

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-18

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼翼列の
二次元低速翼翼列性能と回転翼翼列性能との比較

松 木 正 勝

1961年11月

航空技術研究所
NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

TR-1	遷音速風洞測定部に関する予備実験 Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section	1960年2月	平木 一, 石井孝雄 大島信彦
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 22.5 MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel I. Performance Test of the Model Blower	1960年5月	山内正男, 松木正勝 塩入淳平, 富永守之
TR-3	風洞用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test	1960年8月	小橋安次郎, 長洲秀夫 高島一明, 波木井潔
TR-4	回転円板の強度 Strength of Rotating Discs	1960年9月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-5	航空技術研究所 (60 cm×60 cm) 遷音 速フラッタ試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60 cm×60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing	1960年12月	中井暎一, 橋爪 宏 中村泰治
TR-6	高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage	1960年12月	竹中幸彦
TR-7	遷音速風洞の測定部 On the Transonic Test Section	1961年1月	村崎寿満
TR-8	繰返し荷重装置試験の予備試験 Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures	1961年3月	竹内和之, 飯田宗四郎
TR-9	遷音速流小擾乱理論の研究 (I) —非線型補正理論— Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Non-Linear Correction Theory—	1961年3月	細川 巖
TR-10	喰違い角の大きい減速翼列の研究 Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades	1961年3月	松木正勝, 高原北雄 西脇英夫, 森田光男
TR-11	軟鋼円板の回転による降伏 Yielding of Rotating Discs of Mild Steel	1961年4月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-12	薄肉開断面梁の自由振動について On the Natural Vibration of Thin- Walled Beams of Open Cross Section	1961年5月	川井忠彦, 埜 武敏
TR-13	衝撃波と境界層の干渉についての 実験的研究 Experimental Results of the Inter- action between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer	1961年7月	須郷道也, 伝田幸雄
TR-14	電磁流体の圧縮性境界層 On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics	1961年7月	須郷道也, 小沢五郎
TR-15	振動翼用圧力ピックアップの試作・較正 Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow	1961年8月	石井孝雄, 柳沢三憲
TR-16	放物型偏微分方程式の混合境界値問題 の差分法による数値解法 n the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations	1961年11月	樋口一雄, 三好 甫
TR-17	荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察 A Theoretical Comment on the Charge- Beam Method of Measuring Gas Density	1961年12月	和田 勇, 細川 巖 三好 甫

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の 二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較

松 木 正 勝

Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade

By Masakatsu MATSUKI

An investigation has been conducted to compare the performance of inlet guide vanes and high stagger compressor blades in two-dimensional cascade with those in an axial-flow compressor. The entering and leaving flow velocities, and angles on the inlet guide vanes and the rotating blades were measured at seven radial stations of two-stage axial-flow compressor.

The data obtained were compared with similar data for the same blade sections obtained from a two-dimensional porous-wall cascade tunnel.

The comparison indicated that cascade data accurately predicted the flow direction, the turning angle, and the stall incidence obtained in the compressor.

1. は し が き

実際の送風機または圧縮機に使用される翼列は、三次元翼列であるため、二次元翼列試験結果が、どの程度に適用しうるかは、検討してみる必要がある。

本論文は、前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列について、すでに著者等が発表した二次元翼列試験結果 [I]^{1)~6)} および [II]⁷⁾⁸⁾⁹⁾ と回転翼列試験結果とを比較検討しようとするものである。

二次元翼列試験結果 [I] および [II] はそれぞれ前置静翼翼列および喰違い角の大きい減速翼列に関する低速翼列風洞試験結果である。また、回転翼列試験結果としてはいくらか狭い範囲ではあるが、遷音速風洞用主送風機の 9% 模型送風機を用いて行なった試験結果を用いることにする。

この模型送風機は、周速度の割に圧力比の高い遷音速風洞用主送風機を、2 段型式でまとめるようにとの要求のもとに、前置静翼型軸流送風機として設計を進めるにあたり、この送風機が出力 22.5 MW の大出力で、翼車外径も 5,050 mm ϕ と大型であることも考慮して、性能の確認を行なうために作った実機の 9% 模型送風機である。

この送風機を用いた試験は二つに分かれる。一つは遷音速風洞用主送風機としての設計資料をうるために行なった性能試験であり、他は9%模型遷音速風洞の主送風機として組み込まれた後に行なった、前置静翼よりの流出状態を知るための試験である。

前者の試験結果は航技研報告 [TR-2]¹⁰⁾ にすでに発表してあるが、これからは喰違い角の大きい減速翼列の回転翼列試験結果が得られ、後者からは、増速翼列としての前置静翼翼列の三次元翼列としての試験結果が得られた。

これらの試験結果を用いて、二次元翼列試験結果の検討を行なうこととする。

2. 回転翼列試験

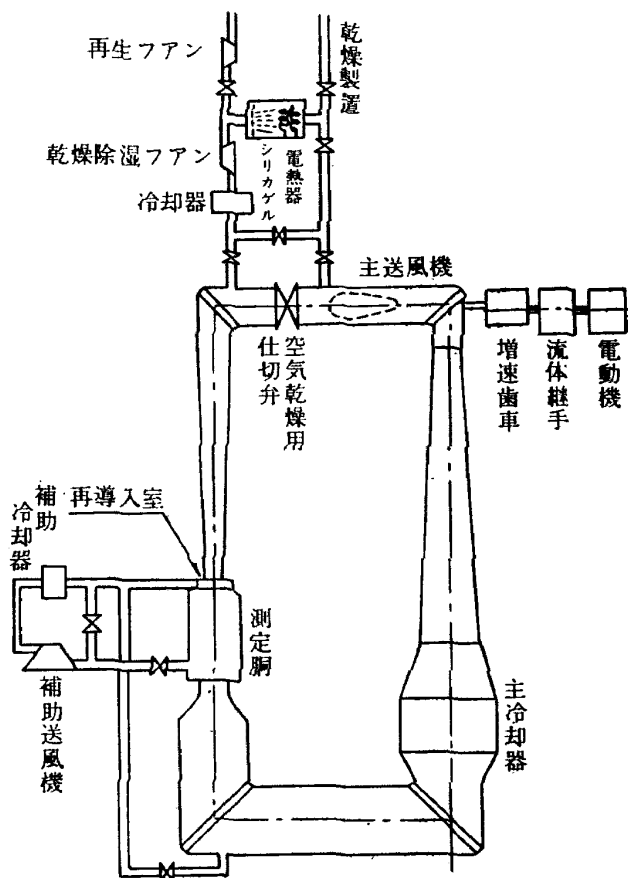
2.1 回転翼列試験装置

回転翼列試験装置として用いた9%模型送風機の詳細はTR-2に記載してあるとおりである。また、9%模型遷音速風洞用主送風機として組み込んだ場合の配置図を第1図に示す。

2.2 試験方法

試験方法は、試験装置および試験目的によって次の二つに分けられる。

- 1) 性能試験用試験装置を用いて全体性能を試験すると同時に、2段動翼出口の流出状態の



第1図 9%模型遷音速風洞全体図

計測を行ない、2段動翼の翼列性能をうる試験。

2) 9%模型遷音速風洞に組み込んだ後、風洞の性能試験を行なう際に、第1段静翼よりの流出状態の計測を同時に行なって、静翼の翼列性能をうる試験。

2.2.1 性能試験用試験装置を用いた場合

2.2.1.1 全体性能試験

これについては TR-2 に記載してあるとおりである。

2.2.1.2 内部流動試験

この性能試験は仕様を満足する翼列を求めることを主目的としたので、全体性能試験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の計測を行なうこととした。したがって、実験の簡単化のために、主に2段動翼出口において流出状態の計測を行なった。時には第1段静翼入口状態も計測した。

翼配列、ピトー管位置、速度三角形は第2図のごとくであり、記号を下に示す。

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 (図中反時計方向を正とする)

α_3, α_4 : 動翼に対する流入, 流出角度 度 (図中反時計方向を正とする)

α_5 : 出口ピトー管に対する角度 度 (図中時計方向を正とする)

U : 動翼の周速度 m/s

R_T : ケーシング内半径 mm

R : 半径位置 mm

$\varepsilon = \alpha_3 - \alpha_4$: 動翼での轉向角 度

i : 動翼に対する迎え角 度

ξ : 喰違い角 度

Cl_0 : 反り度

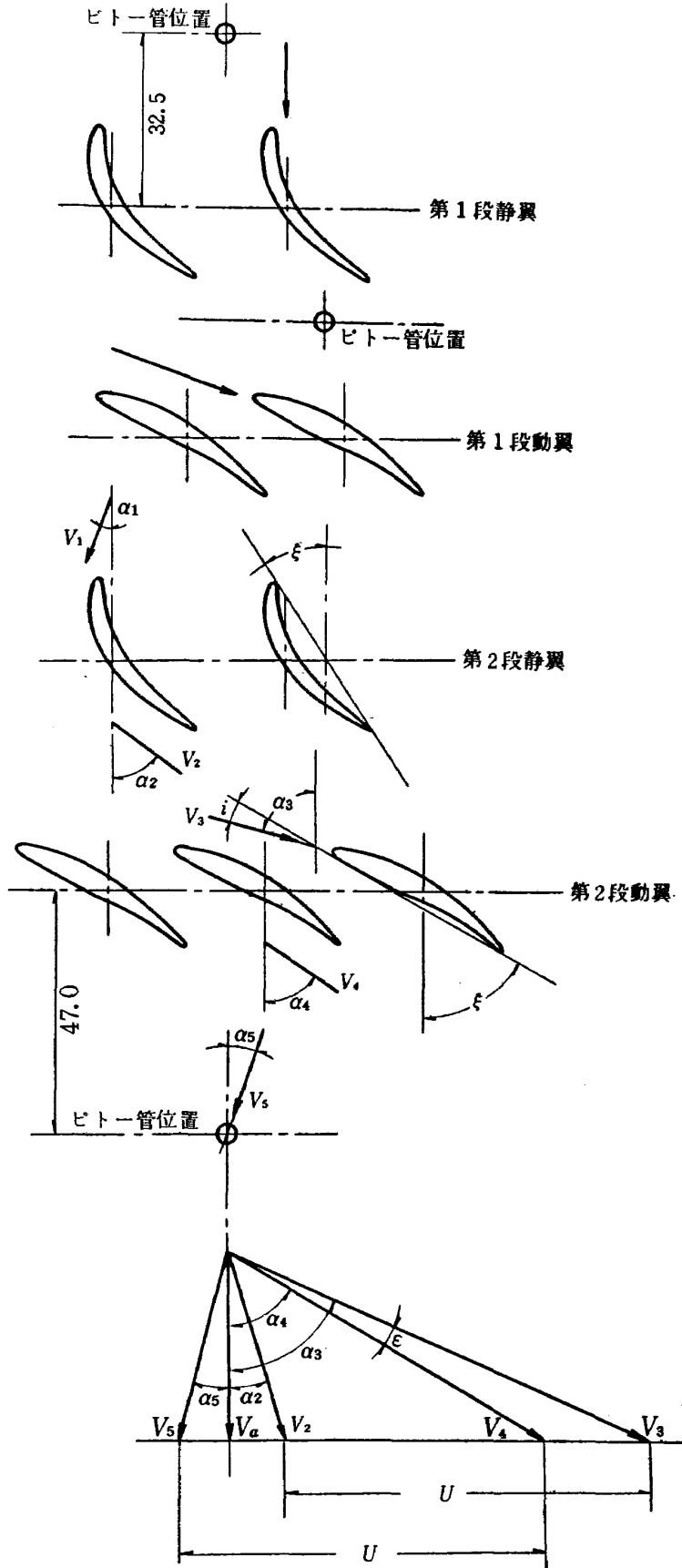
t : ピッチ mm

l : 翼弦長 mm

e : 翼の最大厚さ mm

5の位置の測定から軸流速度 V_{a4} は

$$V_{a4} = V_5 \cos \alpha_5 \quad (1)$$



第2図 翼配列, ヒト-管位置, 速度三角形

また、動翼からの相対流出角度 α_4 および流出速度 V_4 は

$$\alpha_4 = \tan^{-1} \left(\frac{U}{V_{a4}} - \tan \alpha_5 \right) \quad (2)$$

$$V_4 = V_{a4} \sec \alpha_4 \quad (3)$$

2の状態の計測は行なえなかったので、3の状態を計算するために $V_{a3} = V_{a4}$ と仮定し、 α_2 は 2.4.2.1 に示すように設計値どおりであるから、

$$\alpha_3 = \tan^{-1} \left(\frac{U}{V_{a4}} + \tan \alpha_2 \right) \quad (4)$$

$$V_3 = V_{a4} \sec \alpha_3 \quad (5)$$

したがって、轉向角 ε および迎角 i は

$$\varepsilon = \alpha_3 - \alpha_4 \quad (6)$$

$$i = \alpha_3 - \xi \quad (7)$$

2.2.2 9%模型遷音速風胴に組み込んだ場合

風胴に組み込んだ状態で、第1段静翼出口において流出状態を知るために内部流動の計測を行なった。記号は 2.2.1.2 と同様である。

軸流速度 V_{a2} は

$$V_{a2} = V_2 \cos \alpha_2 \quad (8)$$

流入角度は常に軸方向であるから

$$\varepsilon = \alpha_2 \quad (9)$$

試験は遷音速風胴の第1スロート部の面積を一定に固定したまま送風機の回転数を上げていき、回転数を 5,210 rpm および 5,870 rpm にした場合について、第1段静翼後において、半径方向のピットトラバースを行ない、ヨーメーターを流出方向に手動で調節することによって流出角を測定し、その時の全圧および平衡したヨーメーターの圧力から速度を算出した。

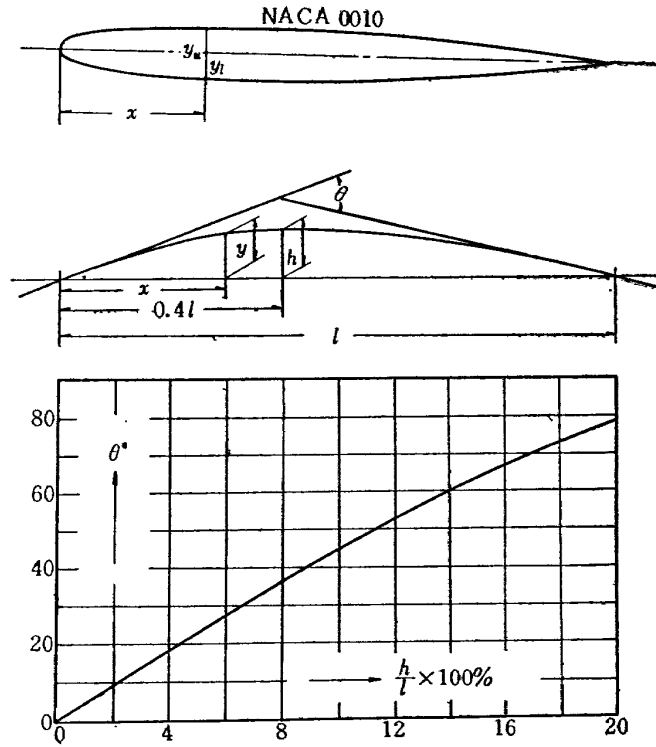
2.3 試験翼型および翼列の種類

2.3.1 静翼

2.3.1.1 翼型

試験中静翼は一種類のみを用い、その形状は第3図に示すごとく NACA0010 の対称翼¹⁾ をカンバー線の最高位置が翼前縁から 40% にあり、前後が2個の拋物線よりなる NACA4 数字系のカンバー線 (表中に $h/l=0.06$ の場合の高さ分布を示す) の上に乗せたものを用いた。これは厚さが 10% であるが、[I] の試験翼型と同様のものである。また、翼弦長を l 、カンバー線最高高さを h とし、反り角 θ とすると θ と $h/l \times 100\%$ との間には第3図右図のごとき関係がある。

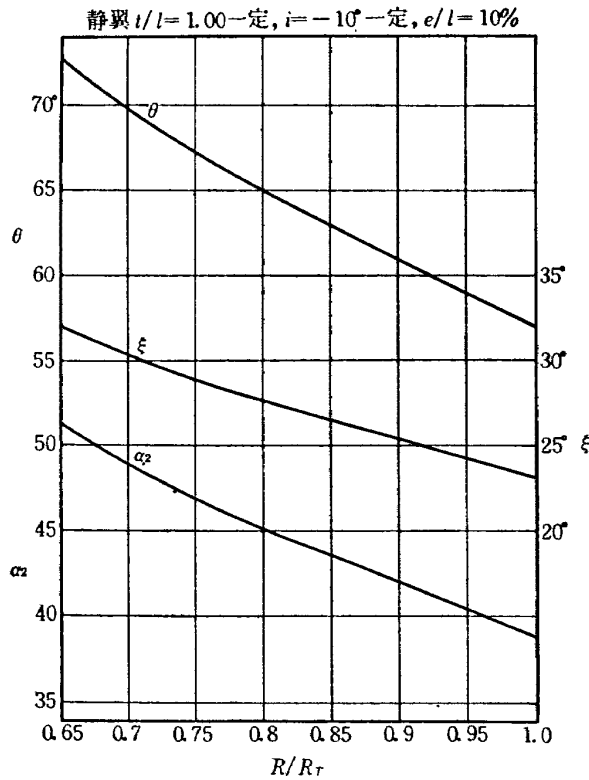
x	厚さ分布	カンバー線高さ
	$y_u = y_l$	y ($h/l=0.06$ の場合)
0	0	0
1.25	1.578	0.369
2.5	2.178	0.727
5.0	2.962	1.406
7.5	3.500	1.916
10	3.902	2.625
15	4.455	3.656
20	4.782	4.500
30	5.002	5.625
40	4.837	6.000
50	4.412	5.833
60	3.803	5.333
70	3.053	4.500
80	2.187	3.333
90	1.207	1.833
95	0.672	0.9583
100	0.105	0
前縁半径		1.11



第3図 静翼翼型

2.3.1.2 翼列の種類

上記の翼型を [I] の翼列試験結果を用いて、半径方向に対して第4図に示す流出角 α_2 になるように、同図のそり角 θ 、節弦比 t/l 、喰違い角 ξ の関係で配置した。したがって、静翼角



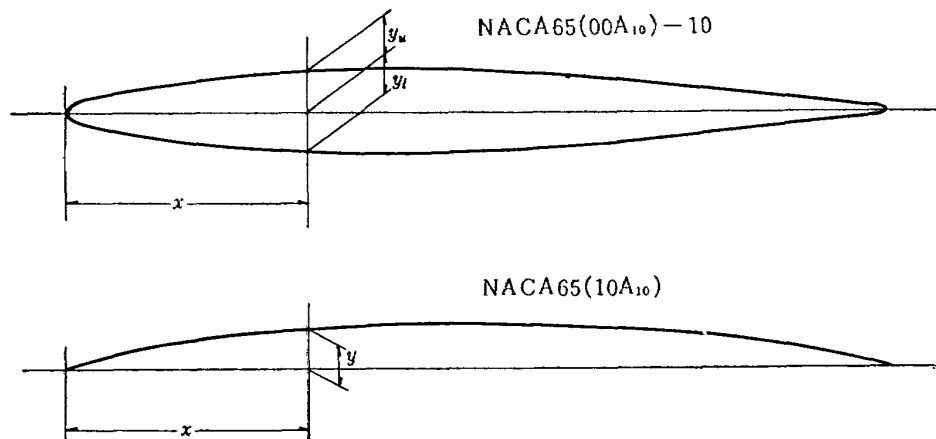
第4図 静翼翼配備

度の変更を行なうと、全体の喰違い角が一様に増減するわけである。

2.3.2 動翼

2.3.2.1 翼型

動翼は NACA65 系圧縮機用翼型の後縁付近を厚く修正した [Ⅱ] の試験に用いたものと同種のものを用いた。ただし、厚みは翼強度および翼先端でのマッハ数の影響を小さくするために、翼根本部で厚く、翼先端部で薄くしてある。



x	厚 さ 分 布		カンバー線高さおよび傾斜 $Cl_0=1.0$	
	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5図 動翼翼型

第5図に NACA65(00A₁₀)-10 の翼弦長に対する厚さ分布および $Cl_0=1.0$ の場合の、すなわち NACA65(10A₁₀) の翼弦長に対するカンバー線高さおよび傾斜の分布を示す。

厚さが 10% 以外のものについては、厚さ分布を最大厚さに比例して変化させる。また、反り度 Cl_0 が 1.0 以外の場合には、 y および dy/dx の値はこの表の値と Cl_0 の値との積になる。

2.3.2.2 翼列の種類

上記の翼断面型を用い、半径方向に積み重ねて No. 1 ~ No. 4 翼を作って試験した。4 種の翼の $Cl_0, t/l, \xi, e/l$ の半径方向の分布を第6図~第11図に示す。

2.4 試験結果

試験結果は性能試験用試験装置を用いた場合についての全体性能試験結果およびその間に行なった内部流動の試験結果と、9%模型遷音速風洞に組み込んだ後に行なった内部流動試験結果に分かれる。

前者については、第1次試験より第6次試験までの試験を行ない、各種の動翼翼列についての翼列性能を得た。また、後者については、第5次試験で静翼取付角を正規状態 ($\beta_s=0^\circ$) にしたものが組み込まれているので、この場合の静翼の翼列性能が得られた。

2.4.1 全体性能試験結果

これは第1次試験から第6次試験までにわたって行なったが、その詳細は TR-2 に記載してあるとおりである。

これらの全体性能試験結果の内、第1次および第2次試験は t/l が大きすぎて不満足なものであったので、二次元翼列試験結果との比較は行なわないこととする。

また、第5次試験は第3次試験と同様の翼列であるし、第6次試験は比較のために行なったものであるから、やはり二次元翼列試験結果との比較は行なわないこととする。

したがって、第3次および第4次試験結果を用いて、二次元翼列試験結果との比較を行なうこととする。全体性能は TR-2 第19図、第20図および第21図に示してある。

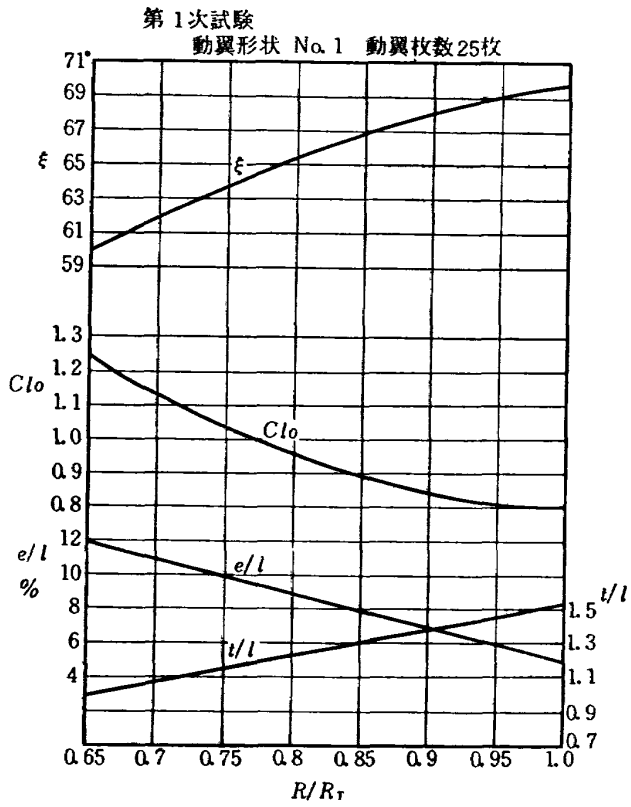
第1表に試験条件および図番間の関係を示す。

2.4.2 内部流動試験結果

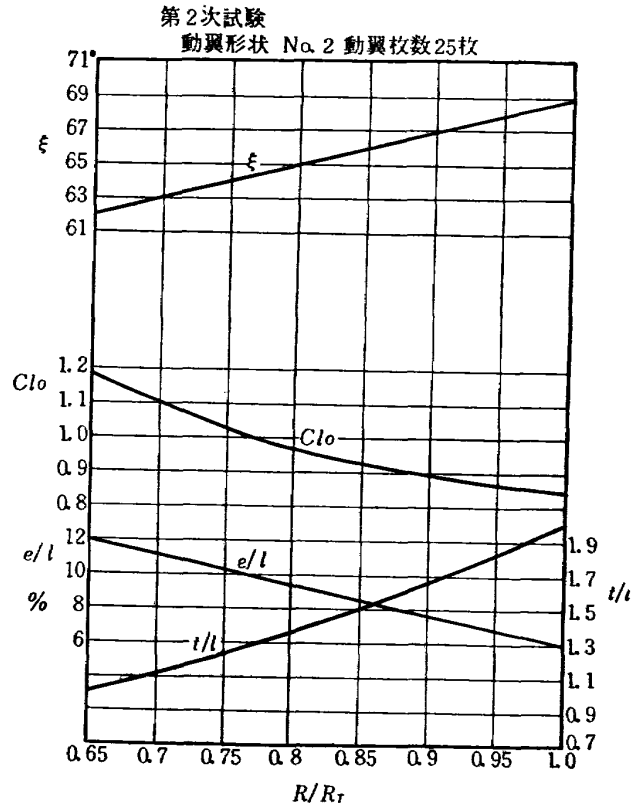
2.4.2.1 前置静翼翼列

増速翼列としての前置静翼翼列の内部流動の計測は9%模型遷音速風洞に組み込んだ場合に行ない、第1段静翼出口において計測を行なったが、その試験結果を第12図、第13図に示す。

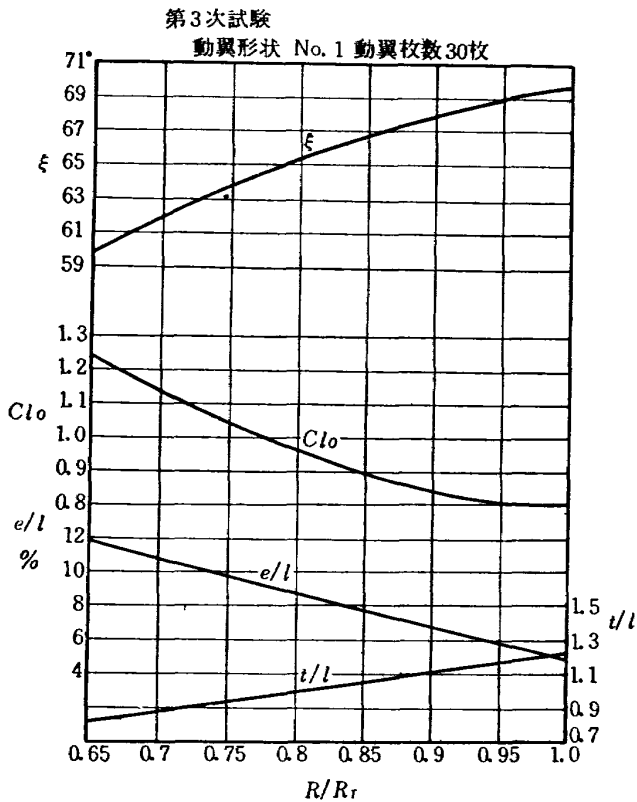
これらは送風機回転数を 5,210 rpm および 5,870 rpm の2種の場合について行なった試験結果であり、翼の高さに対して、全圧、静圧、流出角度、流出速度および流出軸流速度を記入してある。また、二次元翼列試験結果の流出角度を設計値として実線で記入してある。これらは第2図に示すように第1段静翼後で、翼列からの wake による影響のない円周方向の一箇



