

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-526

ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(12)  
空力試験機HC-020の可変静翼及び抽気試験

菅 原 昇 ・ 齊 藤 喜 夫 ・ 大 山 耕 一

1984年1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(12)

## 空力試験機HC-020の可変静翼及び抽気試験\*

菅 原 昇\*\* 齊 藤 喜 夫\*\* 大 山 耕 一\*\*

### 1. ま え が き

多段軸流圧縮機の開発段階においては、圧力比の上昇、並びに流量の増大を目的として、既存の圧縮機に新しく動静翼段を追加することがしばしば行なわれている。既存の部分を利用するので短時間で設計製作ができ、開発費も廉価で済む。また信頼性の高い性能予測が可能であるため、所期の性能を得やすいなどの利点がある。

ファンエンジン用高圧圧縮機空力試験機HC-020<sup>1)</sup>は将来予想されるファンエンジンの大型化・高効率化に対処するため、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ものである。

試験機HC-020は既製のFJR710/20試作ファンエンジン用高圧圧縮機空力試験機HC-20<sup>2)</sup>を原型とし、その入口側に1組の動静翼段を追加した構造となっており、低速小流量域で、安定した作動範囲を得るため、HC-20の場合と同様に、可変静翼および抽気機構を採用している。

可変静翼は圧縮機の性能や作動範囲および翼列の失速などに影響を及ぼし、それによってエンジンの起動や加減速特性および運転操作にも微妙な影響を与えるため、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。

一方、抽気によって翼列の失速は緩和され、低速での性能や作動範囲の改善が期待できが、その抽気箇所および抽気量が圧縮機性能や作動範囲に及ぼす影響、あるいは翼列の失速の緩和の程度など抽気の効果についても検討する必要がある。

これらの問題に対して、HC-20<sup>3),4)</sup>の場合と同様、HC-020の場合についても検討を行ない、実機エンジンへの適用に備えてデータの蓄積を図った。

### 2. 記 号

$N$	: 回転速度	( $s^{-1}$ )
$P$	: 圧力	(Pa)
$T$	: 温度	(K)
$G$	: 空気流量	(kg/sec)
$\pi$	: 圧力比	
$\eta_{ad}$	: 断熱効率	
$G_B$	: 抽気流量	(kg/sec)
$B_c$	: 抽気率	( $G_B/G \times 100$ )
$R_e$	: 翼入口レイノルズ数	
$r$	: 半径	(m)
$\xi$	: 翼列の食違い角	(deg)
$\sigma$	: 翼の応力	(Pa)

試験機入口状態の補正係数

$\delta$	: 圧力補正係数 ( $P_{0i}/1.01325$ )
$\theta$	: 温度補正係数 ( $T_{0i}/288.16$ )

(添字)

0	: 流れのよどみ点
$i$	: 試験機入口
$d$	: 試験機出口
$t$	: 外径
$m$	: 平均半径
$h$	: 内径
IGV	: 入口案内翼
$R$	: 動翼
$S$	: 静翼
1	: 動翼入口
2	: 動翼出口, 静翼入口
3	: 静翼出口
*	: 設計点

\* 昭和58年10月19日受付

\*\* 原動機部

### 3. 試験機および試験装置

試験には原型の空力試験機 HC-20 の可変静翼<sup>3)</sup> および抽気試験<sup>4)</sup> に用いた試験装置を全面的に利用した。図 1 に試験装置の全体配置を示す。試験機 HC-020 の所要動力は駆動用ガスタービン出力を大幅に上まわるため、高圧力比で大流量の高速領域では駆動動力が不足した。それを補うため、試験機は図 1 に示す減圧試験が可能な試験室に設置した。所要動力の多い  $70\%N^*$  以上の高速領域では前報<sup>1)</sup> と同

様、試験機の所要動力と駆動用ガスタービン出力の関係から回転速度の上昇に応じて空気吸込弁を徐々に絞り、試験機の入口圧力を大気圧以下に減圧して試験計測を行なった。

#### 3.1 空力試験機 HC-020

HC-020<sup>1)</sup> は既存の空力試験機 HC-20<sup>2)</sup> の入口側に動静翼 (0 段と称する) を 1 段追加し、圧力比の上昇と流量の増大を図ったもので、図 2 に示すように平均半径がほぼ一定の軸流 13 段の空力試験機で

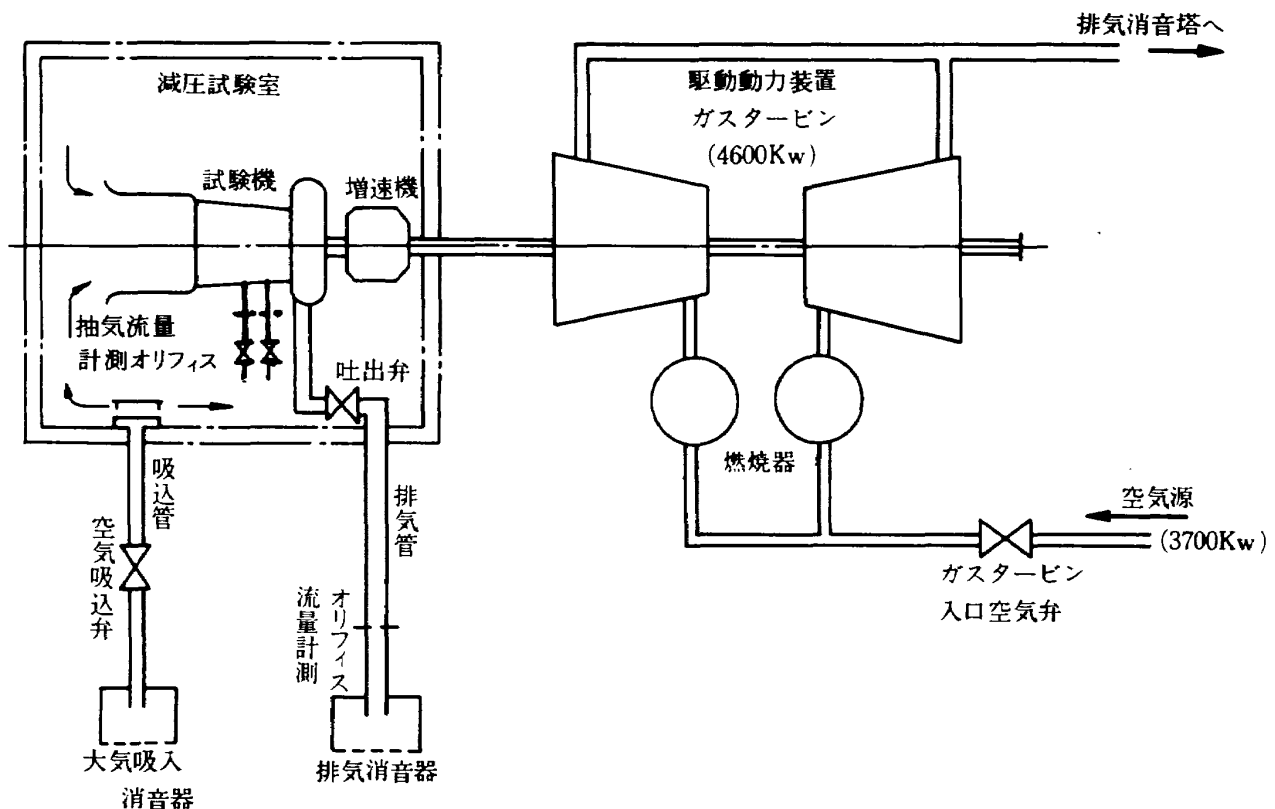


図 1 試験装置系統図

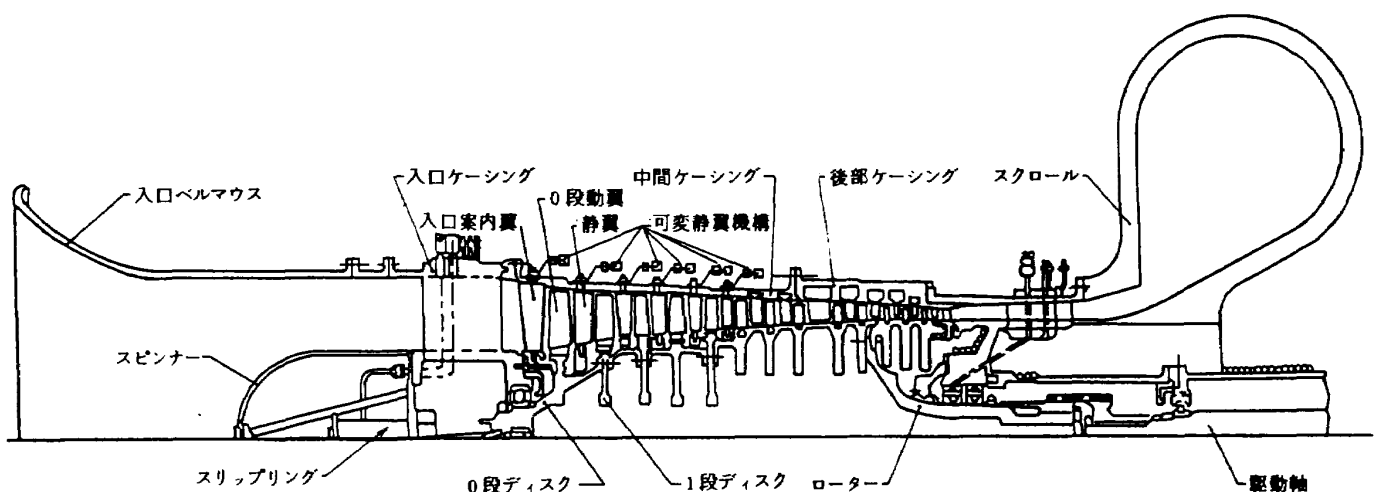


図 2 高圧圧縮機空力試験機 HC-020 断面図

表1 試験機の主要設計要目

項目 \ 機種	HC-20	HC-020	備考 (両機種の比較)
段 数	12	13	0段追加
修正回転速度	$220 \text{ s}^{-1}$	$228.3 \text{ s}^{-1}$	3.8%増
圧 力 比	12.4	15.6	0段圧力比 1.26
修正空気流量	$19.0 \text{ kg/s}$	$23.1 \text{ kg/s}$	21.5%増
断熱効率	0.840	0.834	
ロータ周速(Tip)	$336 \text{ m/s}$	$362 \text{ m/s}$	7.7%増
入 口 外 径	$500 \text{ mm}\phi$	$516 \text{ mm}\phi$	3%増
入 口 ボ ス 比	0.6	0.55	8%減
可 変 静 翼	入口案内翼 1～4段	入口案内翼 0～4段	

ある。

追加した0段静翼には1～4段と同様の可変静翼機構を採用したので、可変静翼段はHC-20より1段増加し、入口案内翼および0～4段となった。また0段および0段よりも前の部分(入口案内翼および入口ケーシング、並びにスピナなど)は新規に設計製作され、それ以外の部分は翼の構造、材料、寸法の他、抽気機構などすべてHC-20と同一である。表1にHC-020とその原型の試験機HC-20の主要設計要目を示す。

### 3.2 可変静翼角度変化率および操作スケジュール

試験機HC-020の可変静翼機構はHC-20と同じく、複数段の可変静翼の取付角度を独立に動かすのではなく、図3に示すようにリング・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、1対の油圧アクチュエーターを操作して、同時に全部の可変静翼の取付角度(食違い角)を変化させている。可変静翼各段の取付角度変化の比率(角度変化率)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に従って操作されている。

可変静翼各段の角度変化率は図4に示す如く、静翼各段の食違い角度変化量 $\Delta\epsilon_i$ と入口案内翼の食違

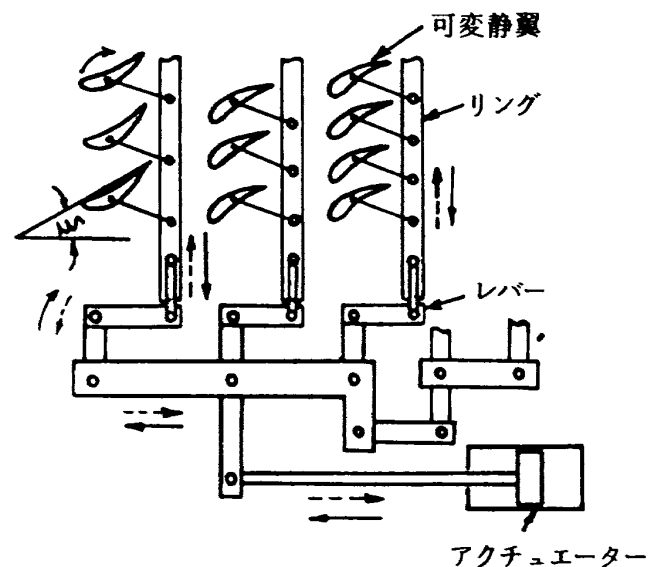


図3 可変静翼のリンク機構

い角変化量 $\Delta\epsilon_{ICV}$ との比で表わした。試験機HC-020およびHC-20の角度変化率は空力設計から求めたもので、HC-20の角度変化率は入口案内翼から4段静翼まで直線的に減少する関係を与えた。またHC-020の場合は0段で変曲点を持ち、0段からはHC-20の場合よりも緩やかな勾配で減少する関係を与えた。

可変静翼の取付角度変化に対しては、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、設計回転速度( $100\%N^*$ )での $\Delta\epsilon_{ICV}$ の値を $0^\circ$ とする操作スケジュールを与えた。

HC-020の回転速度が $67.5\%N^*$ 以下の低速域で

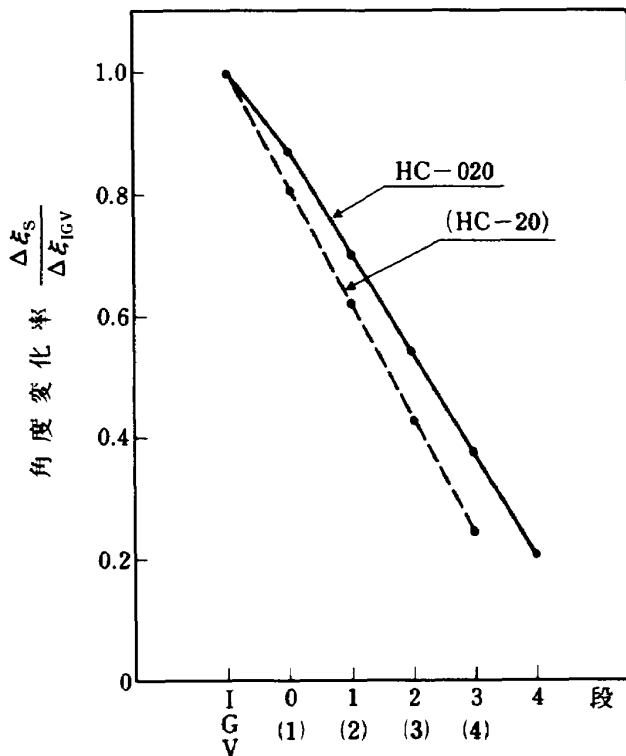


図4 可変静翼各段の角度変化率

は、1 段から 4 段までの角度変化量が HC-20 の場合とほぼ同一の角度変化量になるように、HC-20 の  $\Delta\xi_{ICV}$  値よりも  $6^\circ$  大きく、 $46^\circ$  とした。

### 3.3 試験機の抽気構造

ファンエンジン用高圧圧縮機の場合、抽気は低速での作動範囲を拡大する目的の他、客室と圧用あるいはタービン冷却用にも用いられ、抽気的位置および抽気量もその用途によって異なる。HC-020 は既存の HC-20 の入口側に 0 段と称する 1 組の動静翼段を追加した試験機であるので、HC-020 の抽気段の位置は原型の HC-20 より 1 段ずつ後段へ移動しているが、抽気の個所、抽気孔の大きさなど、抽気の構造は HC-20 とすべて同一である。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から抽気でき、8 段、9 段、10 段はタービン冷却用として、外径側シュラウドの各静翼の中間位置に  $4\text{mm}\phi$  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。

