

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-518

ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(1)
空力試験機HC-20改(低速での可変静翼の取付角度
および抽気の影響)

菅原 昇 ・ 齊藤喜夫 ・ 大山耕一

1983年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(11)

空力試験機HC-20改(低速での可変静翼の取付角度 および抽気の影響)*

菅原 昇** 齊藤 喜夫** 大山 耕一**

1. ま え が き

ファンエンジン用高圧圧縮機では低速小流量域での翼列の失速を緩和し、圧縮機の性能および作動範囲の改善を図るため、可変静翼や抽気機構を採用している。

可変静翼が圧縮機の性能や作動範囲に及ぼす影響は微妙であり、それによってエンジンの起動および加減速特性、並びに運転操作にも影響を与えるため、可変静翼各段の取付角度変化量を適切に選定することが重要である。可変静翼各段の取付角度変化量を決定する場合、全運転範囲にわたって、圧縮機が安定した作動範囲を確保するだけでなく、その性能や作動範囲がエンジンの一要素として要求される条件を満足することが必要である。そのため要素試験の段階で、あらかじめ圧縮機の性能や作動範囲および翼列の失速や翼の振動応力などに対する可変静翼の取付角度変化の影響を把握し、エンジンの要求に十分対応できるようにしておく必要がある。

一方、抽気によって、翼列の失速は緩和され、圧縮機の性能および作動範囲の改善が期待できるが、抽気の個所や抽気量は圧縮機的设计およびその用途によって異なっている。ファンエンジン用高圧圧縮機の場合、抽気は圧縮機の低速での作動範囲を拡大する目的の他、客室与圧用およびタービン冷却用などの用途のため、流路の内壁側および外壁側に抽気孔を設けている。前述の可変静翼の場合と同様、エンジンへの適用に備えて、あらかじめ圧縮機の性能や作動範囲および翼列の失速などに対する抽気の効果、並びに抽気個所の違いによる影響などを確しか

めておくこともまた重要なことである。

これらの問題について、通産省工業技術院の大型工業技術研究開発制度の一つ、「航空機用ジェットエンジンの研究開発」における要素研究の一環として試作された高圧圧縮機空力試験機HC-20改²⁾の場合について検討を行なった。

HC-20改は翼列出口における流れ様式の違いによる影響を調べるため、第2次試作エンジンFJR710/20用高圧圧縮機として試作された空力試験機HC-20¹⁾を利用し、その翼列の一部を流れ様式の異なる翼列と交換した空力試験機である。

試験は試験機回転速度の70% N^* 以下の範囲で行ない、低速での定常性能および非定常現象に及ぼす可変静翼の取付角度および抽気の影響を明らかにすると共に、翼列出口での流れ様式の違いによる影響とHC-20改の評価の参考にするため、HC-20の場合での可変静翼の取付角度³⁾および抽気⁴⁾の試験結果と比較検討を行なった。

2. 記 号

N	: 回転速度	(rpm)
P	: 圧力	(kg/cm ²)
T	: 温度	(°K)
G	: 空気流量	(kg/sec)
π	: 圧力比	
η_{ad}	: 断熱効率	
G_B	: 抽気流量	(kg/sec)
B_C	: 抽気率 ($G_B/G \times 100$)	
C	: 流速	(m/sec)
r	: 半径	(mm)
ξ	: 翼列の食違い角(取付角)(deg)	
δ	: 圧力補正係数 ($P_{0i}/1.0332$)	
θ	: 温度補正係数 ($T_{0i}/288.16$)	

* 昭和58年7月19日受付

** 原動機部

(添字)

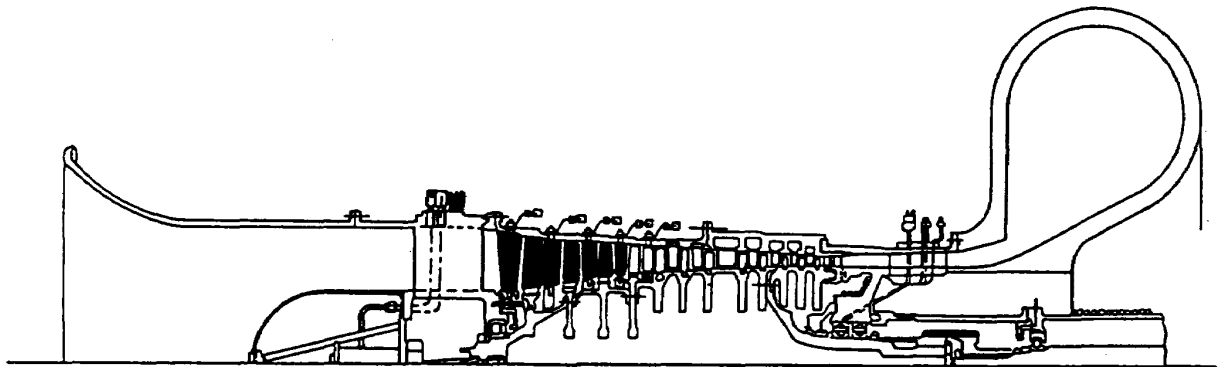
- 0 : 流れのよどみ点
- i* : 試験機入口
- u* : 円周方向
- t* : 外径
- m* : 平均半径
- h* : 内径
- IGV: 入口案内翼
- s* : 静翼
- 1 : 動翼入口
- 2 : 動翼出口, 静翼入口
- 3 : 静翼出口
- *

3. 空力試験機 HC-20 改²⁾

多段軸流圧縮機の各段の翼列出口における流れ様

式は半自由うず形が速度分布および翼配備に無理が少ないとの理由で広く採用されている。しかし高速、高負荷であり、かつ可変静翼機構を持つ、ファンエンジン用高圧圧縮機の場合、流れ様式として半自由うず形が必ずしも最適であるとは断定できず、その他の流れ様式についても比較検討することが必要である。

HC-20 改は翼列出口における流れ様式の違いによる影響を調べるため、既製の FJR710/20 試作ファンエンジン用高圧圧縮機空力試験機 HC-20¹⁾ を利用し、その入口案内翼および 1~3 段の翼列のみを流れ様式の異なる翼列と交換した平均半径がほぼ一定の軸流 12 段の空力試験機である。図 1 に HC-20 改の断面図、並びに表 1 に主要設計要目を示す。また図 2 に HC-20 および HC-20 改の各段静翼出口における流れ様式を記載した、図 1, 2 および表 1 に



■部分流れ様式の変更 (入口案内翼, 1~3 段)

図 1 高圧圧縮機空力試験機 HC-20 改

表 1 HC-20 改の主要設計値

項目	機種	HC-20 改
段数		12
修正回転速度		13200rpm
圧力比		12.4
修正空気流量		19.0kg/sec
断熱効率		0.84
ロータ周速(TIP)		346m/sec
入口外径		500mmφ
入口ボス比		0.6
可変静翼		入口案内翼, 1~4 段速

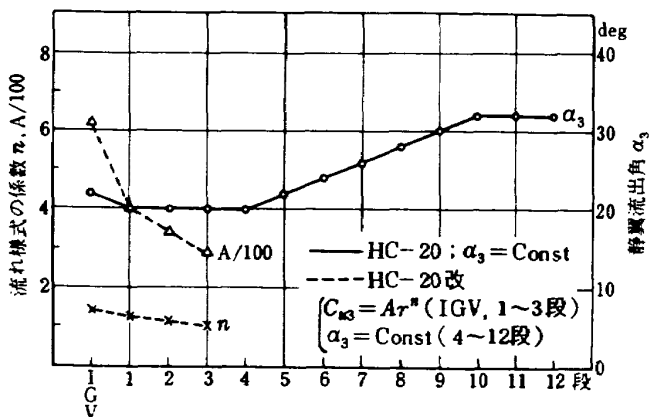


図 2 各段静翼出口の流れ様式

示す如く、HC-20改は入口案内翼および1~3段の翼列出口の流れ様式以外は空力的な設計仕様、流路形状、翼の構造、材料、寸法その他、可変静翼機構および抽気機構などすべてHC-20と同一である。

4. 可変静翼角度変化率および操作スケジュール

各段の可変静翼は図3に示したリングおよびレバーよりなるリンク機構によって機械的に連結されており、図4に示す取付角度（食違い角）の比率に従

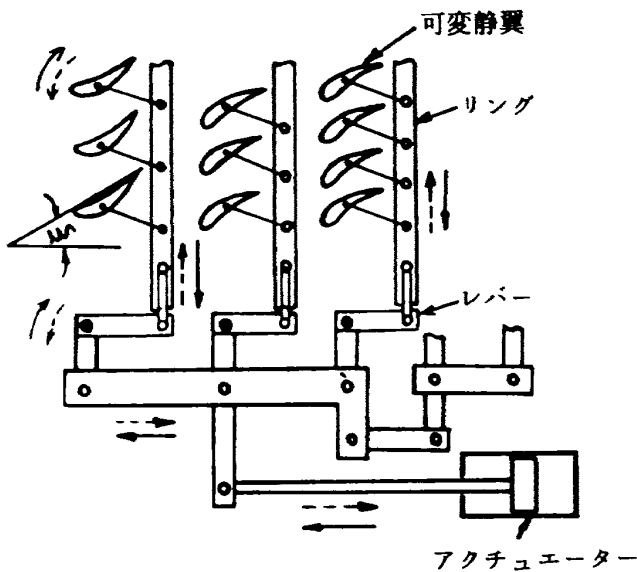


図3 可変静翼のリンク機構

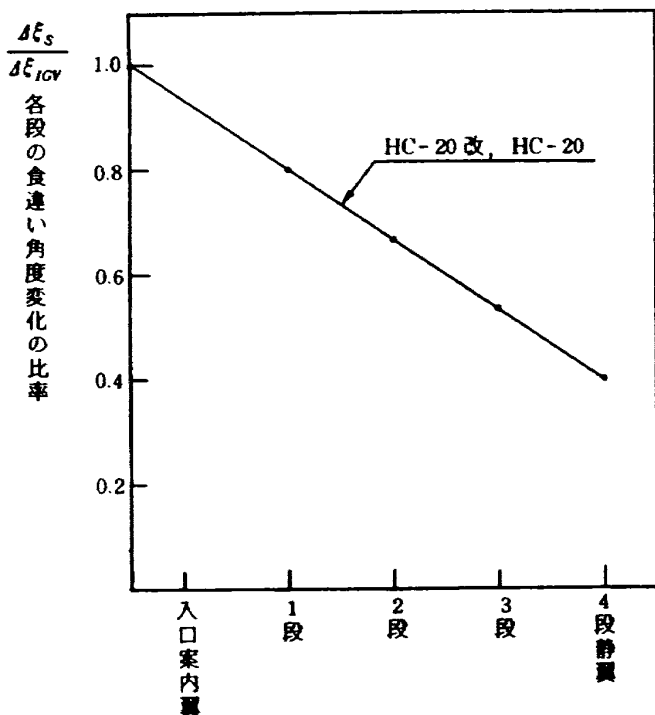


図4 角度変化率

い、1対の油圧アクチュエーターで同時に全部の可変静翼の取付角度を変化させている。可変静翼各段の取付角度変化の比率は各段のレバーの長さ比によって与えられ、回転速度に関係なく一定である。また可変静翼の取付角度は回転速度に応じて変化量が定められており、あらかじめ設定された取付角度変化スケジュールで操作される。従って圧縮機の性能は取付角度の比率および変化量の両方から影響を受けるが、今回の試験では図4に示す如く、取付角度の比率を一定とし、取付角度の変化量のみ変えて行なった。取付角度の変化量は図5に示すように入口案内翼の食違い角変化量 $\Delta \epsilon_{ICV}$ を基準にして、100% N^* での $\Delta \epsilon_{ICV}$ の値を 0° とする5種類の操作スケジュール(I)~(V)を与えた。

試験範囲の70% N^* 以下の低速では、操作スケジュール(I), (II), (III), (IV), (V)は回転速度に対して $\Delta \epsilon_{ICV} = 38^\circ, 40^\circ, 42^\circ, 44^\circ, 46^\circ$ とそれぞれ一定の値である。

5. 抽気の構造

HC-20改の場合、抽気は低速での作動範囲を拡大する目的の他、客室と圧用およびタービン冷却用として用いられるが、抽気孔の位置、形状、寸法などはHC-20と全く同一である。図6に示すように7段静翼は客室と圧用として、翼端すなわち内壁側

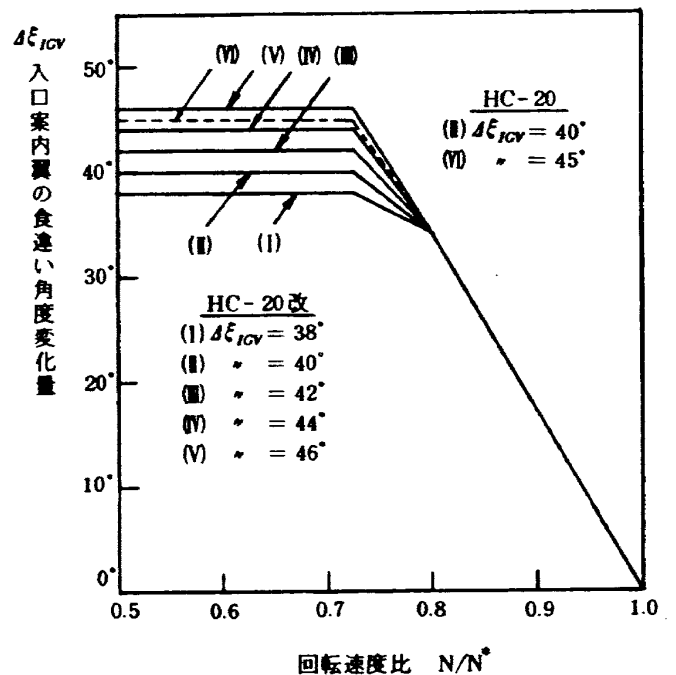


図5 可変静翼操作スケジュール

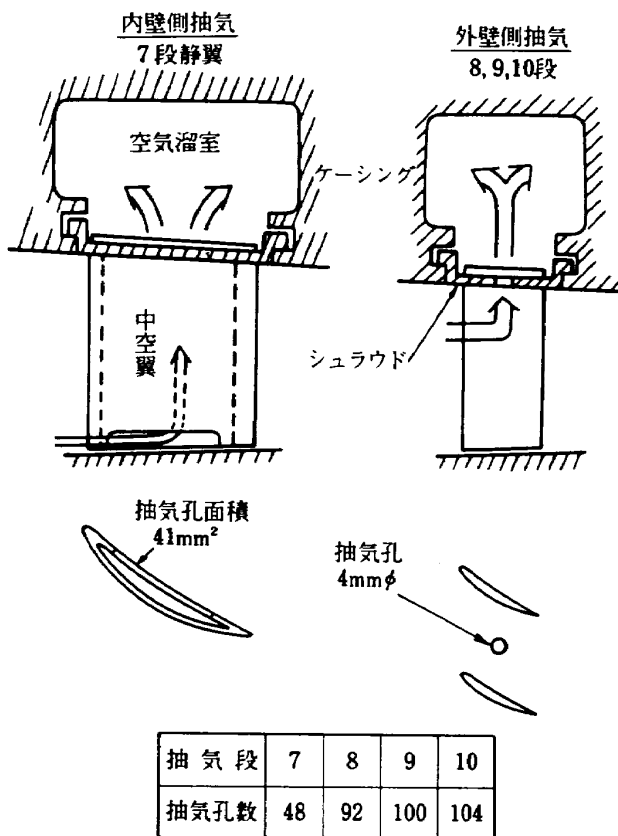


図6 抽気段の構造

から抽気でき、また8, 9, 10段はタービン冷却用として、外壁側シユラウドの各静翼の中間位置に4mmφの抽気孔を設け、外壁側から抽気できる構造となっている。抽気孔の面積は内壁側から抽気の7段が最も大きく、外壁側から抽気の場合は後段にいくほど翼枚数が増えるため大きくなる。