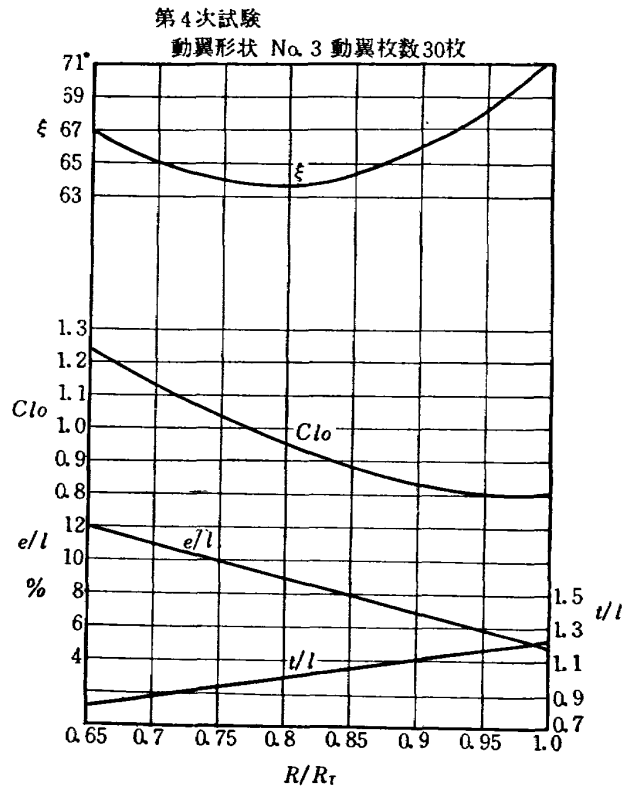
第6図 第1次試験動翼翼配備



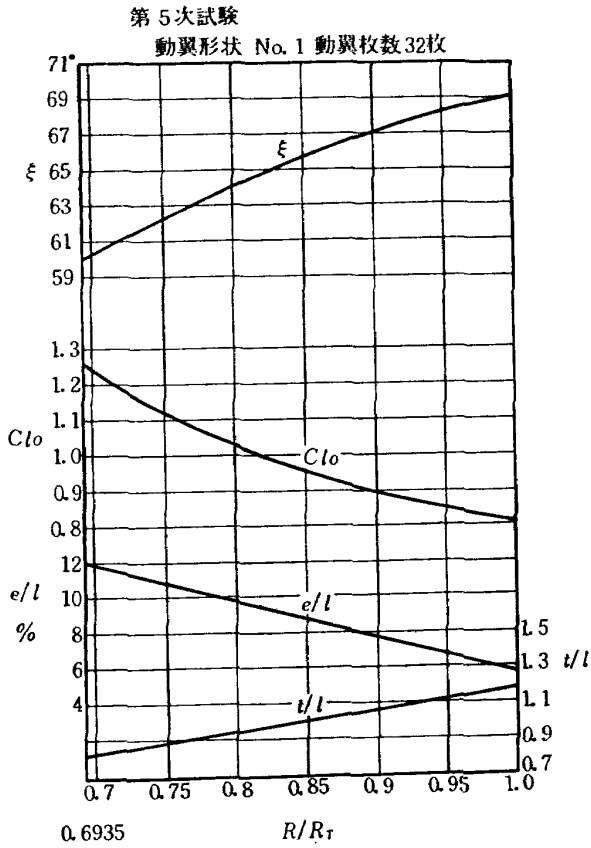
第7図 第2次試験動翼翼配備



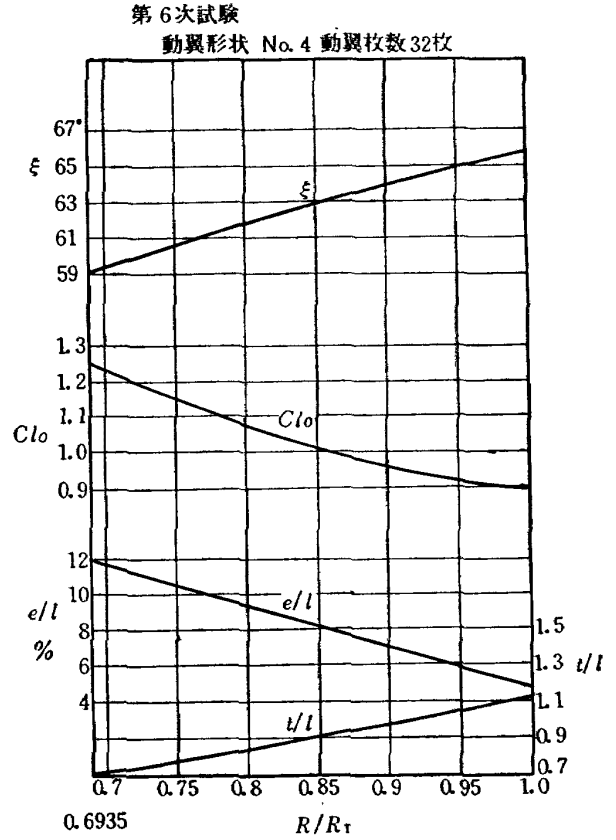
第8図 第3次試験動翼翼配備



第9図 第4次試験動翼翼配備



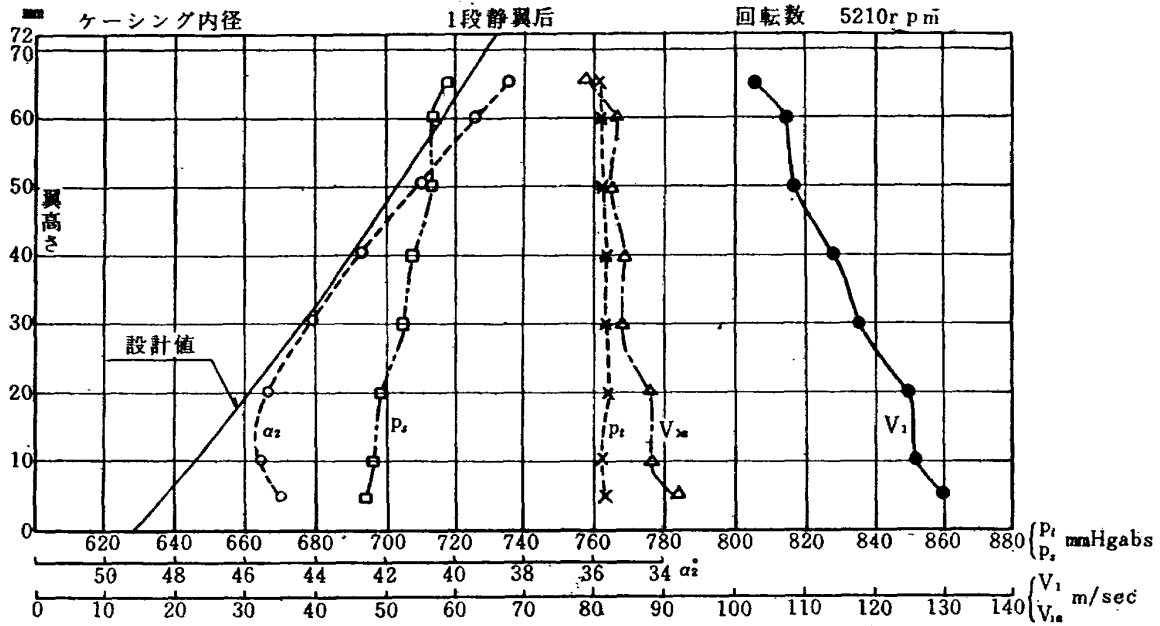
第10図 第5次試験動翼翼配備



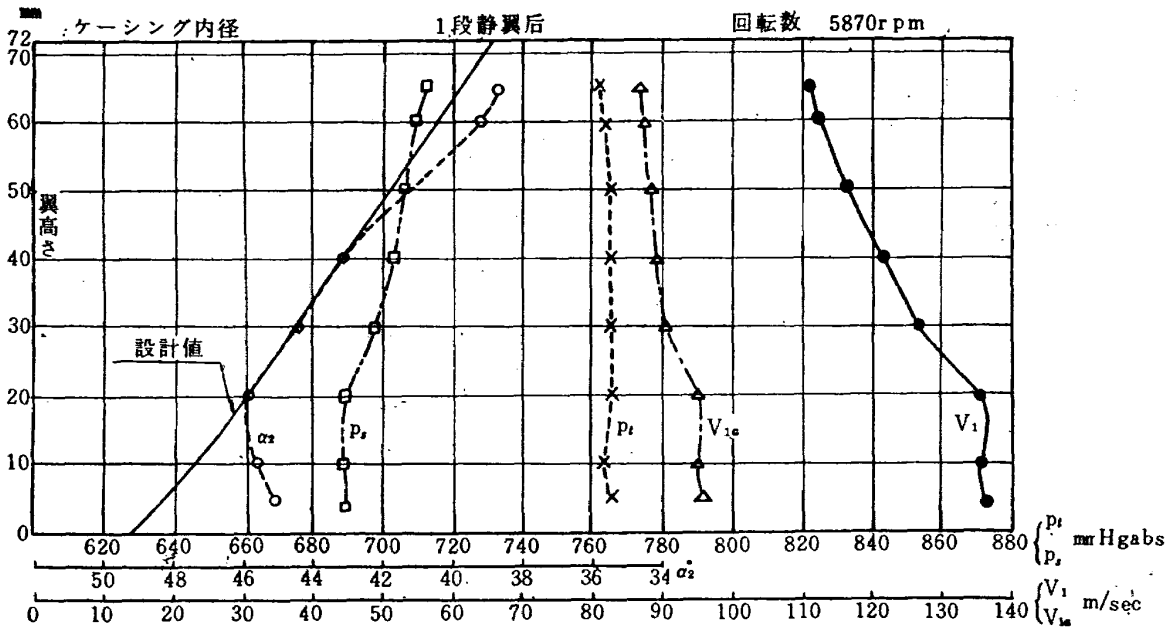
第11図 第6次試験動翼翼配備

第1表 内部流動試験一覧表

試験次数	動翼形状	動翼枚数	β_r	β_s	内部流動曲線図番	各半径における翼列性能曲線図番	全体性能曲線図番
3次	No.1	30	+5°	0°	第14図	第27-1図 ~第27-7図	TR-2 第19図
			"	-10°	第15図		
			"	-20°	第16図		
			"	-30°	第17図		
			"	+5°	第18図		
			$\beta_{r1}=+5^\circ$ $\beta_{r2}=+7^\circ$	β_{s1} β_{s2} 0° 0° 5° 0° -10° -10°	第19図 第20図 第21図	第28-1図 ~第28-7図	TR-2 第20図
0°	0°	第22図	第29-1図 ~第29-7図				
4次	No.3	30	0°	0°	第23図	第30-1図 ~第30-7図	TR-2 第21図
			7°	0°	第24図	第31-1図 ~第31-7図	
				-10°	第25図		
				-20°	第26図		



第 12 図



第 13 図

所で半径方向のピトーラバースを行ない、その際流出角の計測はヨーメーターを流出方向に合わせて角度の測定を行なった計測結果であるから、次のことがいえる。

1) 流出角

二次元翼列試験結果からもわかるように、この翼列の場合に、円周方向一ピッチ間の流出角の変動は wake 部分以外は非常に小さいから、内外壁に近い部分以外では計測値を一ピッチ間の平均流出角としてさしつかえない。内外壁に近い部分では、二次流れと境界層の影響とによって wake が大きくなり、一ピッチ間でも流出角が相当変化する。したがって、この測定

ように、一箇所で行なった結果は、平均流出角からいくらか離れることがありうる。しかし、この測定では一ピッチ間のほぼ中央でトラバースを行なったので、この影響はほとんどないと考えられる。

2) 全 圧

全圧は半径方向にほぼ一定であるが、これは wake 以外の部分の測定であるから当然である。また、翼列が半径方向のどの部分でも剝離を起こしていないことをも示すわけである。

内外壁に非常に近い部分の計測は、内壁は翼車外径で回転しているため、危険を避けて 5 mm のところまでしか計測を行なわなかった。また、外壁に近い部分は計測用ピトー管の挿入孔（直径 10 mm）の近くにピトー管先端支持部（1 mm ϕ の管 3 個をまとめたもの）がきているため、挿入孔と支持部の影響によって、正確な圧力、角度を示さないの、外壁より 6.5 mm のところまでの値を記入してある。

3) 静 圧

これは計測した全圧および平衡したヨーメーターの圧力より算出したものであるから、前記 1) 2) の影響が入っているものであり、内外壁近くでは正確な値を示さない。しかし、それ以外の部分の値は正しい値を示しており、静圧分布は旋回速度分布に応じて、外径に近づくに従って高くなっている。したがって、記入してある範囲の値は正確なものと考えられる。

4) 流出速度分布

これも計測した全圧および平衡したヨーメーターの圧力より算出したものであるから、前記 1) 2) の影響が入ってくるが、3) と同様のことがいえ、記入値は正確なものと考えられる。

5) 軸流速度分布

これは流出角度および流出速度から算出したものであるから 4) と同様のことがいえ、記入値は正確なものと考えられる。

2.4.2.2 動翼翼列

動翼翼列の内部流動試験は、性能試験用試験装置を用いて行ない、2.4.1 の全体性能試験ともに行なったもので、第 2 段動翼出口で計測を行なったことは前述のとおりである。

また、前述の理由により、内部流動試験結果としては、第 3 次試験結果および第 4 次試験結果のみを述べることになる。

各試験時における試験条件およびそれらに対応する図番は第 1 表に示すごとくであり、内部流動計測結果を第 14 図～第 26 図に示す。

計測点は、たとえば第 14 図について述べれば、これは TR-2 第 19 図の $\beta_s=0^\circ$ の曲線上の 5 点について内部流動の計測を行なった計測結果であり、第 14 図中に測定点の Q_r^* および R_r^* を記入してある。他の図もすべて同様の方法で記入してある。

1) 計測値について

これらの計測はすべて第2図に示す第2段動翼後 47 mm のピトー管位置の点で、円周方向一箇所で半径方向トラバースを行ない、ヨーメーターを流出方向 (α_3) に合わせて、角度および圧力の計測を行なったものである。したがって、計測結果については次のことがいえる。

i) 旋回角度分布 (α_3)

これは計測した流出角度の絶対値であるが、ここでは軸方向を零度とし、回転方向を + として表わしてある。

このようにして測定する場合、ピトー管およびヨーメーターには、回転する翼列の wake による、瞬間的に角度および速度の変動する流れが当たるため、正確には平均流の方向および速度を示さないわけであるが、[II] の二次元翼列での翼後方一ピッチのトラバース結果からもわかるように、一ピッチ間に占める wake の部分は小さい範囲であり、角度は wake 部分以外の部分の平均値で近似できるわけであるから、この場合のヨーメーターの示す角度も正しい値として使用してさしつかえない。もちろん、厚翼で節弦比の小さい翼列の場合にはこの近似はなりたたない。

ii) 軸流速度分布

軸流速度は i) の α_3 とヨーメーターをこの方向に向けた場合に計測した全圧およびヨーメーター圧から算出した絶対流出速度とから算出したものである。

この場合も、計測した全圧およびヨーメーター圧には i) と同様の変動圧力がかかるわけであるから、計測値はその平均値であり、正確には真の速度は算出できないわけであるが、i) と同様に wake 範囲は全体に比し小さいので、この計測値を用いて算出した速度は正しいものとしてさしつかえない。もちろん、i) と同様に厚翼で節弦比の小さい場合には、やはりこの近似はなりたたない。

iii) 相対流出角度分布 (α_4)

これは旋回角度分布および軸流速度分布を用いて(2)式によって算出したものである。この場合 U は回転数の計測値より算出したから正確である。また、 α_4 , V_a にも前 i) ii) と同様のことがいえるから、このようにして算出した α_4 も正しい値といえる。

2) 計測結果について

計測結果全般を通観すると次のことがいえる。

i) β_s 一定で流量を減じていくと、翼根本から失速が始まり、翼端に向かって進行する。これは α_4 が根本部で大きくなることおよび V_a 分布が根本部で減じていくことからわかる。

ii) No. 1 翼については第 14 図～第 22 図を見ると、i) の傾向は β_s が + の値になるにつれて大きくなり、 β_s が負になるにつれて減少し、 $\beta_s = -10^\circ$ 位では大分少なくなり、 $\beta_s = -$

20°, -30° ではほとんど消えている。したがって、動翼前後での半径方向の流れは β_s が 0° よりやや負のところから目だつようになり、+5° では非常に顕著になる。したがって、流入角の算出に (4) 式を用いる範囲は $\beta_s < 0^\circ$ と考えられる。

iii) No. 3 翼については第 23 図～第 26 図を見ると、No. 1 翼と同様に ii) の傾向はあるが、 $\beta_s = -20^\circ$ でも No. 1 翼の $\beta_s = 0^\circ$ に近い半径方向の流れがあり、つまり $\beta_s < -20^\circ$ で No. 1 翼の $\beta_s < 0^\circ$ と同じ精度で流入角の算出に (4) 式を用いることになる。

iv) No. 1 翼と No. 3 翼とを比較すると、根本近くで ξ の大きい No. 3 翼の方が、根本付近の流動状況が悪く、早く失速を起こしており、二次元翼列試験結果の傾向と同一の傾向を示している。

3. 回転翼列試験結果と二次元翼列試験結果との比較

3.1 前置静翼翼列

前置静翼翼列について、内部流動試験結果と二次元翼列試験結果とを比較すると次のことが明らかである。

1) 内外壁に近い境界層の部分以外では、二次元翼列試験結果の流出角と回転翼列試験結果の流出角とは良い一致を示している。

2) しかし、外壁に近い部分では、外壁の境界層および二次流れの影響を受けて、流出角は約 1° 程度の差異を示しており、また、内壁に近い部分では内壁が翼車外径で回転しているため、この境界層部分では、流体は翼車回転方向に引きずられる影響があることおよび二次流れの影響によって、流出角は小さくなっている。これらの影響が大きい範囲は、図示のように内外壁より約 10 mm 位である。

したがって、[I] の二次元翼列試験結果は、送風機用翼列の設計に用いるのに十分な精度と適応性を持つ資料であることが明らかとなった。

3.2 動翼翼列

動翼翼列の回転翼列試験結果を、二次元翼列試験結果と比較するために、第 14 図～第 26 図に示す内部流動計測結果から、翼高さ方向について、翼端から翼根本付近までの 7 断面について翼列性能を算出し、これを回転翼列性能として用いることにする。

3.2.1 回転翼列性能

内部流動試験結果の各図について半径比 $R/R_T = 0.992, 0.949, 0.906, 0.863, 0.821, 0.780, 0.740$ の 7 断面について、迎角 i に対して転向角 ε および流出角 α_s を算出し、プロットして回転翼列性能として第 27-1 図～第 31-7 図のごとく表わす。

内部流動試験結果の中で流量を変えた場合は、回転翼列性能上では迎角の変化になって表わ

される。流出角、転向角については次のことがいえる。

1) 流出角

流出角は内部流動試験結果の相対流出角度である。

2) 転向角

転向角は、前置静翼からの流出角は前項のとおり二次元翼翼列試験結果と一致するから、設計値どおりであるとし、動翼前後での軸流速度的変化はないものとして算出した。この後者の仮定は2.4.2.2-2)に述べたように、流量を減じ迎角を増すにつれて、翼根本部に失速が起き、失速部分が翼端に向かって発達していき、それにつれて翼根本部の軸流速度的が相対的に減少していくような場合については、動翼中での半径方向の流動が多いために、失速を起こしている部分はもちろん、失速を起こしていない部分についてもなりたたない。しかし、それ以外の場合すなわち第3次試験のNo.1翼については $\beta_s < 0^\circ$ の場合、また第4次試験のNo.3翼については $\beta_s < -20^\circ$ の場合に対してはなりたつわけである。

このようにして整理すると、動翼が一定の場合には β_s を変えても、動翼に対する迎角が変化するのみであるから、 β_s を変えた結果は一つのグラフ上にプロットできるわけである。第27図、第28図、第31図はこの場合である。

2.2.2 二次元翼翼列性能

比較する二次元翼翼列性能は〔Ⅱ〕の試験結果を用い、内挿法を用いて算出したものであり、第27図～第31図中に α_i および ε について実線で記入してある。この実線の右端には短い縦線が記入してあるが、これは〔Ⅱ〕の試験結果中で、二次元翼翼列としての性能を示す範囲として実線で示した範囲に対応する限界を示すもので、これより大きい迎角範囲では、二次元翼翼列としての性能を翼翼列試験では得ることができない部分である。

3.2.3 回転翼翼列性能と二次元翼翼列性能との比較

比較する動翼翼列の組は、第1表に示すように、No.1翼については3組、No.3翼については2組、合計5組である。これらは3.2.1-2)の仮定がなりたつ場合となりたたない場合とに分かれ、なりたつ場合のみが比較しうるデータとなるわけである。

1) 比較に用いる回転翼翼列データ

(イ) 第27図の中の $\beta_s = -10^\circ$ ($\times-\times$)、 $\beta_s = -20^\circ$ ($\square-\square$)、 $\beta_s = -30^\circ$ ($\bullet-\bullet$)のデータ

(ロ) 第28図の中の $\beta_s = -10^\circ$ ($\times-\times$)のデータ

2) 比較に用い得ない回転翼翼列データ

1)のもの以外はこの範囲に入るが、この中のものについては次のことがいえる。

(イ) No.1翼で $\beta_s = 0^\circ$ およびNo.3翼で $\beta_s = -20^\circ$ 、 $\beta_s = -10^\circ$ の場合の、翼根本部の失速範囲が、あまり大きくならない流量範囲に対応する迎角範囲のデータは比較に用いる。

(ロ) (イ) 以外のもの、すなわち第 27 図の中の $\beta_s = +5^\circ$ 第 30 図、第 31 図の中の $\beta_s = 0^\circ$ は比較に用い得ないものと考えられる。

上記のような分類をした後に回転翼列データを二次元翼列試験結果と比較すると次のことが明らかである。

1) 比較に用いる回転翼列データについては

(イ) 回転翼列試験データと二次元翼列試験データとは、 $i \sim \varepsilon$, $i \sim \alpha_i$ のいずれに対してもすべて非常に良い一致を示している。

(ロ) 翼列試験結果で二次元翼列としての性能を示す範囲の迎角までは、回転翼列試験結果の流出角はほぼ一定で、二次元翼列の場合と一致しており、これを越すと急に増加し始め、転向角は取れなくなる。すなわち、翼列試験で二次元翼列としての性能を示さなくなる迎角範囲は、回転翼列の場合でも失速を起こす部分である。

2) 比較に用い得ない回転翼列データについては

(イ) その中で比較に用いる部分、すなわち第 27 図の $\beta_s = 0^\circ$ 、第 28 図の $\beta_s = 0^\circ$ 、第 29 図、第 31 図の $\beta_s = -10^\circ$ 、 -20° 、の迎角の小さい部分については、回転翼列試験結果と二次元翼列試験結果とは前 1) と同様に良く一致している。しかし、流量が減少し、翼根本部が失速する状態に対応する迎角になると、もはや一致しなくなる。

(ロ) 比較に用い得ない回転翼列データについては、二次元翼列データとは一致しない。これは失速していない部分については動翼通過中に、軸流速度は増加するにもかかわらず、計算は軸流速度は変わらないとして行なったため、迎角を実際より小さく算出した結果となり、したがって迎角に対する転向角は二次元翼列の場合より大きくなったからである。しかし、この場合動翼前の計測を行っても、翼列前後で軸流速度が変化するため、やはり二次元翼列試験結果とは正確には比較し得ないわけであり、この項に属するデータは比較には用い得ないものである。

4. む す び

以上遷音速風洞主送風機の 9% 模型送風機を用いて行なった回転翼列試験結果と、[I] および [II] の二次元翼列試験結果との比較を行なった結果次のことが明らかになった。

1) 増速翼列としての前置静翼翼列については、二次元翼列風洞試験結果と回転翼列試験結果との間には良い一致が見られ、[I] の二次元翼列試験結果は設計に用いる正確な資料であることが確認できた。

2) 喰違い角の大きい減速翼列についても、二次元翼列風洞試験結果と回転翼列試験結果との間には良い一致が見られ、[II] の二次元翼列試験結果は設計に用いる正確な資料である

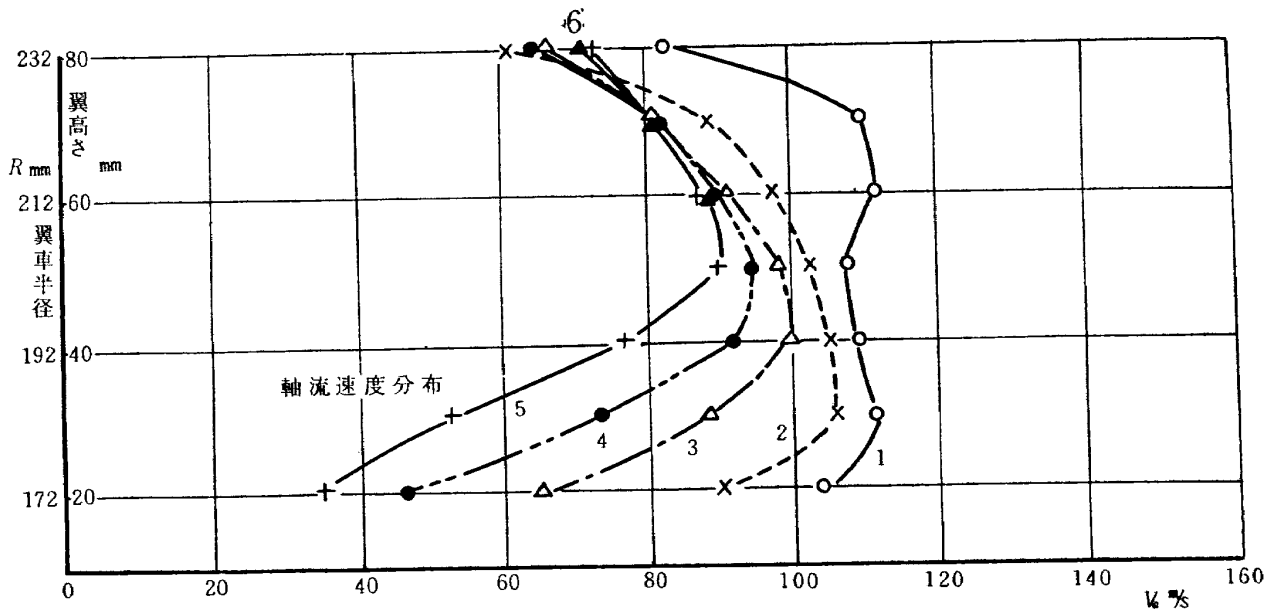
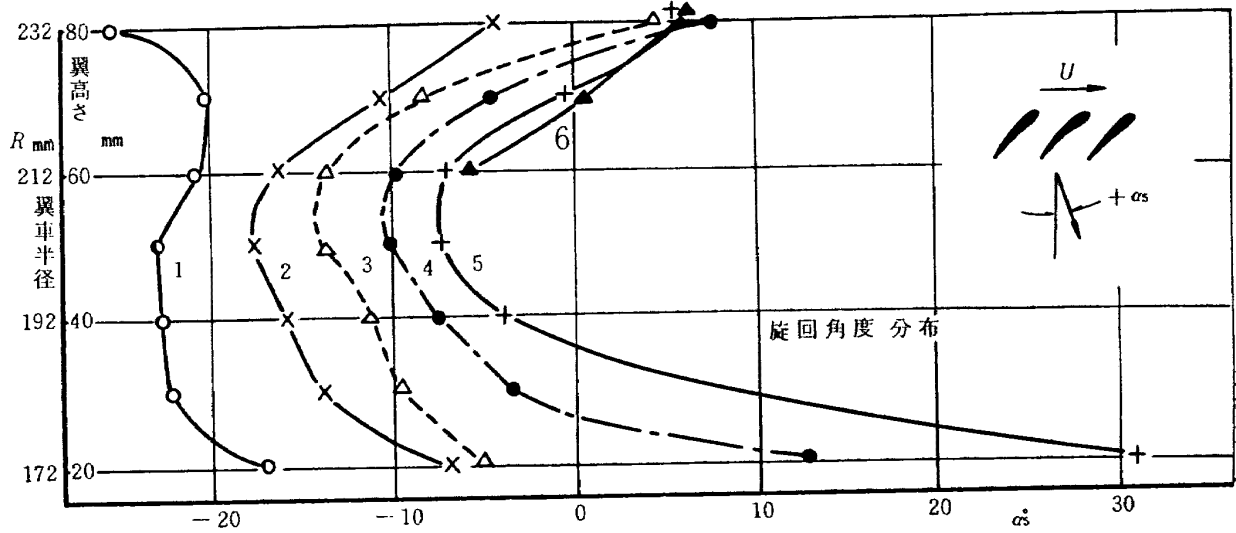
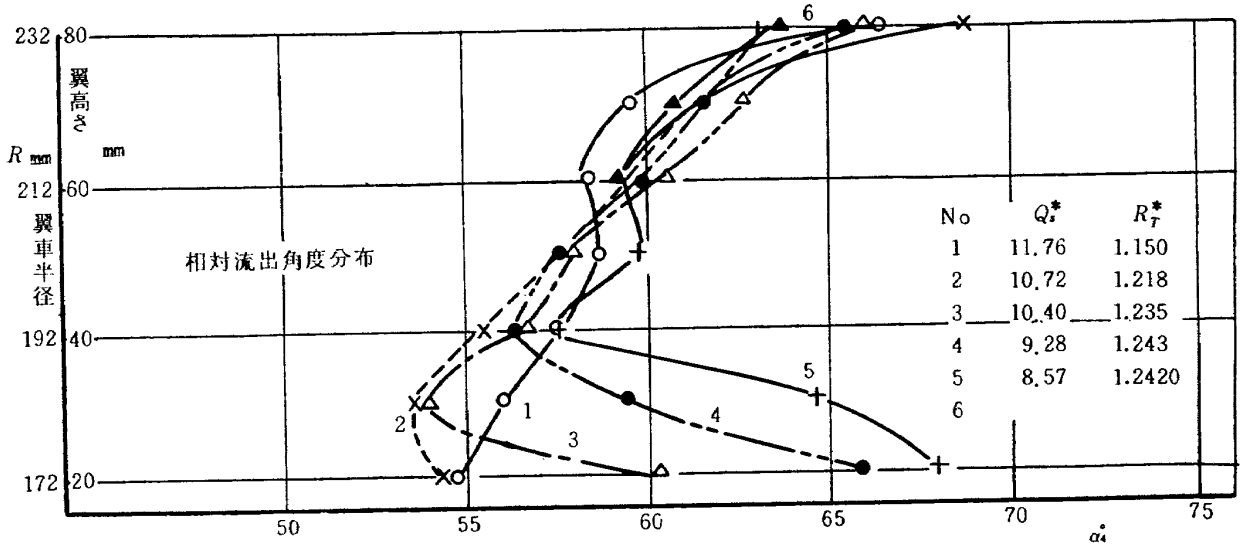
ことが確認できた。