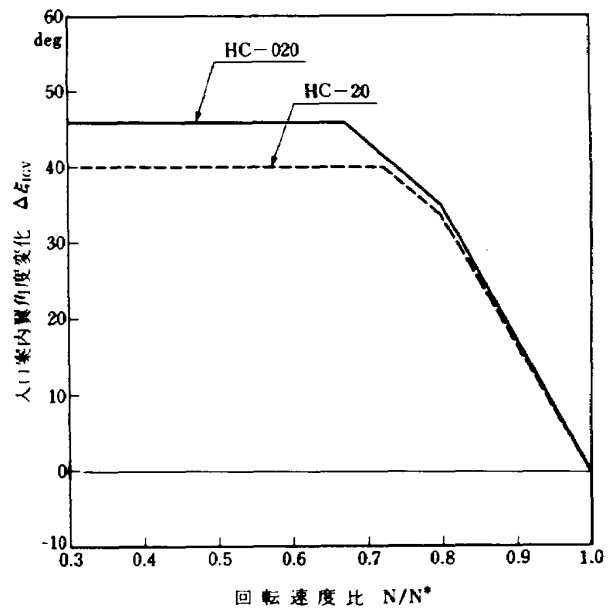
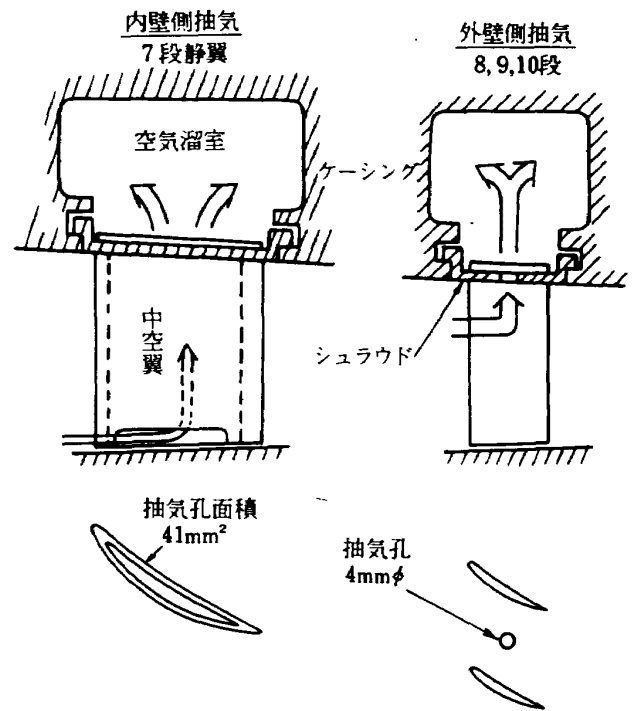


図5 可変静翼操作スケジュール



抽気段	7	8	9	10
抽気孔数	48	92	100	104

図6 抽気段の構造

### 3.4 計測センサー

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、前段部に重点をおいて、図 7 に示すような性能計測・監視用センサー類を配置した。

(定常性能計測)

試験機の全体性能計測としては、入口ダクト内お

よび入口案内翼前方の流路内、並びに出口案内翼の翼弦長4倍後方の流路内にピトー管、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。また抽気試験での抽気流量は図1に示すように2本の抽気管に設けたオリフィスで測定した。

内部流れ計測としては、試験機出口の全圧、全温の他、0～4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、各段の動翼後の全圧を測定した。さらに各段の静翼後の外壁面に設けた静圧孔から壁圧を測定し、各段の空力的なマッチングを調べた。

#### (非定常現象の監視・計測)

サージ、旋回失速等の非定常現象が発生すると、それに基因して翼が強制振動し、翼が破損する場合がある。翼破損を防止し、試験機の安全を図ると共に、可変静翼の取付角度および抽気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と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、入口案内翼と0～6段の動翼および静翼の翼面に、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0～3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。

翼振動応力および変動圧力の測定はHC-20の場合と同様、翼破損防止の他に試験機の作動限界の決定にも用いた。普通、圧縮機の作動限界はサージ点で決定される。しかし高圧圧縮機の低速では前段翼列が失速状態になることが多く、もし翼の振動応力が翼材料の疲労限界応力以上になると危険なため、翼破損を防ぐ目的で、あらかじめ翼の振動応力に制限値を設け、翼振動応力の制限値以上での試験を取りやめた。そのため低速領域での作動限界はサージ点の他に、翼の振動応力値から決定した。

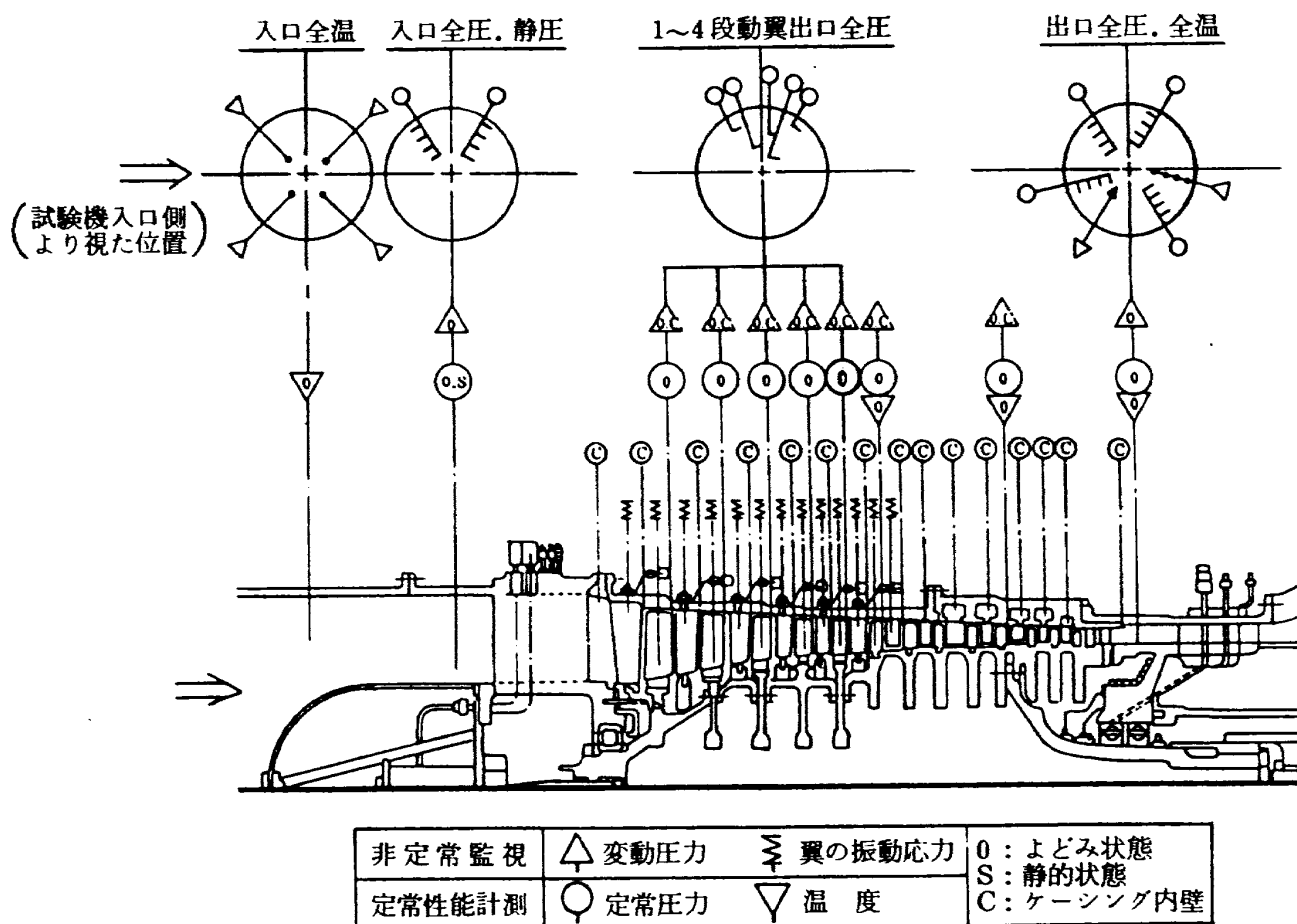


図7 試験機内部の性能計測・監視センサ配置

翼振動応力の制限値は翼に 1 次曲げ振動が発生した場合の翼面最大応力の点における応力で定めた。各段の動翼および静翼の翼振動応力の制限値 ( $\sigma_{lim}$ ) は下記に示すとおりである。

各翼の  $\sigma_{lim}$  (単位 MPa)

	入口 案内翼	0 段	1 段	2 段	3 段	4 段	5 段	6 段
動翼	—	78.4	78.4	78.4	78.4	49	49	49
静翼	49	49	49	49	49	49	49	49

## 4. 試験結果

### 4.1 可変静翼の取付角度の影響

圧縮機をエンジンに組込んだ場合、圧縮機単体の場合と異なり、圧縮機の作動点は燃焼器やタービンなど他の構成要素とのマッチング、あるいはエンジンの急加減速時などの影響を受けるので、エンジンではそれらに十分対応できる広い作動範囲を持つ圧縮機が要求されている。したがって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重要である。

可変静翼各段の取付角度変化量は前述のように角度変化率および角度変化量に左右され、その両面から検討を行なう必要がある。前報<sup>1)</sup>では角度変化率を一定とし、図 5 の可変静翼操作スケジュール通り、角度変化させて試験を実施した。しかし上述のスケジュールで得られた作動範囲がエンジンに組込まれた場合、必ずしも最適であるとは限らないため、あらかじめエンジンへの適用に備えて幅広く、他のスケジュールについても検討を加え、試験機が安全に作動し、かつ安定した空力性能が得られる範囲の確認を行なっておく必要がある。

今回の試験では前報<sup>1)</sup>と同じく角度変化率を一定とし、可変静翼の取付角度、すなわち可変静翼操作スケジュールのみ変えて行ない、取付角度の違いによる影響を調べた。表 2 に示す如く、起動から設計回転速度までの試験範囲で、図 5 のスケジュール (VSV 偏差角  $0^\circ$  とする) を基準として、回転速度に応じて取付角度を変化させており、回転速度が 70

表 2 試験条件

VSV 偏差角	角度変化率	試験範囲
$0^\circ$	一定	$30 \sim 100 \%N^*$
$2^\circ$		
$4^\circ$	一定	$30 \sim 70 \%N^*$
$6^\circ$	一定	$70 \%N^*$

$\%N^*$  以下では図 5 のスケジュールの  $\Delta\xi_{ICV}$  値から  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$  (VSV 偏差角  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ ),  $80 \%N^*$  以上では  $2^\circ$  変えて試験を実施した。尚,  $65 \%N^*$  以下の低速では VSV 偏差角  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$  は回転速度に対して  $\Delta\xi_{ICV} = 46^\circ$ ,  $48^\circ$ ,  $50^\circ$  とそれぞれ一定の値である。

(全体性能)

図 8 は  $70 \%N^*$  以下の低速範囲で、回転速度に対して、VSV 偏差角  $0^\circ \sim 6^\circ$ , すなわち  $\Delta\xi_{ICV}$  の値が  $46^\circ$ ,  $48^\circ$ ,  $50^\circ$  とそれぞれ一定の値で角度変化させた場合での全体性能を示す。図中の各記号は各  $\Delta\xi_{ICV}$  での作動点を示し、一点鎖線は  $\Delta\xi_{ICV} = 46^\circ$  の場合、実線は  $48^\circ$  の場合および破線は  $50^\circ$  の場合での作動限界線と旋回失速の発生点を表わしている。作動限界線は前述の如く、サージ、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示している。

同じ回転速度で比較すると、 $\Delta\xi_{ICV}$  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ていることがわかる。 $50 \%N^*$  までは各  $\Delta\xi_{ICV}$  とも性能および作動範囲はほぼ同じであった。しかし  $55 \%N^*$  以上では効率や作動範囲に角度変化量 ( $\Delta\xi_{ICV}$ ), すなわち取付角度の違いによる影響が現われており、 $\Delta\xi_{ICV}$  の値が大きくなるにつれて、作動限界線までの作動範囲が拡大しているのが認められた ( $48^\circ$  の  $60 \%N^*$  を除いて)。しかし効率は後述の図 10 (a)~(e) に示す如く、回転速度の上昇に従って  $\Delta\xi_{ICV}$  の値が大きい順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、逆に低下することがわかった。

また翼列の失速や翼の振動応力などに対する影響を調べると、 $60 \%N^*$  以下の低速域では、各  $\Delta\xi_{ICV}$  とも旋回失速が発生しており、翼の振動応力も大きい (図 13), 特に  $50 \sim 60 \%N^*$  では動翼の振動応力

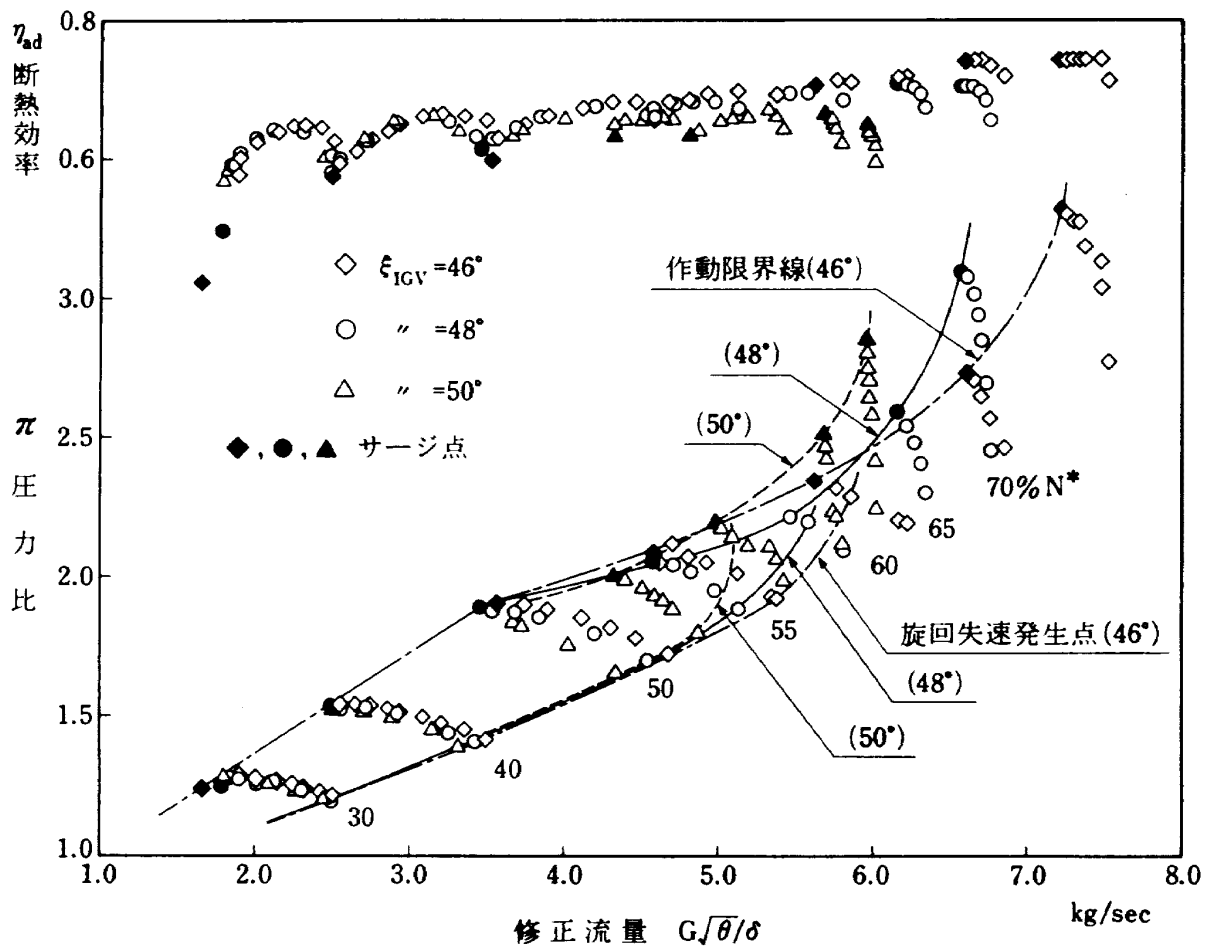


図8 低速領域での全体性能

が増大し、試験機の作動範囲は翼振動応力の制限値で限定された。しかし 65% $N^*$  以上では旋回失速は消滅し、かつ翼の振動応力も制限値より十分に小さな値まで減少した(図14)。各  $\Delta\xi_{IGV}$  を比較すると、旋回失速の発生している 60% $N^*$  以下の領域では  $\Delta\xi_{IGV}$  の値が大きい順に旋回失速の発生点は小流量側に移動し(40% $N^*$  以上)、翼列の失速の緩和が得られると共に、翼の振動応力の減少が認められたが(図13)、旋回失速の発生していない 65% $N^*$  以上の領域では、翼の振動応力に対して  $\Delta\xi_{IGV}$  の違いによる影響が現われていない(図14)。

図9は起動から設計回転速度までの試験範囲において、可変静翼の取付角度変化を図5に示した可変静翼操作スケジュール通り与えた場合(VSV偏差角 0°)とスケジュールから 2° 増加させた場合(VSV偏差角 2°)との全体性能の比較を表わしたものである。