6. 計測装置および方法

低速の試験では前段翼列が失速状態にあることが多いので、前段部に重点をおき、図7に示すような定常性能計測用センサー、並びに非定常現象の監視・計測用センサー類を配置した。

試験機の全体性能計測としては、入口および出口流路内にピトー管、クロメル・アルメル熱電対を差込み、入口の全圧、静圧、全温および出口の全圧、全温を測定し、それぞれ各計測点の平均値を算出して入口流量、圧力比、断熱効率を求めた。

内部流れ計測としては、試験機出口の全圧、全温の他、1~4段の各段それぞれ5枚の可変静翼に1点ずつ半径方向の異なる位置に全圧測定孔を設け、各段の動翼出口の全圧を測定した。さらに各段の静

翼後の外壁面に設けた静圧孔から壁面静圧を測定し、各段の空力的なマッチングを調べた。

サージ、旋回失速等の非定常現象が発生すると、それに起因して翼が共振あるいは強制振動し、翼が破損する場合がある。翼破損を防止し、圧縮機の安全を図ると共に、可変静翼の取付角度変化の影響を調べるため、非定常現象の監視・計測を行なった。非定常現象の発生は翼の振動応力および試験機内部の変動圧力から検知した。

翼の振動応力の計測にはひずみゲージを用い、入口案内翼および1~6段の動翼、並びに静翼の翼面に、それぞれ各段2枚ずつ貼付した。

変動圧力の計測にはひずみゲージ型圧力センサーを用い、試験機の入口および出口、並びに1~3段と5, 6, 9段の動翼と静翼の中間位置の流路内に配置した。

7. 試験結果

試験は70%N*以下の低速小流量域の範囲で、可変静翼各段の取付角度変化の比率(図4)を一定とし、表2, 3に示す種類の試験を行ない、試験機の定常性能および非定常現象に及ぼす可変静翼の取付角度および抽気の影響を調べた。また翼列出口の流れ様式の違いによる影響とHC-20改の評価の参考にするため、HC-20における可変静翼の取付角度³⁾および抽気⁴⁾の試験結果と比較検討を行なった。

表2 試験条件

角度変化率	$\Delta\xi_{ICV}$ (可変静翼操作スケジュール)				
	38° (I)	40° (II)	42° (III)	44° (IV)	46° (V)
一定					

表3 抽気の種類

角度変化率	$\Delta\xi_{ICV}$ (スケジュール)	抽気段		オリフィス 開口比	
		単独抽気	同時抽気		
一定	40° (II)	7	10	7と10	0.25

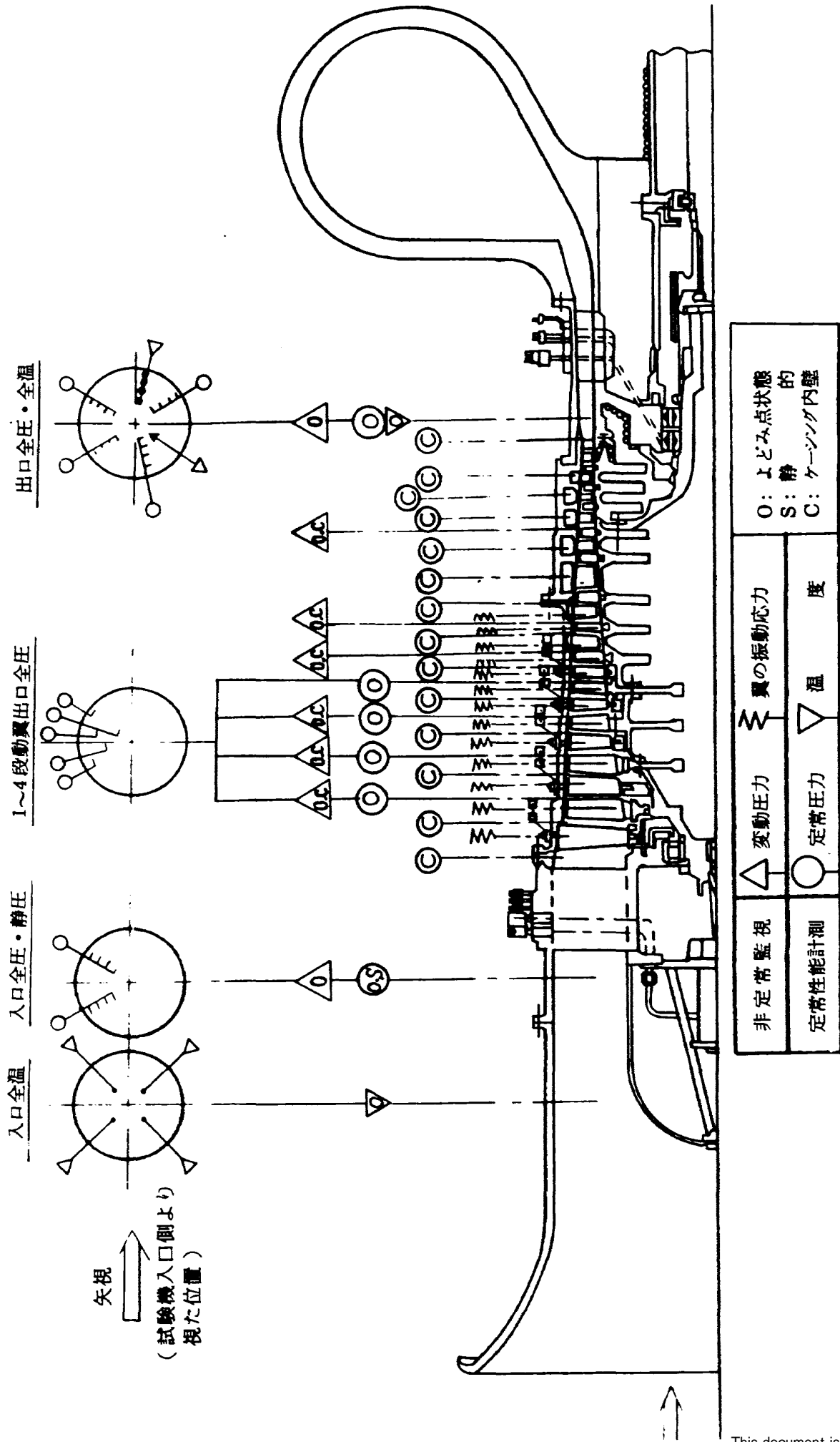


図7 試験機の計測配置図

7.1 可変静翼の取付角度の影響⁵⁾

(全体性能)

図8は $\Delta\epsilon_{ICV} = 38^\circ, 40^\circ, 42^\circ, 44^\circ, 46^\circ$ の場合における $30 \sim 70\%N^*$ までの全体性能の比較を示す。図中の各記号は各 $\Delta\epsilon_{ICV}$ での作動点、×印は旋回失速の発生点を示し、また作動限界線はサージ点およびその近傍、または翼の振動応力が大きく、圧縮機の試験続行に危険な状態の発生点近傍を表わしている。

同じ回転速度で比較すると、 $\Delta\epsilon_{ICV}$ の値が大きくなるにつれて、可変静翼の取付角度がねる(閉じ側)方向にあり、入口絞りとして働くため、性能曲線が小流量側に移動し、作動限界線までの作動範囲は拡大した。しかし逆に効率は $\Delta\epsilon_{ICV}$ の値が大きくなるにつれて全般的に低下している。また図8の×印に示すように $\Delta\epsilon_{ICV}$ の値が大きくなるにつれて、旋回失速の発生点は小流量側に移動しており、翼列の失速の緩和が得られると共に(図17, 18), 翼の振動応力値の減少が認められた(図19)。試験により、試験機の性能や作動範囲および翼列の失速などに対

して、可変静翼の取付角度変化量 ($\Delta\epsilon_{ICV}$), すなわち取付角度の違いによる影響が現われた。

図9は断熱効率と圧力比との関係を示したもので、図中に表示した値は安定した作動範囲を通る作動線上(吐出弁開度一定)での値である。 $\Delta\epsilon_{ICV}$ の値が大きくなるにつれて効率は低下し、かつそれぞれの $\Delta\epsilon_{ICV}$ とも、ある回転速度以上では後述の図11~13に示すように前段翼列の内部流れ状態が悪くなるため、その影響を受けて効率は徐々に低下しているのがわかる。

(内部流れ)

試験機の前段翼列および出口での内部流れ状態に及ぼす可変静翼取付角度の影響を調べた。

図10~12は $\Delta\epsilon_{ICV} = 38^\circ, 42^\circ, 46^\circ$ における $30 \sim 70\%N^*$ までの安定した作動範囲を通る作動線上(吐出弁開度一定)での1~4段動翼出口の半径方向全圧分布を示す。

各 $\Delta\epsilon_{ICV}$ とも $30\%N^*$ では2段動翼の内壁側の出口全圧は1段動翼の出口全圧よりも低く、失速状態にあるが、 $40\%N^*$ では2段の内壁側の失速はなく

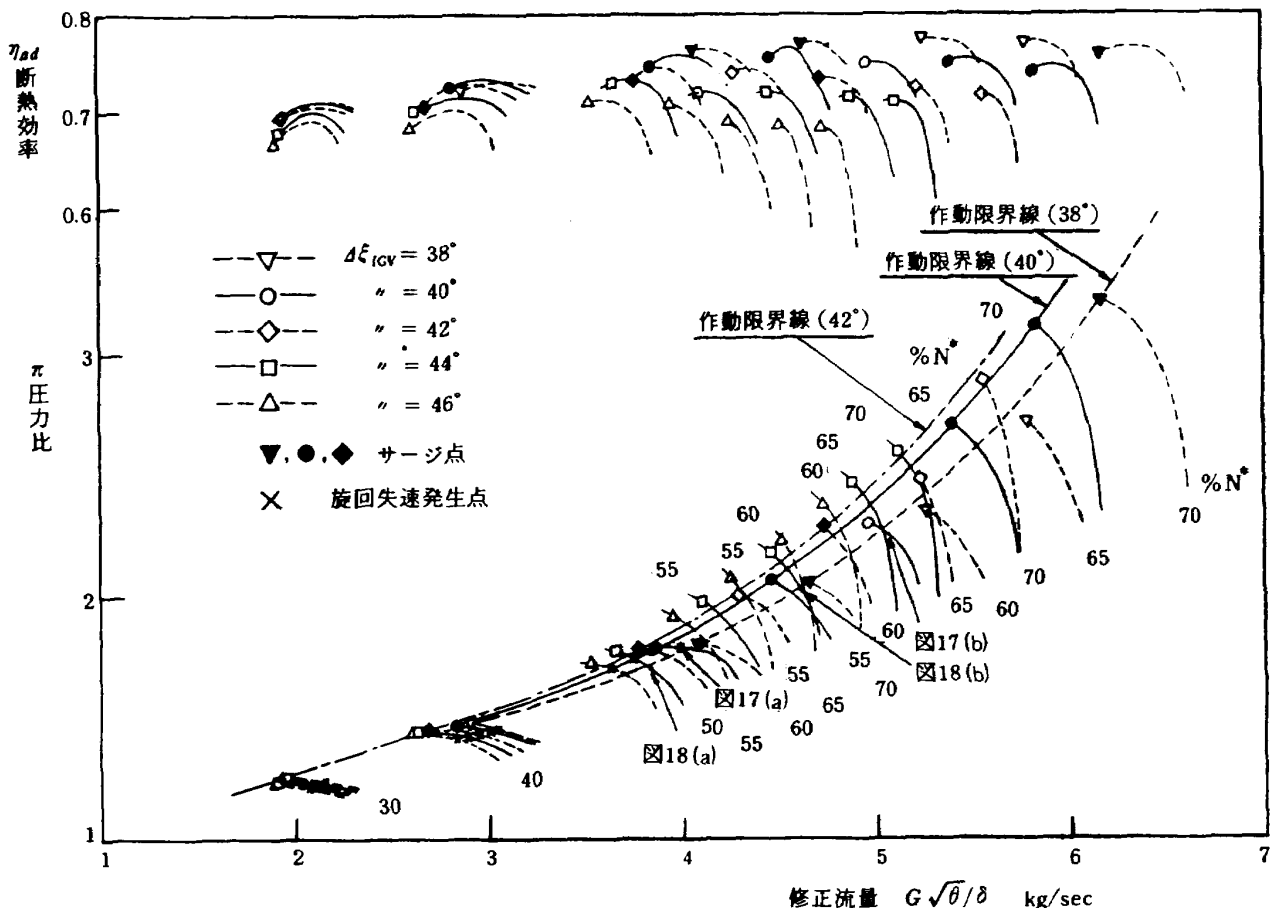


図8 HC-20改の全体性能(I)

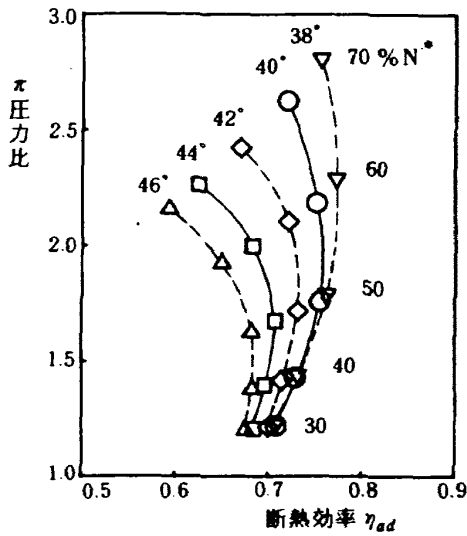


図9 HC-20改の全体性能(II)