終りに、本研究を行なうにあたり終始御援助いただいた山内原動機部長に感謝の意を表す。また、前置静翼翼列の回転翼列試験には平木空気力学第一部長の御援助を得た。実験計算は高原技官、西脇技官および森田技官の協力を得た。また、比較のための整理には大山技官、圧縮機研究室、タービン研究室および翼列研究室の方々の協力を得た。ここに厚く感謝の意を表す。

文 献

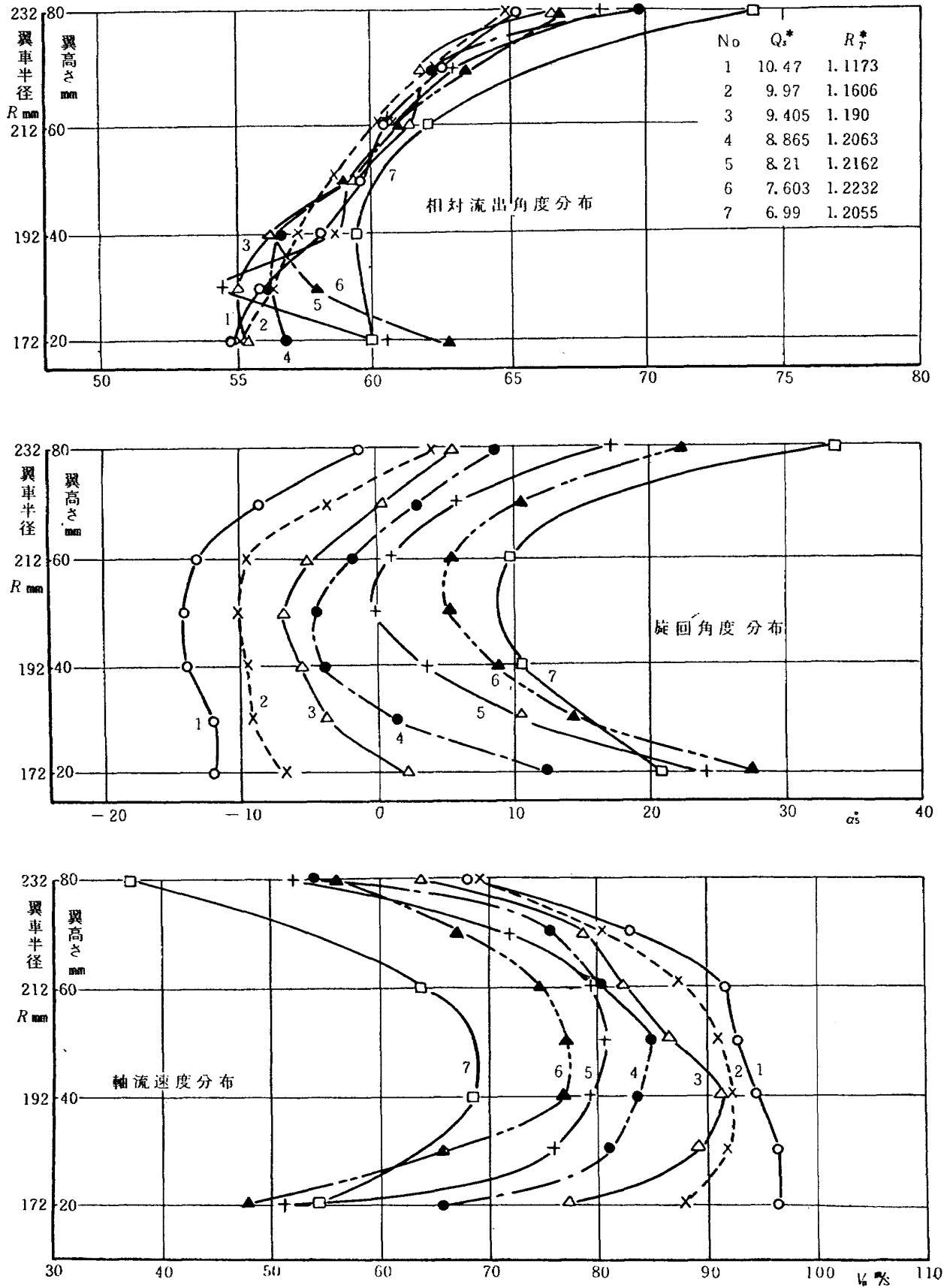
- (1) 和田 勇, 松木正勝, 原田正一: 増速翼列の研究 (第2報)—Inlet Guide Vane の実験 II—機械試験所々報 第7巻 第3号, 昭和28年。
- (2) 和田 勇, 松木正勝, 原田正一: 増速翼列の研究 (第3報)—翼列実験について—機械試験所々報 第8巻 第1号, 昭和29年。
- (3) 和田 勇, 松木正勝: 増速翼列の研究 (第1報), 機械学会第30期定期総会講演前刷, 昭和28年4月。
- (4) 和田 勇, 松木正勝, 原田正一: 増速翼列の研究 (第2報)—タービンプレードの実験—第3回応力連合会講演前刷, 昭和28年9月。
- (5) 和田 勇, 松木正勝: 増速翼列の研究 (第3報)—ノズルブレードに関する試験結果—機械学会第32期定期総会講演前刷, 昭和30年4月。
- (6) 和田 勇, 他4名: 二次元翼列の研究, 機械試験所報告 第26号, 1956年10月。
- (7) 松木正勝, 高原北雄: 喰違い角の大きい減速翼列の研究 (第1報, 翼列試験方法の検討) 日本機械学会論文集 第27巻 180号, 昭和36年8月。
- (8) 松木正勝, 高原北雄: 喰違い角の大きい減速翼列の研究 (第2報, 翼列試験結果とその検討) 日本機械学会論文集 第27巻 180号, 昭和36年8月。
- (9) 松木正勝, 高原北雄, 西脇英夫, 森田光男: 喰違い角の大きい減速翼列の研究, 航空技術研究所報告 TR-10, 1961年3月。
- (10) 山内正男, 松木正勝, 塩入淳平, 富永守之: 遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機—模型送風機による性能試験, 航空技術研究所報告 TR-2, 1960年5月。

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



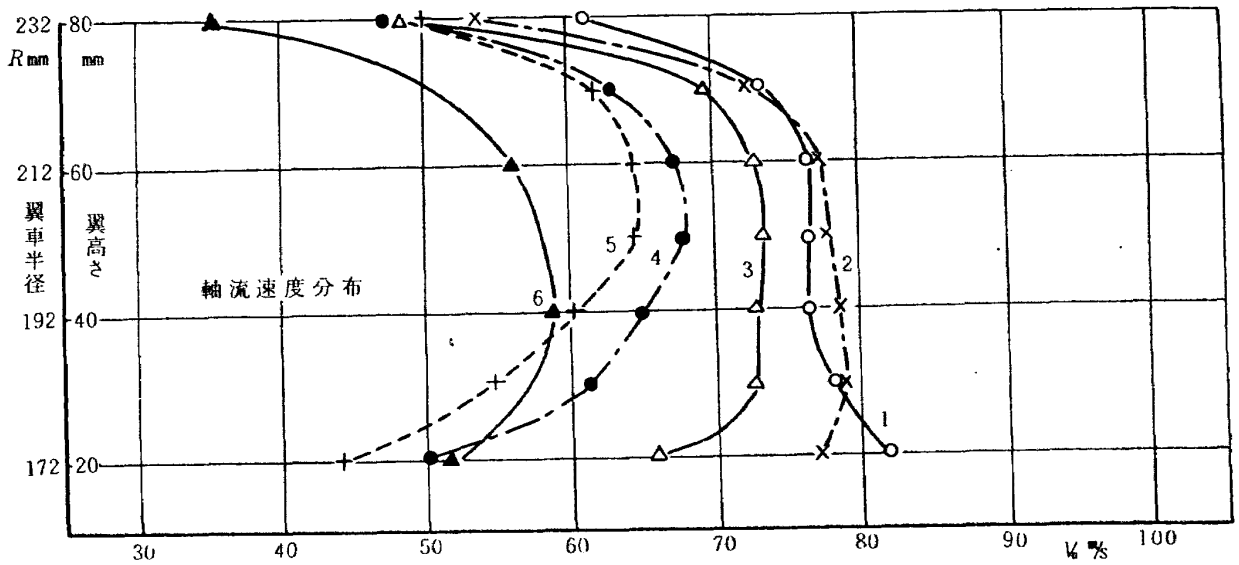
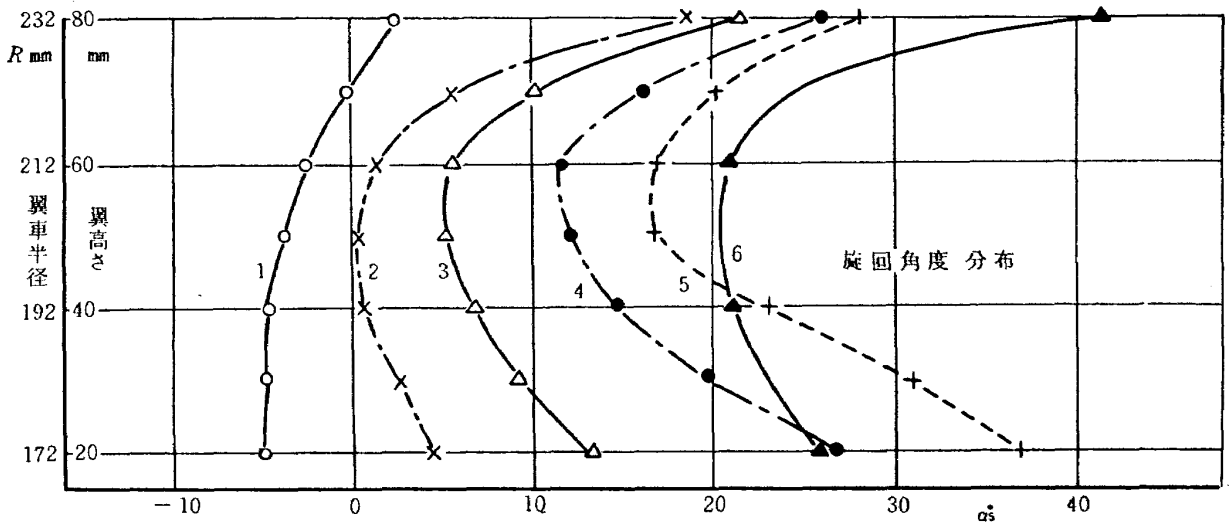
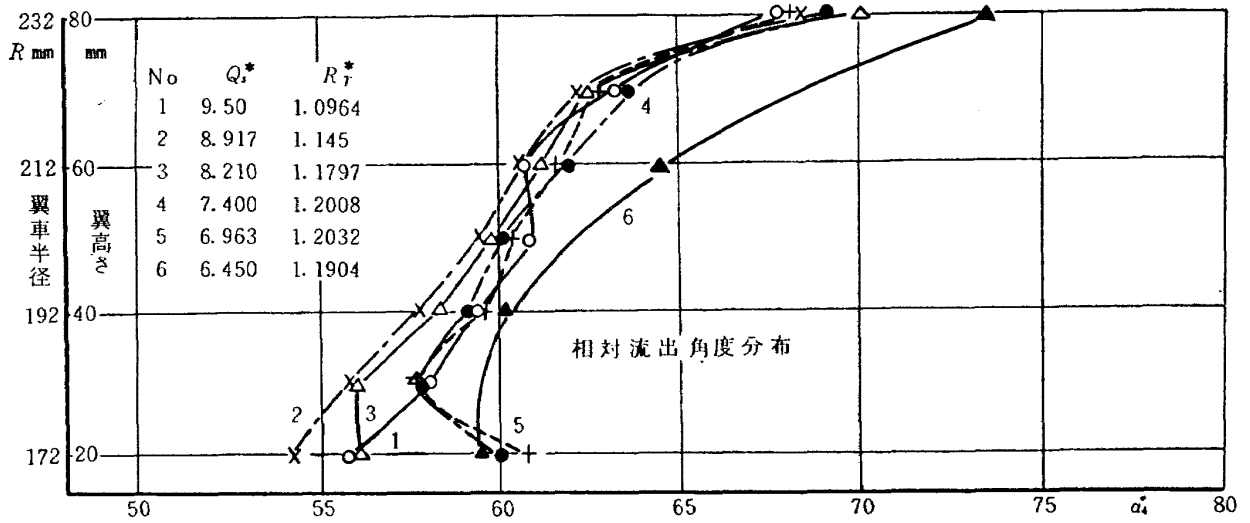
第 14 図 第 3 次 試 験

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



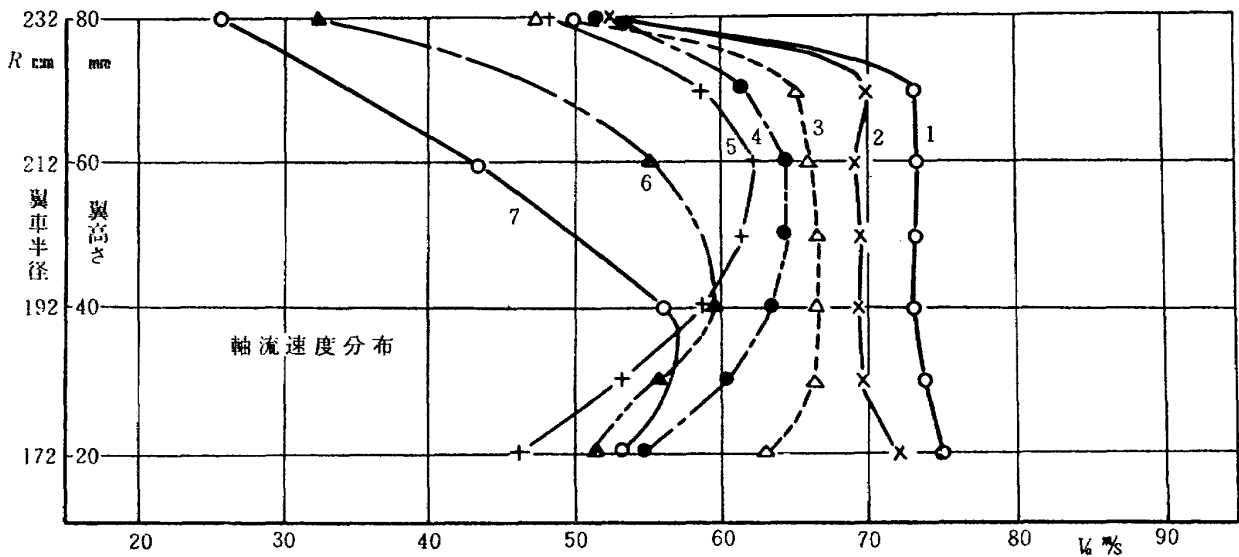
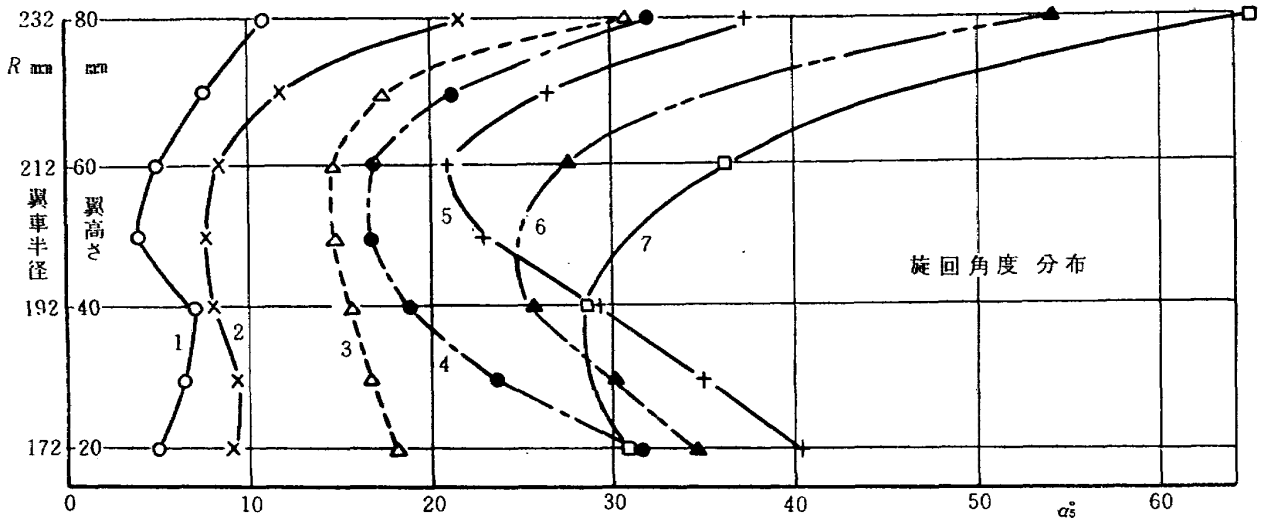
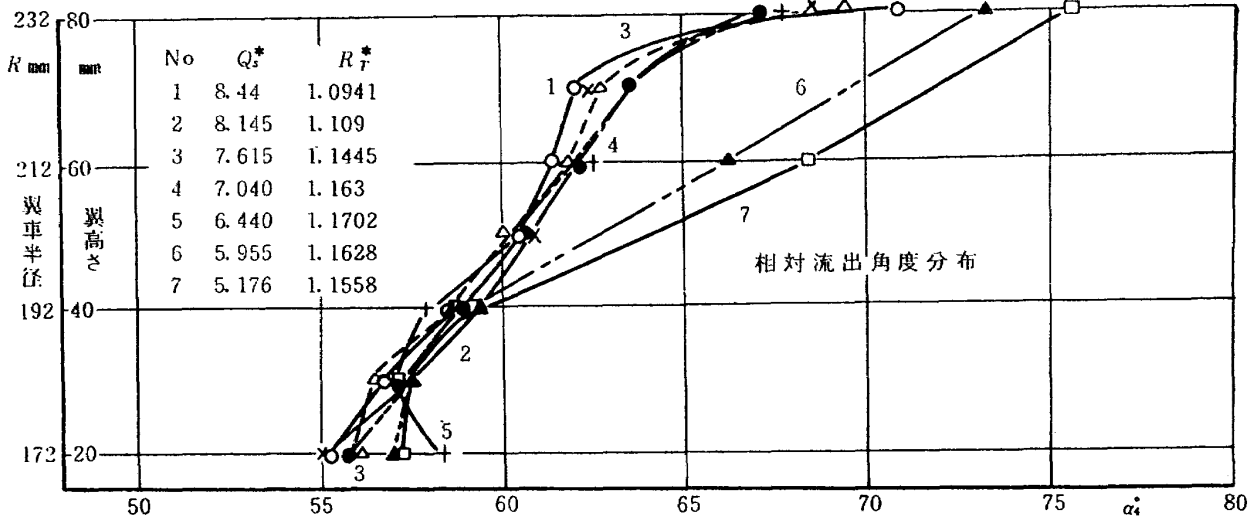
第15図 第3次試験

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



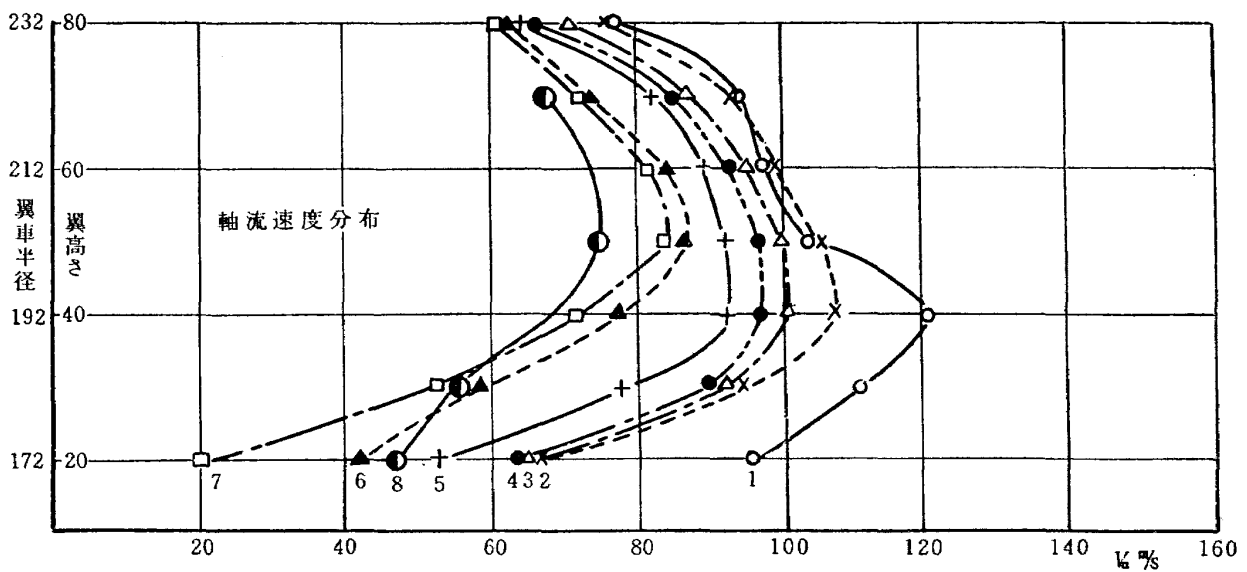
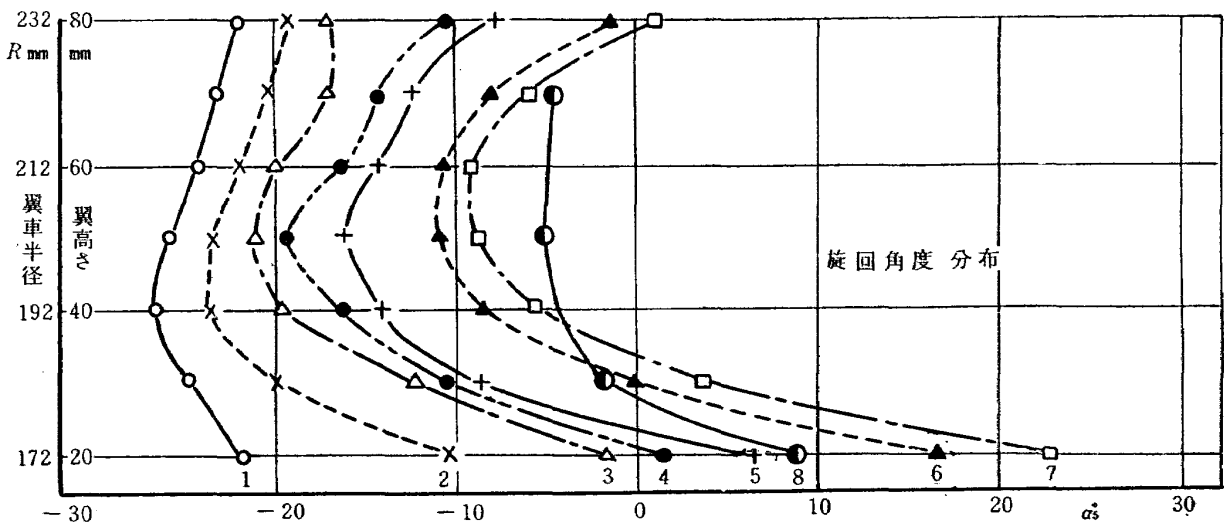
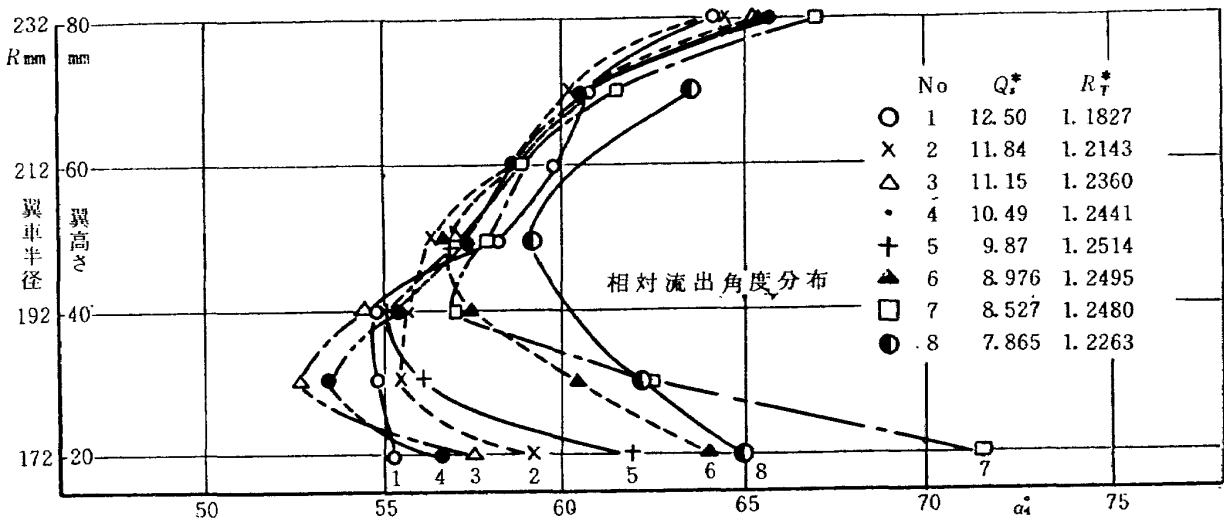
第 16 図 第 3 次 試 験