前述のように駆動動力不足のため、回転速度が 70% $N^*$  以上の高速領域では回転速度の上昇に従って空

気吸込弁を絞りを、試験機入口圧力を大気圧以下に減圧して試験計測を行なった。そのため前報<sup>1)</sup>に記載したように各段翼列入口のレイノルズ数は設計値よりも著しく低下し、100% $N^*$  では試験機の入口全圧が 21.6 KPa に対して平均半径における翼列の流入レイノルズ数は 0 段の動翼で  $1.65 \times 10^5$ 、静翼では  $1.15 \times 10^5$  程度まで低下した。

85% $N^*$  以上の高速ではレイノルズ数低下の影響を受け、図9に示すように常圧試験での予想性能よりも低い値を示した。

図8に示す 70% $N^*$  以下では効率や作動範囲に VSV 偏差角、すなわち取付角度の違いによる影響が現われた。しかし 80% $N^*$  以上の高速では回転速度の上昇と共に軸流速度が増加し、設計流入角に近づくため、翼列の失速限界に余裕が生じ、後述の図10(f)~(h)に示すように前段翼列の内部流れ状態が改善されるなど、圧縮機全般にわたって安定した作動状態にある。そのため今回の角度変化の程度では、圧縮機の全体性能に及ぼす影響は低速に比較して相対的に

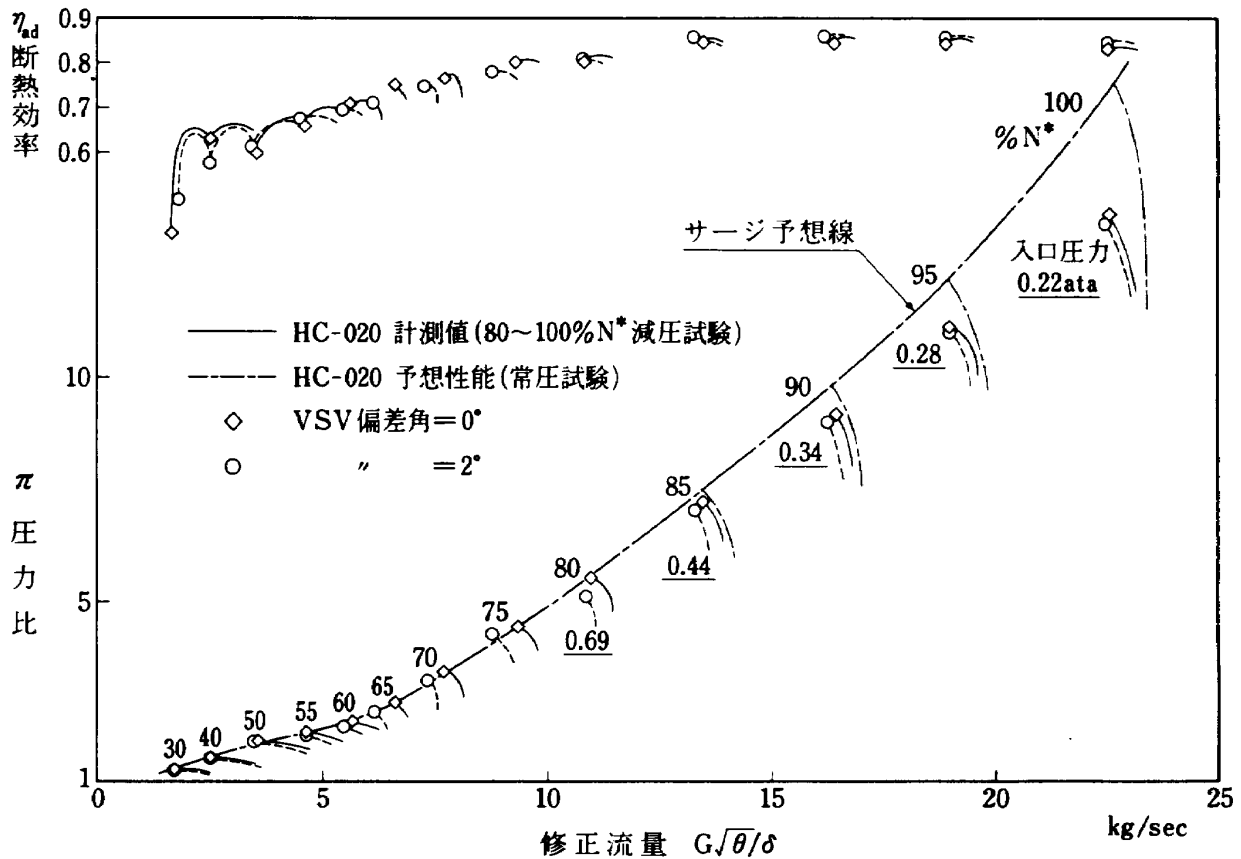


図9 HC-020の全体性能

小さいようである。図9に示す如く、VSV偏差角 $2^\circ$ は $0^\circ$ より作動点は小流量側に移動するが、効率および作動範囲とも低速に比較して目立った変化はない。

(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の取付角度変化の影響を調べた。

図10は回転速度に対してVSV偏差角 $0^\circ \sim 6^\circ$ と角度変化させた場合における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。

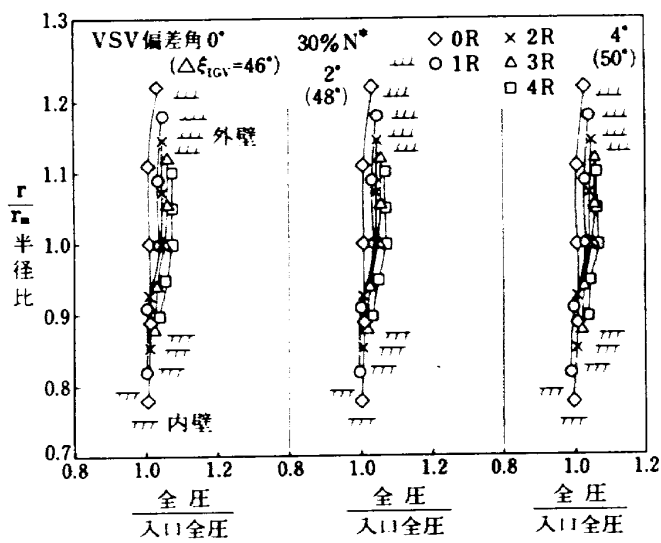
図5に示す如く、65% $N^*$ 以下ではVSV偏差角 $0^\circ$ 、 $2^\circ$ 、 $4^\circ$ は回転速度に対して角度変化、すなわち $\Delta \xi_{IGV}$ の値が $46^\circ$ 、 $48^\circ$ 、 $50^\circ$ とそれぞれの一定であるが、70% $N^*$ 以上では回転速度の上昇に応じて角度変化しており、各VSV偏差角における $\Delta \xi_{IGV}$ の値は回転速度に対して異なっている。

30% $N^*$ では各VSV偏差角とも、1段動翼の内壁側の出口全圧が0段動翼の出口全圧よりも低くなっており、1段の内壁側近傍は失速状態にある。その

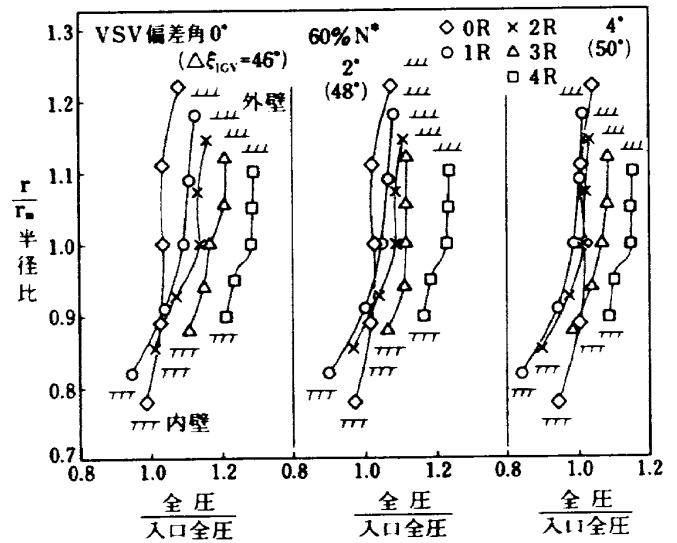
影響で2段以降の内壁側の全圧が低下しているのが認められた(図10(a))。40% $N^*$ 以上では1段以降の内壁側の流れ状態が30% $N^*$ の場合よりも一層悪くなっており、かつその悪化の程度やその範囲も回転速度の上昇と共に徐々に大きくなった。70% $N^*$ では $\Delta \xi_{IGV} = 46^\circ$ の場合、1段、 $50^\circ$ の場合、1~3段の全半径位置で0段の全圧よりも低く、かつ圧力比が1以下で圧縮機として作動していない状態となっている(図10(b)~(e))。また70% $N^*$ 以下では各回転速度に対して、 $\Delta \xi_{IGV}$ 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ことがわかった。

80% $N^*$ 以上では各VSV偏差角とも前述のように回転速度に対して角度変化しており、前段翼列の内部流れ状態が70% $N^*$ 以下の場合よりも改善されているのが認められた。またVSV偏差角の違いによる影響を調べると、各回転速度とも各段出口の全圧は順調に上昇しており、全圧分布の形には角度変化の影響が現われていない(図10(f)~(h))。

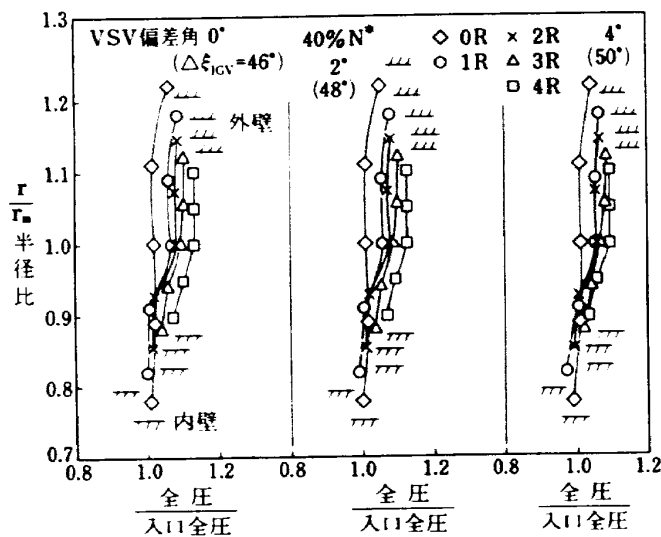
図11、12はVSV偏差角 $0^\circ$ 、 $2^\circ$ および $4^\circ$ の場合における図10と同じ作動点での試験機出口の内部流



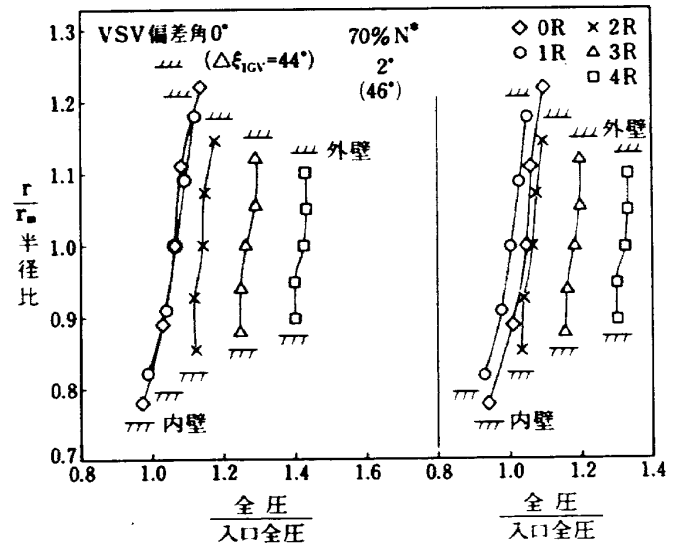
(a) 30 %N\*



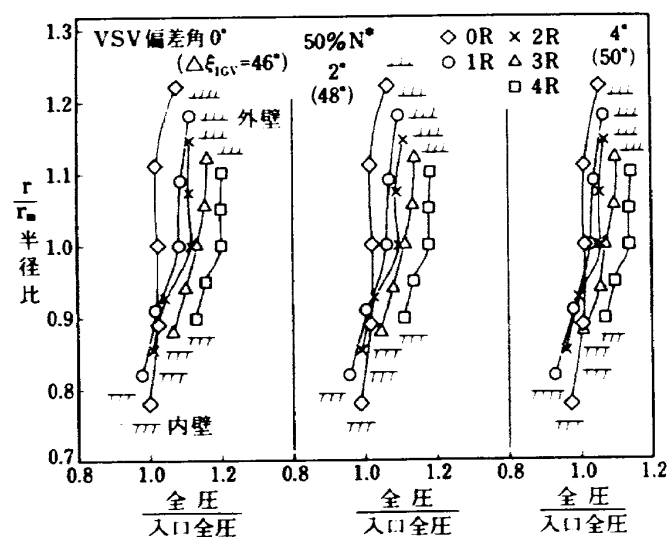
(d) 60 %N\*



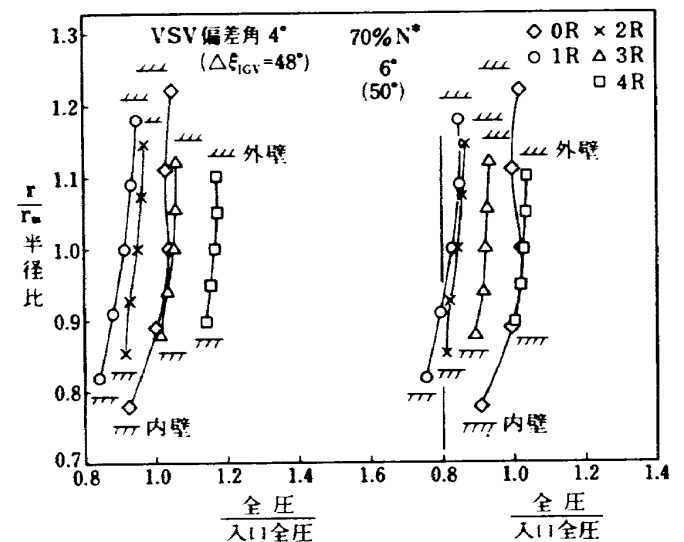
(b) 40 %N\*



(e)- 1 70 %N\*

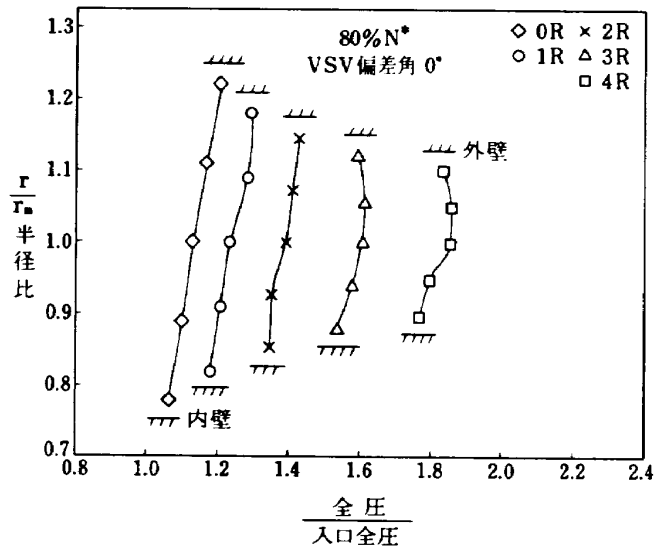


(c) 50 %N\*

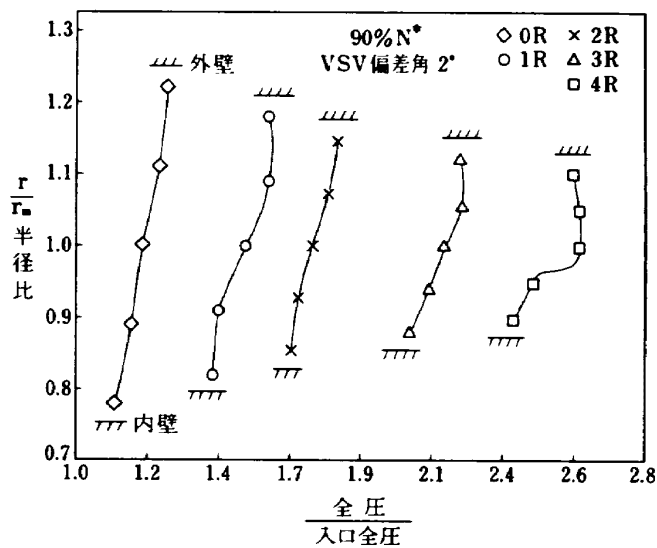


(e)- 2 70 %N\*

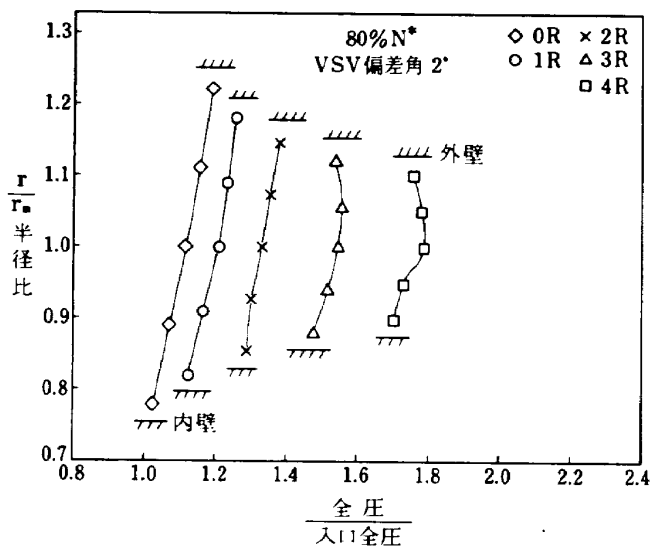
図 10 0 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布



