{rpm}$



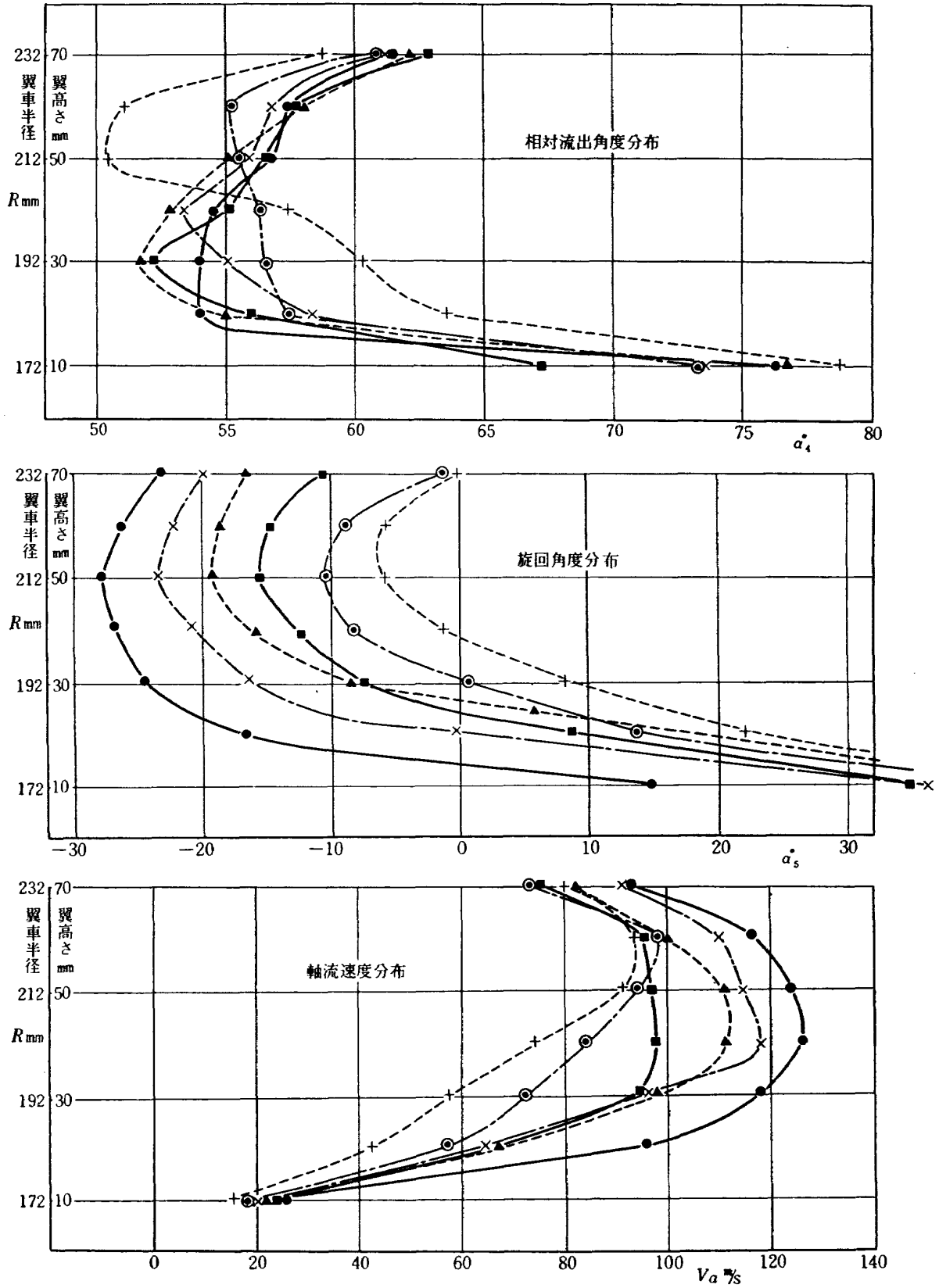
第58図 第6次試験

No. 4 Blade 動翼32枚 $\nu=0.6935$ $\beta_r=+2^\circ$ $\beta_s=0^\circ$ $n=5400\text{rpm}$



第 59 図 第 6 次 試 験

No. 4 Blade 動翼32枚 $\nu=0.6935$ $\beta_r=+2^\circ$ $\beta_s=+10^\circ$ $n=5400\text{rpm}$



第 60 図 第 6 次 試 験

航空技術研究所報告2号

昭和35年5月発行

発行所 航空技術研究所
東京都三鷹市新川700
電話武蔵野(022)(3)5171(代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町1の53