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



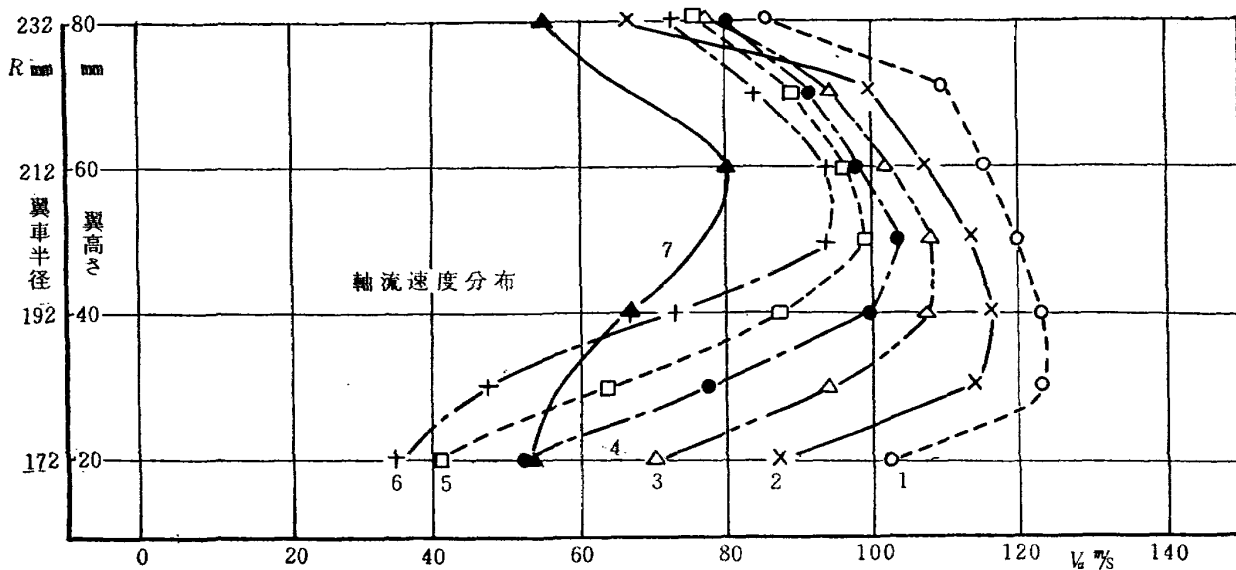
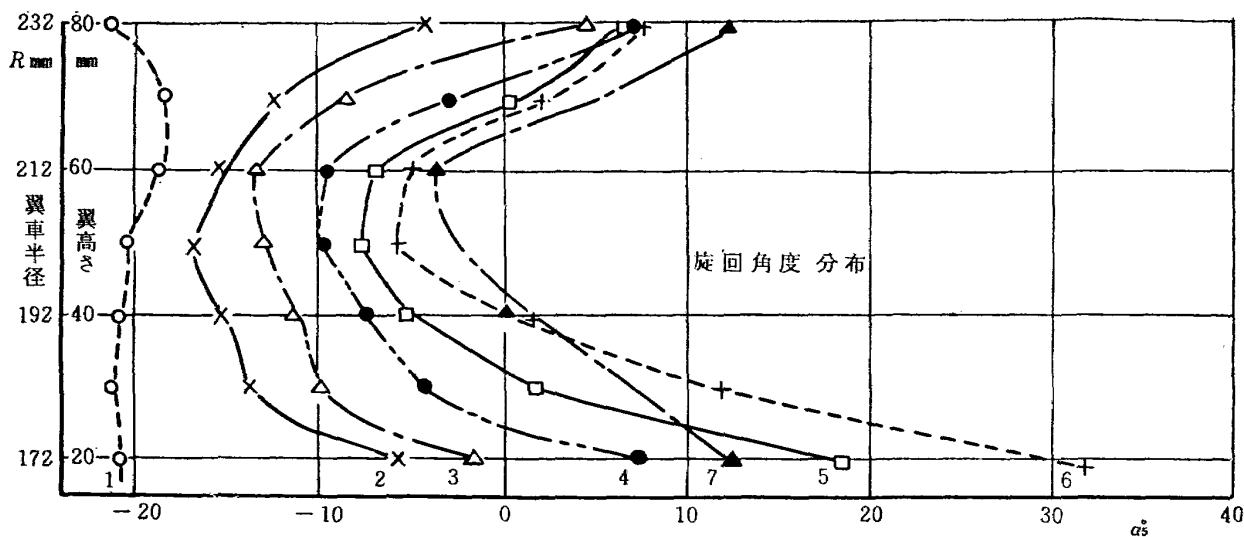
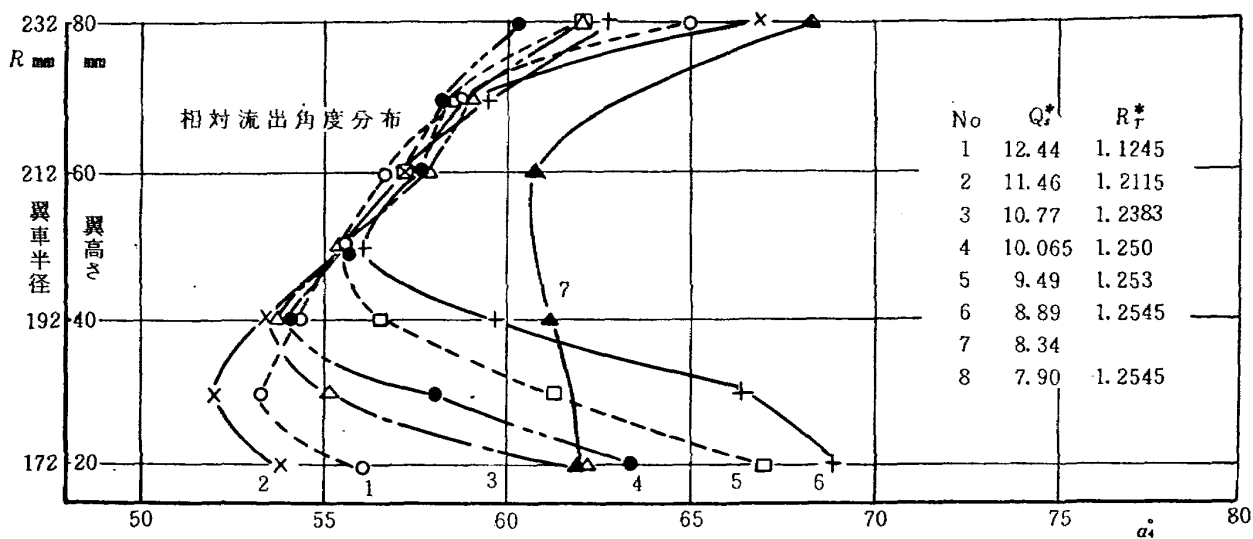
第17図 第3次試験

No. 1 Blade 動翼 30 枚 $\beta_r = +5^\circ$ $\beta_s = +5^\circ$ $n = 5550 \text{ r p m}$



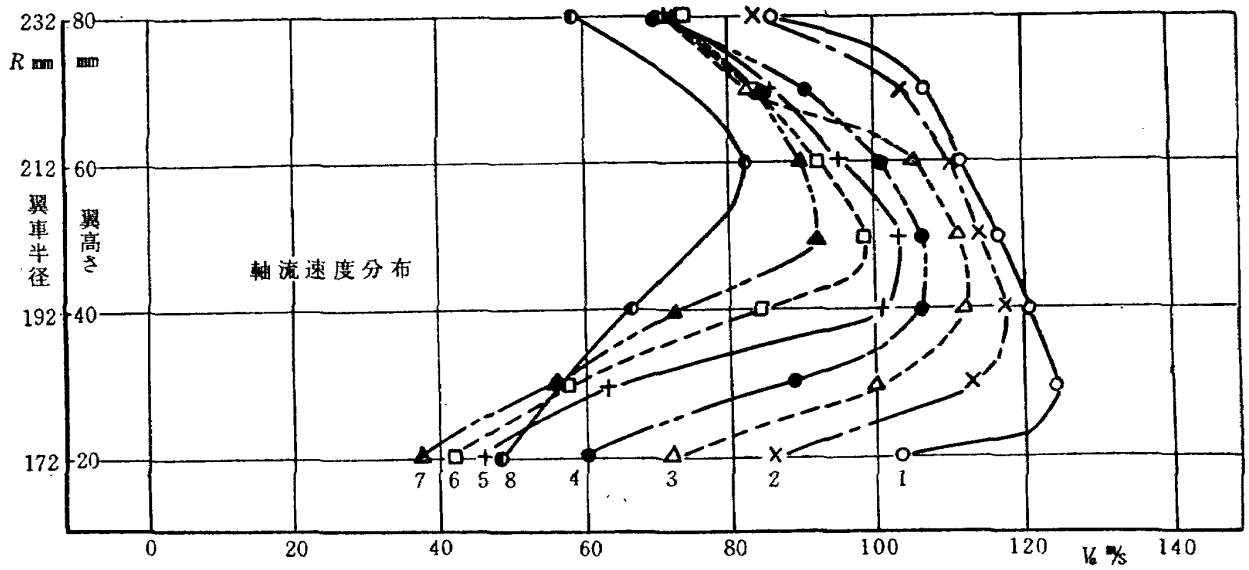
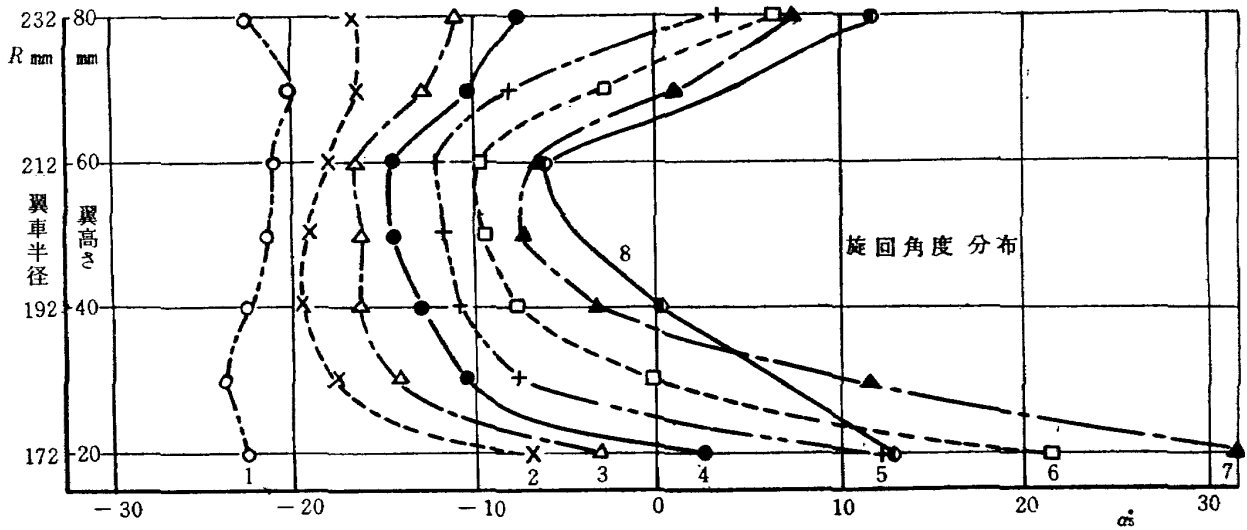
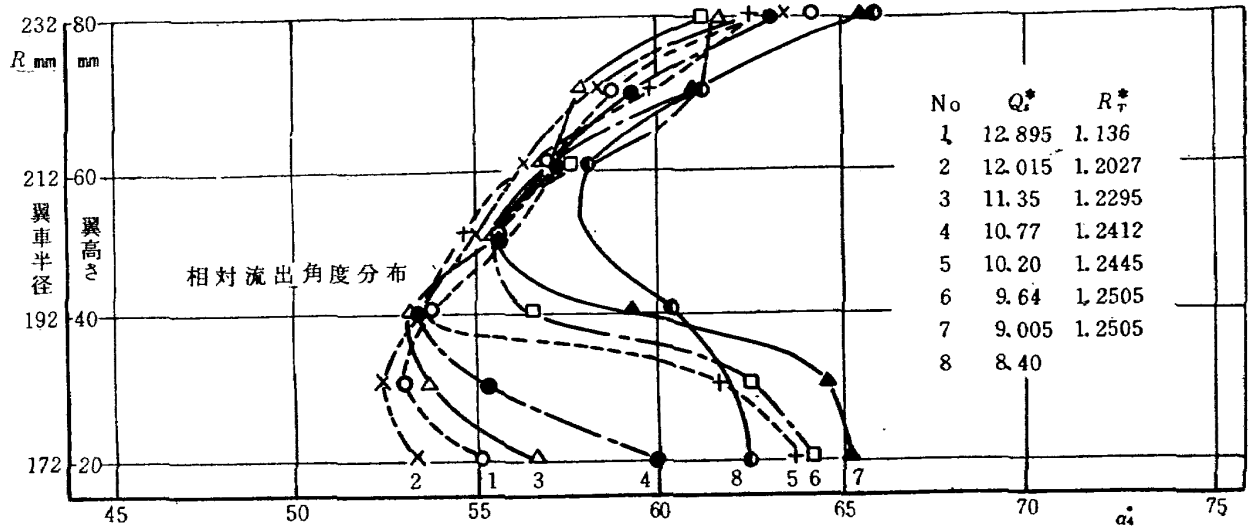
第 18 図 第 3 次 試 験

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



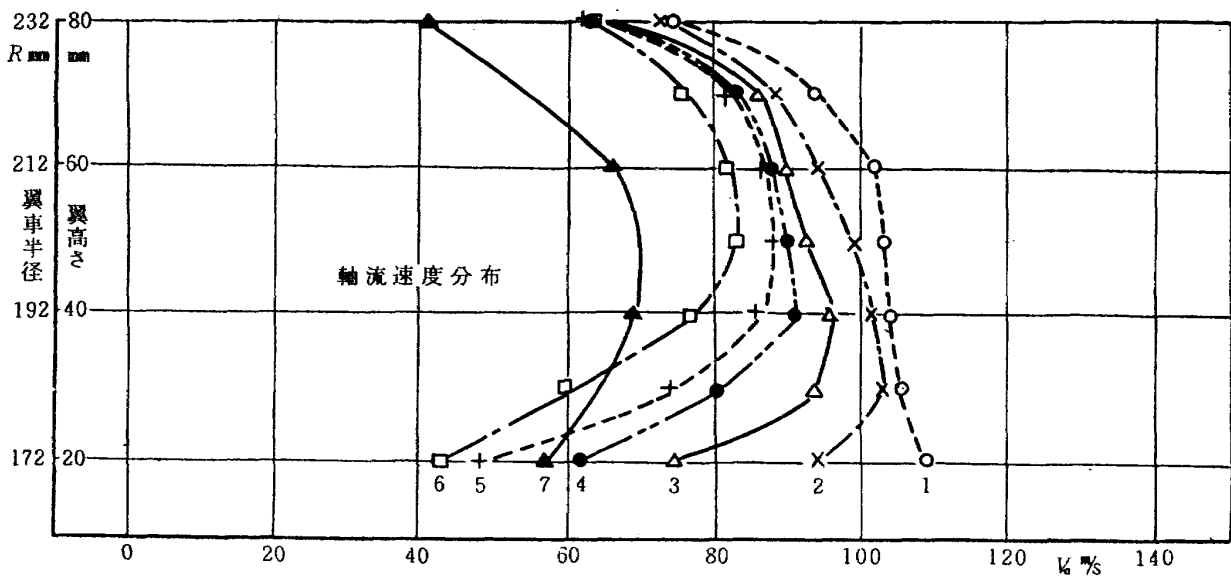
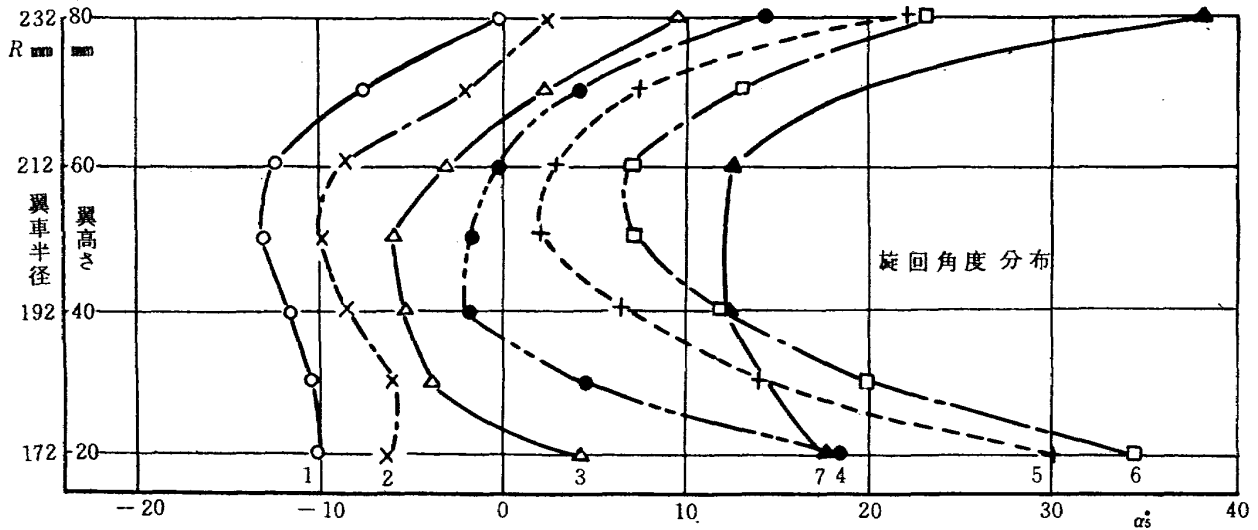
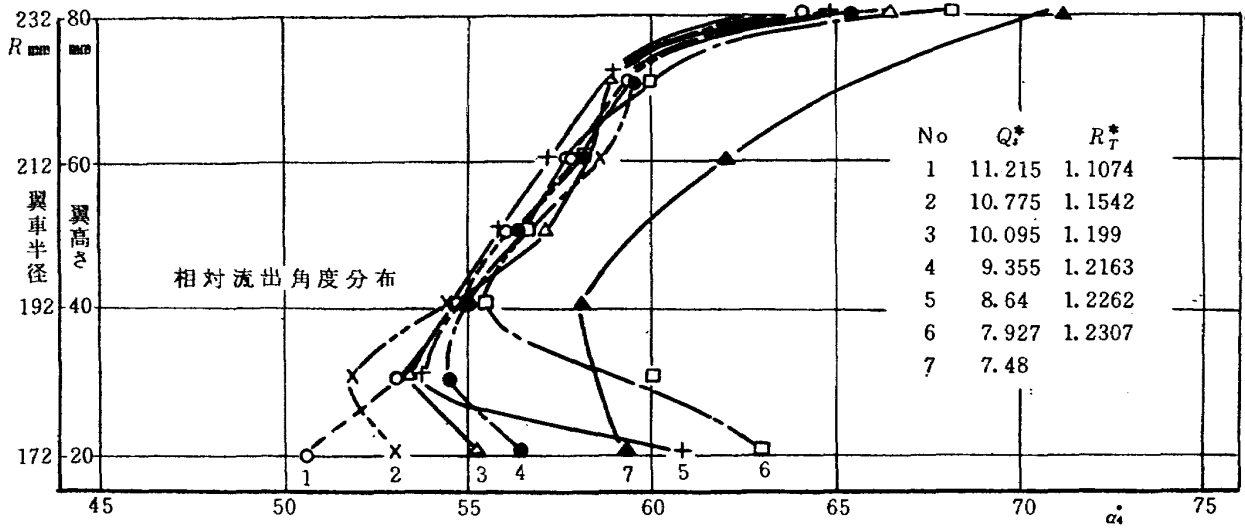
第19図 第3次試験

No. 1 Blade 動翼 30枚 $\beta_{r1} = +5^\circ$ $\beta_{r2} = +7^\circ$ $\beta_{s1} = +5^\circ$ $\beta_{s2} = 0$ $n = 6020 \text{ r.p.m}$



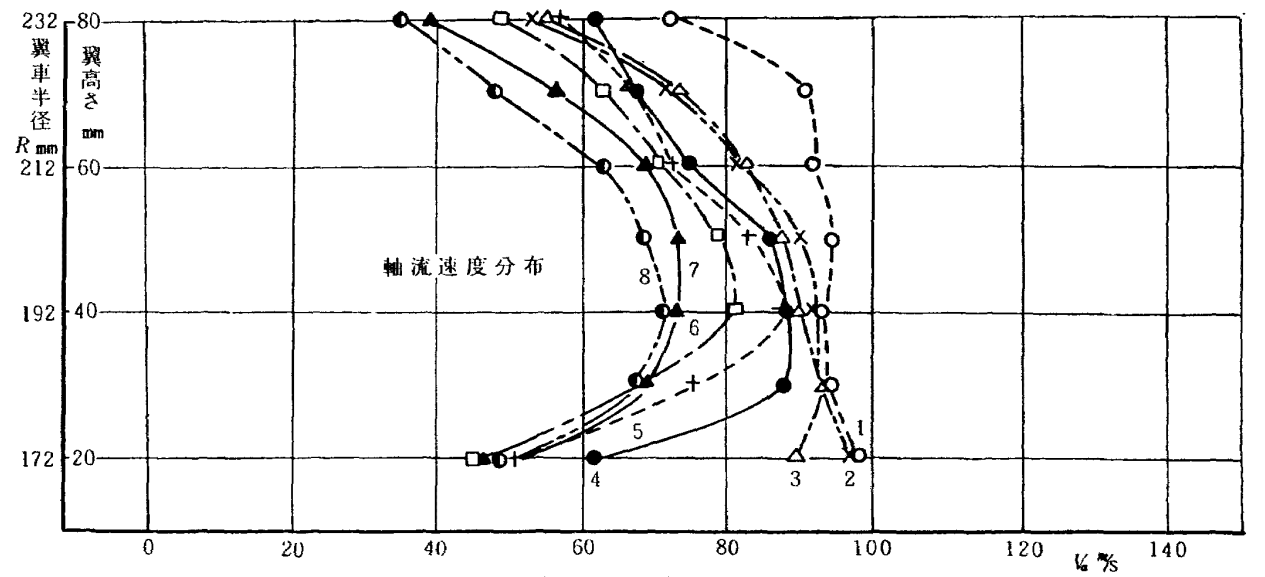
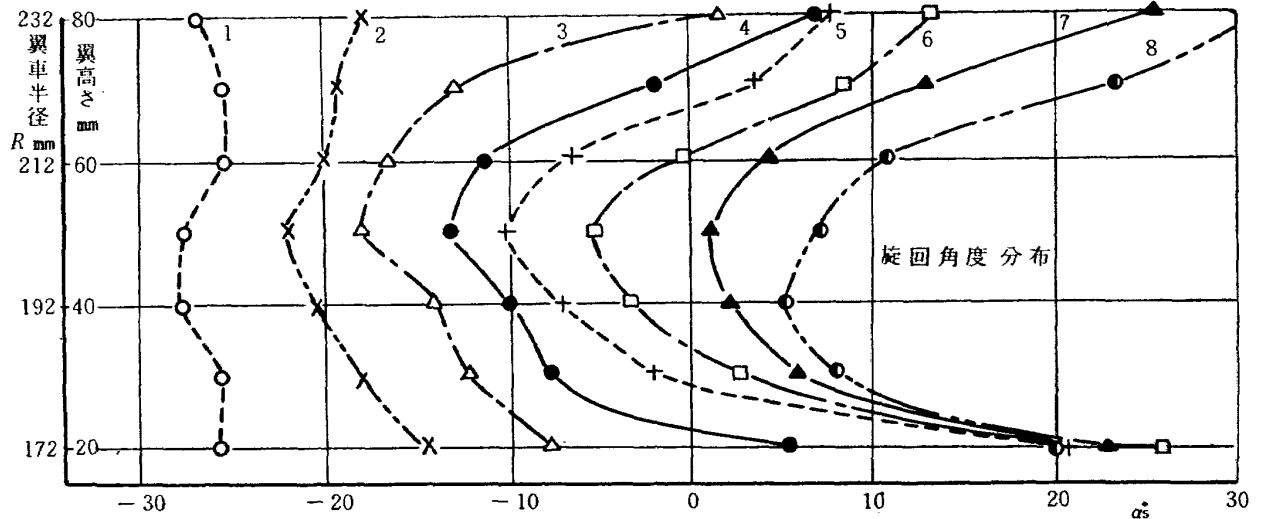
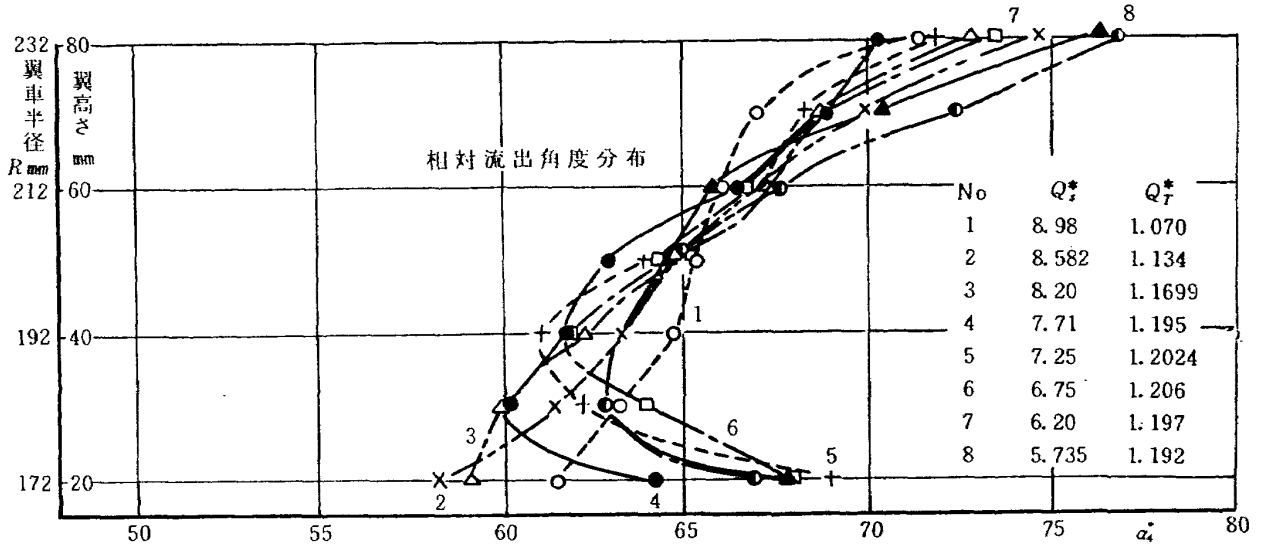
第20図 第3次試験

No. 1 Blade 動翼 30 枚 $\beta_{r1} = +5^\circ$ $\beta_{r2} = +7^\circ$ $\beta_{s1} \beta_{s2} = -10^\circ$ $n = 6330 \text{ r pm}$