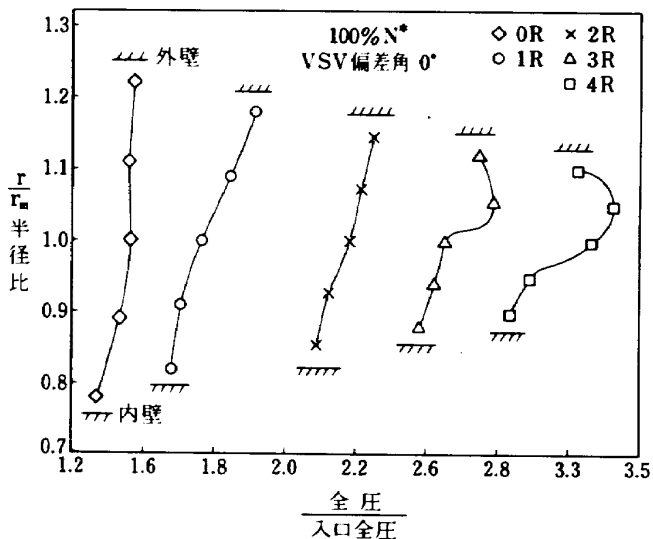
(f)-1 80%N\*



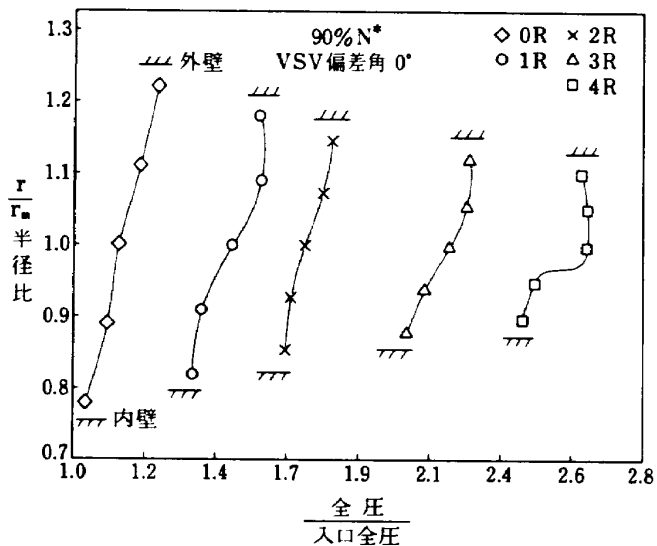
(g)-2 90%N\*



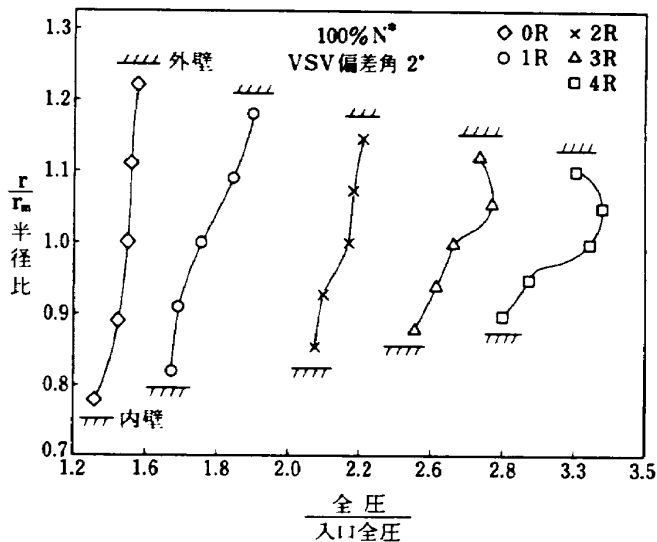
(f)-2 80%N\*



(h)-1 100%N\*

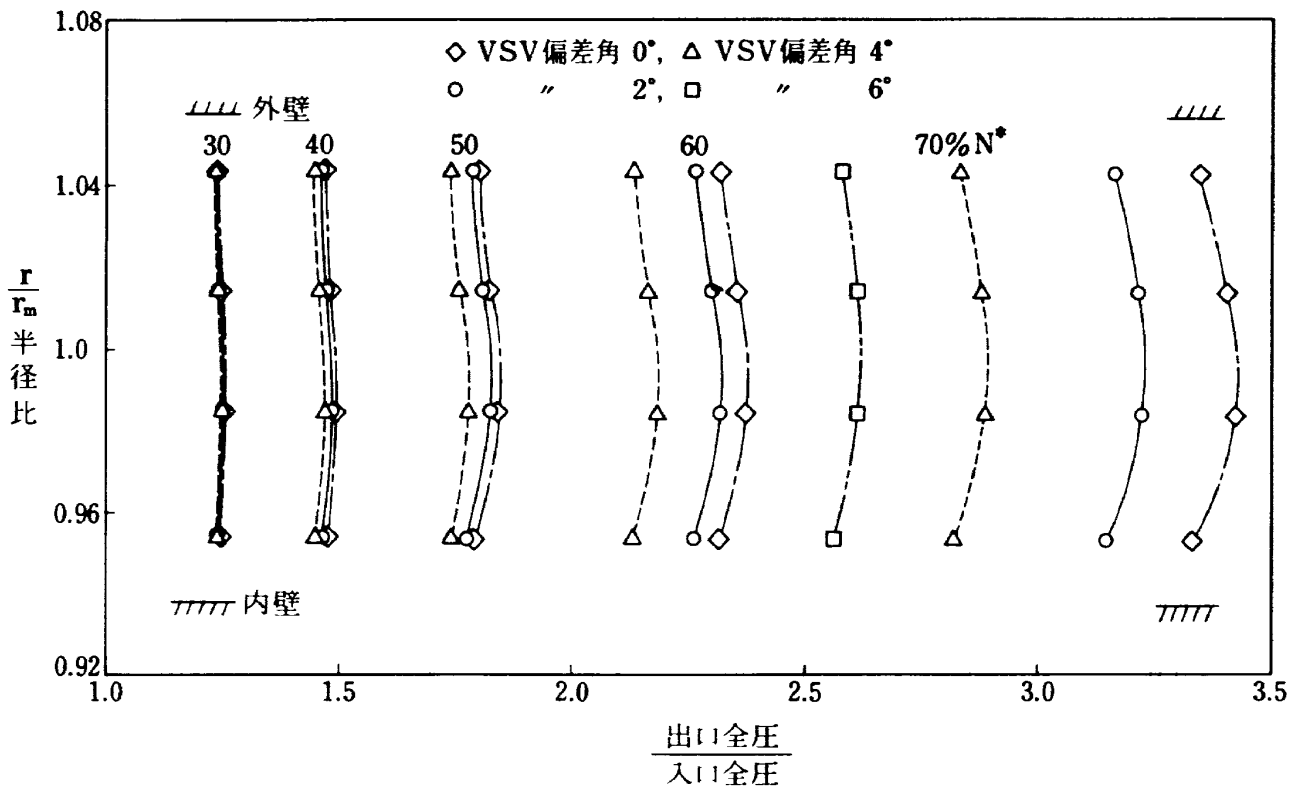


(g)-1 90%N\*

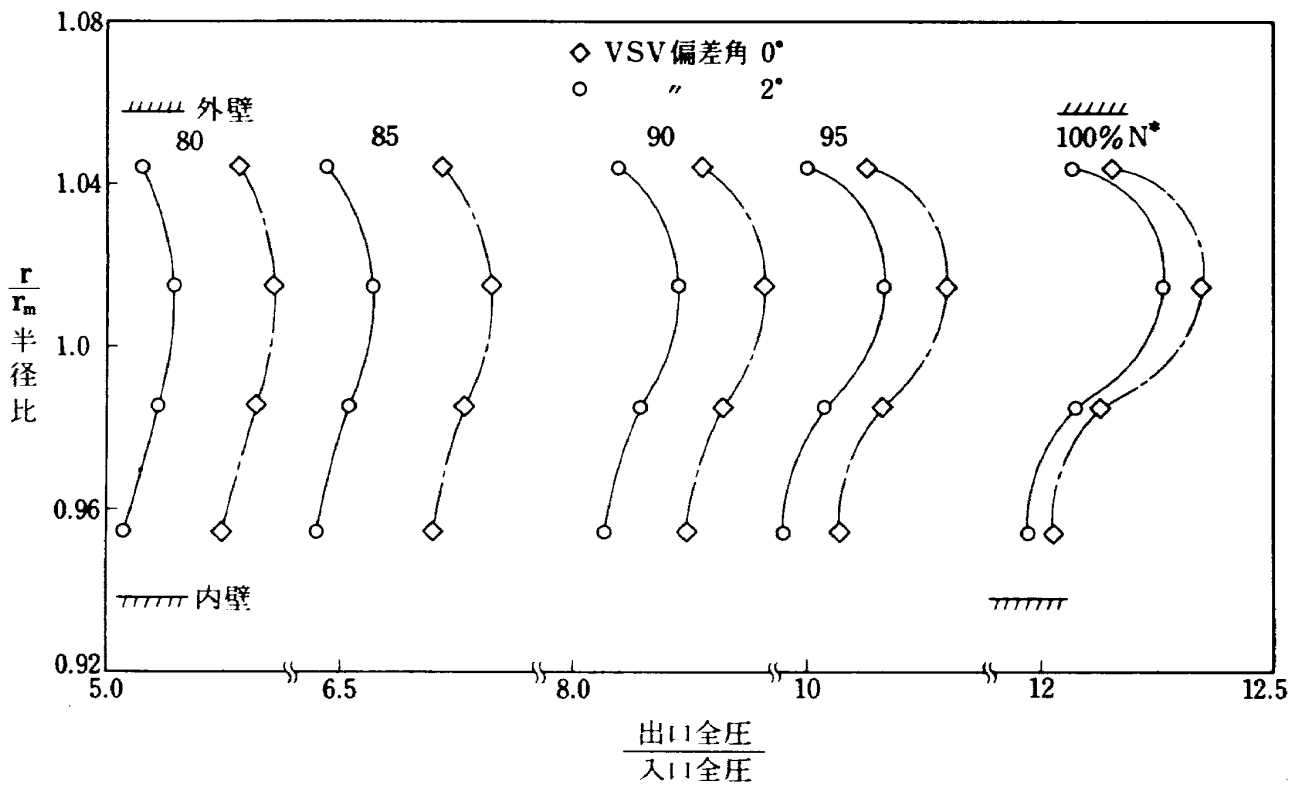


(h)-2 100%N\*

図 10 0 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布



(a) 30 ~ 70 %  $N^*$



(b) 80 ~ 100 %  $N^*$

図 11 試験機出口全圧の半径方向分布

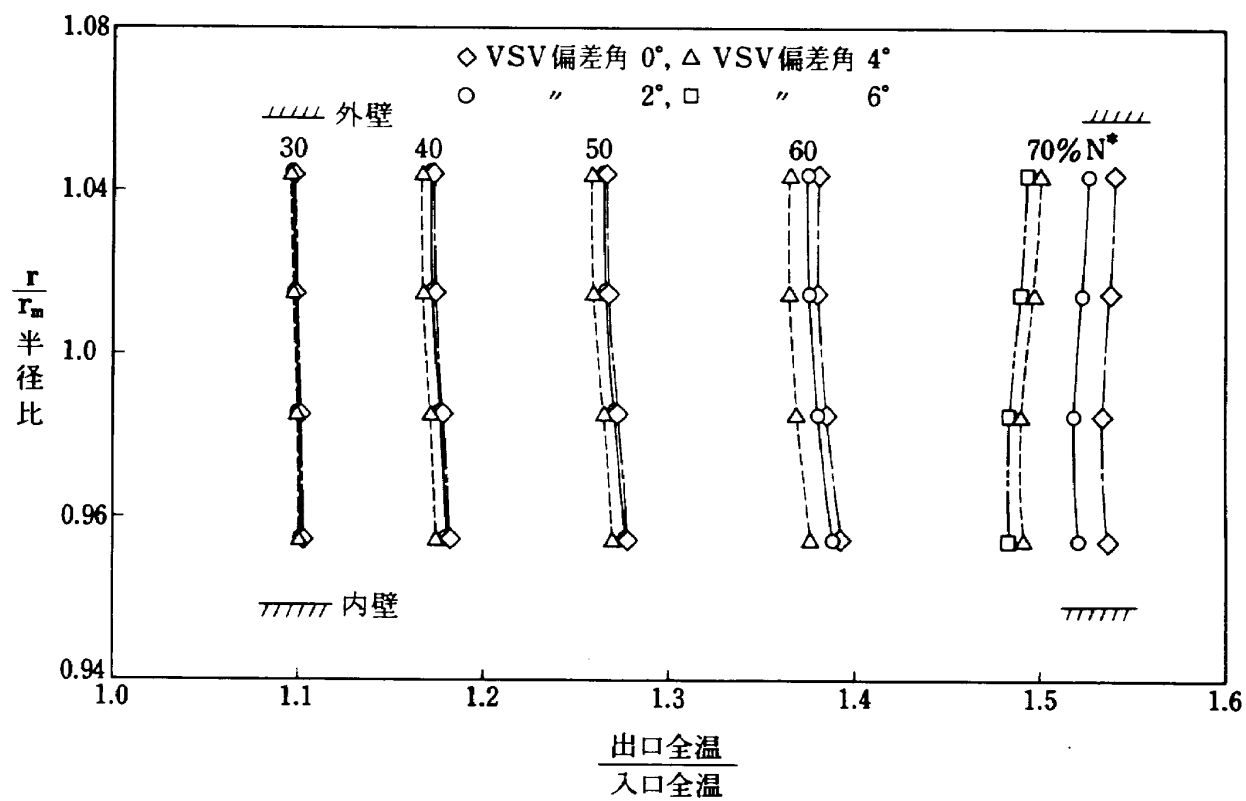
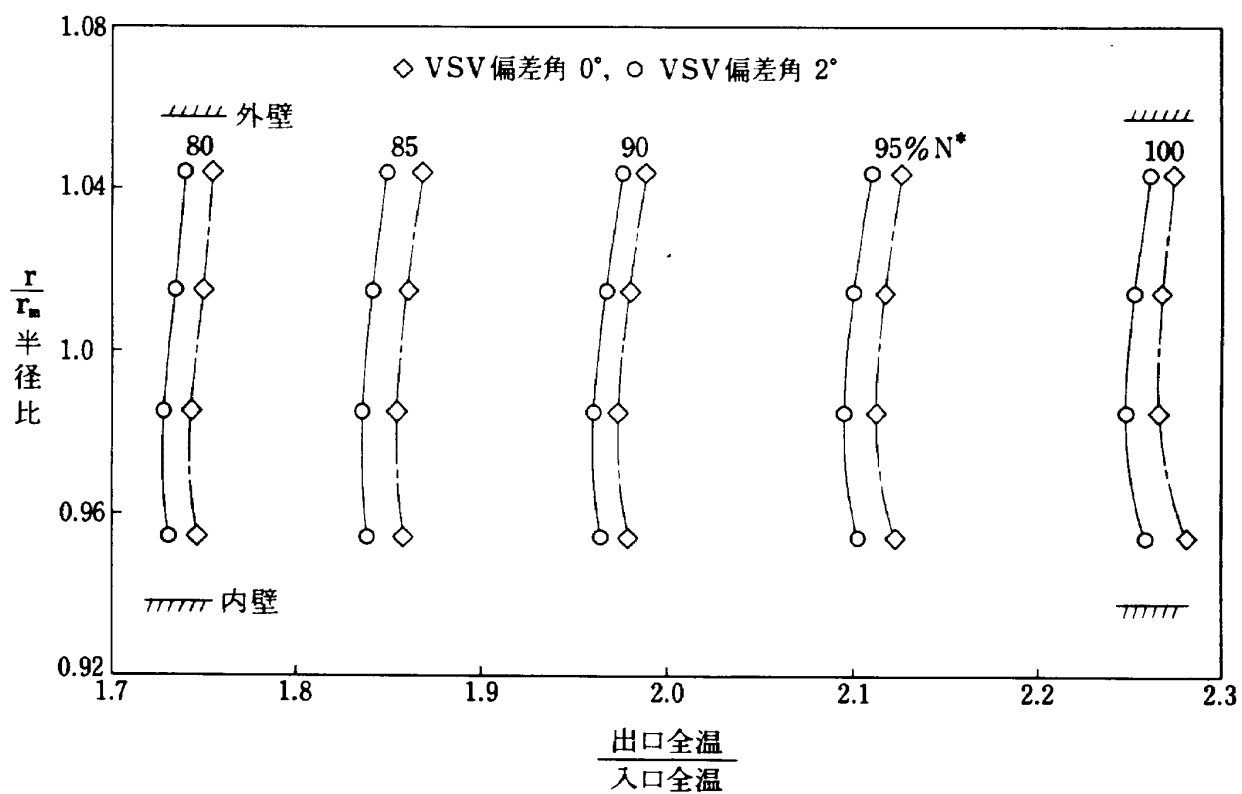
(a) 30 ~ 70 % $N^*$ (b) 80 ~ 100 % $N^*$ 