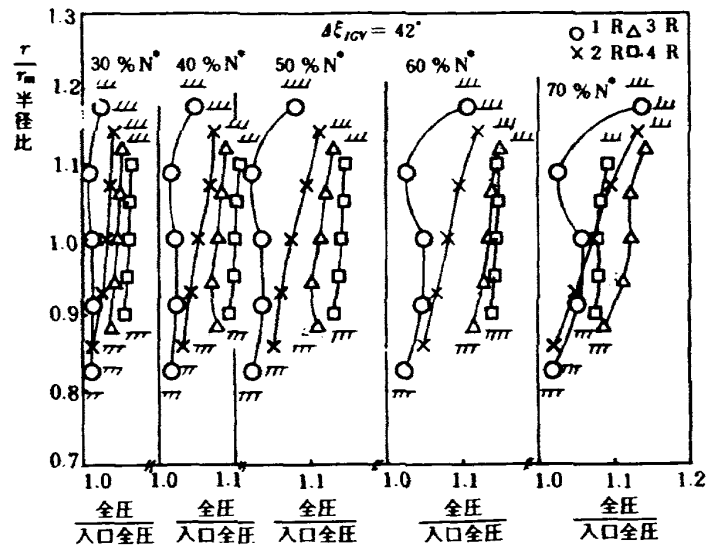
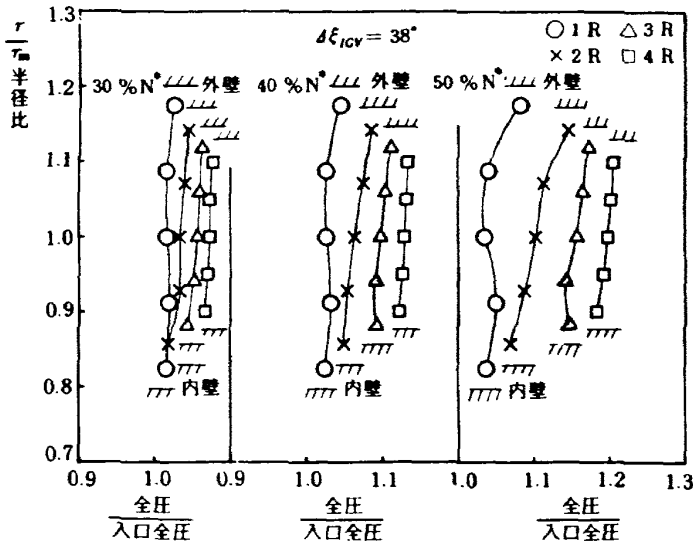


図11 $\Delta\xi_{ICV} = 42^\circ$ での1~4段動翼出口の半径方向全圧分布(HC-20改)



(a) $\Delta\xi_{ICV} = 38^\circ$ (30 ~ 50% N*)

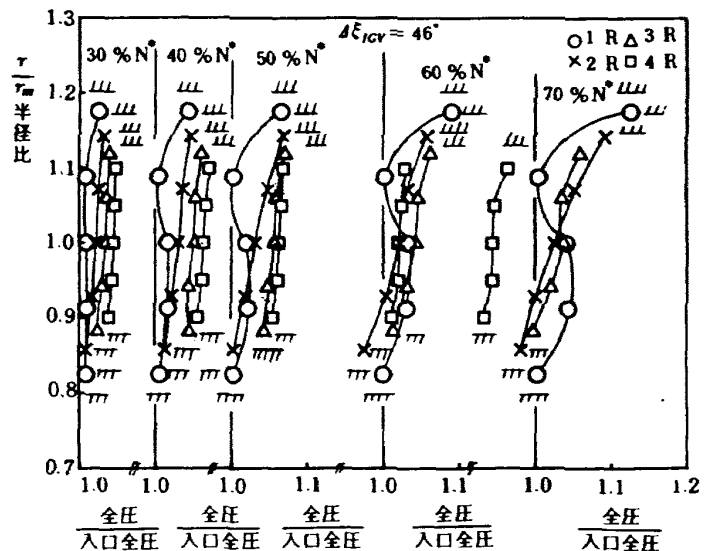
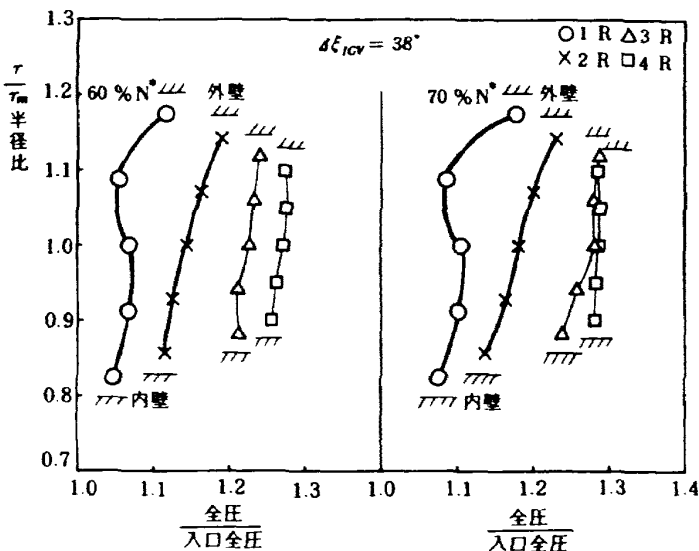


図12 $\Delta\xi_{ICV} = 46^\circ$ での1~4段動翼出口の半径方向全圧分布(HC-20改)



(b) $\Delta\xi_{ICV} = 38^\circ$ (60, 70% N*)

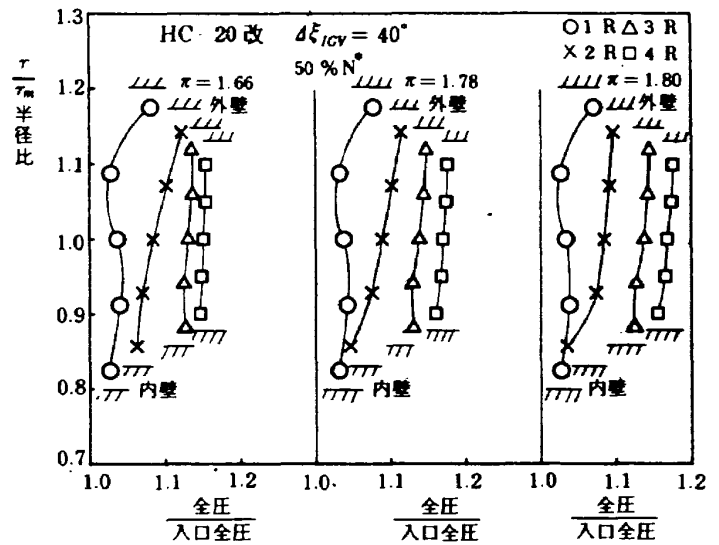
図10 $\Delta\xi_{ICV} = 38^\circ$ での1~4段動翼出口の半径方向全圧分布(HC-20改)

なり、内壁側の全圧分布が改善されている(しかし後述の図13, 14に示すように、この吐出弁開度よりもっと閉じ側では2段の内壁側は失速する)。しかし $\Delta\xi_{ICV} = 42^\circ$ の場合(図11), 60% N* 以上、また 46° の場合(図12), 50% N* 以上から回転速度の上昇と共に前段翼列の内部流れ状態が悪くなっており、 46° の70% N* では、2, 3段の平均半径から内壁側までの全圧および4段の全半径位置での全圧は1段の全圧よりも低く、特に2段の内壁側近傍、4段の全半径位置では圧力比が1以下で、圧縮機として作動していない状態となっている。50% N* 以上では $\Delta\xi_{ICV}$ の値が大きくなるにつれて前段翼列の

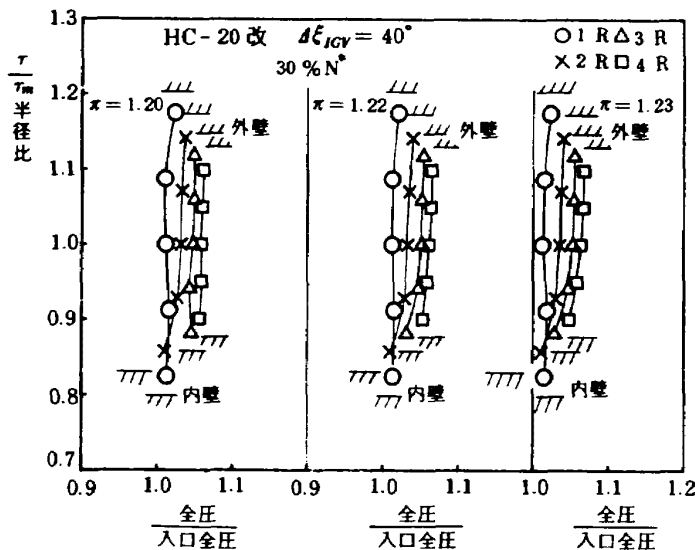
内部流れ状態は悪くなるのがわかった。

図 13, 14 は $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ および 44° での 1~4 段動翼出口の半径方向全圧分布を示す。前図と異なり、回転速度を一定とし、吐出弁開度を変えた場合における前段翼列の内部流れ状態を表わしている。

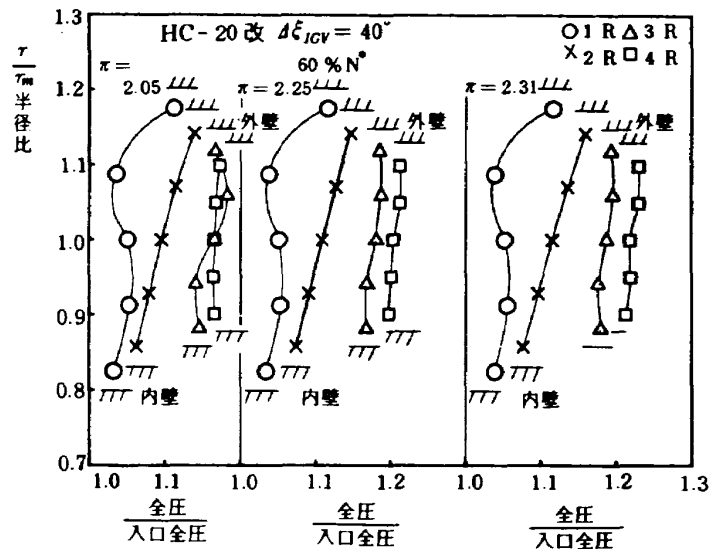
$\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ および 44° の場合とも、 $30\%N^*$ では図 8 の全作動点、また $40\%N^*$ では吐出弁の閉じ側（圧力比が高い）で、2 段の内壁側は失速状態にあり、2 段の内壁側の全圧は 1 段の全圧よりも低い。その影響で 3, 4 段の内壁側の全圧が低下していることがわかる。相方とも $40\%N^*$ まではほぼ同様な傾向を示し、取付角度の違いによる影響が現われていない（図 13(a), (b), 14(a)）。 $50\%N^*$ 以上では図 10~12 に示した如く、取付角度の違いによる影



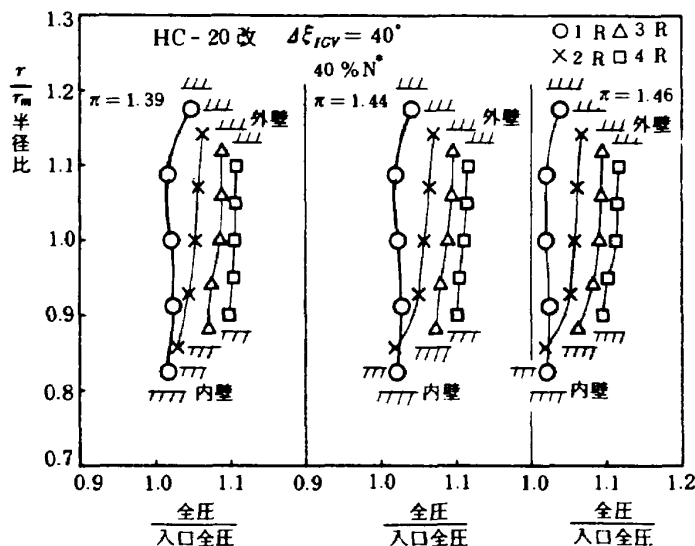
(c) $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ(50\%N^*)$



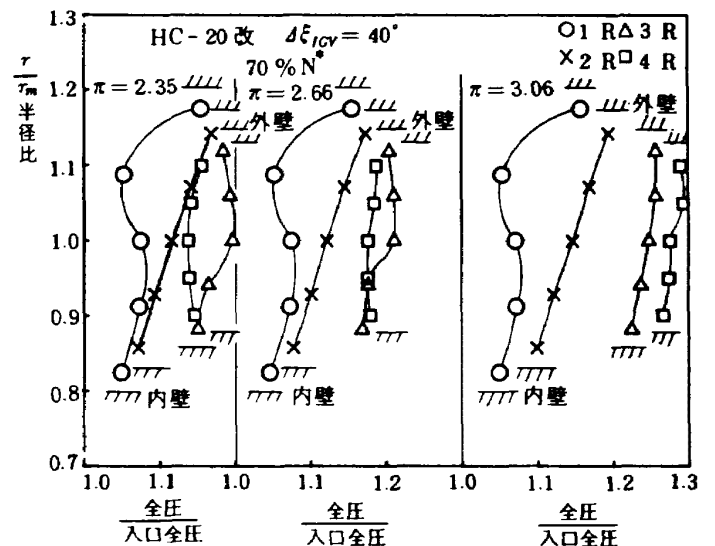
(a) $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ(30\%N^*)$