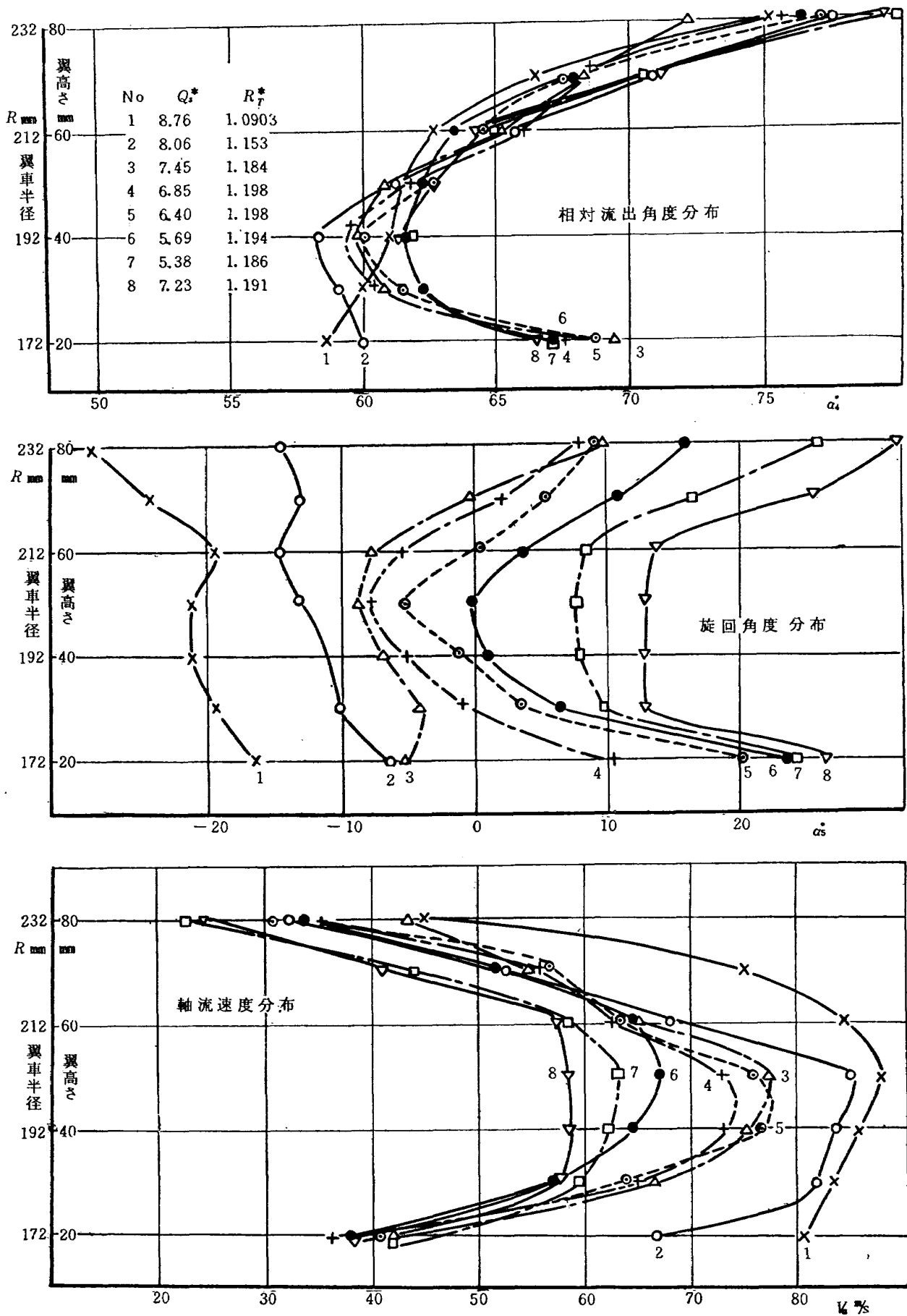
第 21 図 第 3 次 試 験

No. 1 Blade 動翼30枚 $\beta_{r1.2} = 0^\circ$ $\beta_{s1.2} = 0^\circ$ $n = 7335 \text{ r p m}$



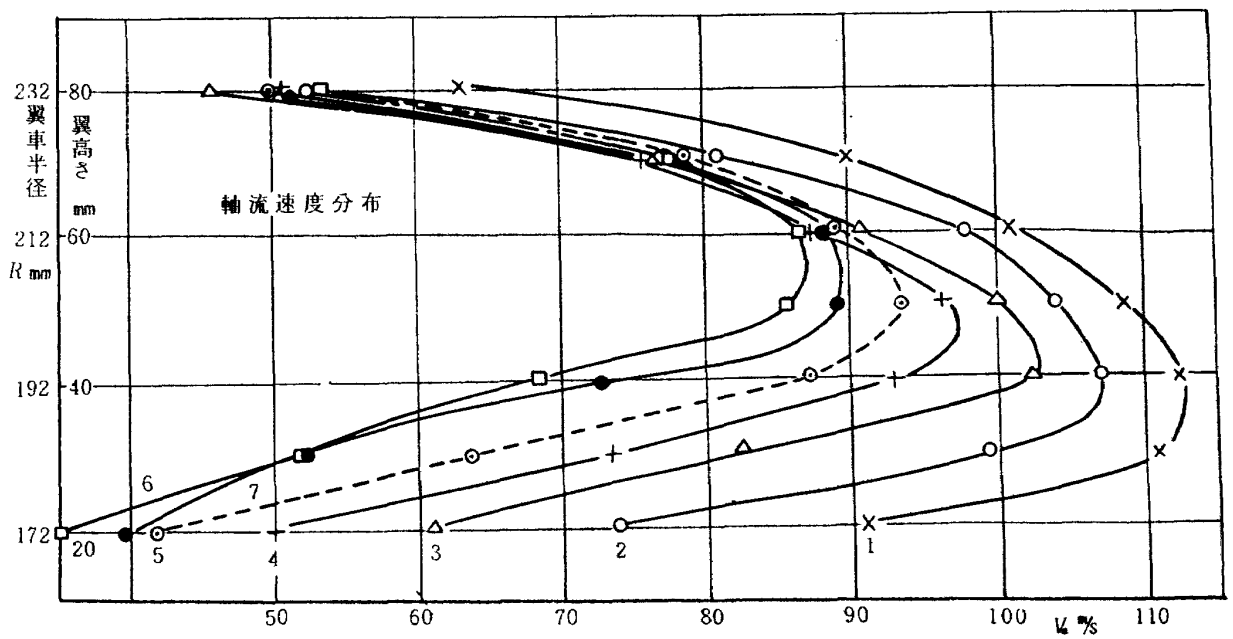
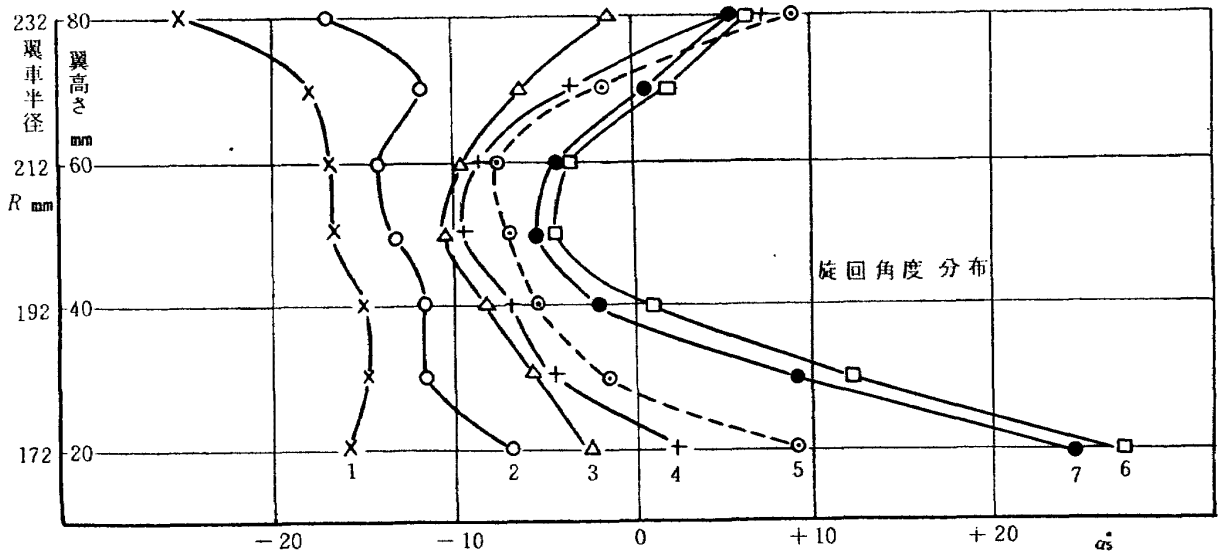
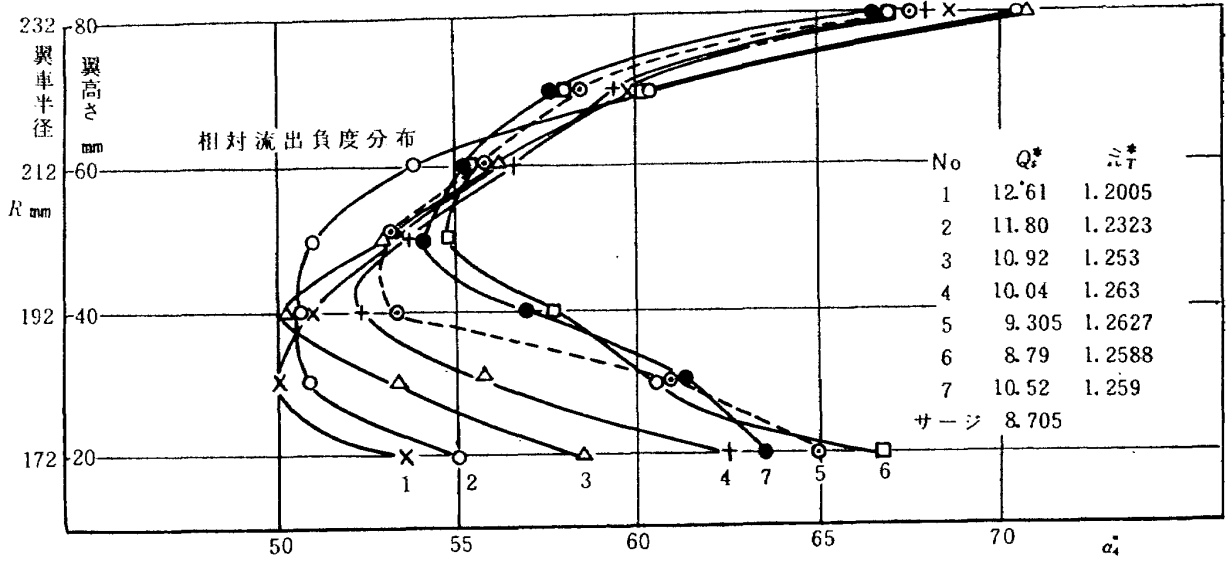
第22図 第3次試験

No. 3 Blade $\beta_{r,2} = 0^\circ$ $\beta_{s,2} = 0^\circ$ $n = 6000 \text{ r p m}$



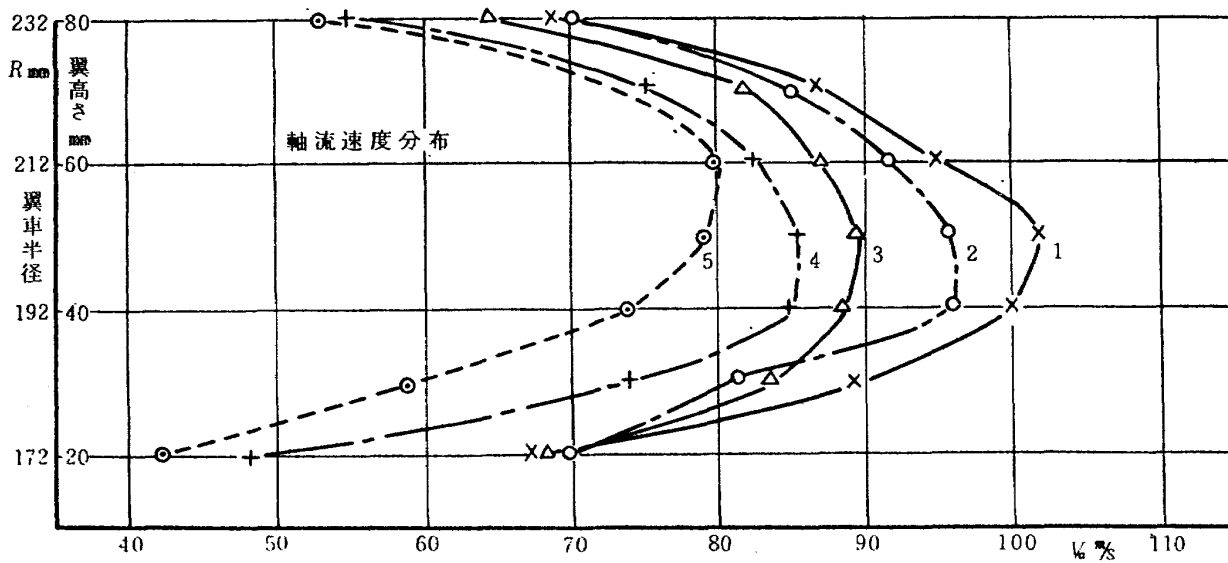
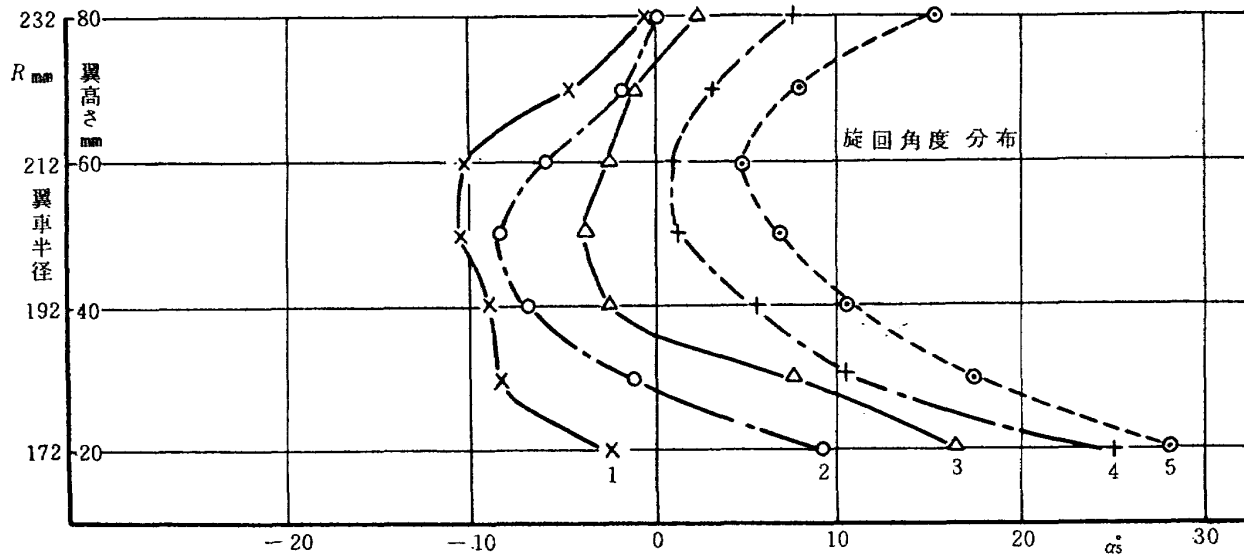
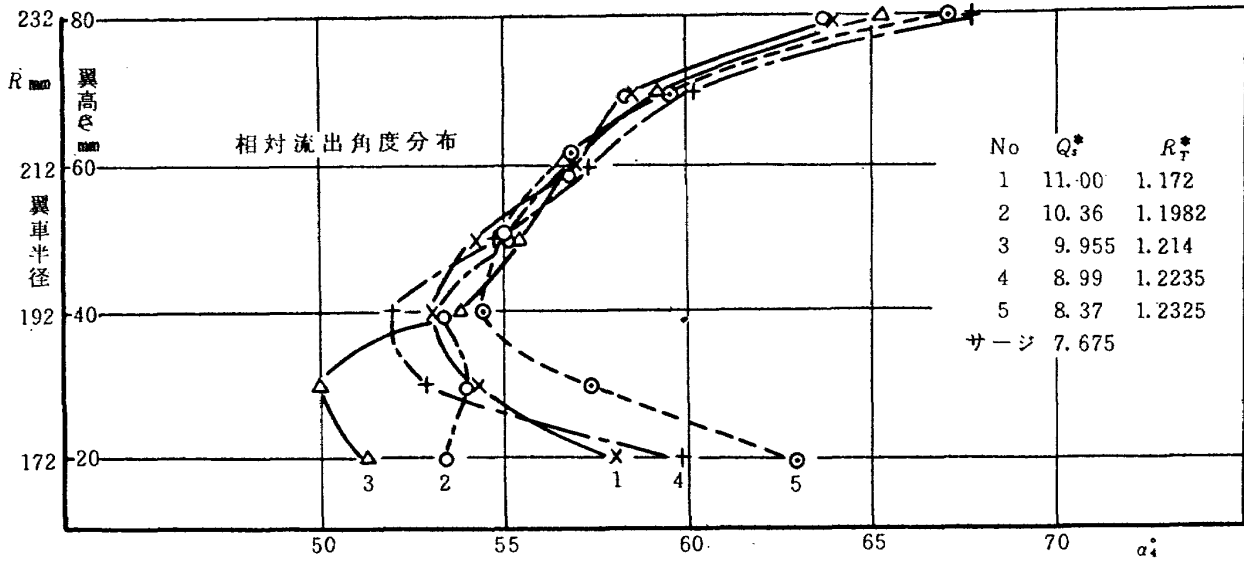
第23図 第4次試験

No. 3 Blade $\beta_{r1} = +7^\circ$ $\beta_{s1} = 0^\circ$ $n = 5400 \text{ r.p.m}$



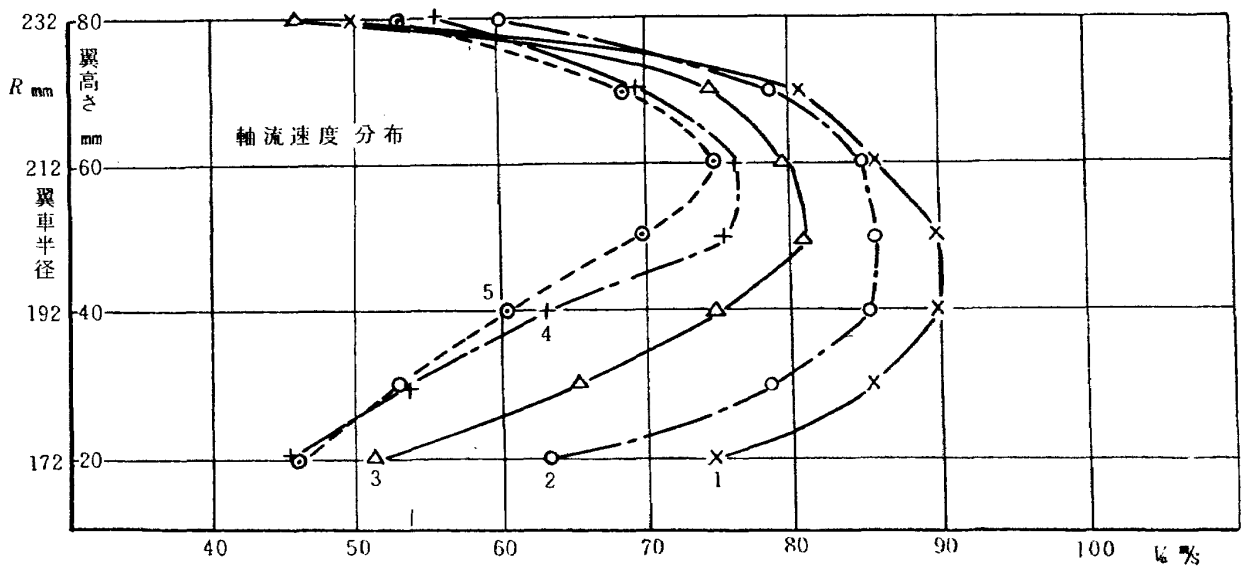
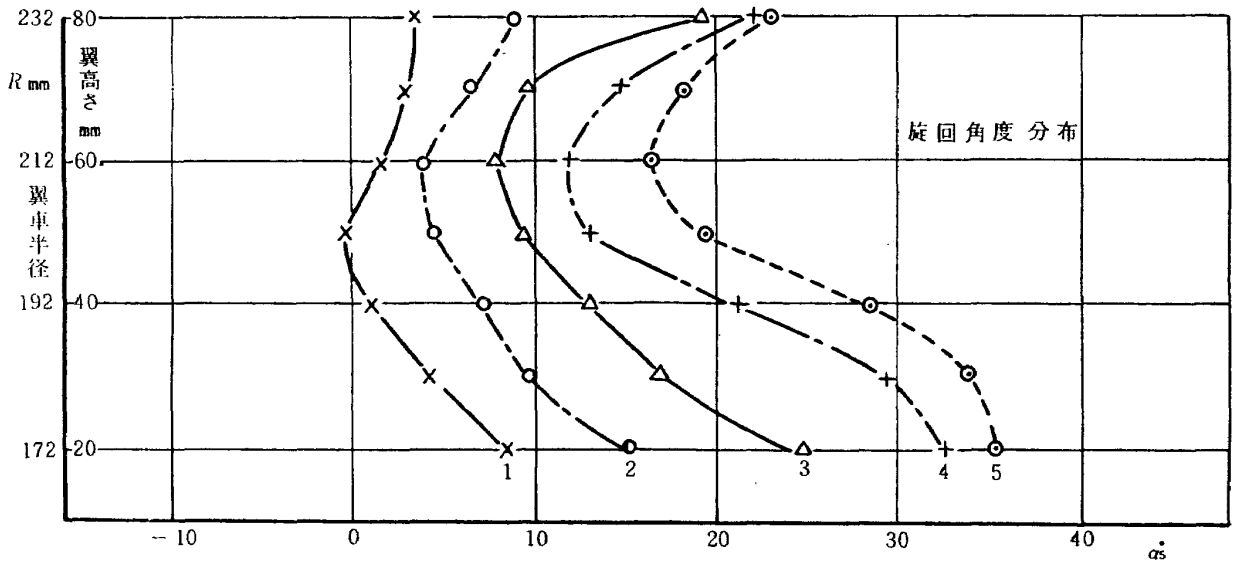
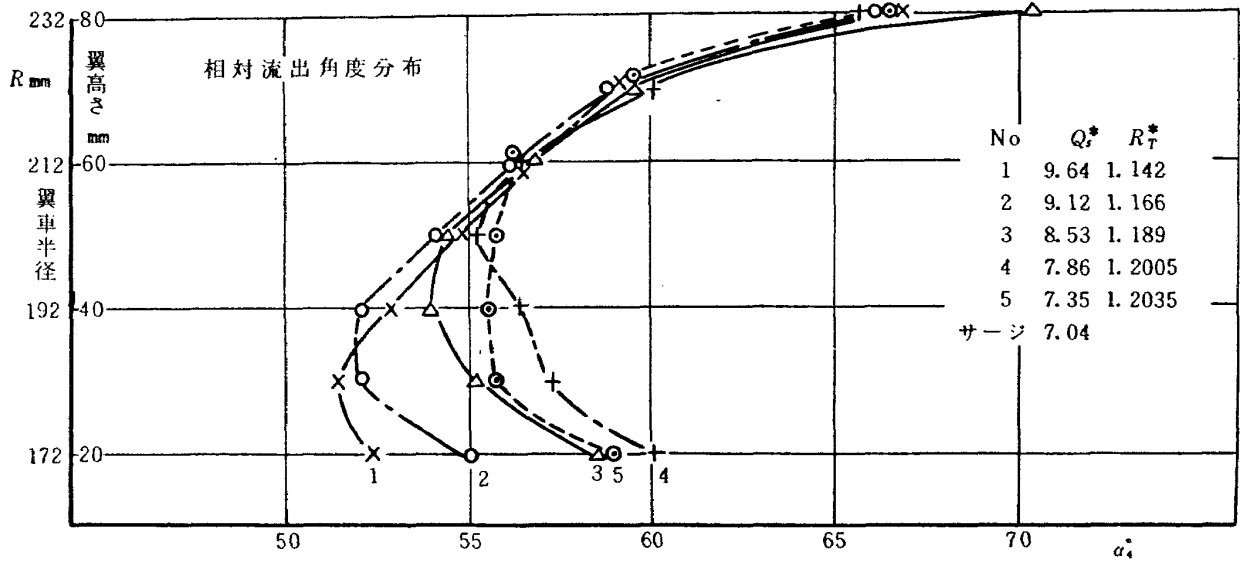
第24図 第4次試験

No. 3 Blade $\beta_{r12} = +7^\circ$ $\beta_{s12} = -10^\circ$ $n = 5850 \text{ r p m}$

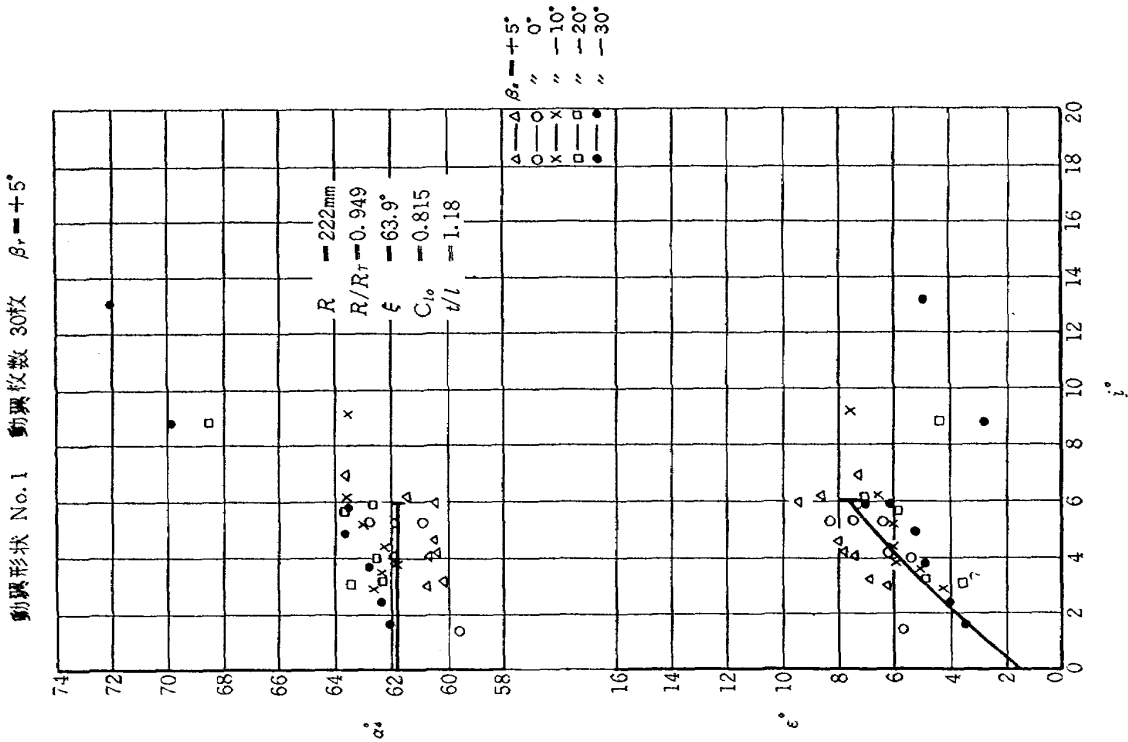


第25図 第4次試験

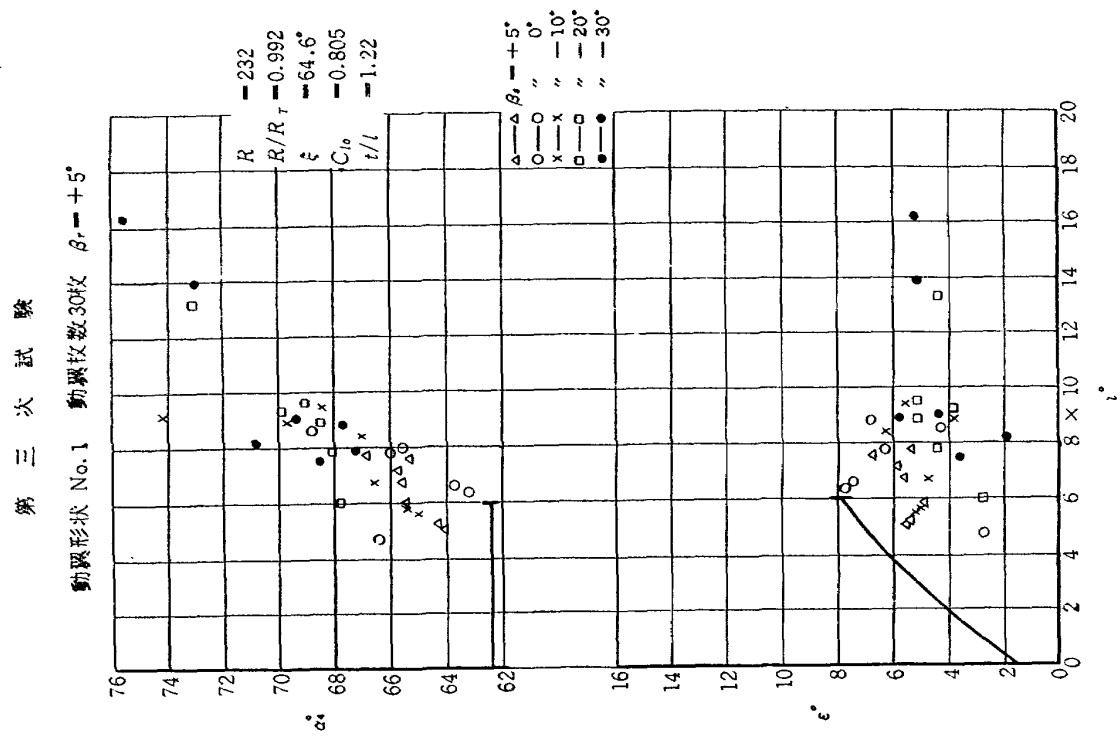
No. 3 Blade $\beta_{12} = +7^\circ$ $\beta_{12} = -20^\circ$ $n = 6000 \text{ r p m}$