図 12 試験機出口全温の半径方向分布

れ状態を表わしたもので、図 11 は出口全圧、図 12 は出口全温の半径方向分布を示す。

各 VSV 偏差角とも、試験機の出口位置では図 10 (a)~(f) の 0~4 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。VSV 偏差角の大きい順に圧力、温度は低くなっているが、全圧、全温分布の形は各 VSV 偏差角ともほぼ同じであり、全圧および全温分布には角度変化、すなわち取付角度の違いによる影響が現われていない。

(非定常現象)

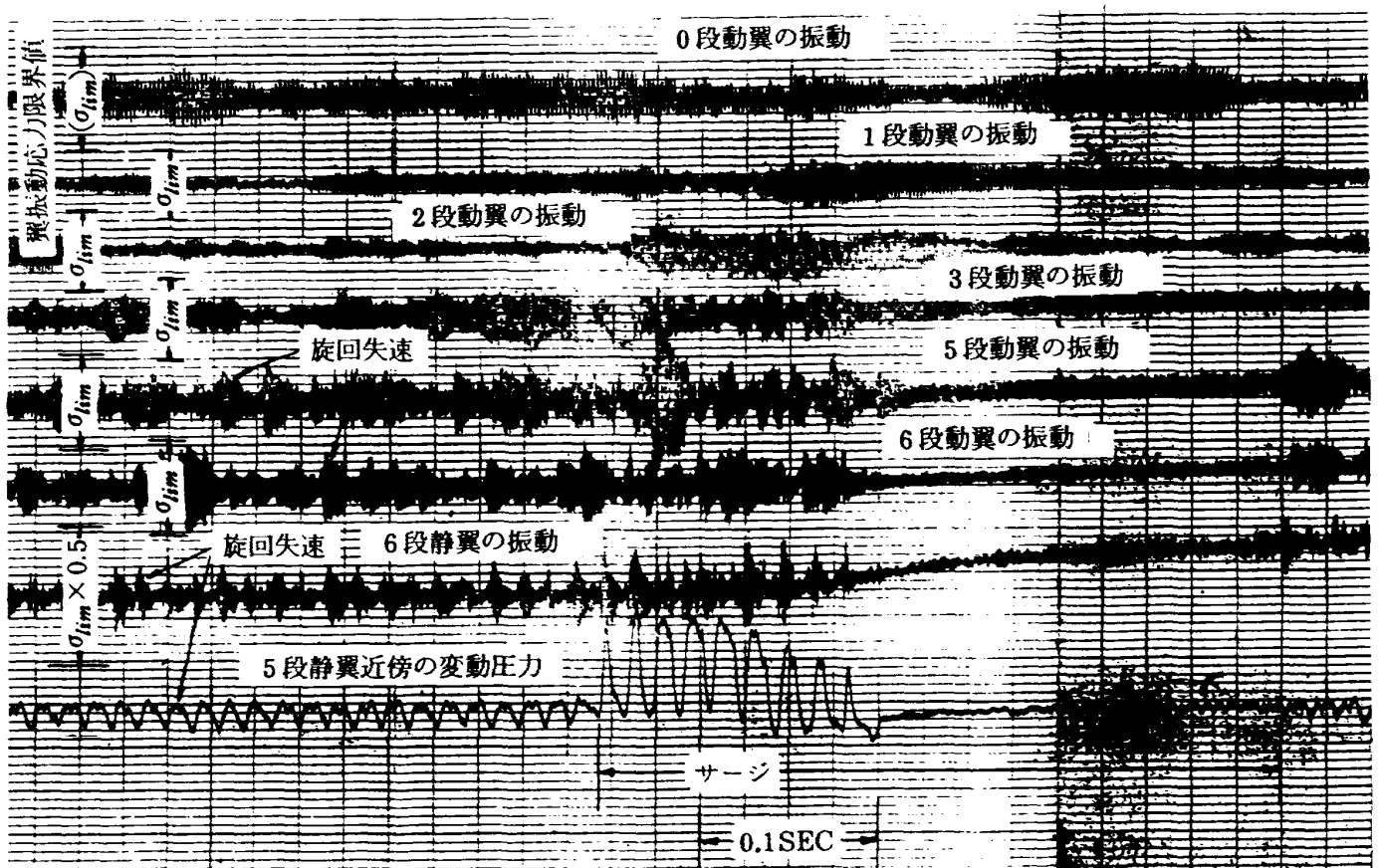
サージ、旋回失速等の非定常現象に及ぼす可変静翼の取付角度の影響を調べた。

図 13, 14 は VSV 偏差角  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$  ( $\Delta\epsilon_{ICV} = 46^\circ$ ,  $48^\circ$ ,  $50^\circ$ ) の翼振動応力および変動圧力の波形を電磁オシログラフに表示したものである。図 13 は旋回失速の発生している領域 ( $60\%N^*$ )、図 14 は旋回失速が消滅した領域 ( $65\%N^*$ ) の作動点でのそれぞれ 0~3 段、5 段、6 段の動翼および 6 段静翼の振動応力、並びに 5 段静翼近傍の変動圧力の波形を示す。

す。

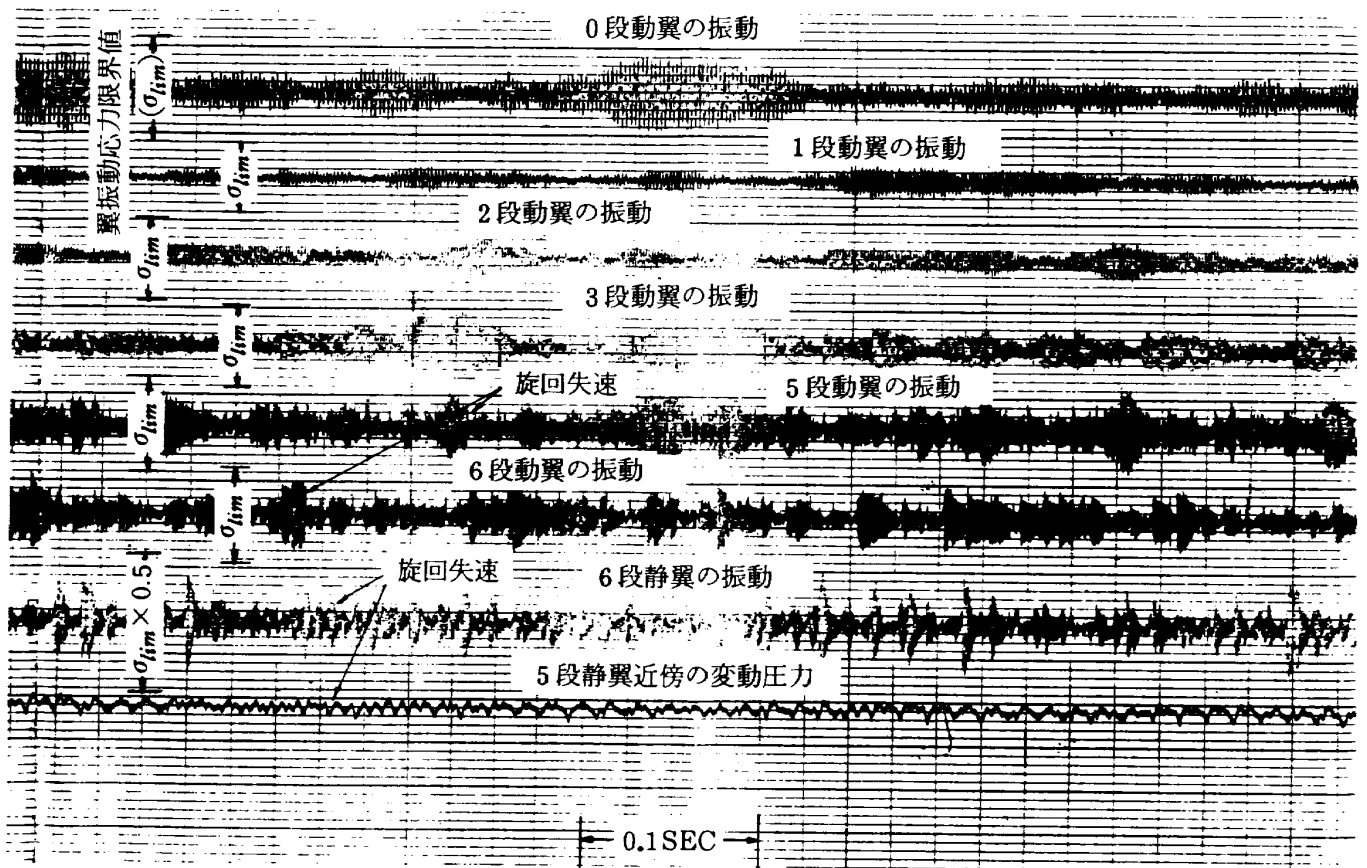
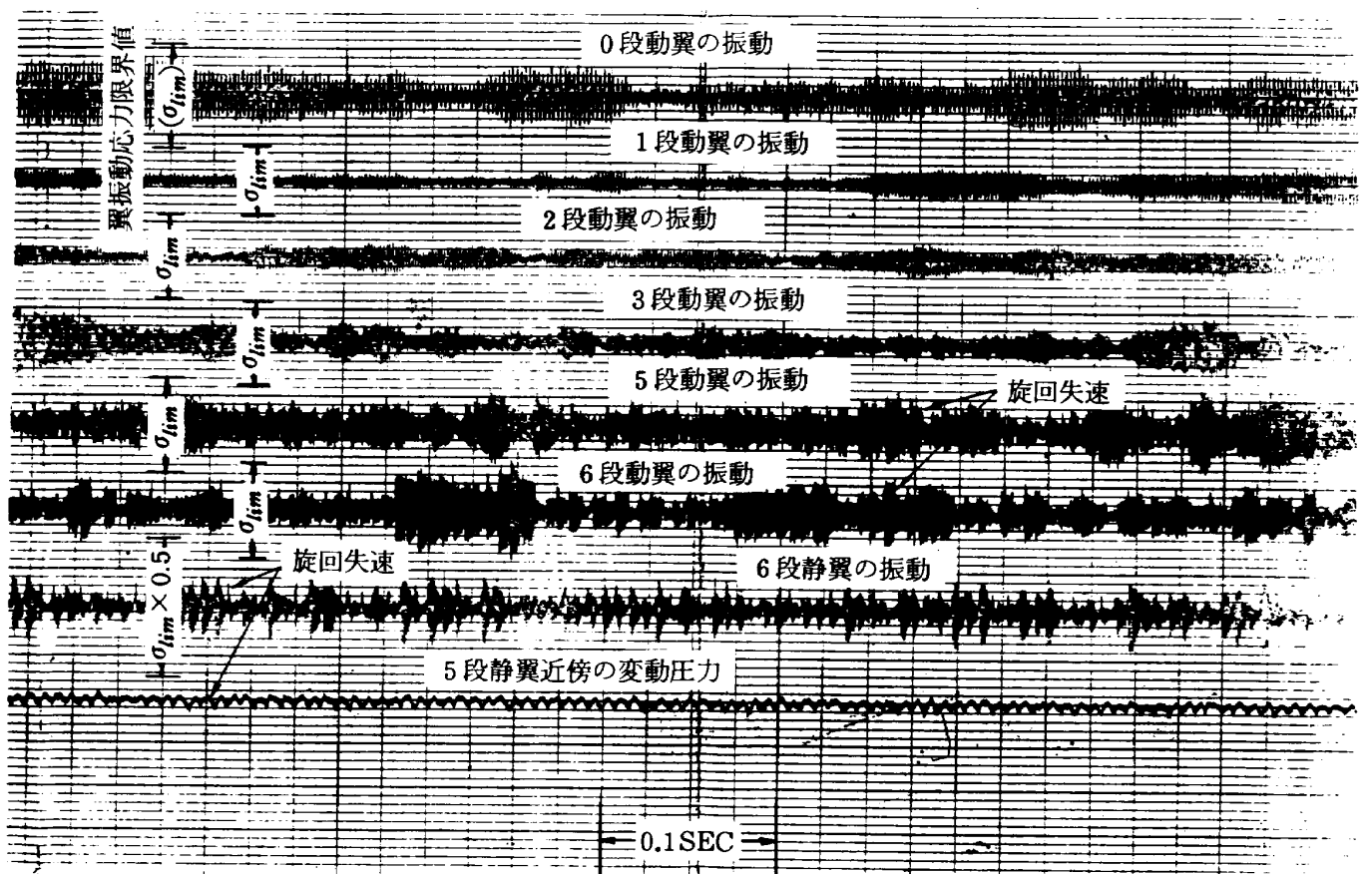
回転速度が  $60\%N^*$  までは旋回失速の発生領域であり、図 13 の  $60\%N^*$  の場合の波形に示す如く、旋回失速は可変静翼である 0~4 段ではなく、固定静翼である 5 段以降に発生している。図 13 (a) は  $\Delta\epsilon_{ICV} = 46^\circ$  の場合で、サージに入った時の波形を表わしており、図 13 (b), (c) は  $48^\circ$ ,  $50^\circ$  の場合で、 $46^\circ$  の場合と同じ吐出弁開度での波形を示す。 $48^\circ$  および  $50^\circ$  の場合、旋回失速は消滅していないが、翼振動応力の制限値 ( $\sigma_{lim}$ ) まではまだ十分に余裕があり、 $46^\circ$  に比べ安定した作動範囲内にある。また翼振動の応力値を比較すると、図 13 の例に示す如く、旋回失速の発生している  $60\%N^*$  までは 1~3 段動翼および 5 段動翼の応力値が  $\Delta\epsilon_{ICV}$  の大きい順に若干縮小することが認められた。