(d) $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ(60\%N^*)$



(b) $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ(40\%N^*)$

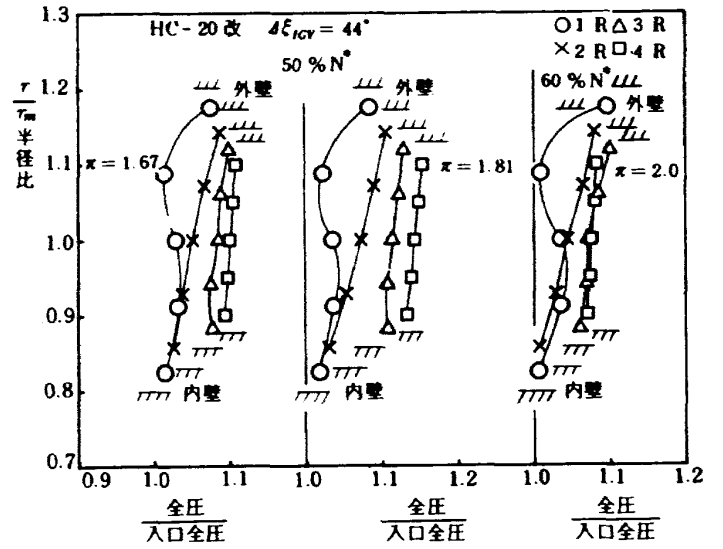


(e) $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ(70\%N^*)$

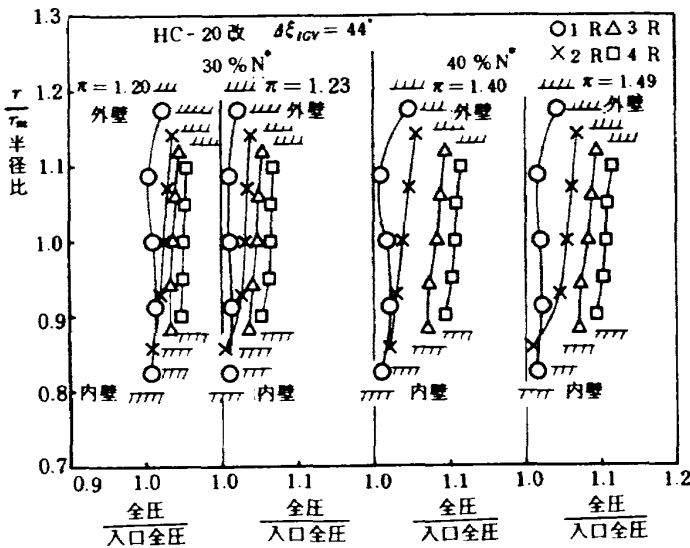
図 13 $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ での 1~4 段動翼出口の半径方向全圧分布 (HC-20改)

響が認められ、 $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ$ の 60, 70% N^* での内部流れは 40° の場合よりもひどい状態となっている (図 13(c)~(e), 14(b), (c))。

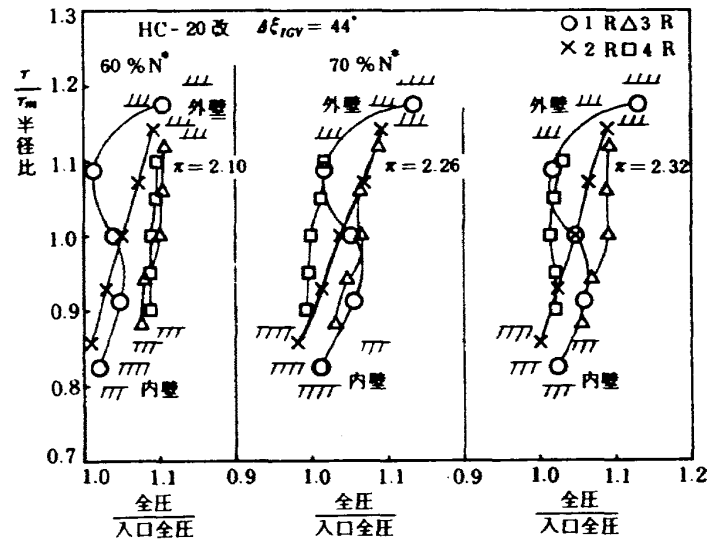
図 15 は $\Delta\xi_{ICV} = 38^\circ, 42^\circ, 46^\circ$ における図 10~12 と同じ作動点での試験機出口の半径方向全圧分布を示したもので、出口全圧を入口全圧で除した形で表わしている。 $\Delta\xi_{ICV} = 38^\circ, 42^\circ, 46^\circ$ とも試験機の出口位置では図 10~12 の 1~4 段動翼出口の半径方向全圧分布に示した前段翼列の失速による影響は緩和され、圧力低下が回復しているのがわかる。また $\Delta\xi_{ICV}$ の値が大きくなるにつれて出口圧力は低くなっているが、全圧分布の形は三者ともほぼ同じである。



(b) $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ$ (50, 60% N^*)



(a) $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ$ (30, 40% N^*)



(c) $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ$ (60, 70% N^*)

図 14 $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ$ での 1~4 段動翼出口の半径方向全圧分布 (HC-20 改)

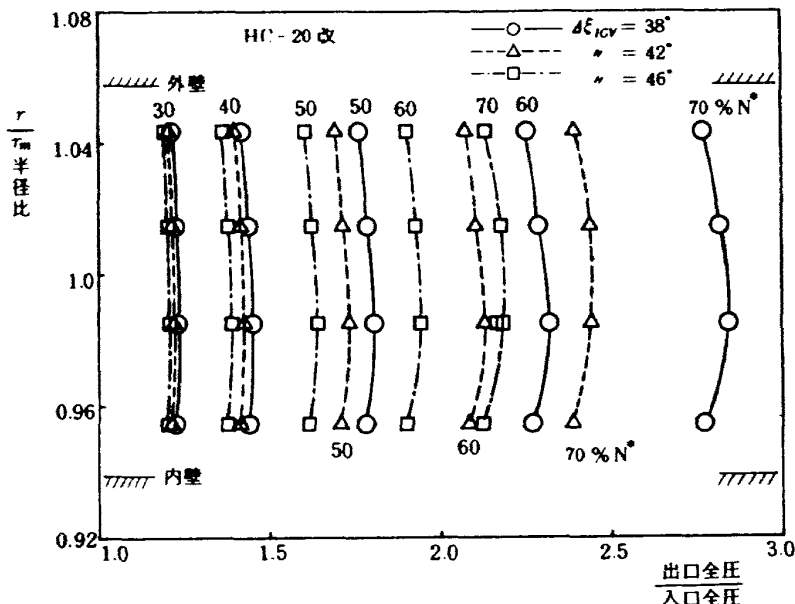


図 15 圧縮機出口の半径方向全圧分布

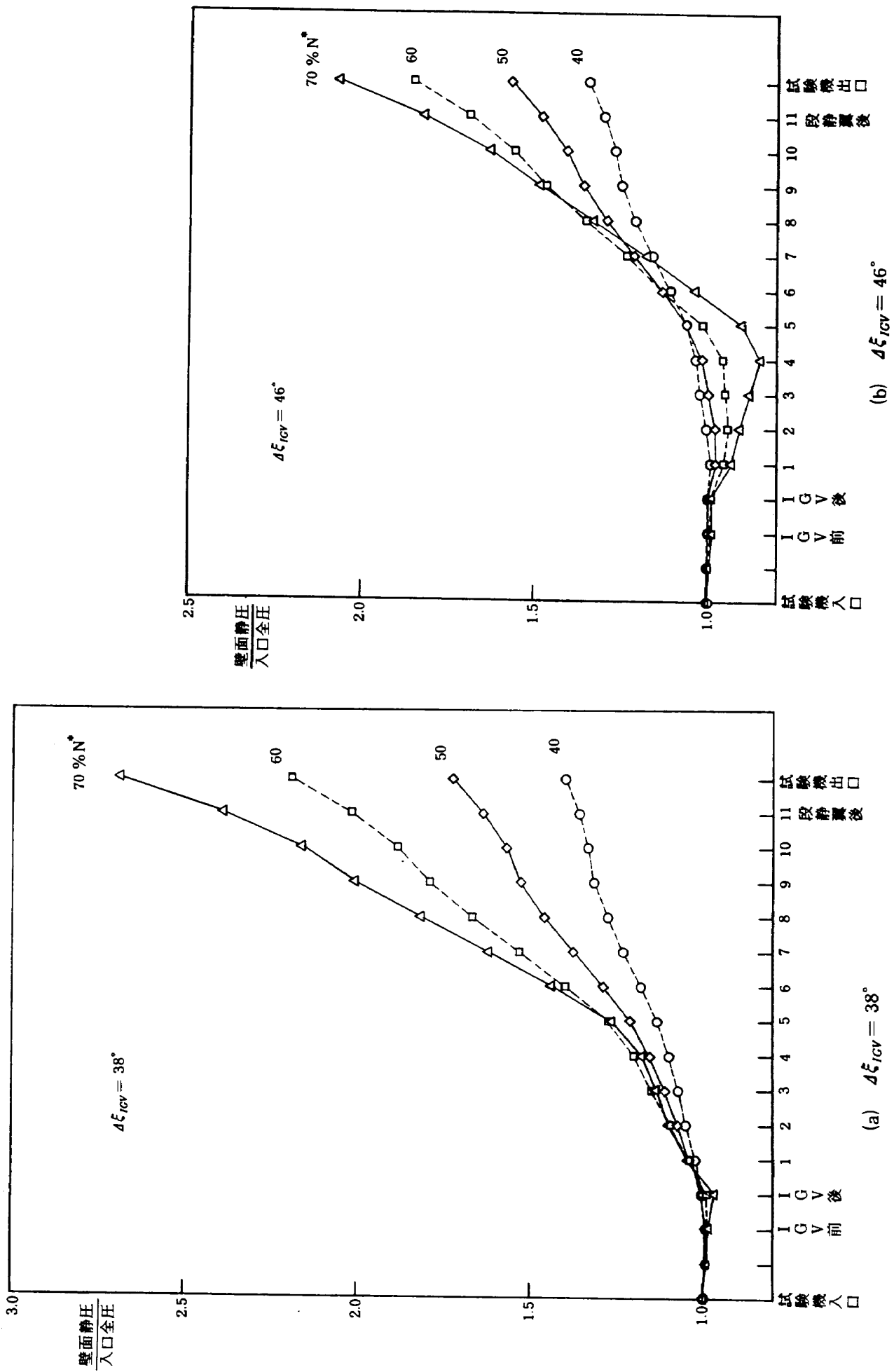
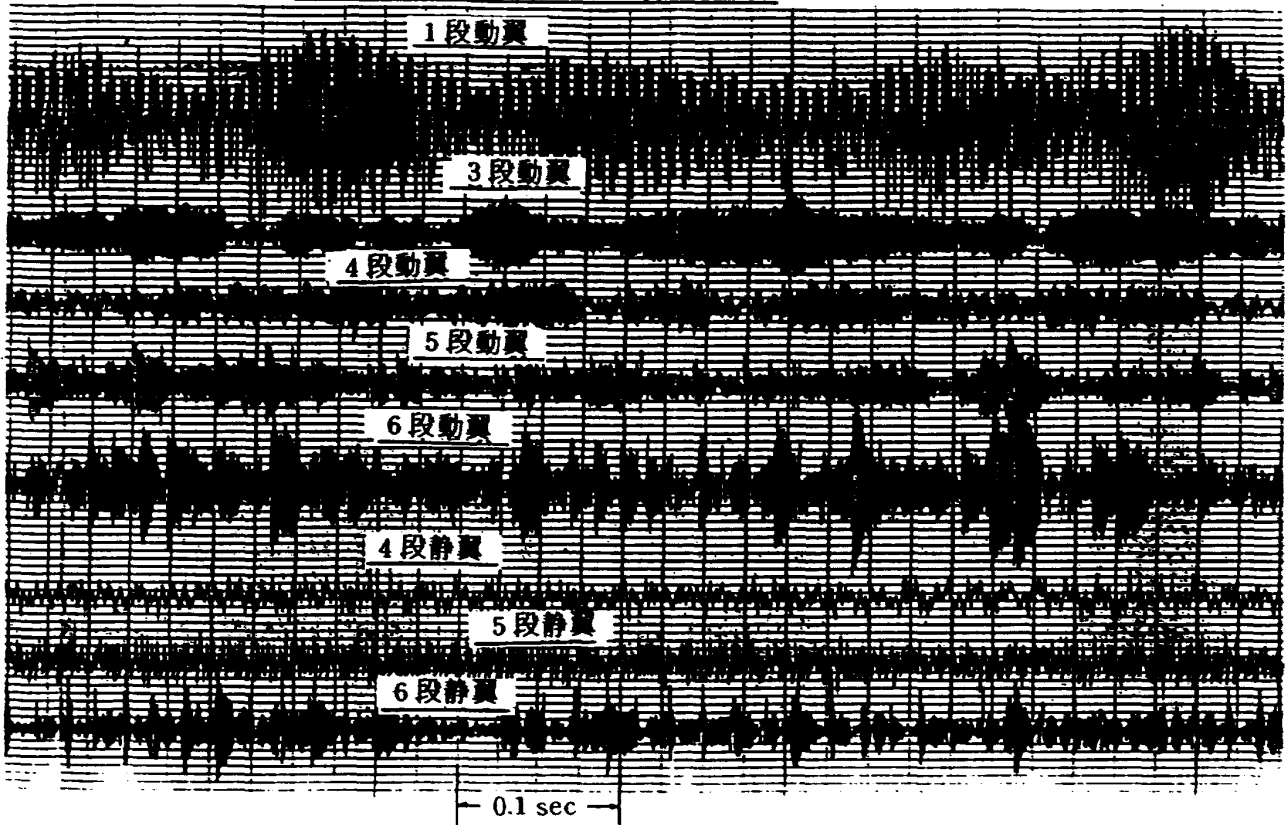