第26図 第4次試験

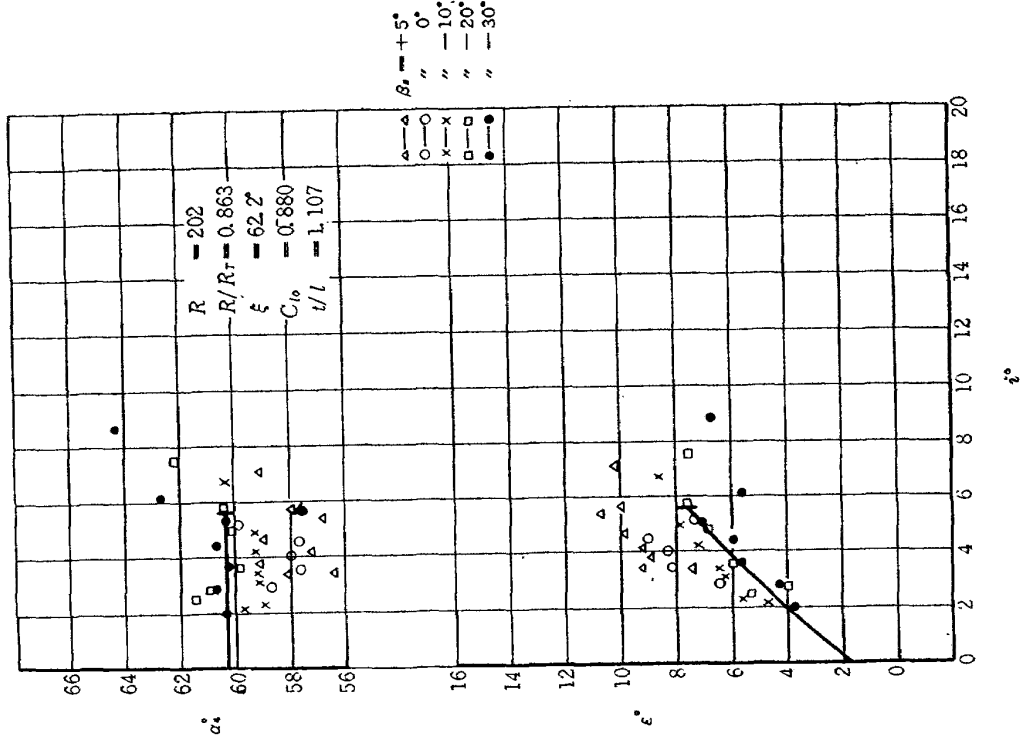


第 27-2 図



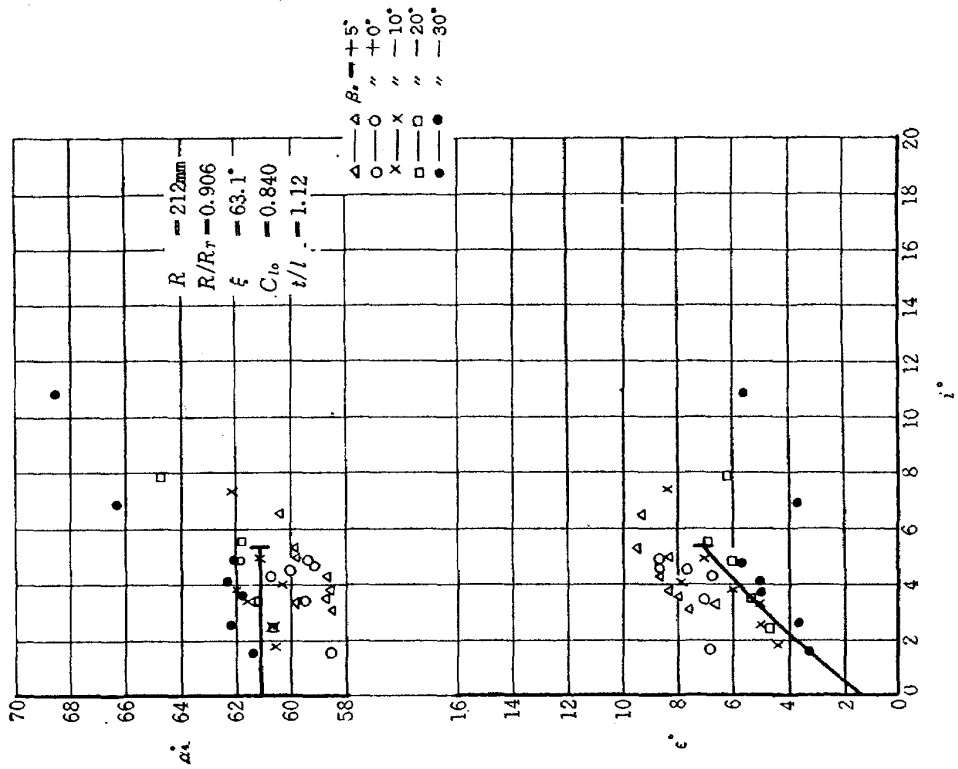
第 27-1 図

動翼形状 No.1 動翼枚数 30枚 $\beta_r = +5^\circ$



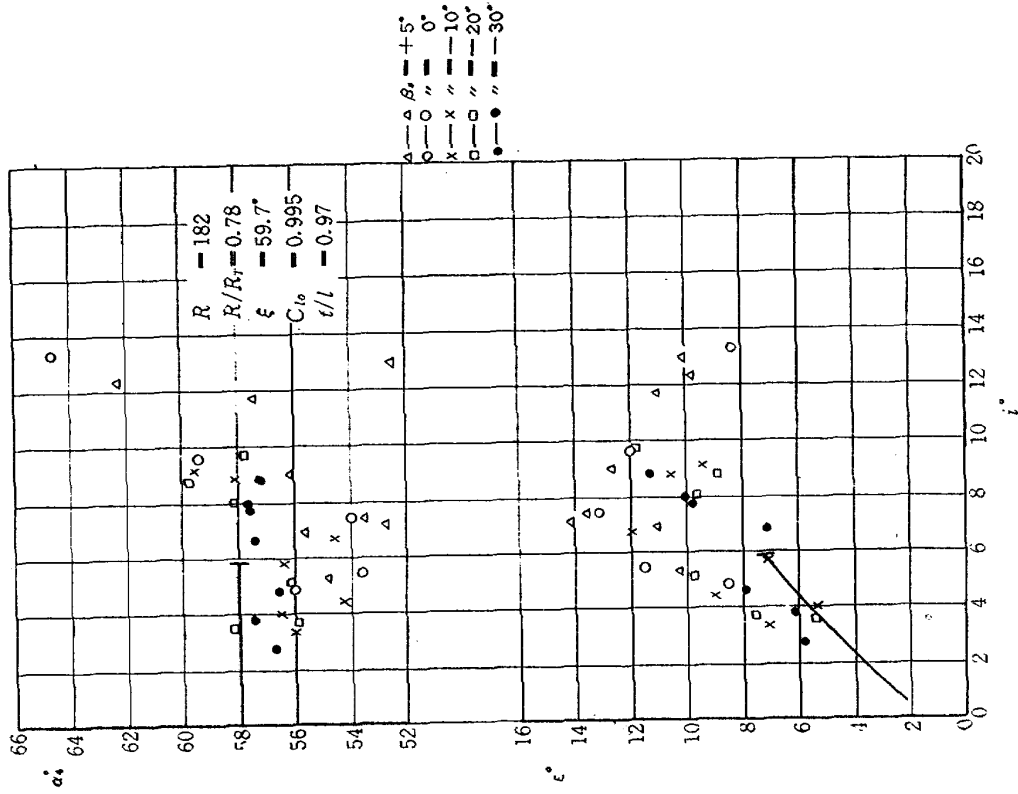
第 27-4 図

動翼形状 No.1 動翼枚数 30枚 $\beta_r = +5^\circ$



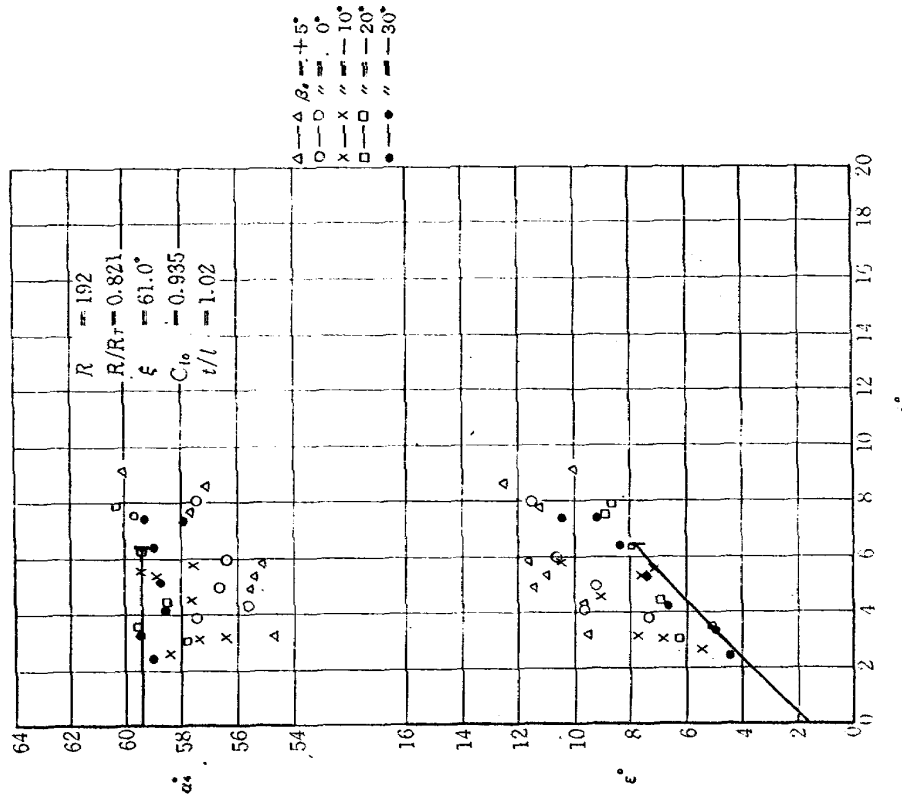
第 27-3 図

動翼形状 No.1 動翼枚数 30枚 $\beta_r = +5^\circ$



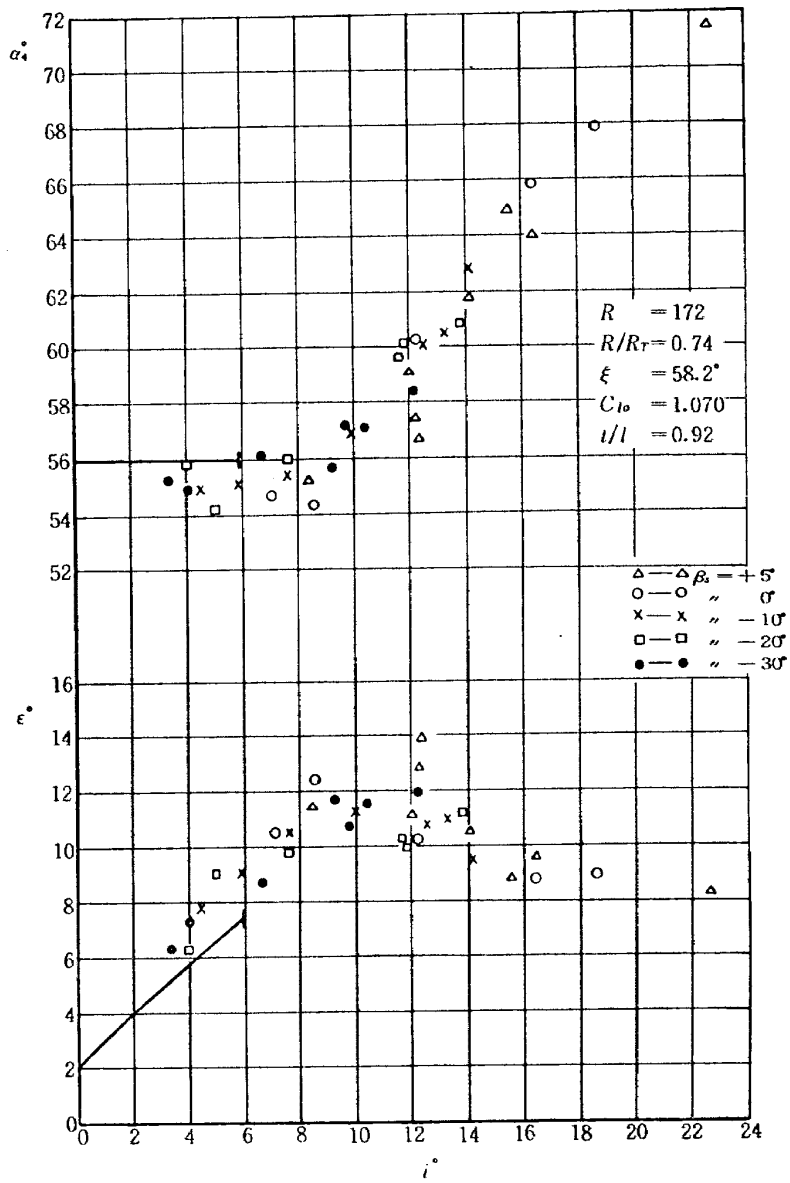
第 27-6 図

動翼形状 No.1 動翼枚数30枚 $\beta_r = +5^\circ$



第 27-5 図

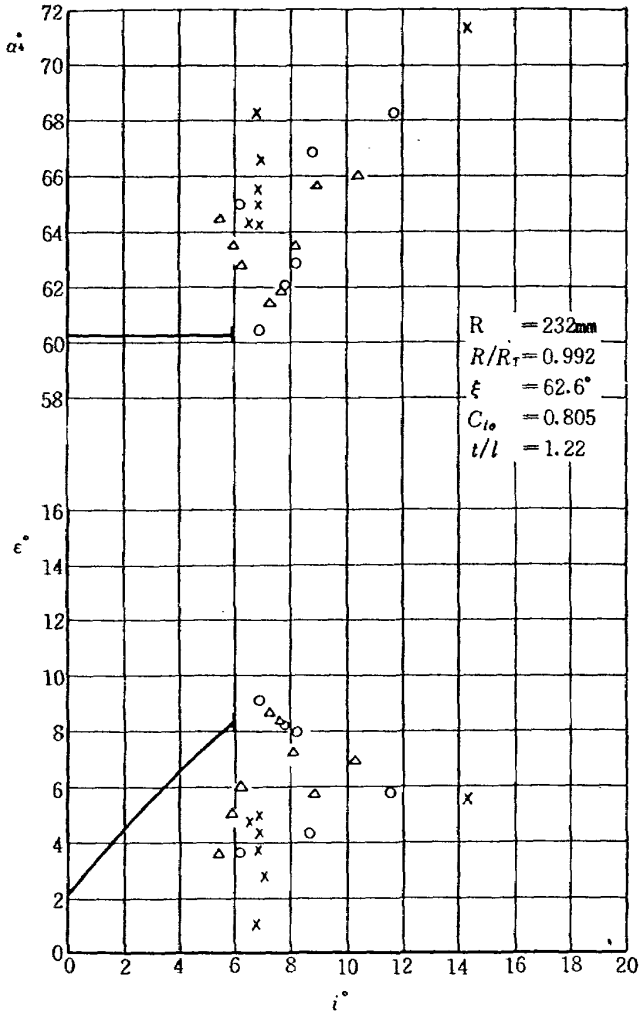
動翼形状 No.1 動翼枚数 30枚 $\beta_r = +5^\circ$



第 27-7 図

第三次試験
 動翼形状 No.1 動翼枚数 30枚
 $\beta_{n1} = +5^\circ$ $\beta_{n2} = +7^\circ$

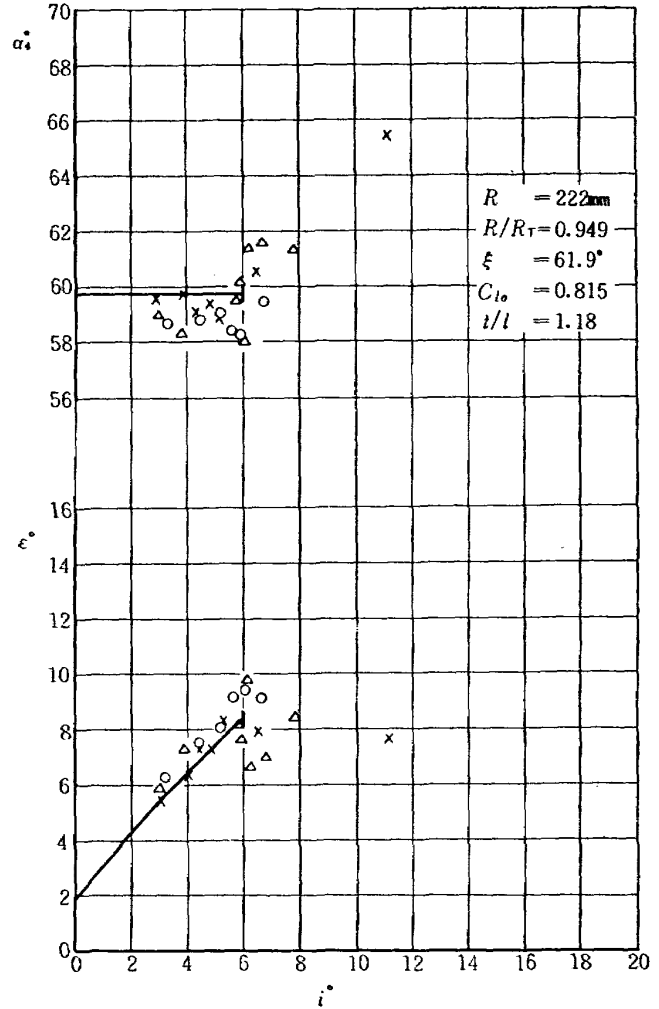
記号	β_{n1}	β_{n2}
○	0°	0°
×	-10°	-10°
△	$+5^\circ$	0°



第 28-1 図

動翼形状 No.3 動翼枚数 30枚
 $\beta_{n1} = +5^\circ$ $\beta_{n2} = +7^\circ$

記号	β_{n1}	β_{n2}
○	0°	0°
×	-10°	-10°
△	$+5^\circ$	0°

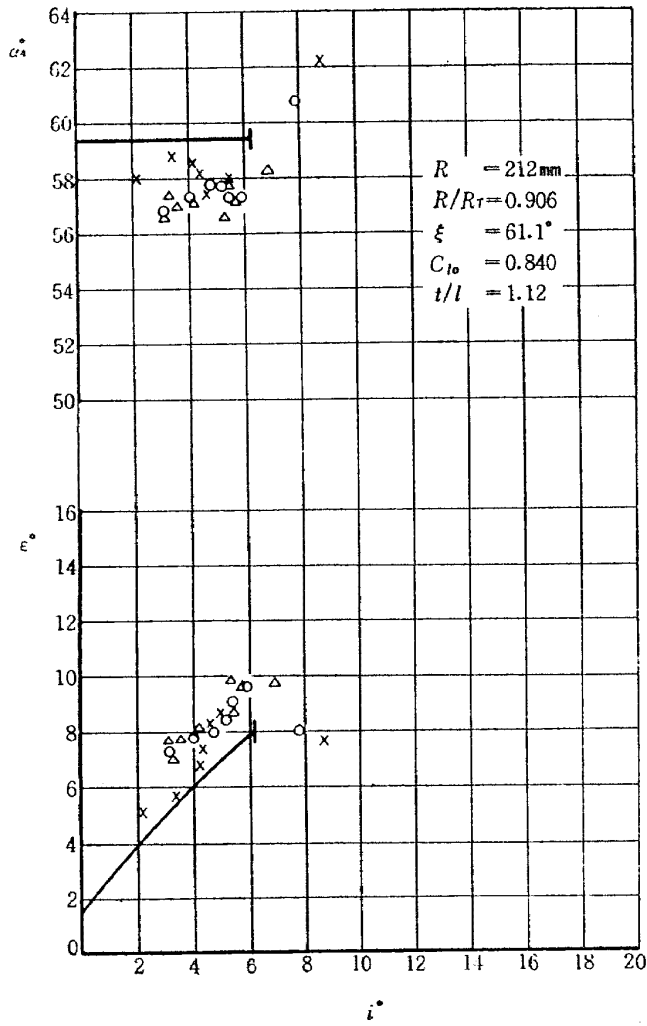


第 28-2 図

動翼形状 No.1 動翼枚数 30枚

$\beta_{n1} = +5^\circ$ $\beta_{n2} = +7^\circ$

記号	β_{s1}	β_{s2}
○	0°	0°
×	-10°	-10°
△	$+5^\circ$	0°

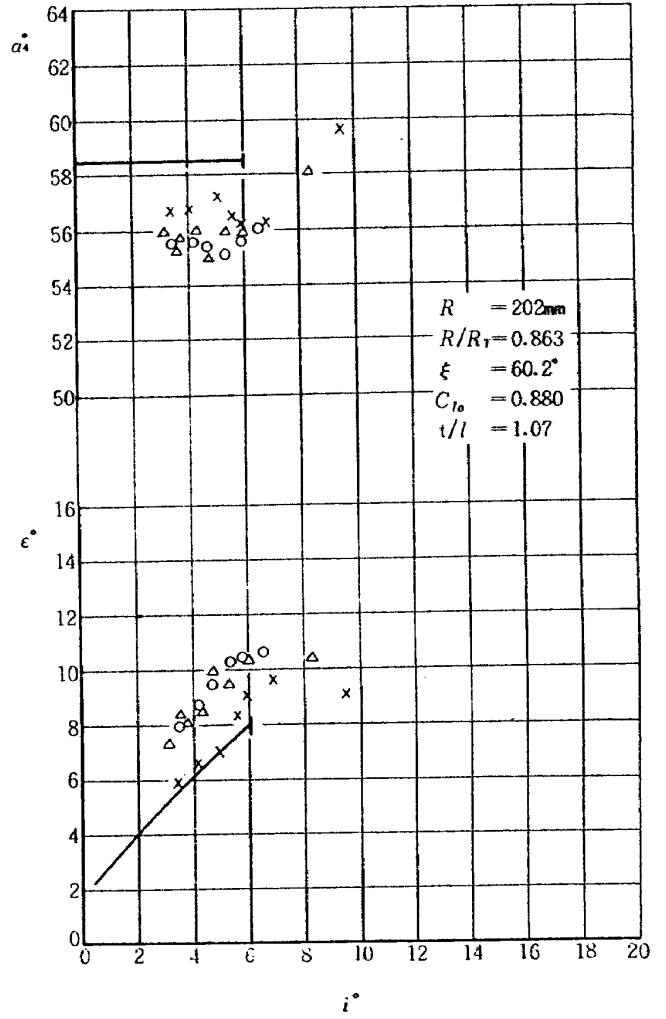


第 28-3 図

動翼形状 No.1 動翼枚数 30枚

$\beta_{n1} = +5^\circ$ $\beta_{n2} = +7^\circ$

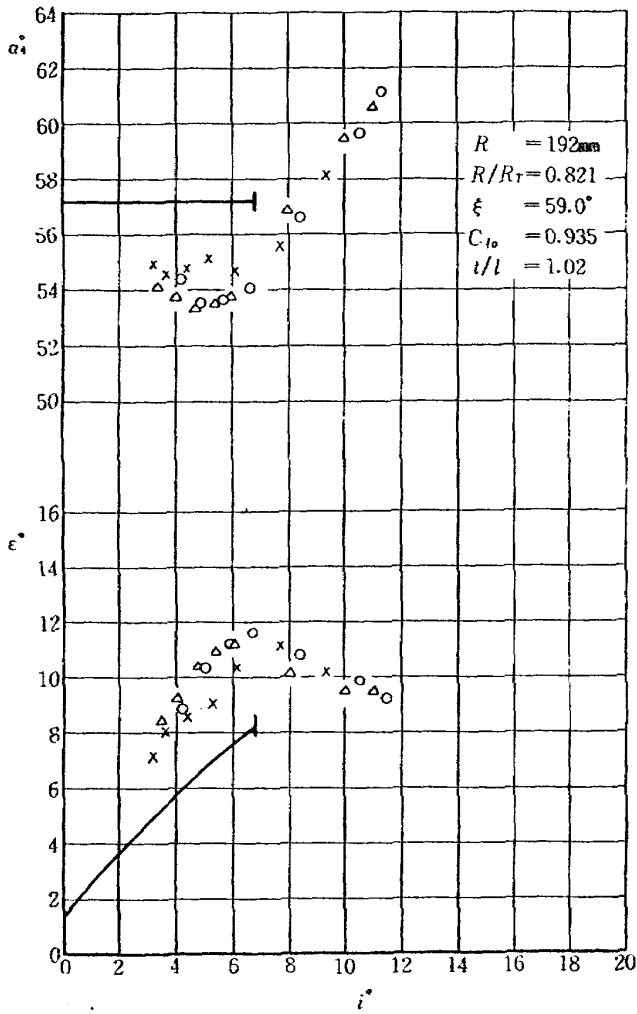
記号	β_{s1}	β_{s2}
○	0°	0°
×	-10°	-10°
△	$+5^\circ$	0°