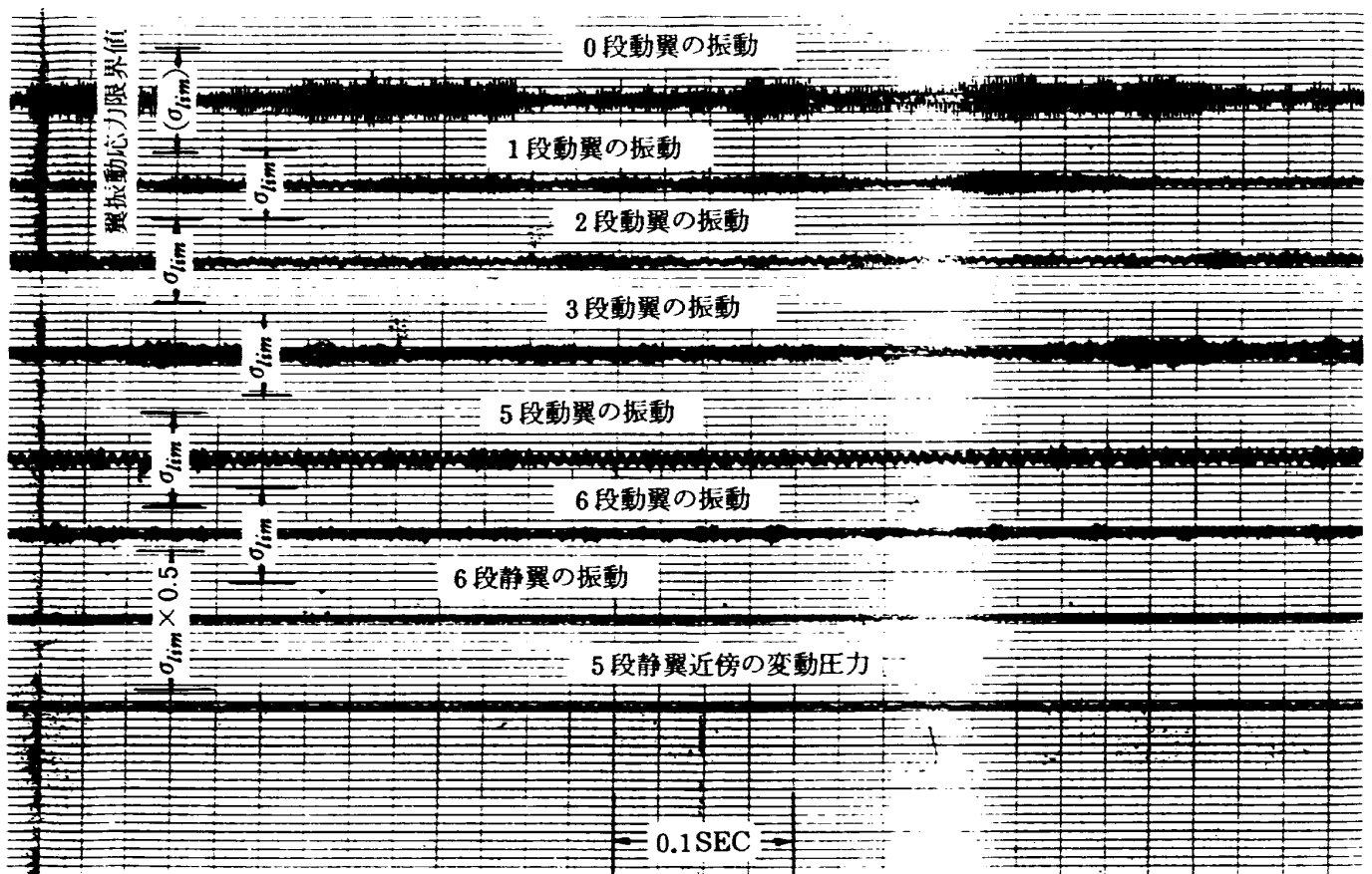
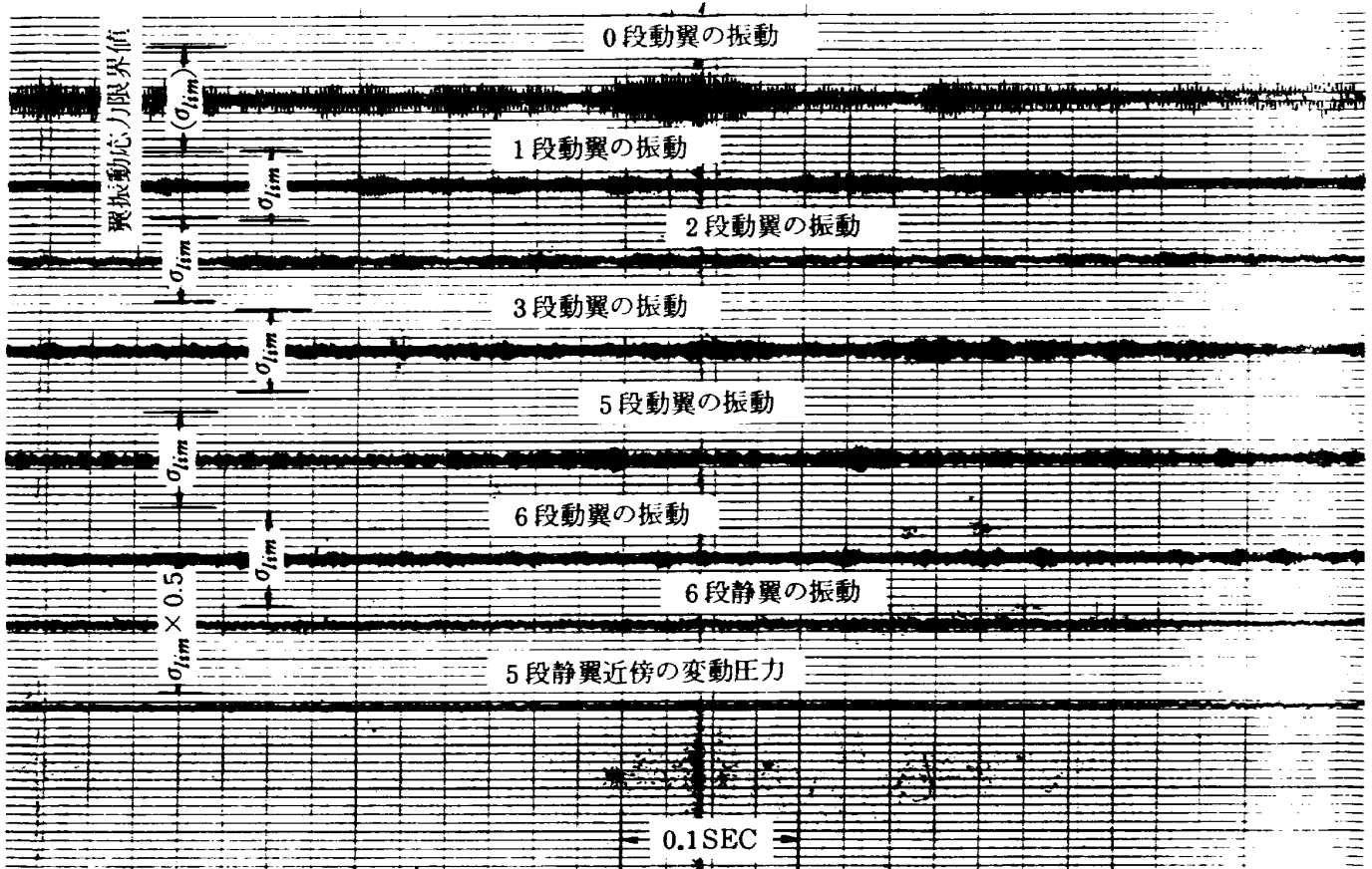
$65\%N^*$  以上では図 14 に示すように旋回失速が消滅し、また翼の振動応力も急激に減少することがわかった。各角度変化量 ( $\Delta\epsilon_{ICV}$ ) を比較すると (図 14), 三つの場合とも翼の応力値はほぼ同じであり、 $60\%N^*$  までと異なり、 $65\%N^*$  以上では取付角度の違い



(a)  $\Delta\epsilon_{ICV} = 46^\circ$

図 13  $60\%N^*$  での翼振動応力および変動圧力の波形

(b)  $\Delta\xi_{ICV} = 48^\circ$ (c)  $\Delta\xi_{ICV} = 50^\circ$ 図 13 60 %N<sup>\*</sup>での翼振動応力および変動圧力の波形

(a)  $\Delta\xi_{IGV} = 46^\circ$ (b)  $\Delta\xi_{IGV} = 48^\circ$ 図 14 65 %N<sup>\*</sup>での翼振動応力および変動圧力の波形

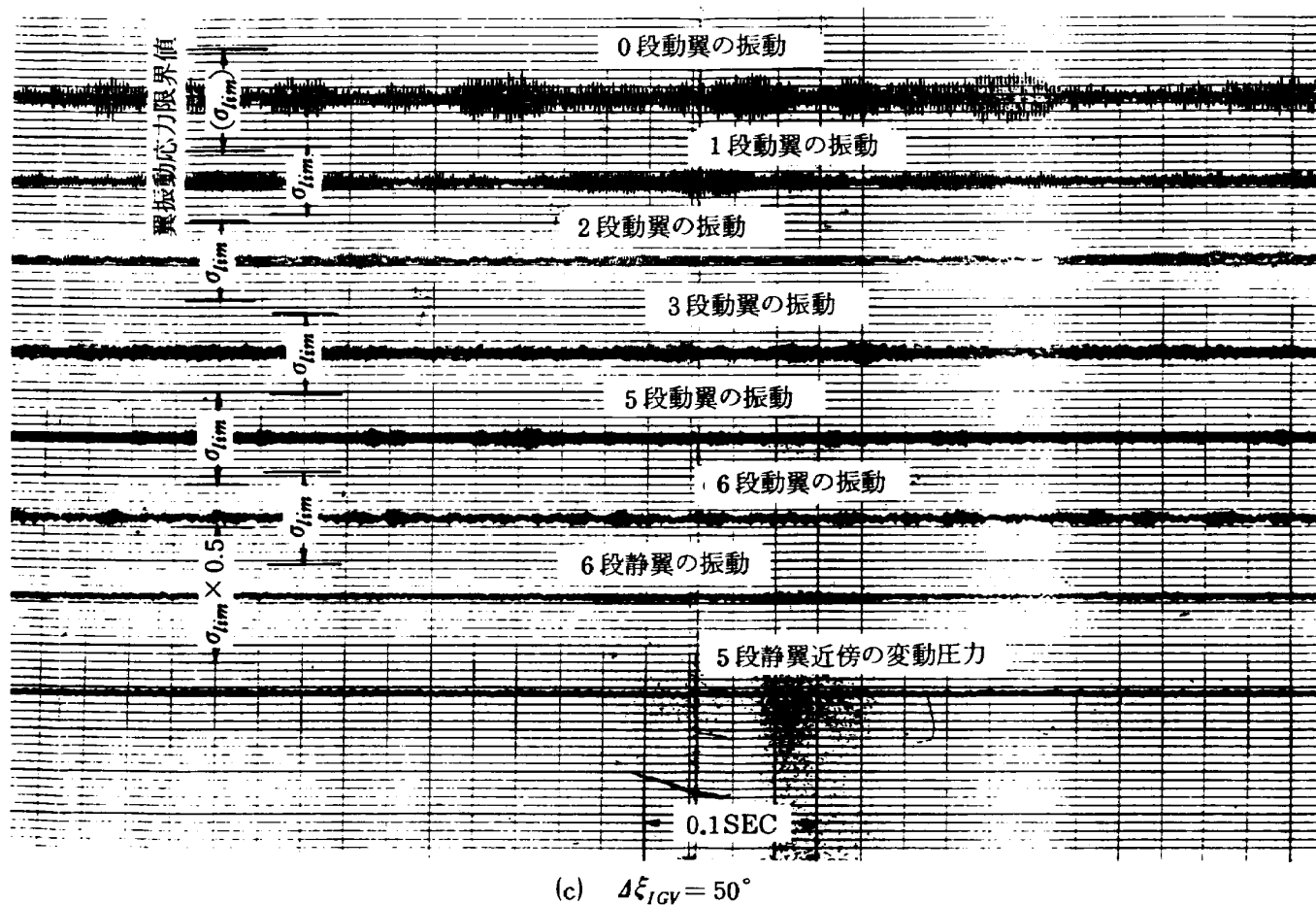


図 14 65%N\*での翼振動応力および変動圧力の波形

による影響が顕著に現われていない。

#### 4.2 低速領域における抽気の影響

HC-020の原型の試験機HC-20は抽気を行なわなくても、可変静翼の操作のみで全運転範囲にわたって安定した作動範囲が確保できる。しかしHC-20は実機エンジンに適用されるため、その適用に備えて、低速での作動範囲の拡大の他、客室与圧用、あるいは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設けた抽気孔から抽気を行ない、試験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を確認め、さらに抽気個所の違いに

による影響を調べた。HC-020においても、将来のエンジンへの適用に際して十分対処できるようデータの蓄積を図っておく必要があり、HC-20<sup>4)</sup>の場合と同様、抽気試験を実施することとした。

試験は抽気による効界が大きい70%N\*以下の低速の範囲とし、表3に示すように抽気管オリフィス開口面積を一定にして、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、あるいは内壁側の7段と外壁側の10段の2箇所から同時に抽気を行なった。

また抽気試験の評価の参考にするため、HC-20の場合での試験結果と比較検討した。

表 3 抽 気 の 種 類

試験機	$\Delta\xi_{ICV}$	角度変化率	抽 気 段			オリフィス開口比			試験範囲
			単独抽気	同時抽気		7	8	10	
HC-020	48°	一 定	7	10	7 と 10	0.25		0.25	40 ~ 70 %N*
	50°								
HC-20	40°	一 定	7	8	7 と 10	0.25	0.09		30 ~ 65 %N*

(抽気率)

図 15, 16 は HC-020 および HC-20 の場合における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  $\times 100$ ) を表わしており, 図 15 は HC-020 の場合で, 回転速度に対して  $\Delta\xi_{IGV}$  の値を  $48^\circ$  および  $50^\circ$  一定にした場合 ( $\Delta\xi_{IGV} = 48^\circ, 50^\circ$ ), 図 16 は HC-20 の場合で,  $40^\circ$  一定にした場合 ( $\Delta\xi_{IGV} = 40^\circ$ ) を示す。抽気率は圧力の上昇に伴ない増加するが, 図 15, 16 に表示した抽気率はいずれも安定した作動線上 (吐出弁開度一定) での値である。

各抽気を比較すると, 7 段抽気の方が 10 段抽気よりも抽気孔面積は大きい, 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 7 段および 10 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く, 図 16 の HC-20 の場合と同様な傾向であった。

$\Delta\xi_{IGV}$  の違いによる影響を調べると,  $\Delta\xi_{IGV} = 50^\circ$  の場合,  $48^\circ$  よりも小流量側で作動しており, 圧力比も低いため, 各抽気での抽気率は回転速度全般にわたって  $48^\circ$  よりも小さい。

(全体性能)

図 17 ~ 19 は HC-020 および HC-20 の場合において, 流路の内壁側に抽気箇所のある段, あるいは外壁側に抽気箇所のある段からそれぞれ単独に抽気した場合, 並びに同時に抽気した場合での全体性能の比較を示したものである。

図 17, 18 は HC-020 の  $\Delta\xi_{IGV} = 48^\circ$  および  $50^\circ$  の場合で, 流路の内壁側の 7 段から抽気した場合と外壁側の 10 段から抽気した場合および内壁側の 7 段と外壁側の 10 段から同時に抽気した場合を示す。また図 19 は HC-20 の  $\Delta\xi_{IGV} = 40^\circ$  の場合で, 内壁側の 7 段抽気および外壁側の 8 段抽気, 並びに内壁側の 7 段と外壁側の 10 段から同時に抽気した場合を表わしている。図中の  $\diamond$  印は抽気なしの場合,  $\circ$  印は 7 段抽気および  $\triangle$  印は 8 段抽気 (HC-20), あるいは 10 段抽気 (HC-020),  $\square$  印は 7 段と 10 段から同時に抽気した場合での作動点を示し, さらに  $\times$  印は旋回失速の発生点を表わしている。また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