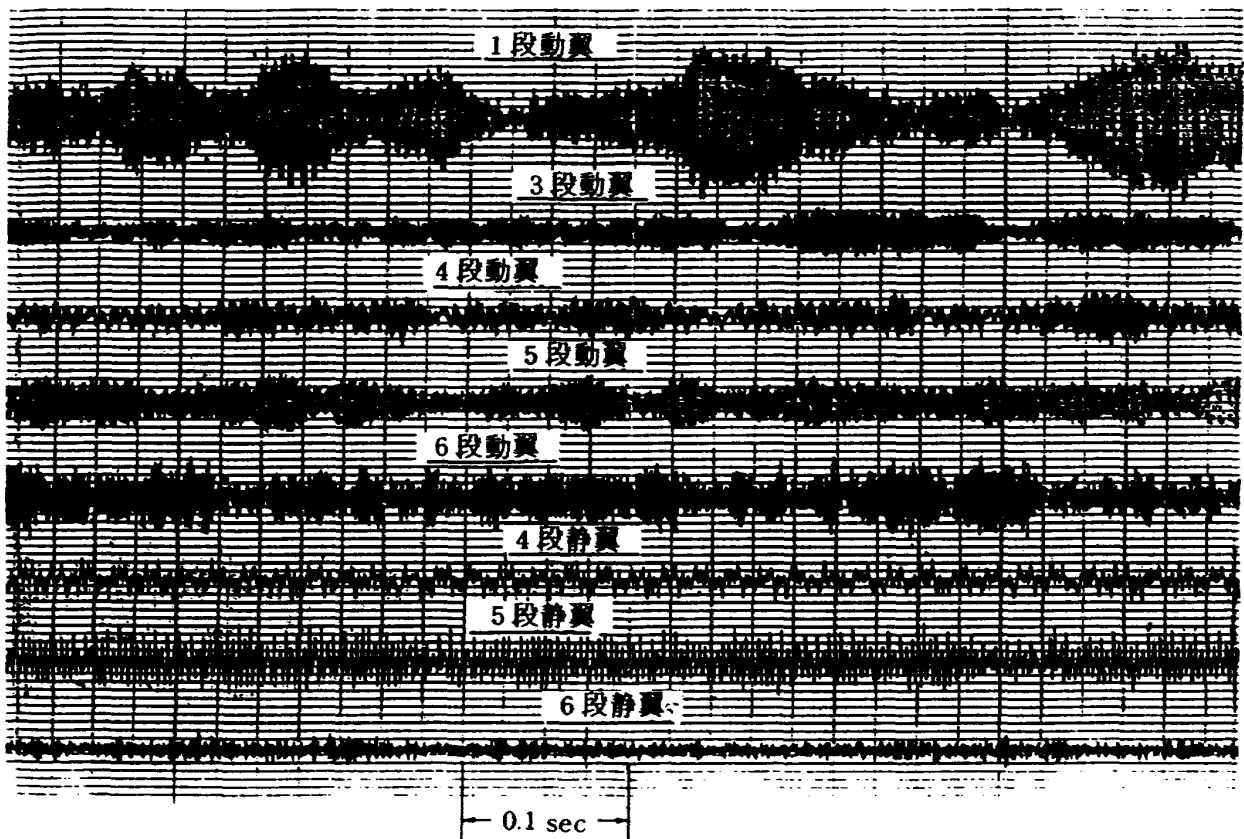
図 16 各段の壁面静圧分布

$\Delta\xi_{IGV} = 40^\circ, 50\%N^*$ での翼振動応力



(a) $\Delta\xi_{IGV} = 40^\circ(50\%N^*)$

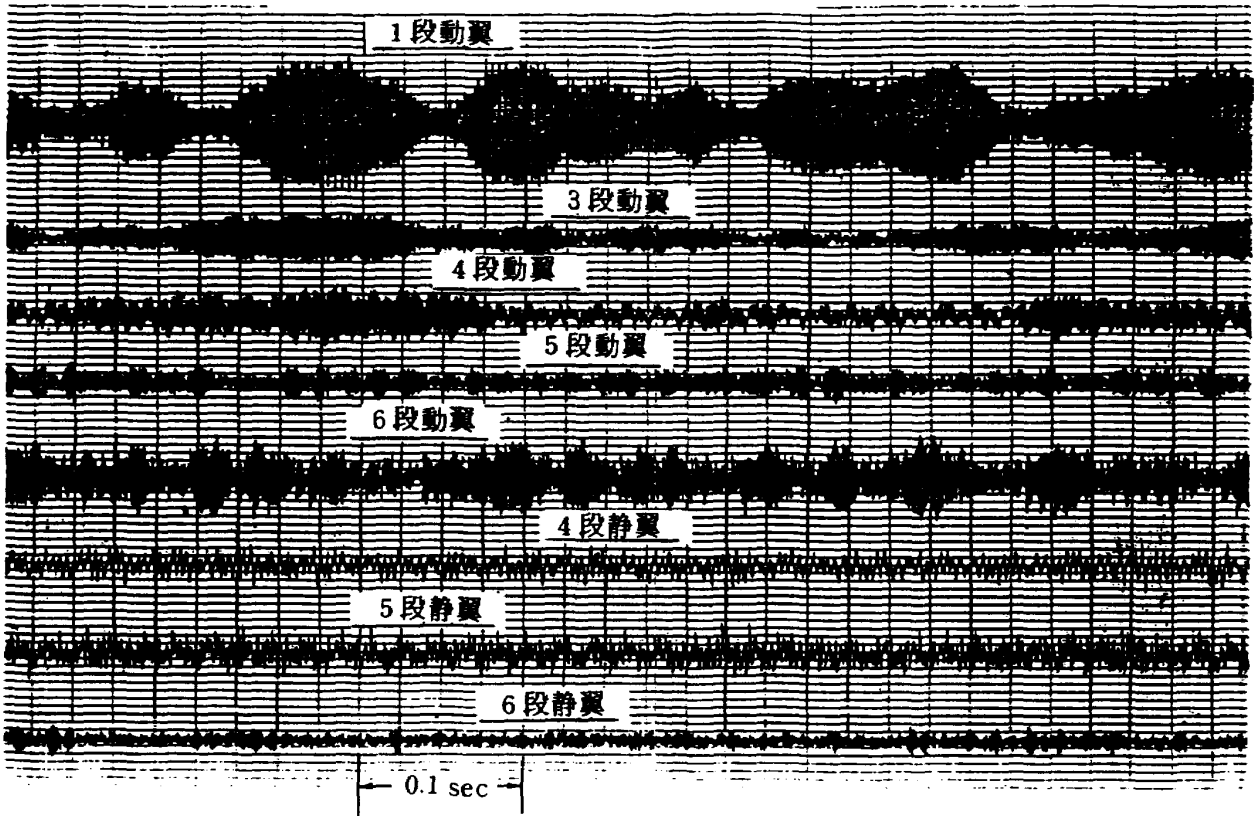
$\Delta\xi_{IGV} = 40^\circ, 60\%N^*$ での翼振動応力



(b) $\Delta\xi_{IGV} = 40^\circ(60\%N^*)$

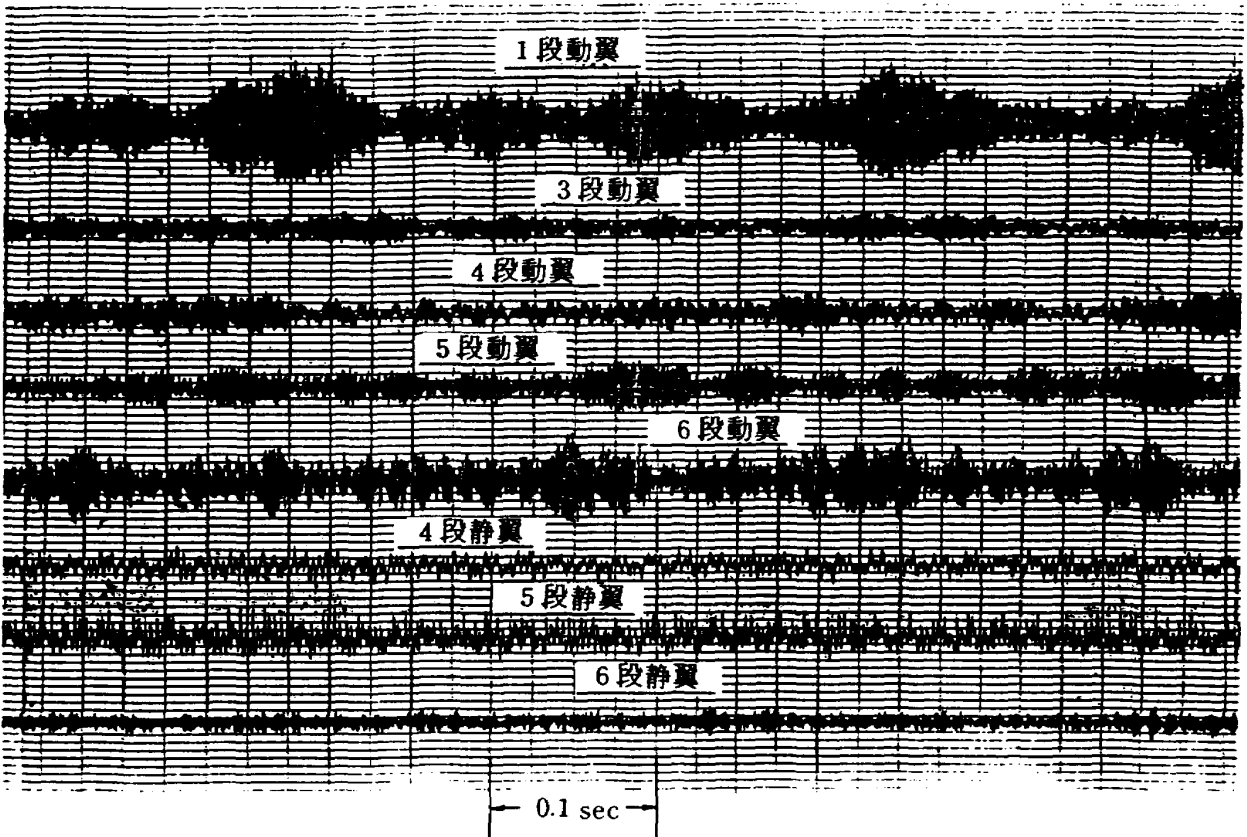
図 17 $\Delta\xi_{IGV} = 40^\circ$ での翼の振動応力の波形

$\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ, 50\%N^*$ での翼振動応力



(a) $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ(50\%N^*)$

$\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ, 60\%N^*$ での翼振動応力



(b) $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ(60\%N^*)$

図18 $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ$ での翼の振動応力の波形

り、全圧分布の形には取付角度の違いによる影響は現われていない。

(壁面静圧)

図16は $\Delta\xi_{ICV} = 38^\circ, 46^\circ$ での各段の壁圧分布の比較を示したもので、 $\Delta\xi_{ICV} = 38^\circ$ の場合、各回転速度とも各段の壁圧は前段から後段へほぼ滑らかに上昇しており、マッチングが良好な状態で作動していることがわかる。 46° の場合、 $60, 70\%N^*$ では前段翼列の内部流れの悪影響で4段まで段間圧力上昇の低下を招いているが、しかし5段以降は順調に圧力が上昇している。

(非定常現象)

サージ、旋回失速等の非定常現象を監視・計測するため、翼の振動応力および試験機内部の変動圧力を測定した。その結果翼の振動応力や翼列の失速に対して可変静翼取付角度の違いによる影響が認められた。

図17, 18は $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ および 44° での翼振動応力の波形を電磁オシログラフに表示したものである。 $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ の場合、旋回失速の発生する領域は試験機回転速度の約 $53\%N^*$ 以下の範囲にある(図8, 20)。図17(a)は旋回失速の発生している領域での作動点(図8の(a)点)、図17(b)は旋回失速の発生していない領域の作動点(図8の(b)点)でのそれぞれ1~6段動翼および4~6段静翼の翼振動応力の波形を示す。また図18(a), (b)は $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ$ の場合で、 40° と同じ吐出弁開度の作動点(図8の(c)点, (d)点)での翼振動応力の波形を示している。 $50\%N^*$, $60\%N^*$ とも 44° の方が全般的に翼の応力値が減少しており、また 40° の $50\%N^*$ において5段以降に発生していた旋回失速が消滅しているのが認められた。

図19は $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ および 44° における動翼の振動応力の平均振幅と回転速度との関係を示す。図中の翼振動は主として1次曲げ振動である。

$\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ の場合、前述のとおり約7000rpm(約 $53\%N^*$)まで旋回失速が発生しており、旋回失速の発生している領域では回転速度の上昇に従って応力は増加している。 $\Delta\xi_{ICV} = 44^\circ$ の場合の応力値は回転速度に対してほぼ均等であり、極端な応力の増加がない(1段動翼を除いて)。 $60\%N^*$ 以下では

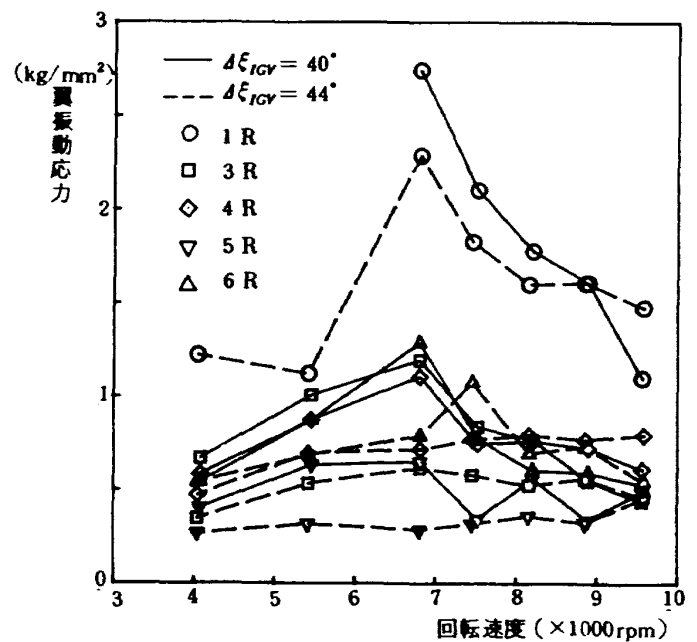


図19 動翼の振動応力

44° の方が各動翼とも 40° よりも応力は減少しているのが認められ、翼の振動応力に取付角度の違いによる影響が現われた。しかし $60\%N^*$ 以上では相方とも旋回失速が消滅し、また応力も減少しており、1段および6段以外は、両者の応力値はほぼ同じである。

(HC-20 との比較)

翼列出口の流れ様式の違いによる影響を調べるため、前報⁴⁾では $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ の場合でのHC-20の試験結果と比較した。その結果、HC-20改はHC-20よりも小流量側で作動しており、かつ翼列の失速の緩和と作動範囲の拡大($50\%N^*$ 以上)が得られることがわかった。本報では、前報の $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ よりも取付角度を変えた場合についても比較し、圧縮機特性や内部流れに及ぼす翼列出口の流れ様式の違いによる影響を検討した。

図20はHC-20とHC-20改との全体性能の比較を表わしたもので、HC-20は $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ と 45° の場合、HC-20改は $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ と 44° の場合を記載した。図中の破線はHC-20、実線はHC-20改の場合、また各記号はそれぞれの試験機での $\Delta\xi_{ICV}$ の作動点を示す。

$\Delta\xi_{ICV} = 45^\circ$ (HC-20)とその近傍の 44° (HC-20改)の場合、 40° よりも 5° (HC-20)、または 4° (HC-20改)だけ可変静翼の取付角度が大きく、前述のようにそれだけ余分に入口絞りとして働いた