第 28-4 図

動翼形状 No. 1 動翼枚数 30枚
 $\beta_{n1} = +5^\circ$ $\beta_{n2} = +7^\circ$

記号	β_{s1}	β_{s2}
○	0°	0°
×	-10°	-10°
△	$+5^\circ$	0°

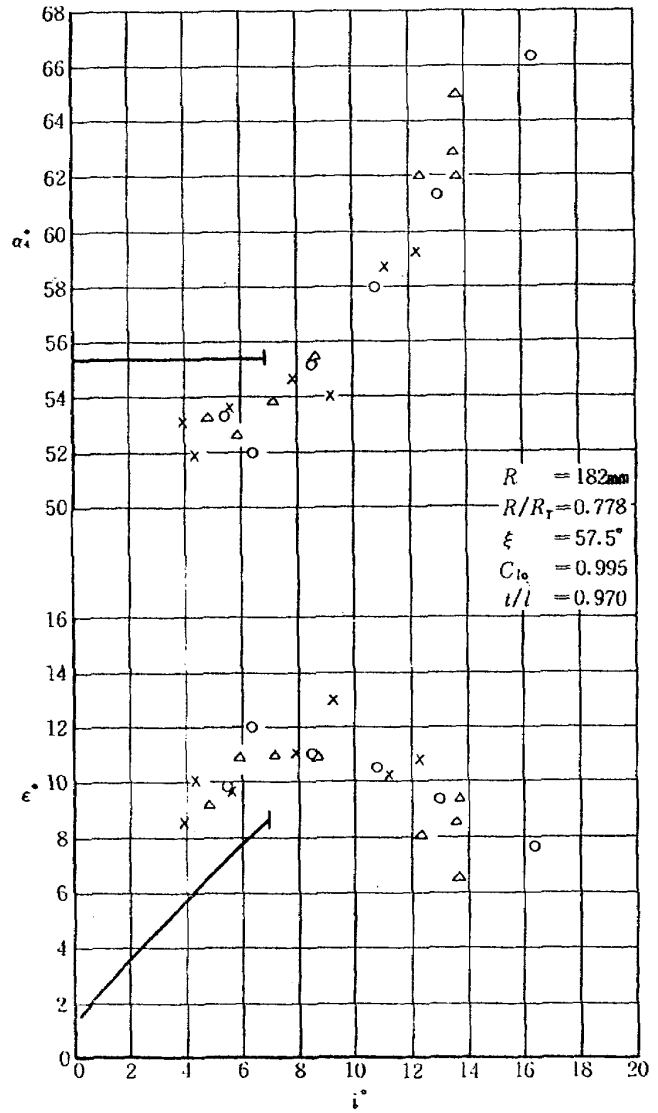


第 28-5 図

動翼形状 No. 1 動翼枚数 30枚

$\beta_{n1} = +5^\circ$ $\beta_{n2} = +7^\circ$

記号	β_{s1}	β_{s2}
○	0°	0°
×	-10°	-10°
△	$+5^\circ$	0°

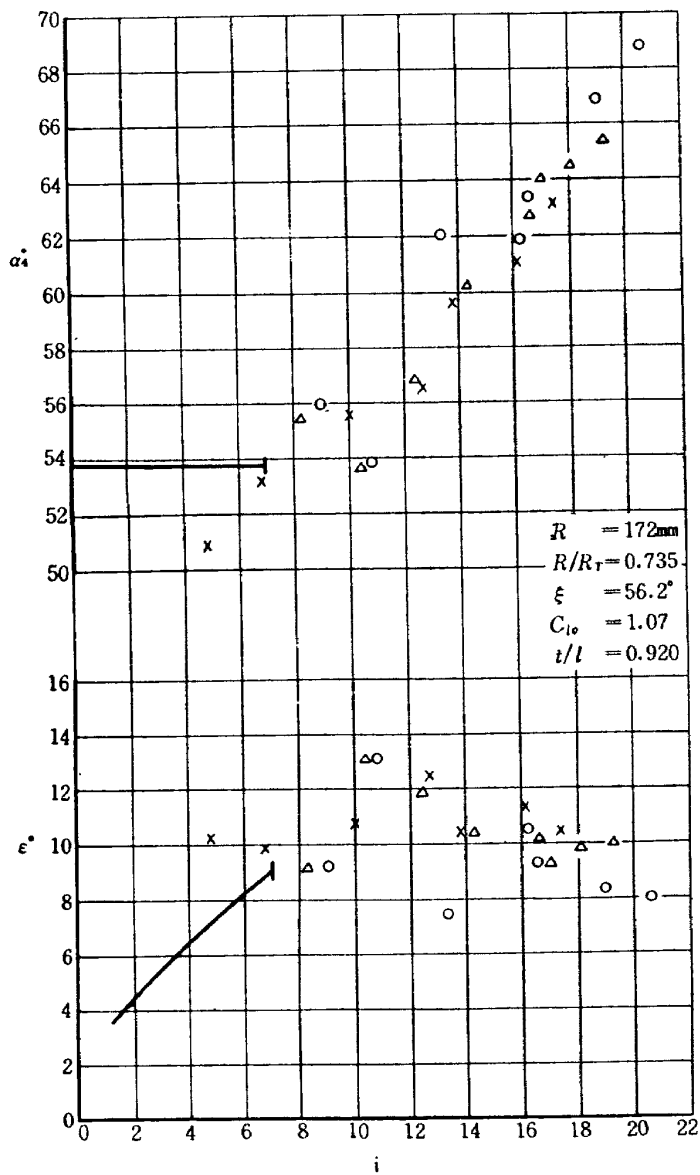


第 28-6 図

動翼形状No. 1 動翼枚数30枚

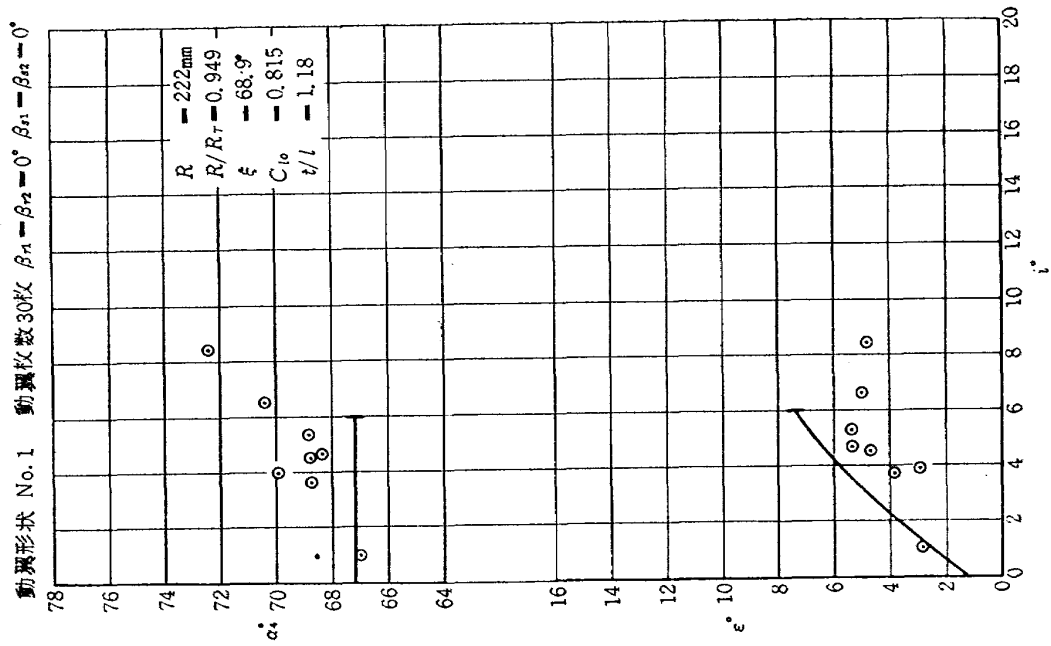
$$\beta_{s1} = +5^\circ \quad \beta_{s2} = +7^\circ$$