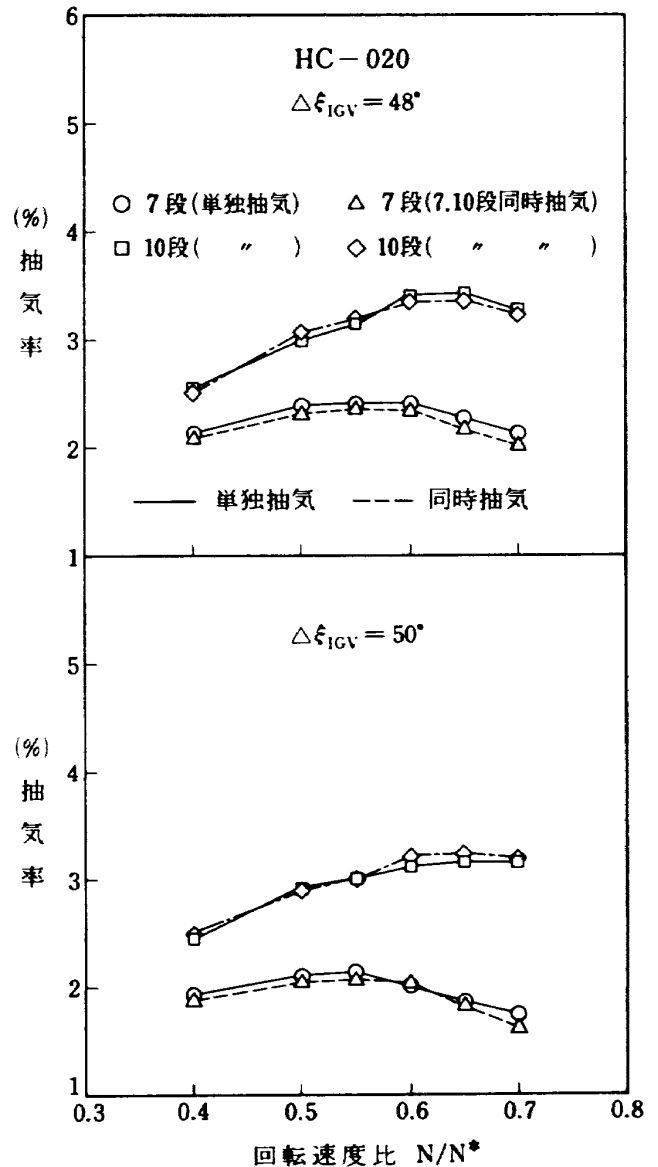


図 15 HC-020 の抽気率

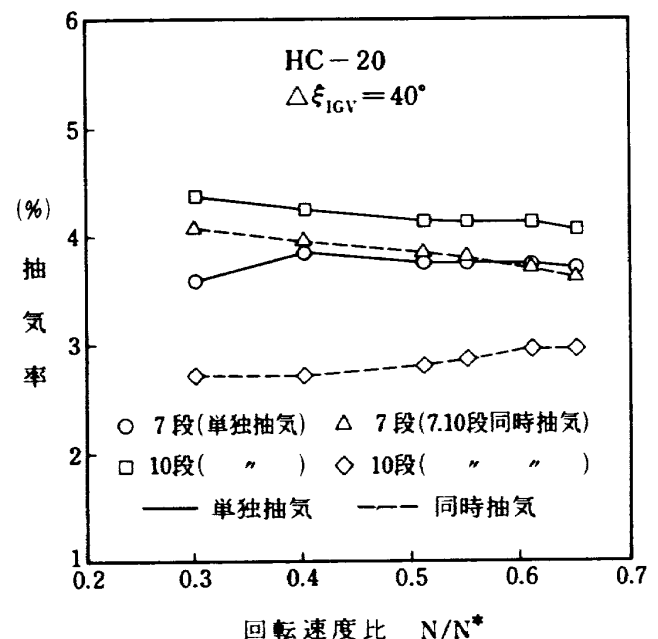
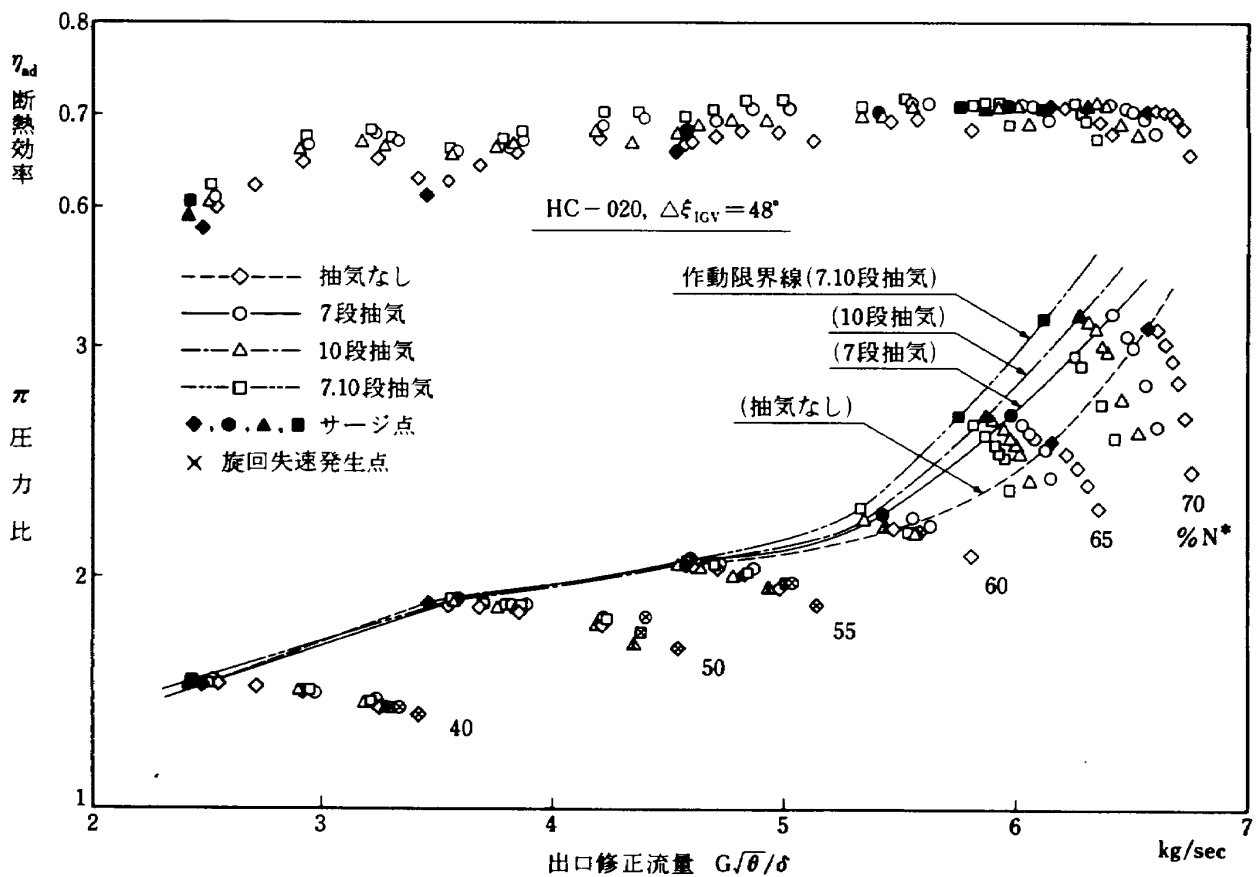
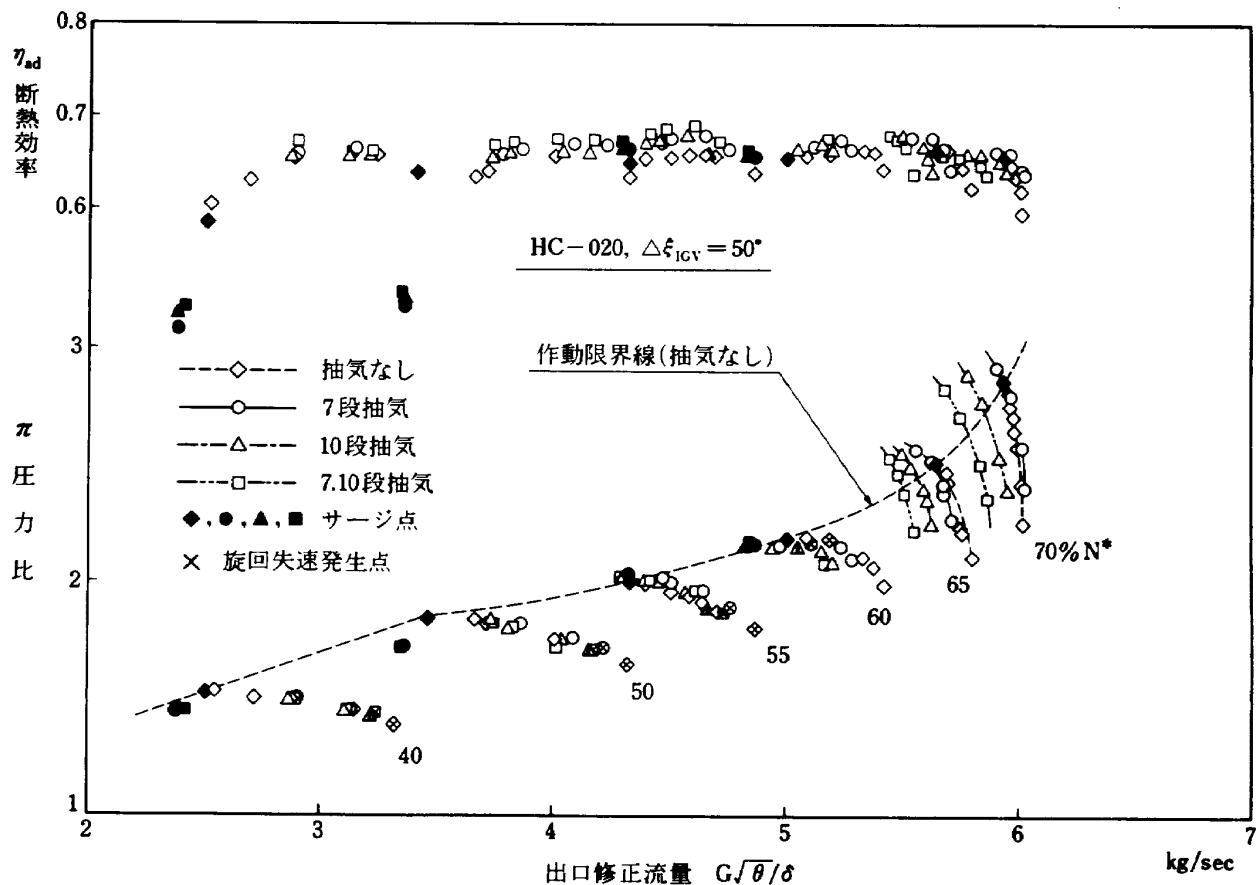


図 16 HC-20 の抽気率

図 17 HC-020 における抽気時の全体性能 ( $\Delta\xi_{ICV} = 48^\circ$ )図 18 HC-020 における抽気時の全体性能 ( $\Delta\xi_{ICV} = 50^\circ$ )

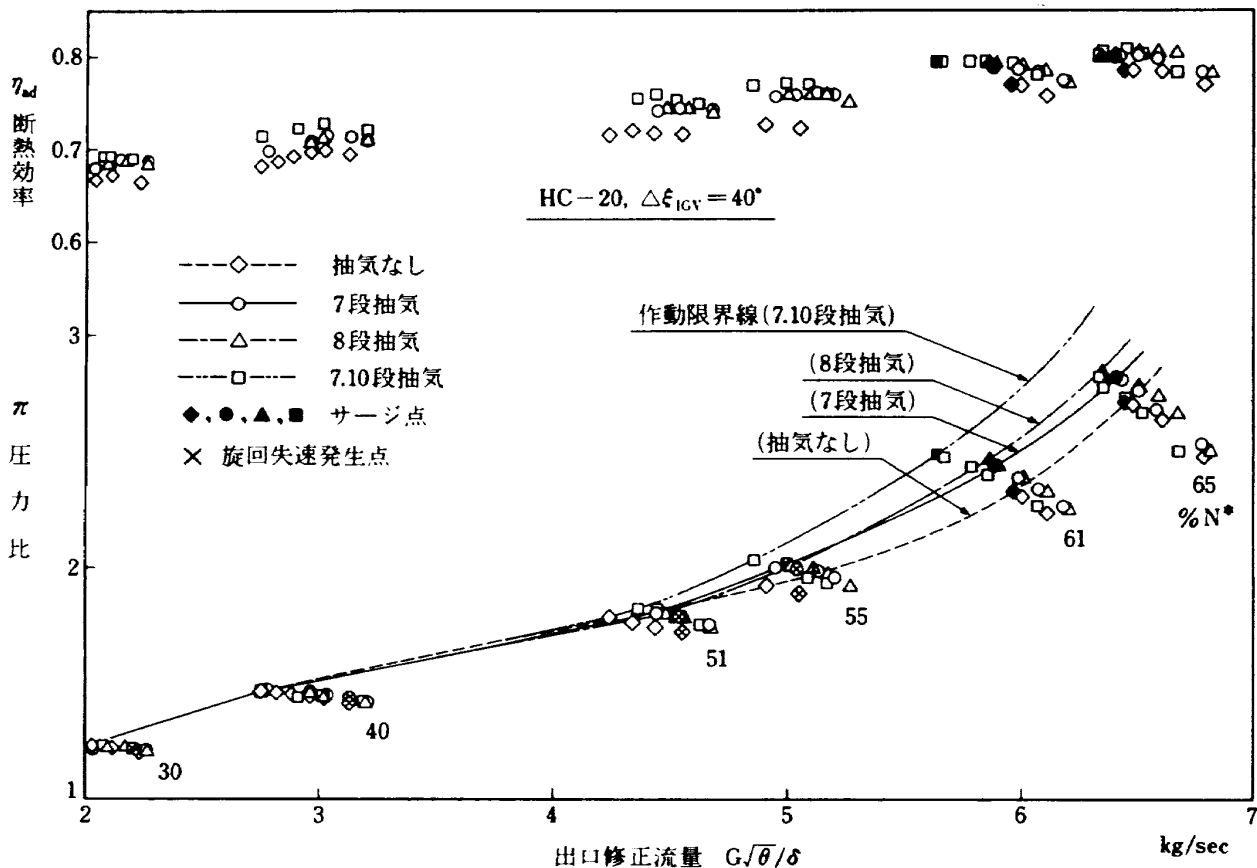


図 19 HC-20 における抽気時の全体性能

求めた。

HC-020 の  $\Delta\xi_{IGV} = 48^\circ$  および  $50^\circ$  のいずれの場合でも (図 17, 18), 各抽気によって,  $60\%N^*$  以下の旋回失速の発生点は小流量側へ移動しており, HC-20 の場合 (図 19) と同様に翼列の失速の緩和や翼の振動応力の減少 (図 30) が得られると共に試験機の性能の改善と作動範囲の拡大が認められた。

$50\%N^*$  以下では抽気により効率は向上しているが, 作動範囲はほとんど同じであり, 性能に及ぼす抽気の効果は小さい。  $55\%N^*$  以上では HC-20 の場合と同様, 圧力比の上昇や効率の向上および作動範囲の拡大が得られ, 抽気の効果が確かめられた。

抽気個所の違いによって試験機の性能や作動範囲などに及ぼす影響を調べると (図 17 ~ 19), 内壁側の 7 段抽気と外壁側の 10 段抽気とでは, HC-20 の場合の 7 段抽気と 8 段抽気の場合と同様,  $55\%N^*$  までは効率および作動範囲ともほとんど同じであった。  $60\%N^*$  以上では HC-20 の場合の 8 段抽気と同様, 外壁側の 10 段抽気の方が抽気率が大きいので, 性能曲線が小流量側へ移動し, 作動範囲は拡大して

いる。

内壁側の 7 段と外壁側の 10 段から同時に抽気した場合, 7 段, あるいは 10 段から単独に抽気した場合に比較して, 効率が向上し, さらに  $60\%N^*$  以上では作動範囲が拡大しており, 抽気の効果は HC-20 の場合と同じく三種類の抽気の内最も大きかった。

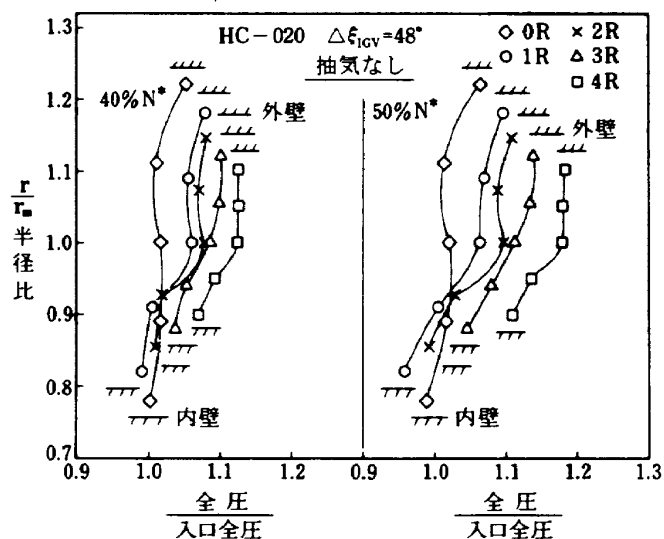
また翼列の失速に対する抽気個所の違いによる影響を調べると, 旋回失速の発生点はほとんど同じであり, 抽気個所による影響は顕著に現われていない。  
 (内部流れ)

抽気を行なった場合, その影響を調べるため, 抽気段前後, あるいは各翼列前後の流路内に計測センサーを差込み, 詳細な内部流れ計測を行なう必要がある。しかし試験機 HC-020 の 0 段以降の部分は (HC-20 と同じ) 実機のファンエンジン用高圧圧縮機と同一寸法で製作されているので, 試験機内部の間隔は少なく, そのうえケーシング上に可変静翼機構のレバーやリンクおよびリングが装着してある。そのため計測センサーの差込みおよび取付位置に制