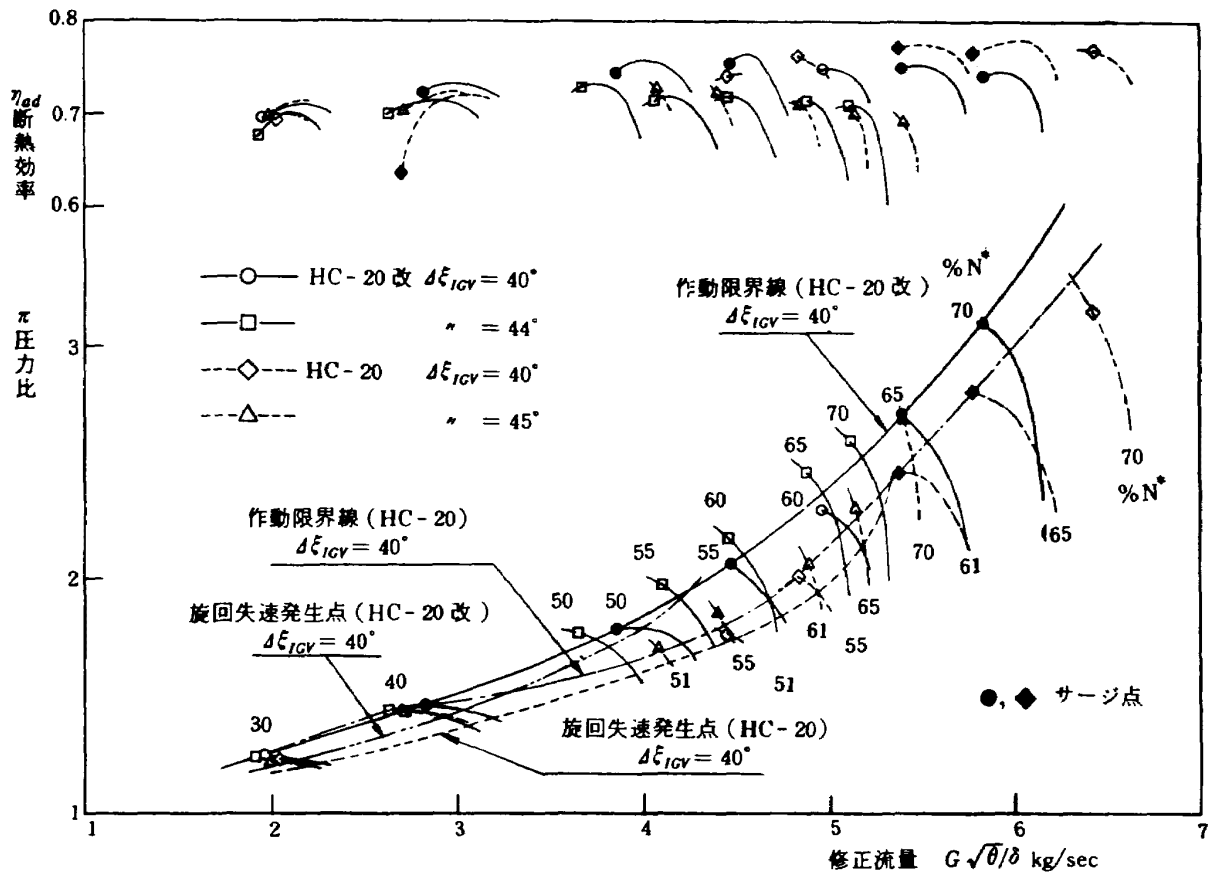


図 20 HC-20 との全体性能の比較

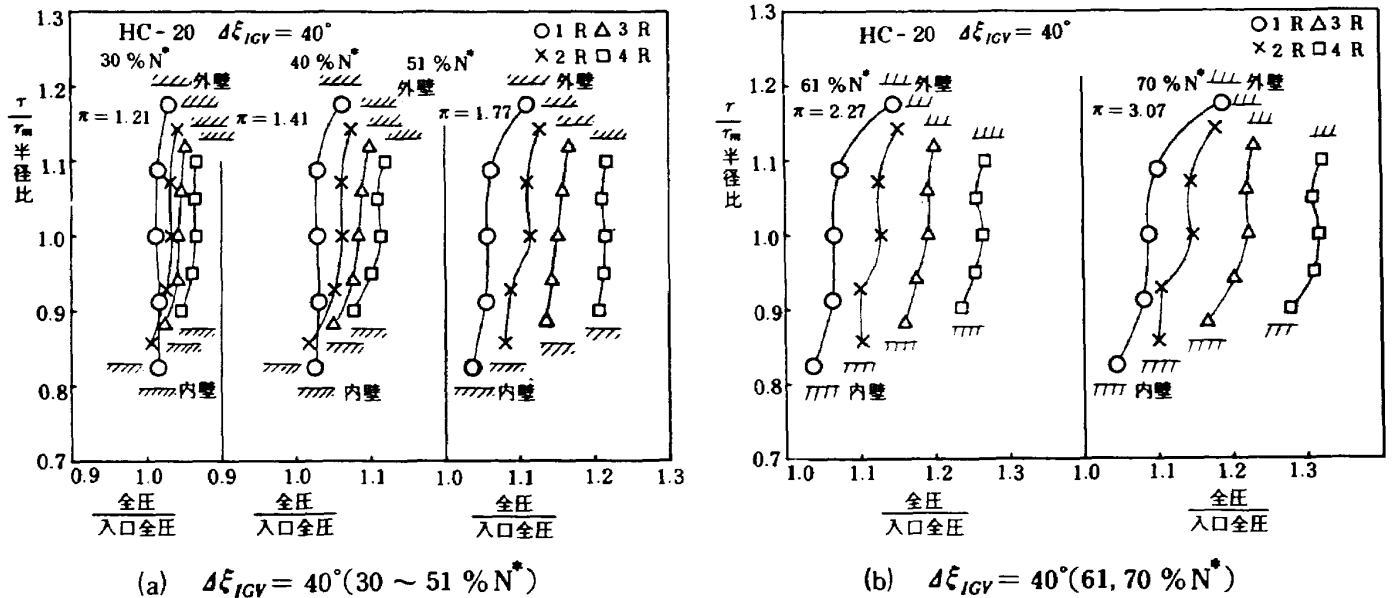


図 21 HC-20 での 1 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布 ($\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$)

め、 40° の場合よりも性能曲線は小流量側に移動している。同じ回転速度で比較すると、 40° の場合と同様、やはり HC-20 改の方が小流量側で作動し、かつ作動範囲が拡大しており、可変静翼の取付角度を変えた場合でも流れ様式の違いによる影響が認められた。

図 21, 22 は HC-20 で $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ および 45° における 1 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布を示す。 $\Delta\xi_{ICV} = 40^\circ$ および 45° とともに 40 % N^* では 2 段の内壁側は失速状態にあり、相方とも全圧分布の形はほとんど同じであった。51 % N^* 以上では 45° の場合、回転速度の上昇に伴って徐々に流れ状態は悪くなっ

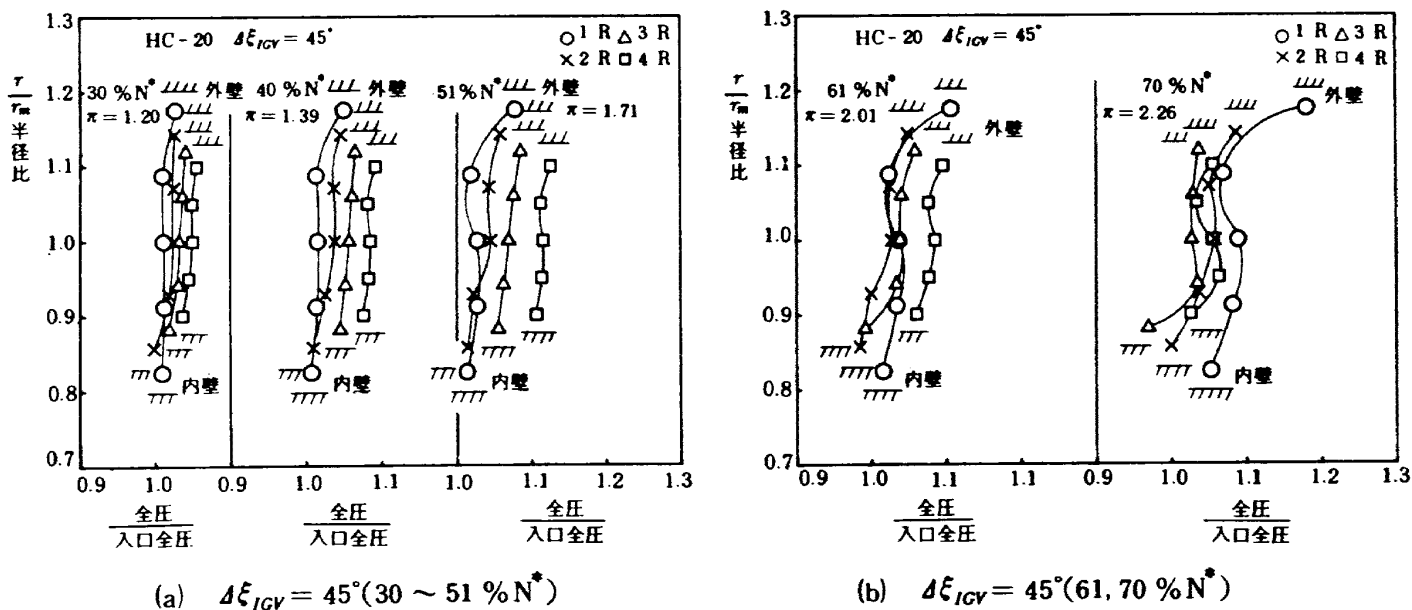


図 22 HC-20 での 1 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布 ($\Delta \epsilon_{ICV} = 45^\circ$)

ており、取付角度の違いによる影響が現われている。図 13, 14 に示した HC-20 改の $\Delta \epsilon_{ICV} = 40^\circ$ および 44° の場合におけるほぼ同じ圧力比の作動点での全圧分布と比較すると、 $\Delta \epsilon_{ICV} = 40^\circ$ の場合、HC-20 改の方が HC-20 よりも 4 段による圧力上昇は低い。しかし全圧分布は HC-20 改の方が内壁側で若干改善されており、全圧分布に流れ様式の影響が現われている。

$\Delta \epsilon_{ICV} = 45^\circ$ の場合、HC-20 の方が HC-20 改の 44° より 1° だけ大きい。 $\Delta \epsilon_{ICV}$ の差を考慮すると、 $50\%N^*$ までは $\Delta \epsilon_{ICV} = 40^\circ$ の場合とほぼ同じ傾向を示している。 $60\%N^*$ 以上では両者とも内部流れ状態は悪くなっており、この状態では HC-20 改の方が HC-20 に比べて、4 段の全圧が 3 段の全圧よりも低いようである。

7.2 抽気による影響

試験は $70\%N^*$ 以下の低速の範囲で、流路の内壁側に抽気孔のある 7 段、または外壁側に抽気孔のある 10 段から単独に抽気を、あるいは 7 段と 10 段の 2 箇所から同時に抽気を行なった。

(抽気率)

図 23 は各抽気試験での回転速度に対する抽気率 (各抽気段での抽気量 / 入口空気流量 $\times 100$) を表わしている。抽気率は圧力の上昇に伴ない増加するが、図中に表示した抽気率はいずれも安定した作

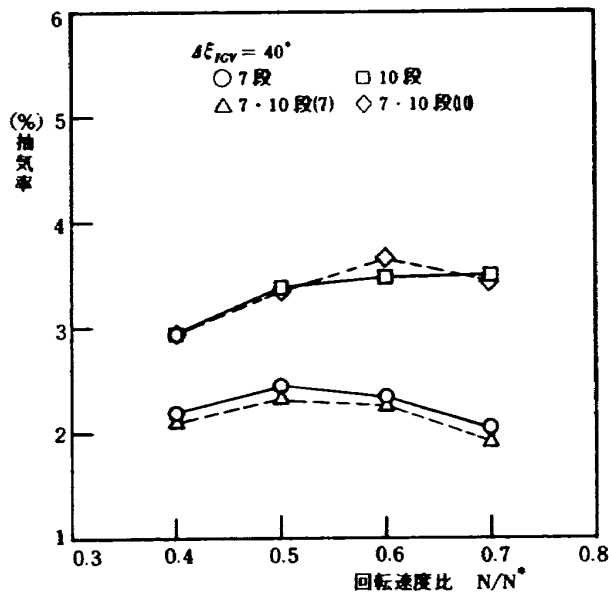


図 23 抽気率

動範囲を通る作動線上 (吐出弁開度一定) での値である。

7 段抽気は 10 段抽気と比較して、抽気孔面積が大きい、内壁側からの抽気であり、10 段より前段であるため、圧力が低く、抽気率は小さい。また各抽気段から単独に抽気、あるいは 2 箇所から同時に抽気しても各抽気段での抽気率はあまり差はない。(全体性能)

図 24 は流路の内壁側に抽気箇所のある 7 段と外壁側に抽気箇所のある 10 段から単独に抽気した場合、および内壁側の 7 段と外壁側の 10 段から同時

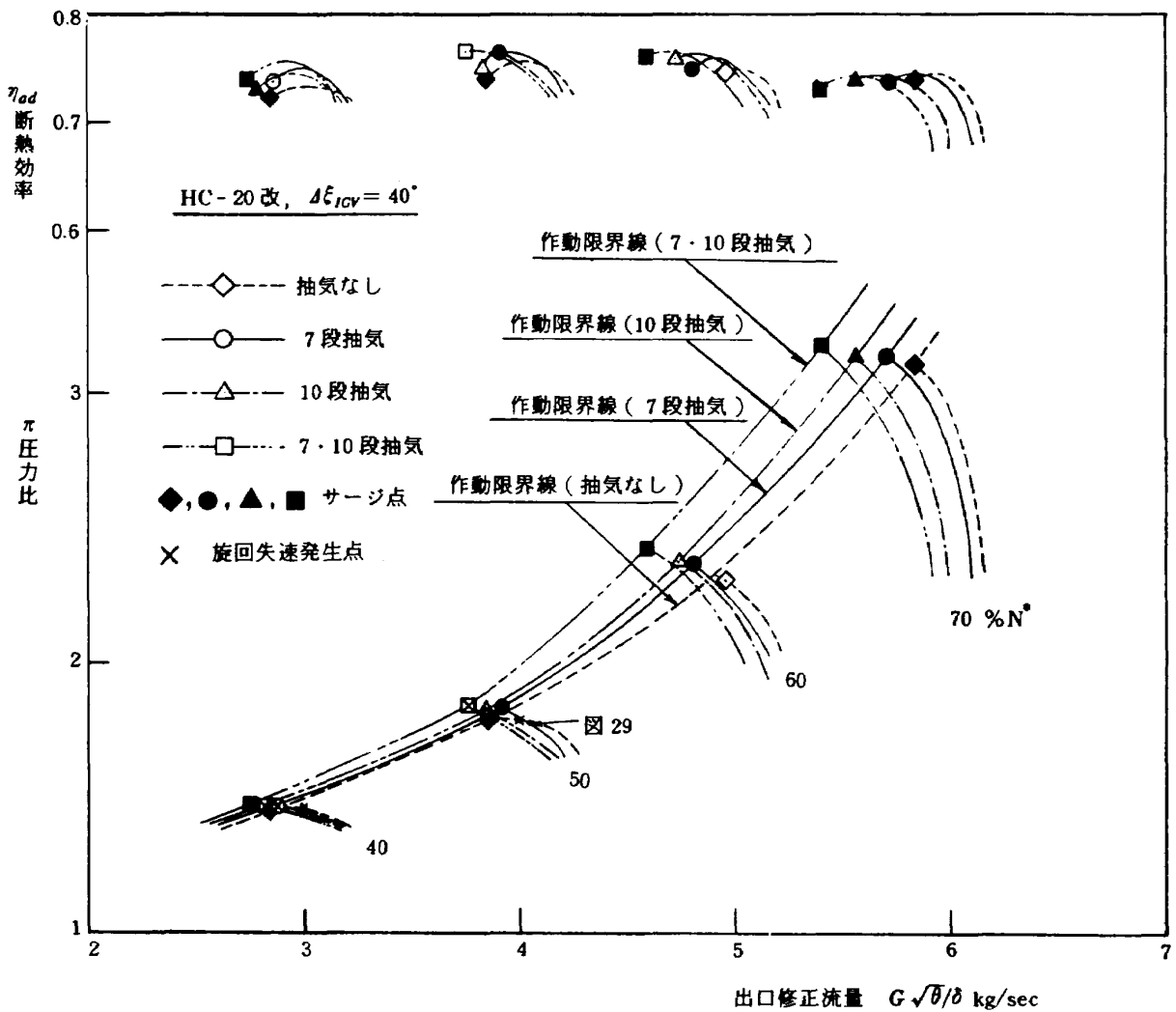


図 24 HC-20改の抽気性能

に抽気した場合での全体性能の比較を表わしたものである。◇印は抽気なしの場合、○印は7段抽気および△印は10段抽気した場合、並びに□印は7段と10段から同時に抽気した場合を示し、横軸の出口修正流量は試験機入口流量から抽気流量を差引いて求めた。