記号	β_{s1}	β_{s2}
○	0°	0°
×	-10°	-10°
△	+5°	0°



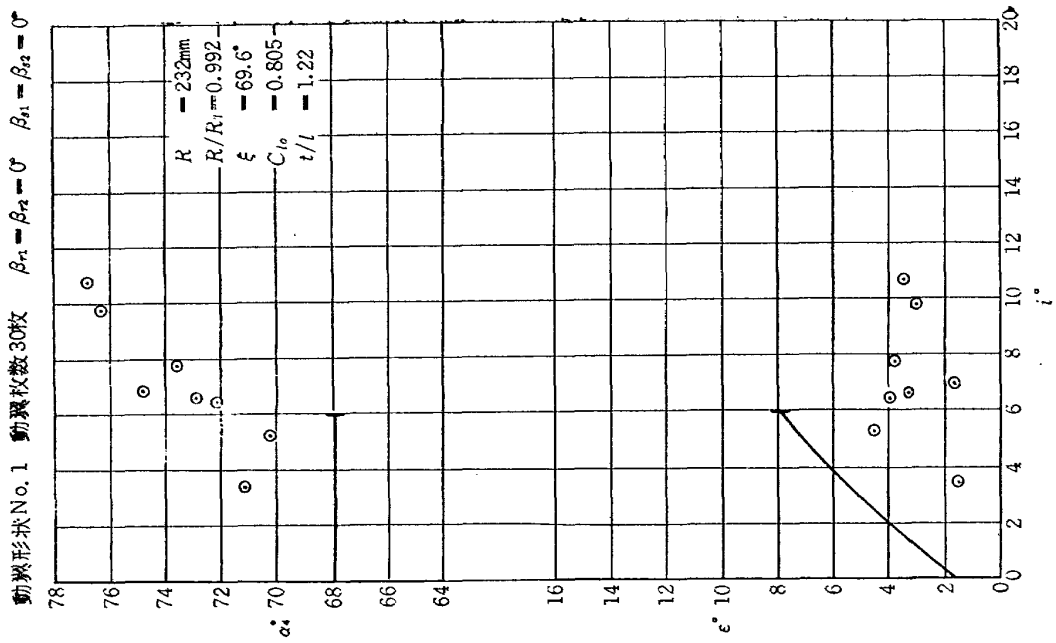
第 28-7 図

第三次試験



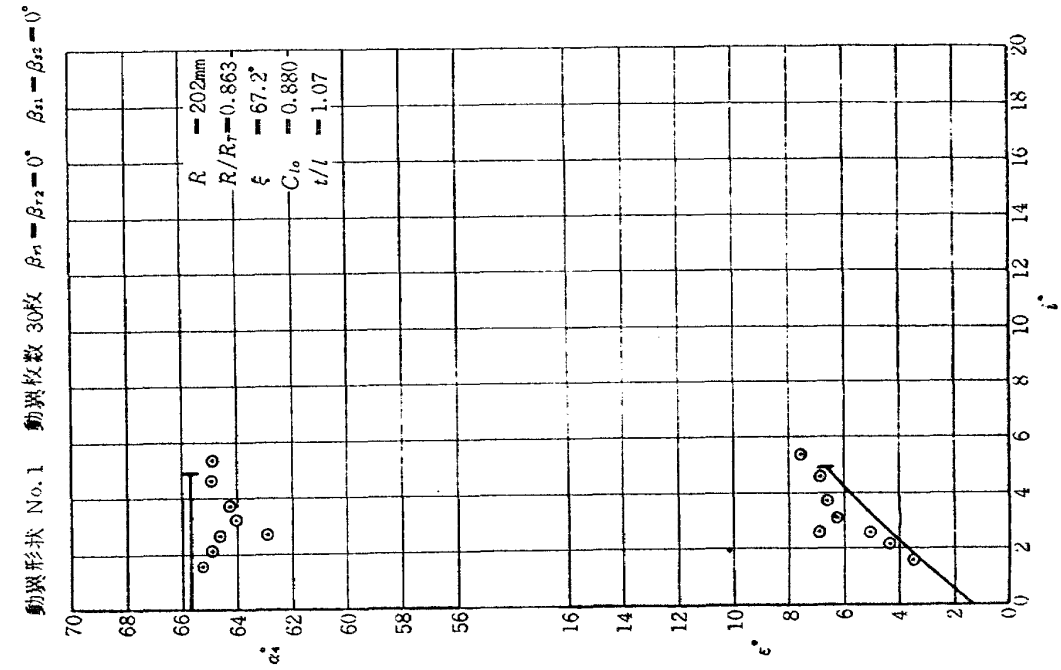
第 29-2 図

第三次試験



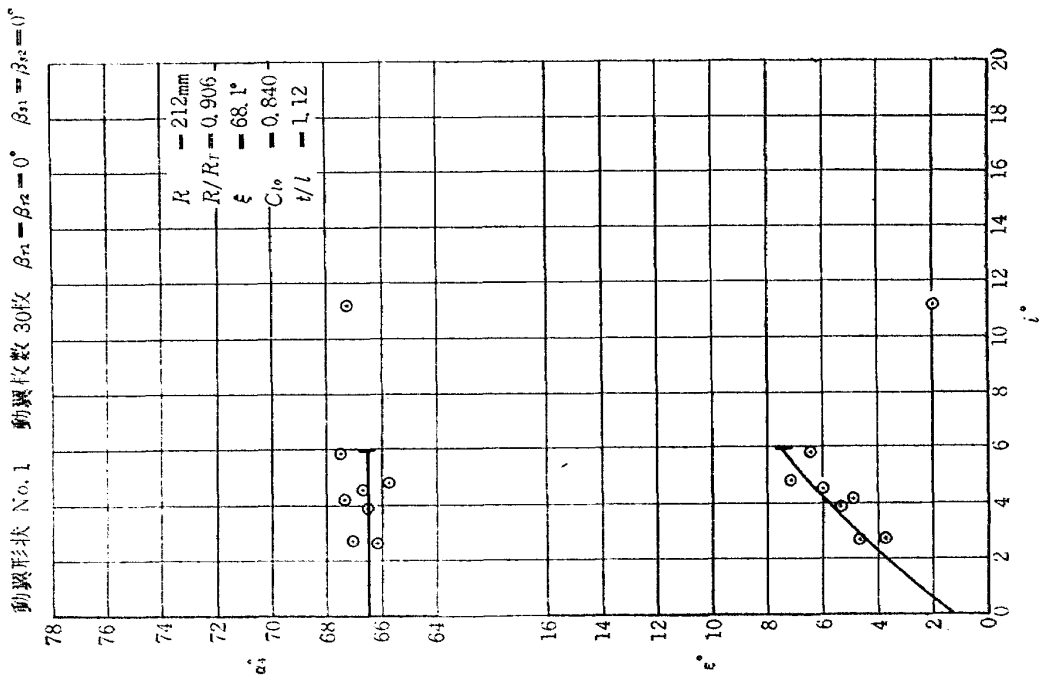
第 29-1 図

第三次試験



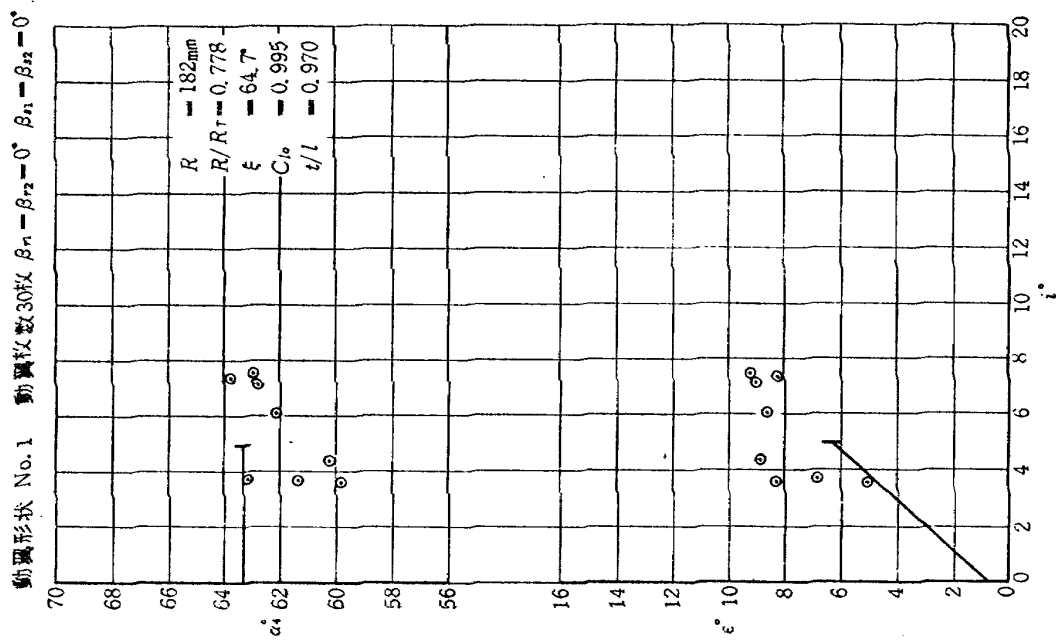
第 29-4 図

第三次試験



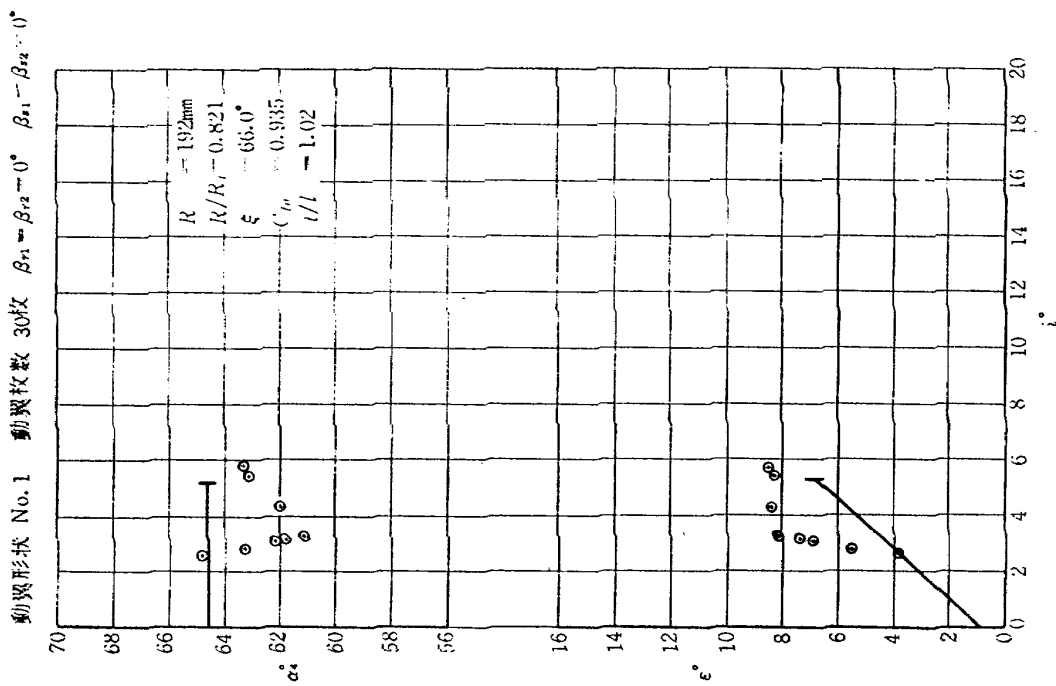
第 29-3 図

第三次試験



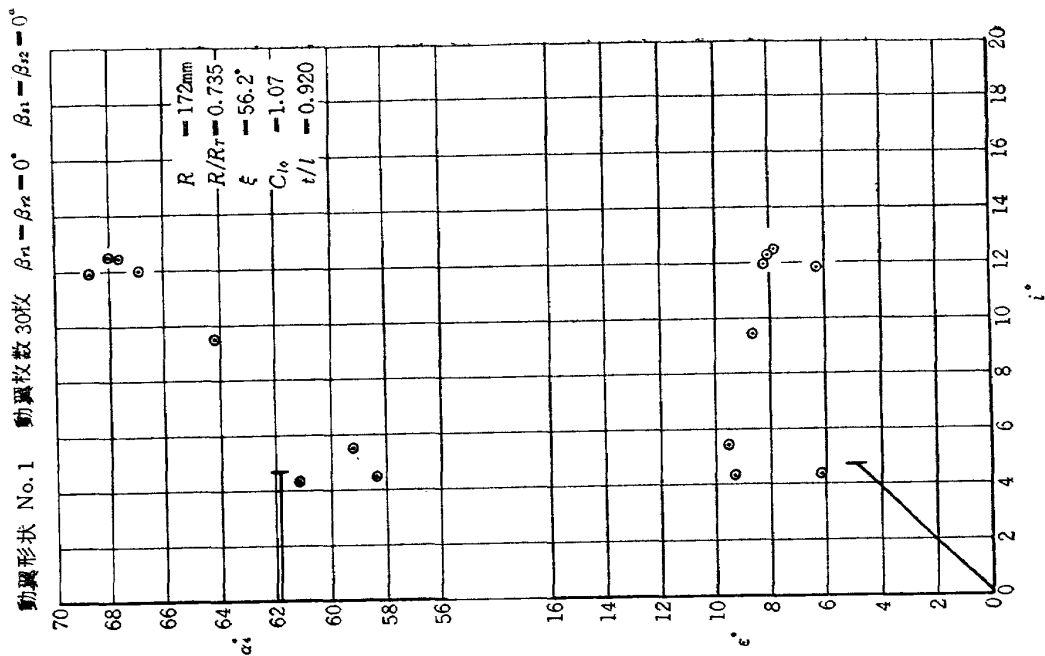
第 29-6 図

第三次試験



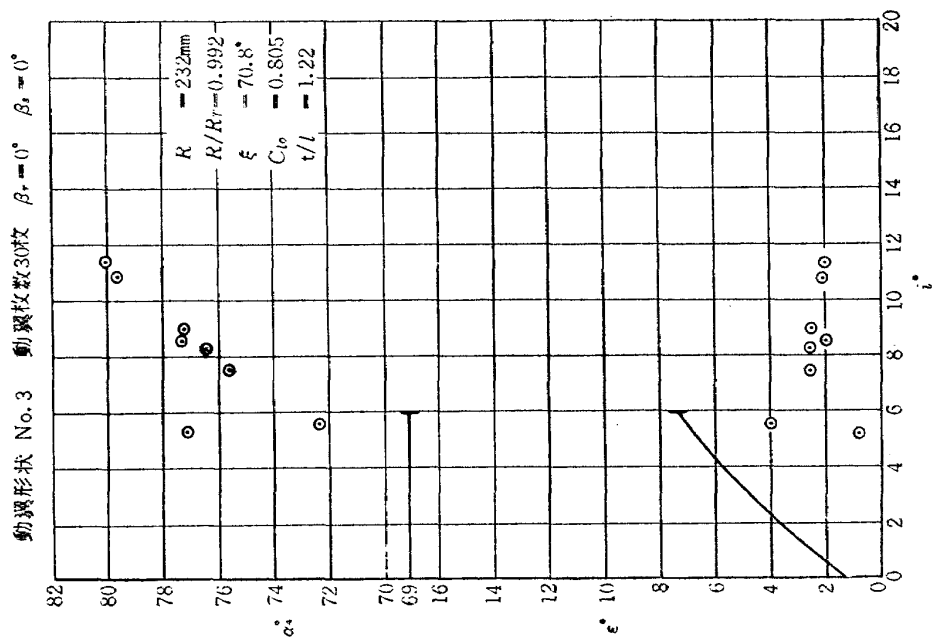
第 29-5 図

第三次試験



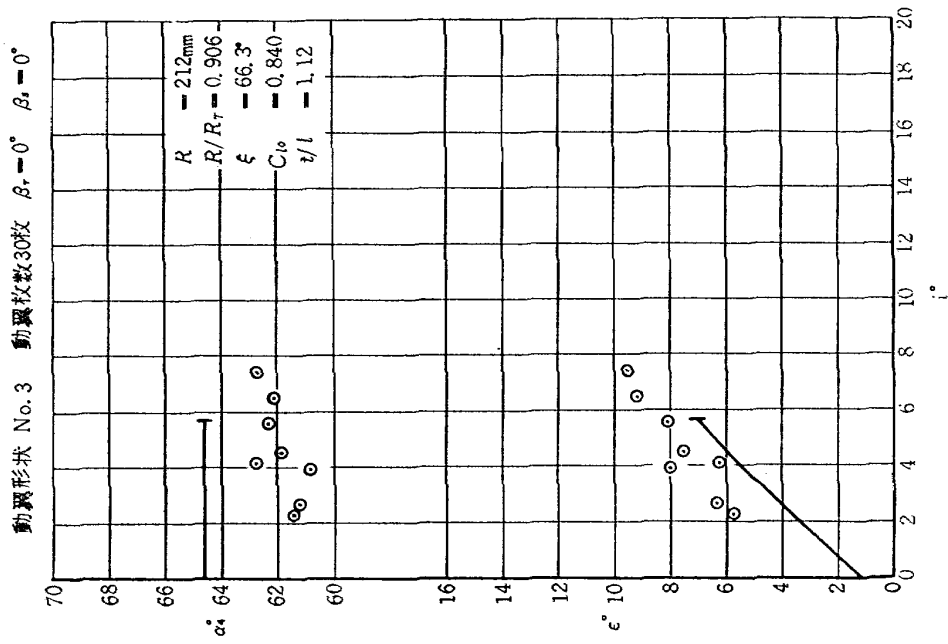
第 29-7 図

第四次試験



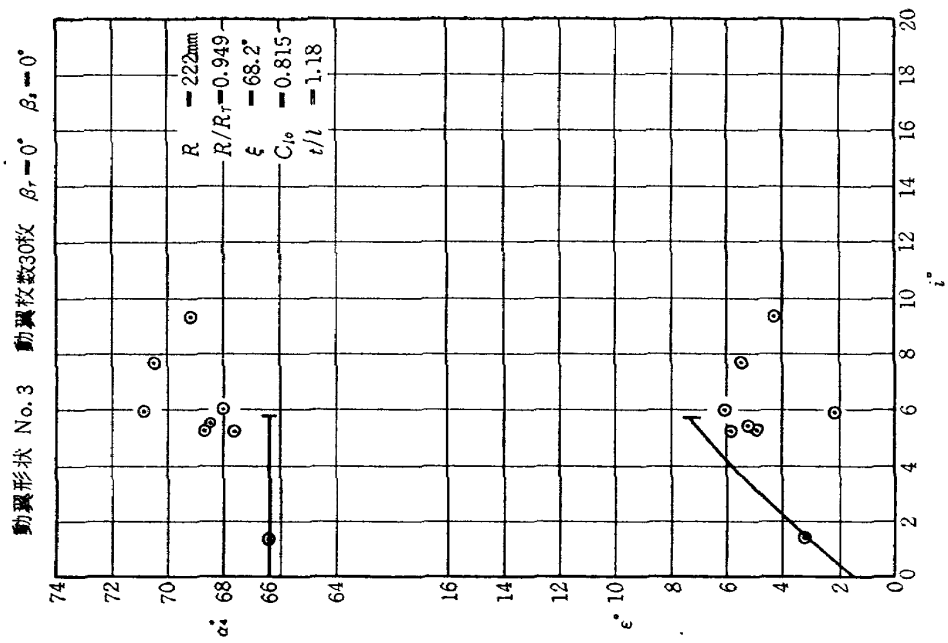
第 30-1 図

第四次試験



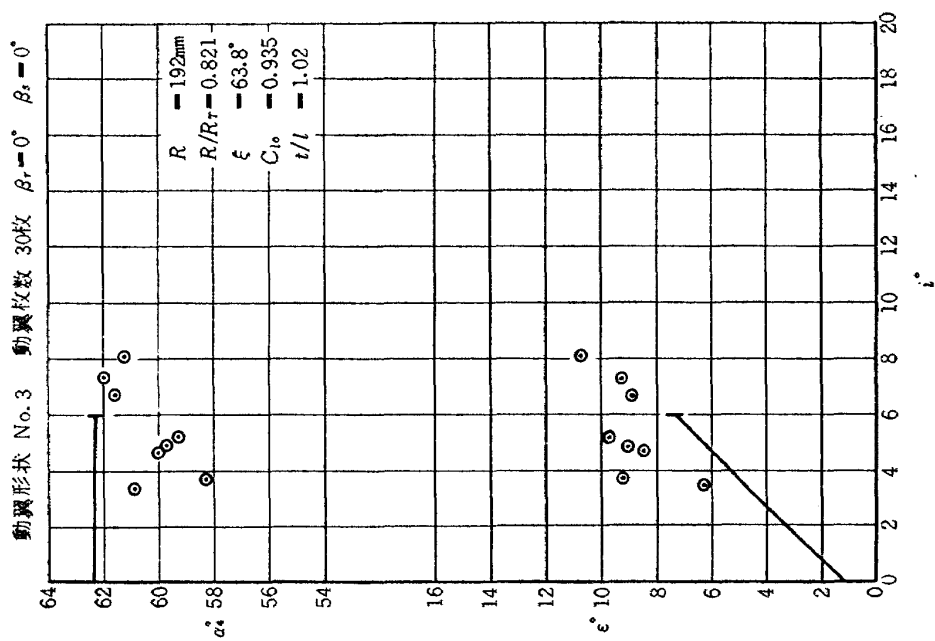
第 30-3 図

第四次試験



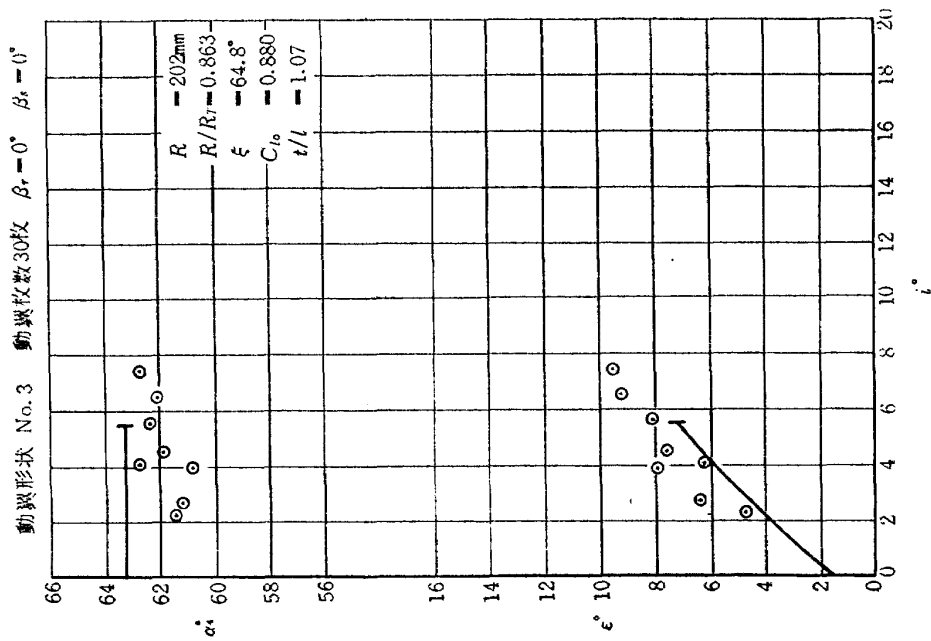
第 30-2 図

第四次試験



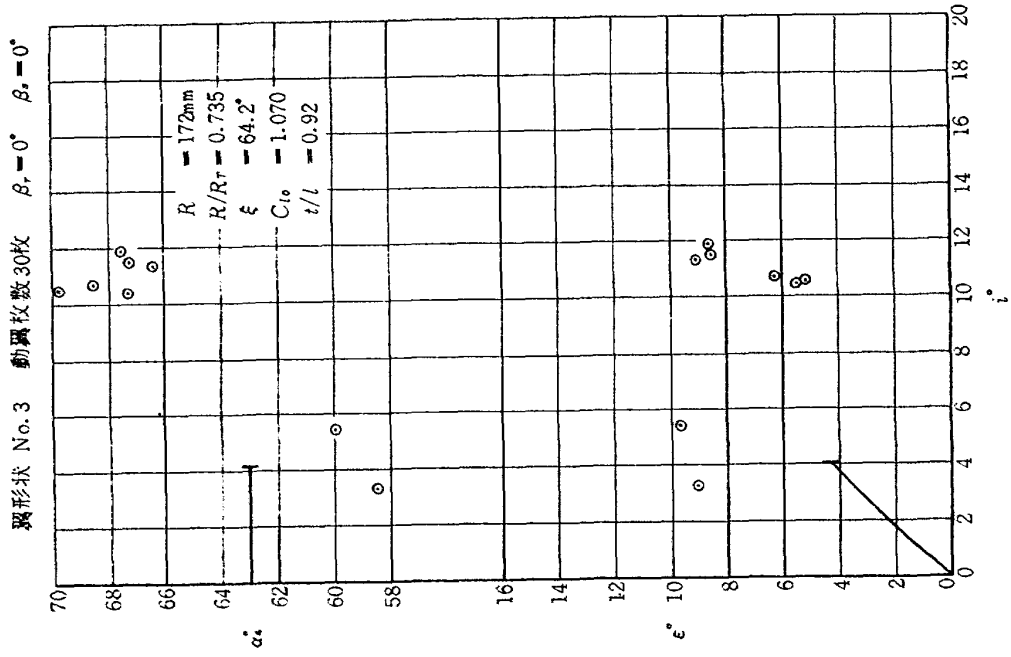
第 30-5 図

第四次試験



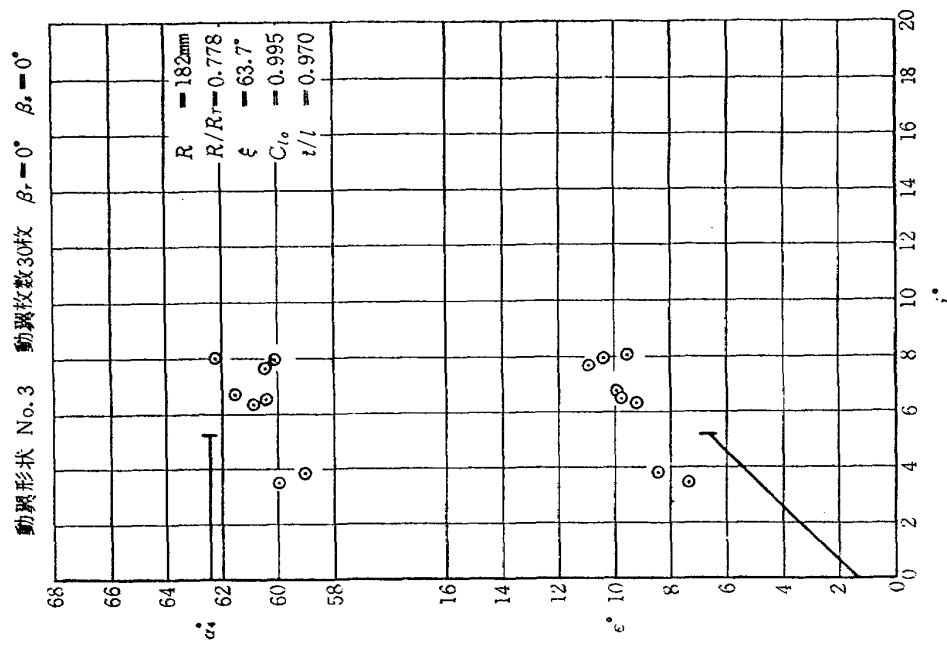
第 30-4 図

第四次試験



第 30-7 図

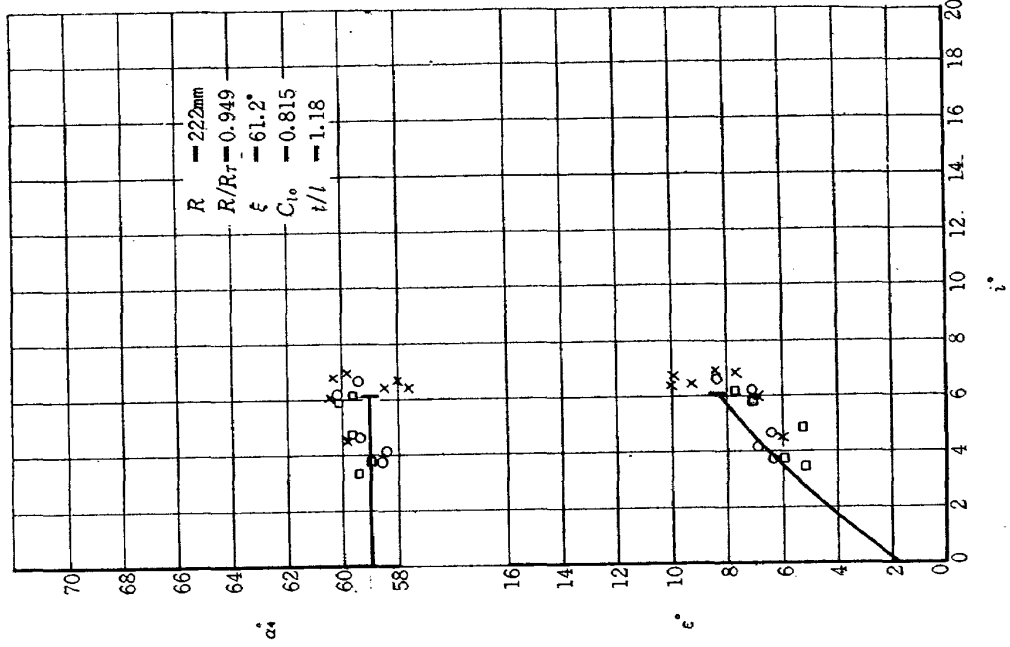
第四次試験



第 30-6 図

第四次試験

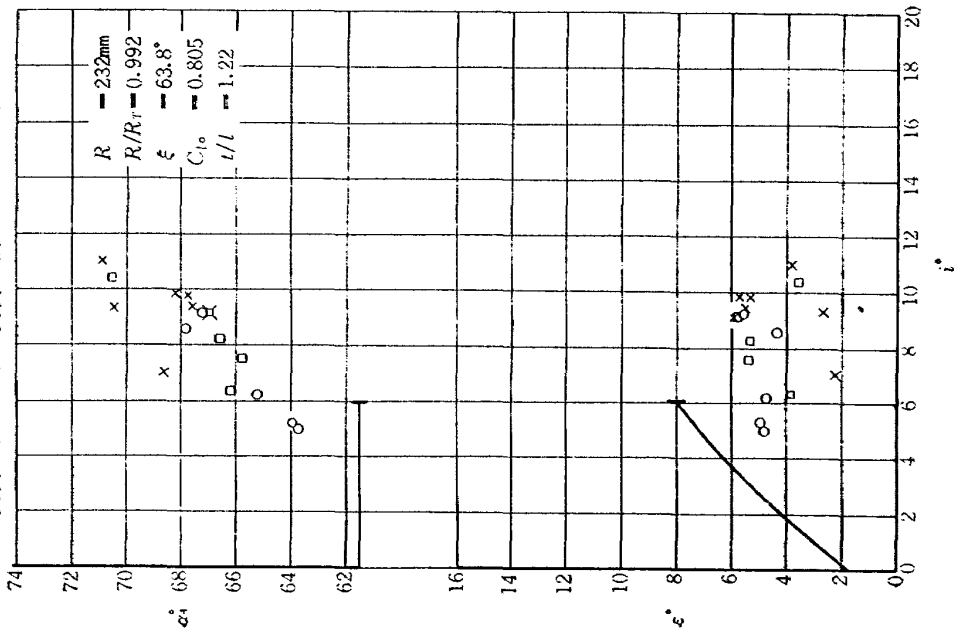
動翼形状 No.3 動翼枚数 30枚 $\beta_{12} = 7^\circ$



第 31-2 図

第四次試験

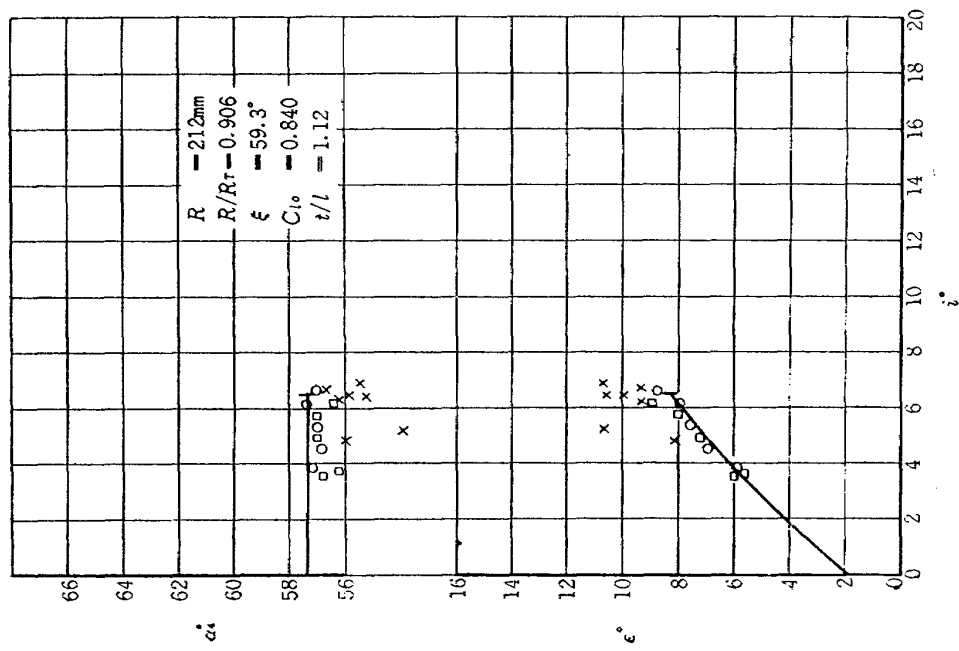
動翼形状 No.3 動翼枚数 30枚 $\beta_{12} = 7^\circ$



第 31-1 図

第四次試験

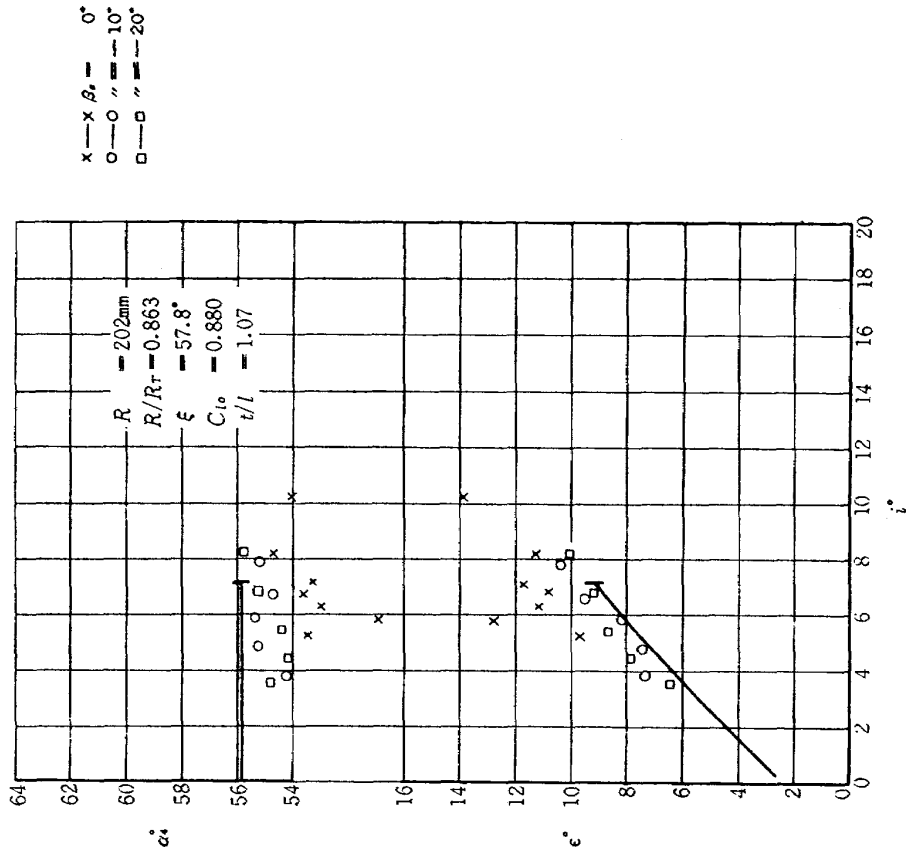
動翼形状 No. 3 動翼枚数 30枚 $\beta_{r12} = +7^\circ$



第 31-3 図

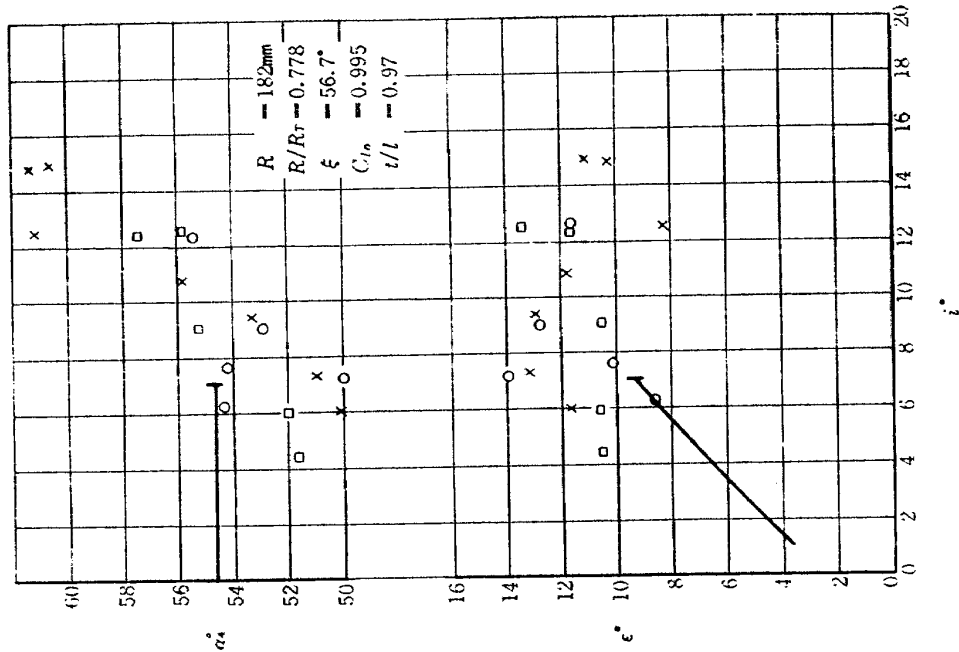
第四次試験

動翼形状 No. 3 動翼枚数 30枚 $\beta_{r12} = +7^\circ$



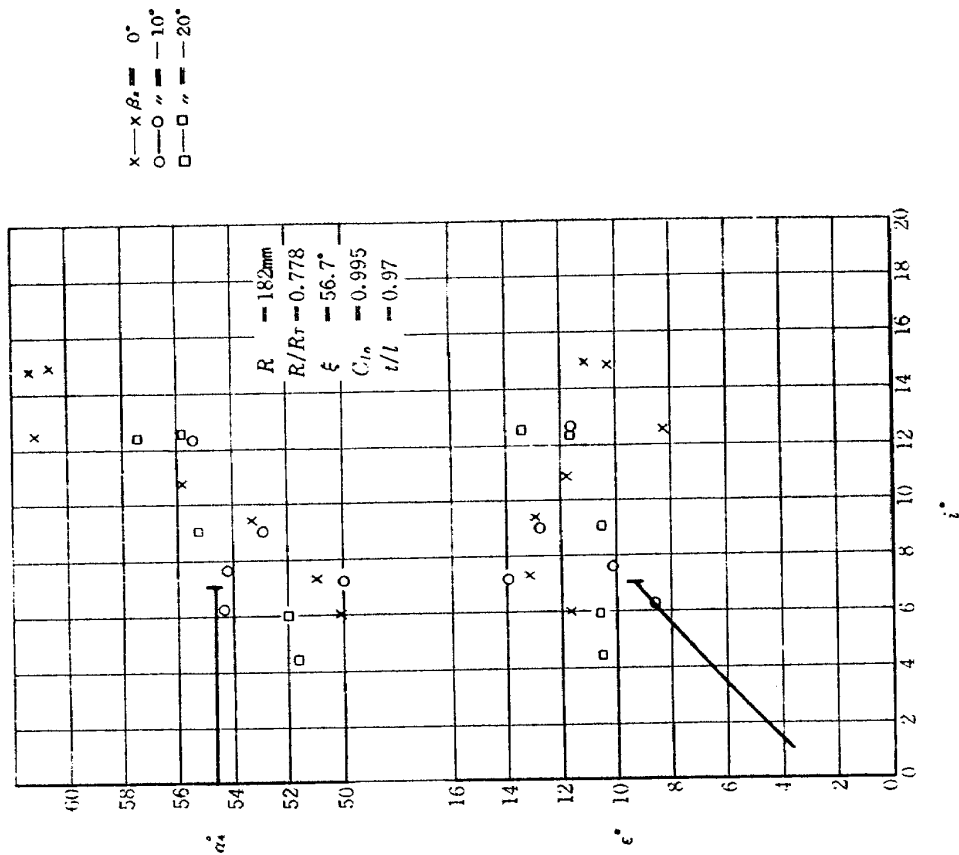
第 31-4 図

第四次試験
 動翼形状 No.3 動翼枚数 30枚 $\beta_{r12} = +7^\circ$



第 31-5 図

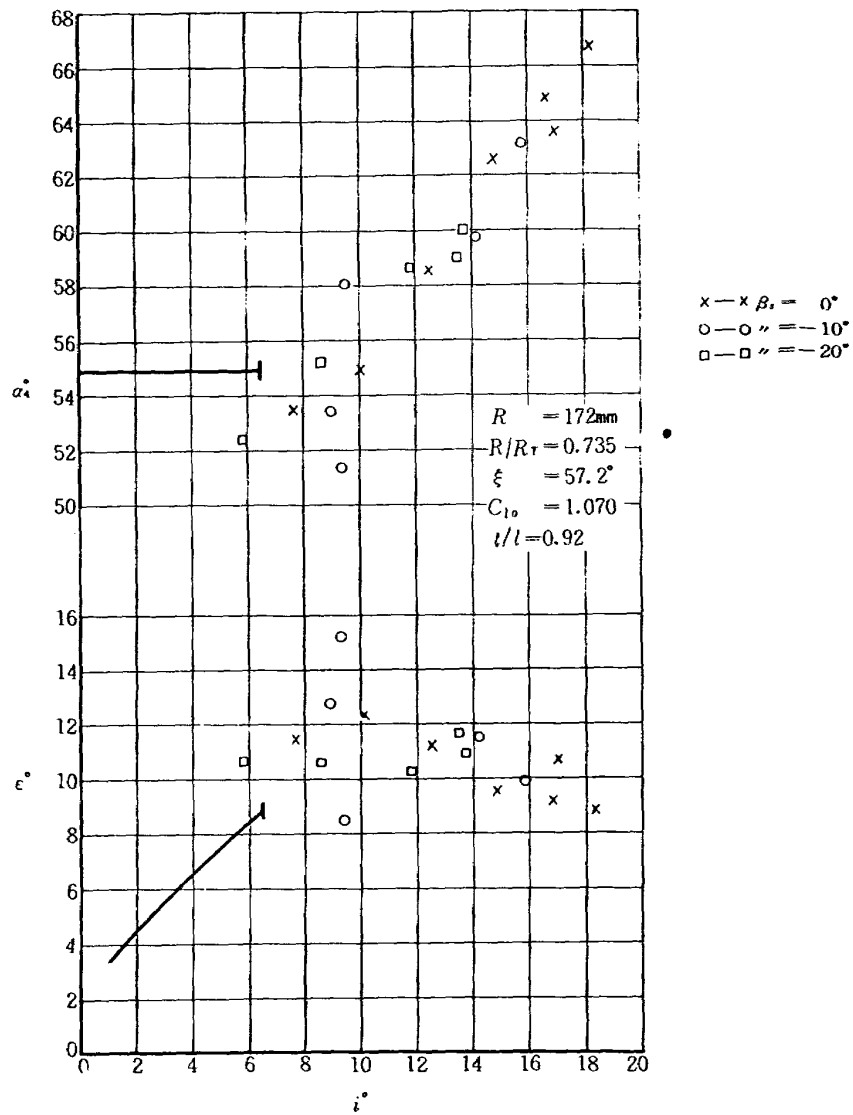
第四次試験
 動翼形状 No.3 動翼枚数 30枚 $\beta_{r12} = +7^\circ$



第 31-6 図

第四次試験

動翼形状 No.3 動翼枚数 30枚 $\beta_{r12} = +7^\circ$



第 31-7 図

NAL TR-18

航空技術研究所

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較

1961年11月 49頁

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列について、すでに著者等が発表した二次元低速翼列試験結果と回転翼列試験結果とを比較検討した。

前置静翼翼列については、二次元翼列試験結果と回転翼列試験結果とは内外壁に近い境界層部分以外では良い一致を示した。

また、喰違い角の大きい減速翼列についても、二次元翼列試験結果と回転翼列試験結果とは良い一致を示した。また、翼列試験結果で二次元翼列としての性能を示さなくなる迎角範囲では、回転翼列の場合でも失速を起こしており、良く一致している。

I. 松木正勝

II. NAL TR-18

III. 621.63

NAL TR-18

航空技術研究所

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較

1961年11月 49頁

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列について、すでに著者等が発表した二次元低速翼列試験結果と回転翼列試験結果とを比較検討した。

前置静翼翼列については、二次元翼列試験結果と回転翼列試験結果とは内外壁に近い境界層部分以外では良い一致を示した。

また、喰違い角の大きい減速翼列についても、二次元翼列試験結果と回転翼列試験結果とは良い一致を示した。また、翼列試験結果で二次元翼列としての性能を示さなくなる迎角範囲では、回転翼列の場合でも失速を起こしており、良く一致している。

I. 松木正勝

II. NAL TR-18

III. 621.63

NAL TR-18

航空技術研究所

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較

1961年11月 49頁

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列について、すでに著者等が発表した二次元低速翼列試験結果と回転翼列試験結果とを比較検討した。

前置静翼翼列については、二次元翼列試験結果と回転翼列試験結果とは内外壁に近い境界層部分以外では良い一致を示した。

また、喰違い角の大きい減速翼列についても、二次元翼列試験結果と回転翼列試験結果とは良い一致を示した。また、翼列試験結果で二次元翼列としての性能を示さなくなる迎角範囲では、回転翼列の場合でも失速を起こしており、良く一致している。

I. 松木正勝

II. NAL TR-18

III. 621.63

NAL TR-18

航空技術研究所

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較

1961年11月 49頁

前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列について、すでに著者等が発表した二次元低速翼列試験結果と回転翼列試験結果とを比較検討した。

前置静翼翼列については、二次元翼列試験結果と回転翼列試験結果とは内外壁に近い境界層部分以外では良い一致を示した。

また、喰違い角の大きい減速翼列についても、二次元翼列試験結果と回転翼列試験結果とは良い一致を示した。また、翼列試験結果で二次元翼列としての性能を示さなくなる迎角範囲では、回転翼列の場合でも失速を起こしており、良く一致している。

I. 松木正勝

II. NAL TR-18

III. 621.63

航空技術研究所報告 18 号

昭和 36 年 11 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(0422)(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