各抽気とも、抽気によって、旋回失速の発生点を含めて性能曲線が小流量側へ移動しており、翼列の失速が緩和（図 29）すると共に効率の向上（60%N*以下）と作動範囲の拡大が得られた。また回転速度全般にわたって翼の振動応力が減少（図 30）するなど、定常性能および非定常現象の両面に抽気の影響が認められた。

各抽気を比較し、抽気個所の違いによって試験機の性能や作動範囲に及ぼす影響を調べると、内壁側の7段抽気よりも外壁側の10段抽気の方が、また内壁側の7段と外壁側の10段から同時に抽気した

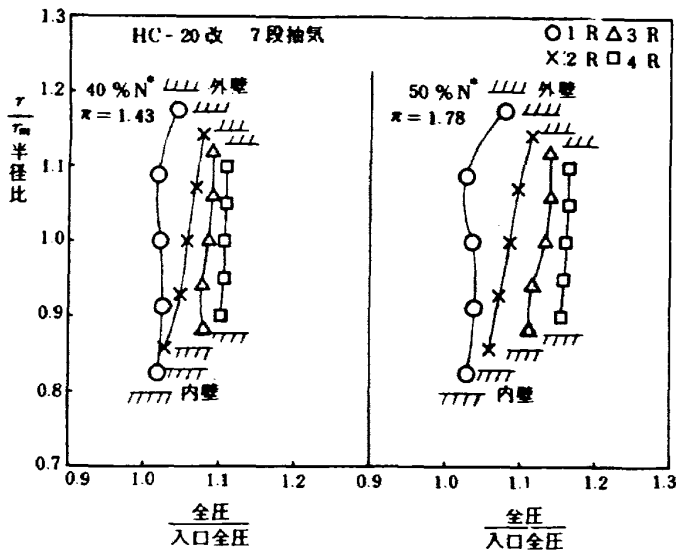
方が7段、あるいは10段から単独に抽気した場合よりも小流量側で作動しており、結果的にHC-20の試験と同様、抽気率の大きい順に翼列の失速の緩和および作動範囲の拡大が得られることがわかった。効率の場合、40%N*では7段と10段から同時に抽気した場合が最も高い。しかしそれ以外の回転速度においてはほぼ同じ値であり、抽気個所の違いによる影響は現われていない。

（内部流れ）

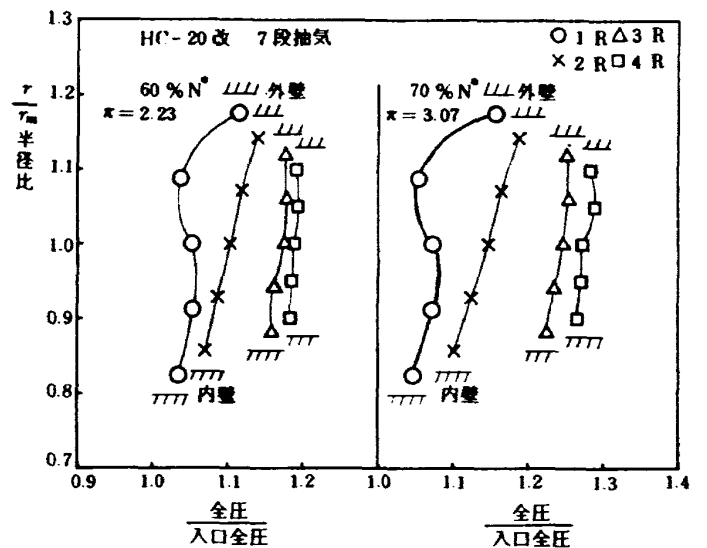
HC-20の抽気試験⁴⁾と同様、試験機の前段翼列および出口の内部流れに及ぼす抽気の影響、並びに抽気個所の違いによる影響を調べた。

図 25～27は内壁側の7段抽気および外壁側の10段抽気、並びに7段と10段から同時に抽気した場合における1～4段動翼出口の半径方向全圧分布を表わす。

図 13の抽気なしの場合で、図 25～27とほぼ同



(a) 7段抽気 (40, 50% N*)



(b) 7段抽気 (60, 70% N*)

図 25 7段抽気での1~4段動翼出口の半径方向全圧分布 (HC-20改)

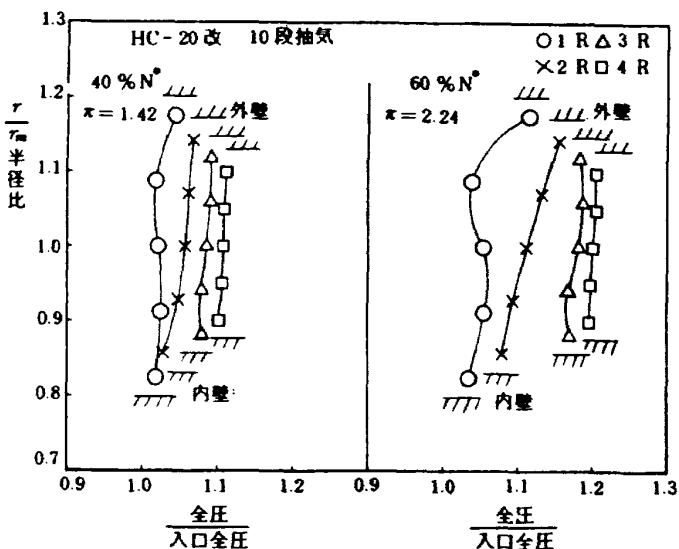


図 26 10段抽気での1~4段動翼出口の半径方向全圧分布 (HC-20改)

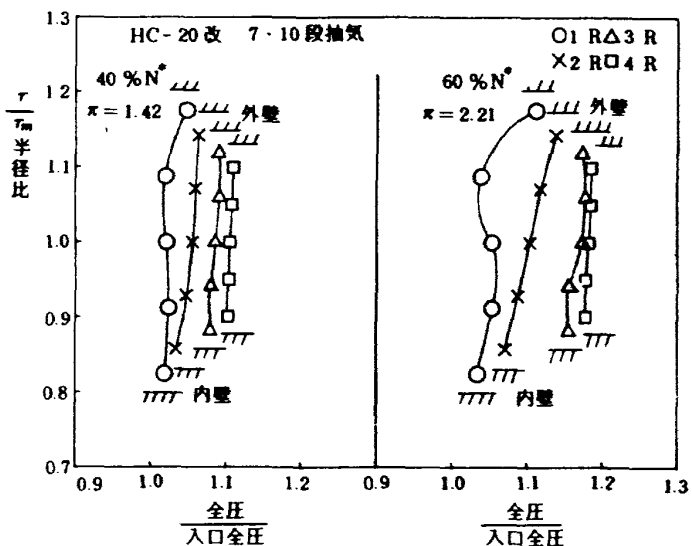


図 27 7・10段での1~4段動翼出口の半径方向全圧分布 (HC-20改)

じ圧力比での全圧分布と比較すると、抽気なしの場合、40% N* では2段の内壁側の出口全圧は1段の出口全圧よりも低く、2段の内壁側は失速状態にある。抽気を行なった場合、この圧力比ではまだ2段は失速しておらず、失速の発生する作動点は吐出弁の閉じ側(圧力比が高い)に移動することがわかった。また50% N* では抽気によって、2段の内壁側の全圧が若干改善されており、50% N* 以下では抽気による効果が認められた(図13(b), (c), 図25(a), 図26, 27)。しかし60% N* 以上では全圧分布の形は変わらず、抽気による影響は現われていない(図13(d), (e), 図25(b), 図26, 27)。

7段抽気および10段抽気、並びに7段と10段から同時に抽気した場合を比較すると、三つの場合とも全圧分布はほとんど同じであり、抽気個所の違いによる影響は現われていない。

図28は抽気なしおよび7段抽気した場合における試験機出口位置での内部流れ状態を表わしたもので、出口全圧は図7に示した4本のくし型ピトー管で測定した全圧をそれぞれ円周方向に平均した値であり、平均出口全圧および全温は全計測点の平均値である。抽気しても出口全圧および全温分布の形は抽気なしと同じ傾向を示した。図28には7段抽気のみ記載したが、10段抽気および7段と10段から同時に抽気した場合でも全圧分布および全温分布の形はほとんど変わらず、抽気および抽気個所の違い

による影響は現われていない。
(非定常現象)

図 29 は 7 段抽気した場合における 50 % N* での翼の振動応力の波形を電磁オシログラフに表示したもので、図 17 (a) の抽気なしの場合と比較すると、抽気によって、1 ~ 6 段動翼および 4 ~ 6 段静翼の

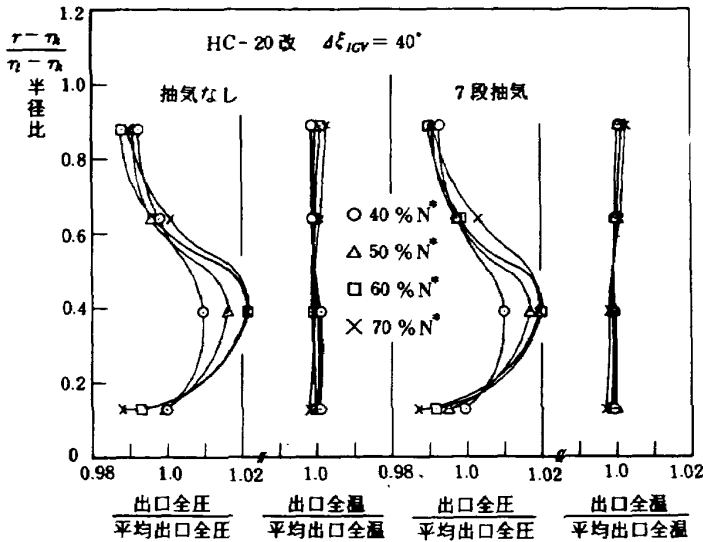


図 28 7 段抽気での圧縮機出口全圧・全温の半径方向分布

応力値は減少し、また 5 段以降に発生していた旋回失速が消滅しているのがわかる (図 24)。

図 30 は抽気なしおよび 7 段抽気した場合における動翼の振動応力の平均振幅を表わしたもので、抽気によって、回転速度全般にわたって動翼の応力値は減少しており、抽気の効果認められた。

(HC-20 との比較)

HC-20 と HC-20 改の抽気性能を比較し、抽気性能に及ぼす翼列出口の流れ様式の違いによる影響を調べた。

図 31 は HC-20 と HC-20 改における 7 段抽気した場合での抽気率を表わしたもので、HC-20 は HC-20 改よりも図 20 に示す如く、大流量側で作動しており、7 段での圧力も高いため、抽気率は HC-20 の方が大きい。

図 32 はその 7 段抽気した時の全体性能の比較を示す。HC-20 および HC-20 改とも、抽気によって旋回失速の発生範囲が縮小しており、効率の向上と作動範囲の拡大が得られた。しかし両者の抽気の効果はほぼ同程度であるため、抽気しても、性能や

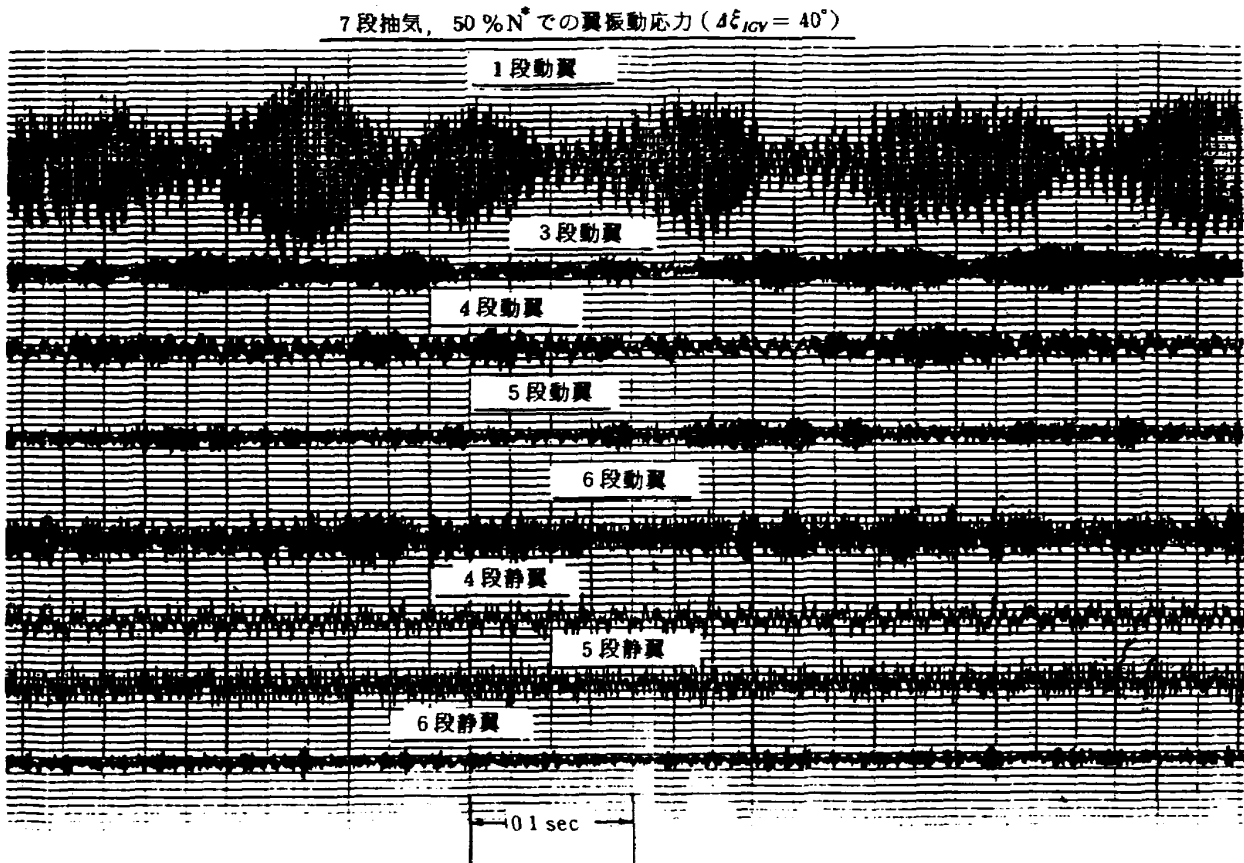


図 29 7 段抽気での翼の振動応力の波形

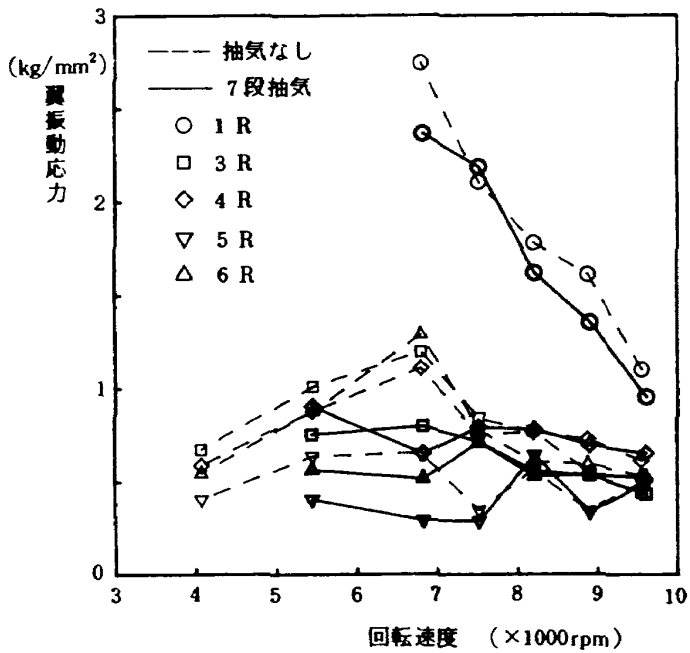


図 30 7段抽気での動翼の振動応力

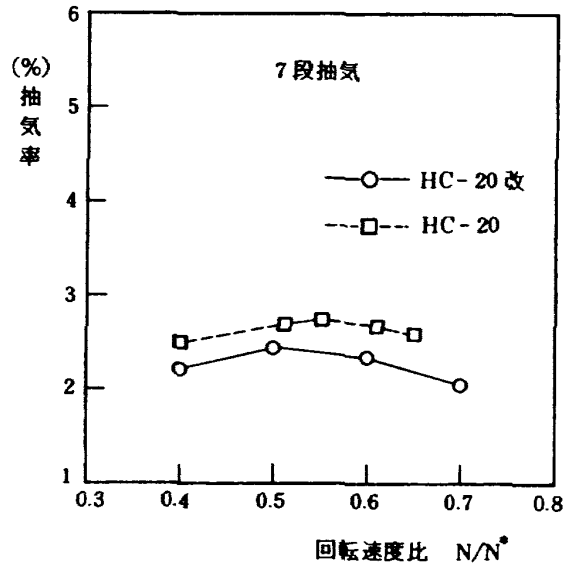


図 31 HC-20 との抽気率の比較

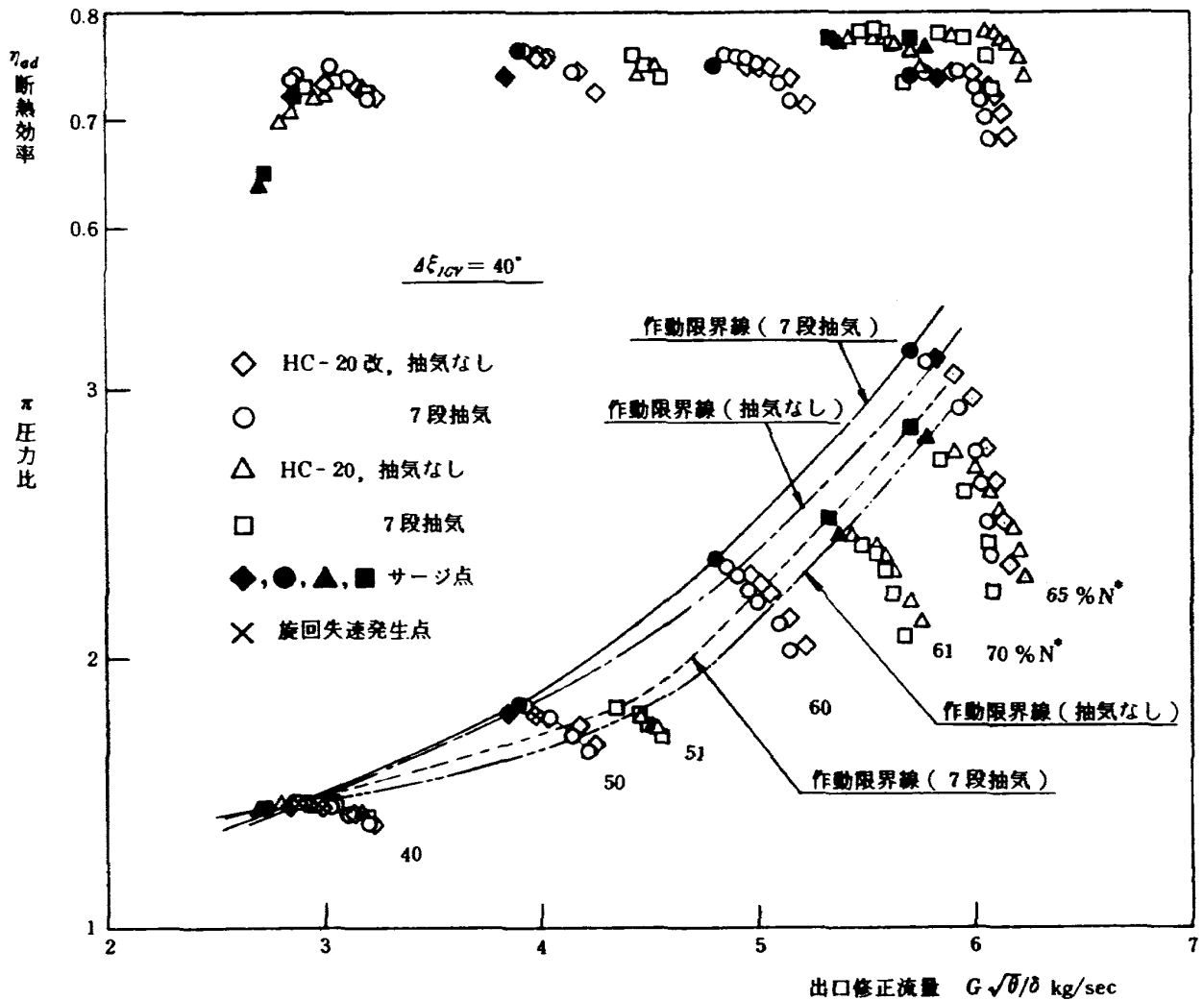
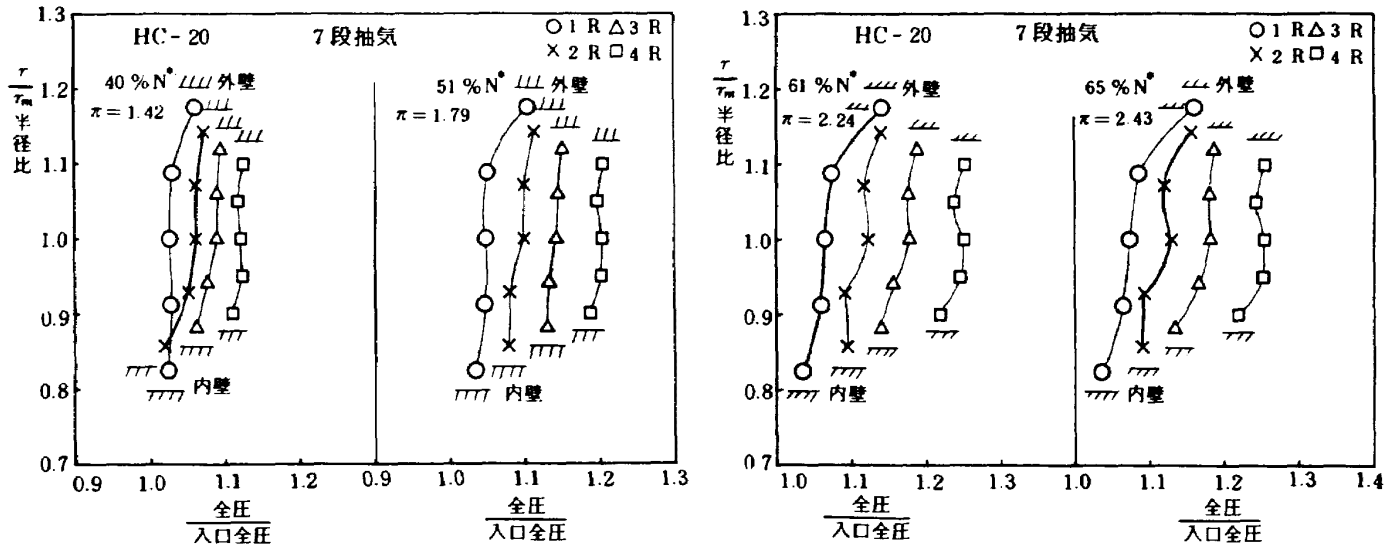


図 32 HC-20 の7段抽気との比較



(a) 7 段抽気 (40, 51 % N*)

(b) 7 段抽気 (61, 70 % N*)

図 33 HC-20 での 1～4 段動翼出口の半径方向全圧分布 (7 段抽気)

作動範囲および翼列の失速などに及ぼす翼列出口の流れ様式の違いによる影響は抽気なしの場合とほとんど同じであることがわかった。

一方、図 25 と 33 から 7 段抽気した場合での 1～4 段動翼出口の半径方向分布を比較すると、抽気した場合でも、やはり HC-20 改の方が HC-20 よりも内壁側の全圧分布は改善されているなど、抽気なし (図 13, 21) での全圧分布の傾向と類似しており、抽気を行なっても、前段翼列の内部流れに対する流れ様式の違いによる影響は特に現われていない。

8. ま と め

70 % N* 以下の低速小流量域で、可変静翼の取付角度および抽気の試験を行ない、その影響を調べた。また HC-20 の場合と比較し、翼列出口の流れ様式の違いによる影響についても検討を行なった。

その結果、HC-20 改は HC-20 よりも小流量側で作動し、かつ作動範囲が拡大すること、また旋回失速の発生範囲が縮小し、翼列の失速の緩和が得られることがわかり、翼列出口の流れ様式の違いによる影響が明らかとなった。

また可変静翼の取付角度変化量 ($\Delta \xi_{IGV}$) を変えて、その影響を調べると、 $\Delta \xi_{IGV}$ の値が大きい順に性能曲線が小流量側に移動し、作動範囲の拡大と翼の振動応力の減少および翼列の失速の緩和が得られた。しかし逆に効率は前段翼列の内部流れの悪影響を受

け、回転速度の上昇に伴ない低下することがわかった。しかしながらエンジンの場合、本試験範囲の 70 % N* 以下は起動・停止時だけに通過する過渡的な作動領域であり、効率よりも作動範囲の方がより重要視されており、効率はあまり問題とならない。したがって、もし HC-20 改をエンジンへ適用した場合、HC-20 改はアイドル以下でエンジン出力を抑制したい時に HC-20 よりも有効であり、また必要に応じてスケジュール、すなわち取付角度変化量 ($\Delta \xi_{IGV}$) を変更できることがわかった。

一方、抽気によって、翼列の失速が緩和すると共に回転速度全般にわたって翼の振動応力の減少が認められ、効率の向上と作動範囲の拡大が得られた。また圧縮機の流路の内壁側からの抽気よりも外壁側からの抽気の方が、または内壁側と外壁側から同時に抽気した方が内壁側、あるいは外壁側から単独に抽気した場合よりも小流量側で作動し、翼列の失速の緩和および作動範囲の拡大が得られることがわかり、HC-20 と同様、抽気および抽気個所の違いによる影響が明らかとなった。

9. あとがき

この試験により、空力試験機 HC-20 改の低速小流量域での定常性能および非定常現象に及ぼす可変静翼の取付角度および抽気、並びに翼列出口における流れ様式の違いによる影響が明らかとなった。

最後に試験にさいし、御協力をいただきました西尾制御研究室長（現航空機公害研究グループ総合研究官）および小倉技官、下平技官はじめ空気源担当者の方々、並びに石川島播磨重工業(株)の関係者の方々に心より感謝いたします。

引用文献

- 1) 大山耕一；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究，(3)空力試験機HC-20の設計，航技研資料 TM-303 (1978/3)
- 2) 大山耕一，菅原 昇，斉藤喜夫；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究，(8)空力試験機HC-20改，航技研資料 TM-510
- 3) 菅原 昇，斉藤喜夫，大山耕一；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究，(6)空力試験機HC-20の低速性能に及ぼす可変静翼取付角度変化の影響，航技研資料 TM-508
- 4) 菅原 昇，斉藤喜夫，大山耕一；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究，(7)空力試験機HC-20の低速での抽気性能，航技研資料 TM-509
- 5) 菅原 昇，斉藤喜夫，大山耕一；高圧力比多段軸流圧縮機の研究（可変静翼取付角度変化の影響），日本航空宇宙学会，第23回航空原動機に関する講演会講演集

航空宇宙技術研究所資料518号

昭和58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