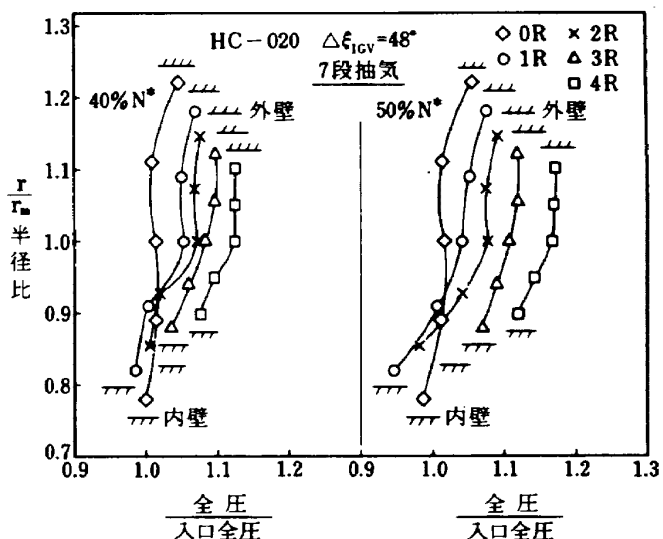
約があり、抽気試験用として新規に計測センサーを取付ける余地がなかったので、圧縮機の流路内の流れ状態の試験計測は0～4段の前段翼列および試験機出口位置で行ない、HC-20の場合と同様、抽気、並びに抽気個所の違いによる影響を調べた。

図20～23はHC-020の場合で、抽気なしの場合（図20）、内壁側の7段抽気（図21）および外壁側の10段抽気（図22）、並びに7段と10段から同時に抽気した場合（図23）における0～4段動翼出口の半径方向全圧分布を示す。いずれの場合もほぼ同じ圧力比の作動点での値を記載した。

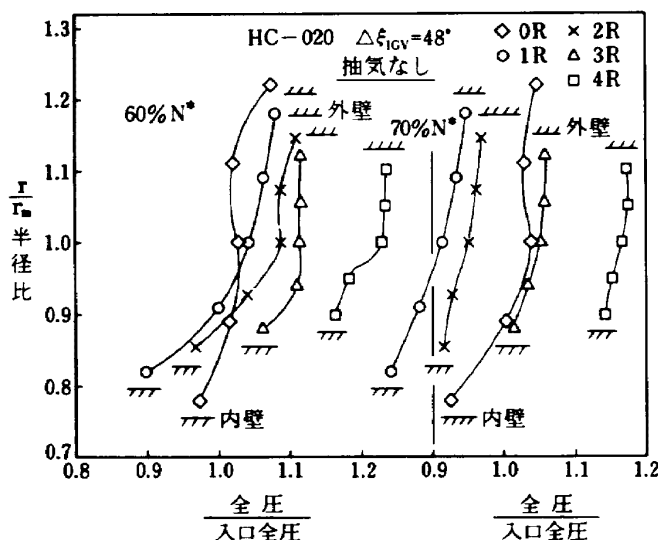
多段軸流圧縮機が低速で作動している場合、一般に前段翼列は正失速し、終段翼列は負失速の状態となる傾向にある。したがって中間段より抽気した場合、上流の段では流量が増加し、軸流速度もそれだけ大きくなるため、翼列の流入角が減少し、逆に下流の段では流入角が増加する。抽気を行なった場合、各翼列前後の風向や速度などの詳細な内部流れ計測が必要であり、0～4段の可変静翼に取付けた全圧管で測定した全圧のみでは一概に断定できないが、今回の試験の場合のように1段動翼が負失速の状態にある60%N<sup>\*</sup>以上で抽気を行なった場合、全圧分



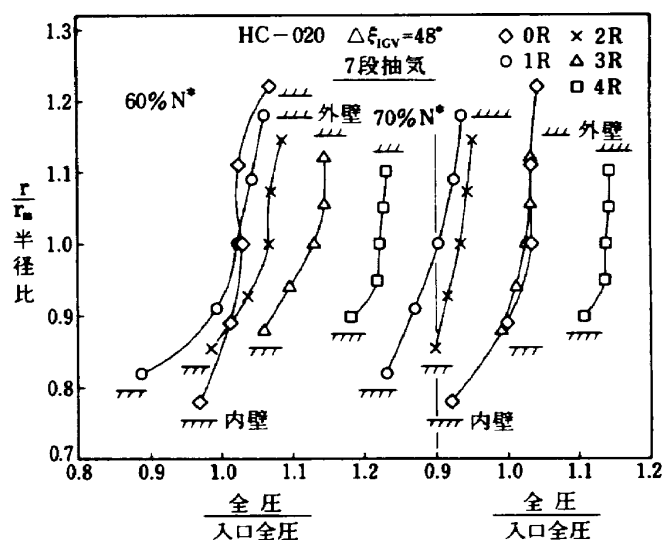
(a) 抽気なし (40, 50%N<sup>\*</sup>)



(a) 7段抽気 (40, 50%N<sup>\*</sup>)



(b) 抽気なし (60, 70%N<sup>\*</sup>)



(b) 7段抽気 (60, 70%N<sup>\*</sup>)

図20 抽気なしでの0～4段動翼出口の半径方向全圧分布 (HC-020)

図21 7段抽気した時の0～4段動翼出口の半径方向全圧分布 (HC-020)

布は1段動翼の負失速を一層助長させるような傾向を示した。

図21～23の全圧分布に示すように、50%N<sup>\*</sup>までは抽気なしの場合(図20)の全圧分布と類似しており、抽気を行なっても前段翼列の内部流れに対する抽気の影響は特に現われていない。しかし60%N<sup>\*</sup>以上では各段の全圧は抽気なしの場合よりも低下しており、抽気によって内部流れ状態が悪くなっていることがわかる。

図24～27はHC-20の場合で、抽気なしの場合、7段抽気および8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。

HC-20の場合、55%N<sup>\*</sup>までは2段の内壁側近傍の全圧が1段の全圧よりも低く失速状態にある(図24(a))。しかしHC-020の場合と異なって(図20(a))、失速領域は2段の内壁側近傍に限られており、HC-20より失速の度合は小さい。抽気によって、51%N<sup>\*</sup>以上では2段以降の内壁側の全圧分布が改善され抽気による効果が認められた(図25(a))。

61%N<sup>\*</sup>以上では2段の内壁側近傍の失速は失くなり(図24(b))、2段以降の内壁側の全圧分布が

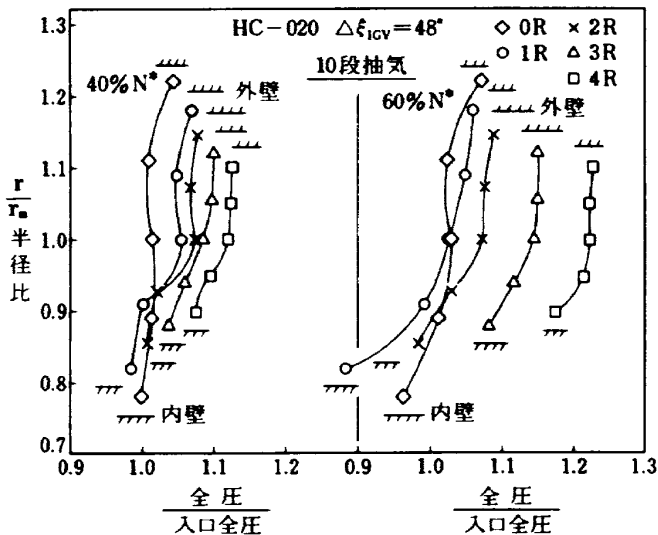
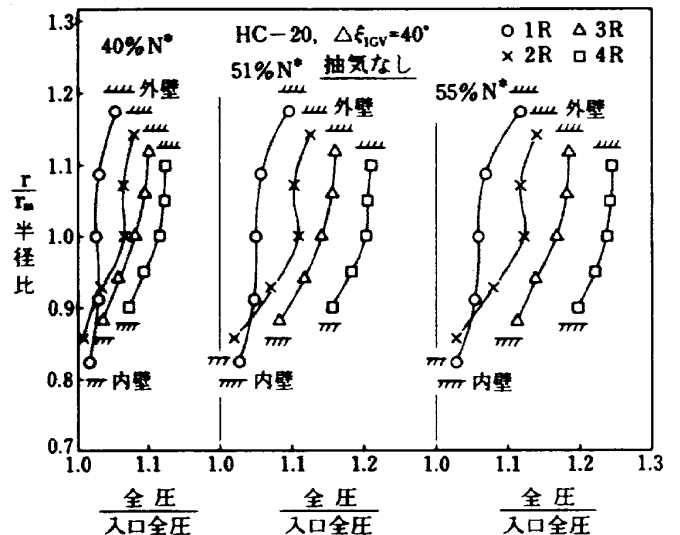


図22 10段抽気した時の0～4段動翼出口の半径方向全圧分布(HC-020)



(a) 抽気なし(40～55%N<sup>\*</sup>)

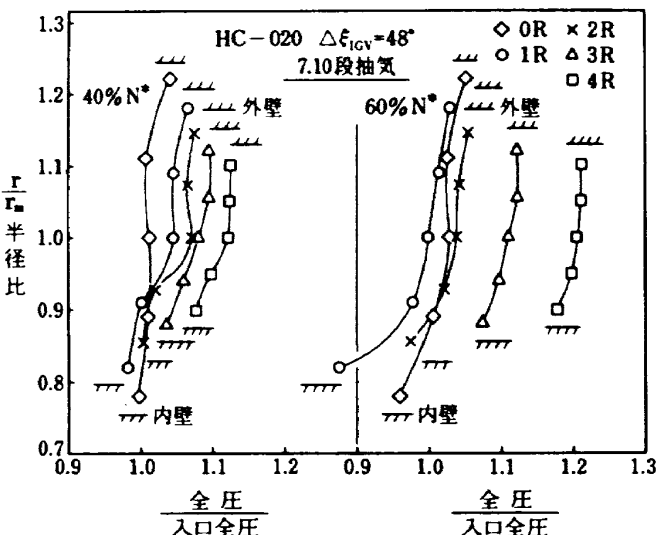
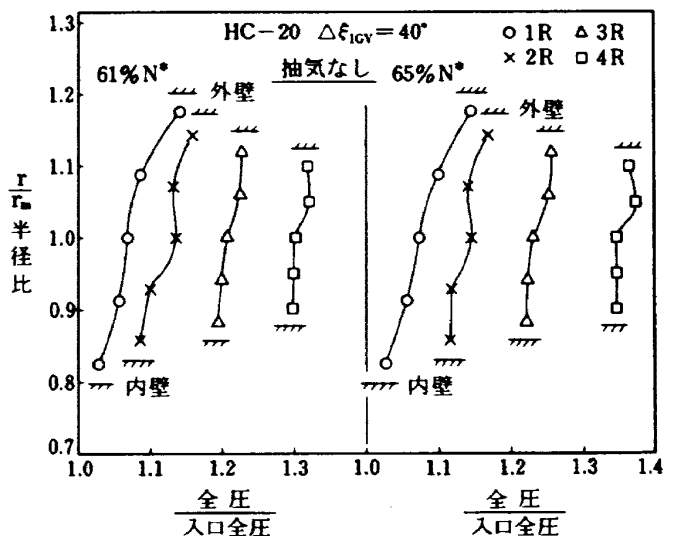


図23 7・10段抽気した時の0～4段動翼出口の半径方向全圧分布(HC-020)



(b) 抽気なし(61, 65%N<sup>\*</sup>)

図24 抽気なしでの1～4段動翼出口全圧の半径方向分布(HC-20)

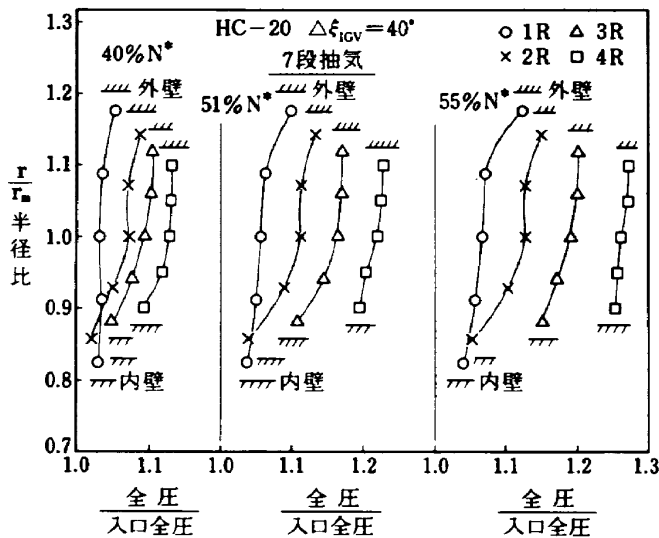
改善されるなど、HC-020 の場合（図 20 (b)）よりも内部流れ状態が良くなっており、抽気を行なっても、全圧分布には抽気による影響が顕著に現われていない（図 25 (b), 26, 27）。

HC-020 は既存の試験機 HC-20 の入口側に 0 段を追加した試験機であるので、0 段以降の各段翼列の負荷は HC-20 の場合よりも高い。図 20 ~ 27 に示すように、その影響が  $70\%N^*$  以下の低速領域における前段翼列の内部流れ状態に強く現われ、HC-20 よりも回転速度の上昇に対する失速の回復は遅いようである。しかし  $80\%N^*$  以上の高速領域では、

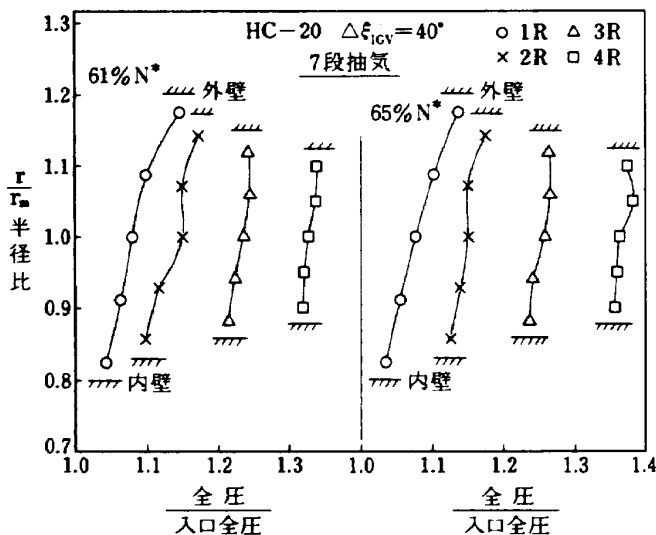
前段翼列の失速状態は改善されており（図 10 (f)~(h) 原型の試験機 HC-20 の場合とほぼ同じ状態<sup>1)</sup>）であった。

HC-020 での各抽気（図 21 ~ 23）を比較すると、三種類の場合とも全圧分布はほぼ同じであり、HC-20 の場合（図 25 ~ 27）と同様、抽気個所の違いによる影響は現われていない。

図 28, 29 は HC-020 および HC-20 の場合において、抽気なしの場合と内壁側、あるいは外壁側の抽気個所から単独に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、図 28 は



(a) 7 段抽気 ( $40 \sim 55\%N^*$ )



(b) 7 段抽気 ( $61, 65\%N^*$ )

図 25 7 段抽気した時の 1 ~ 4 段動翼出口全圧の半径方向分布 (HC-20)

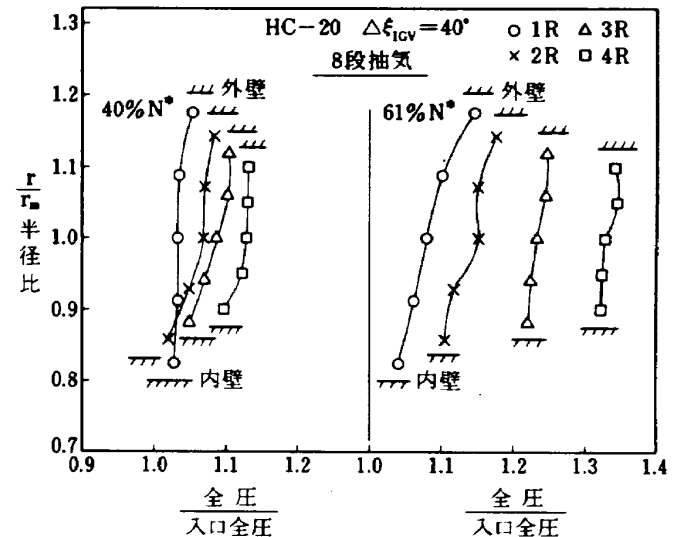


図 26 8 段抽気した時の 1 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布 (HC-20)

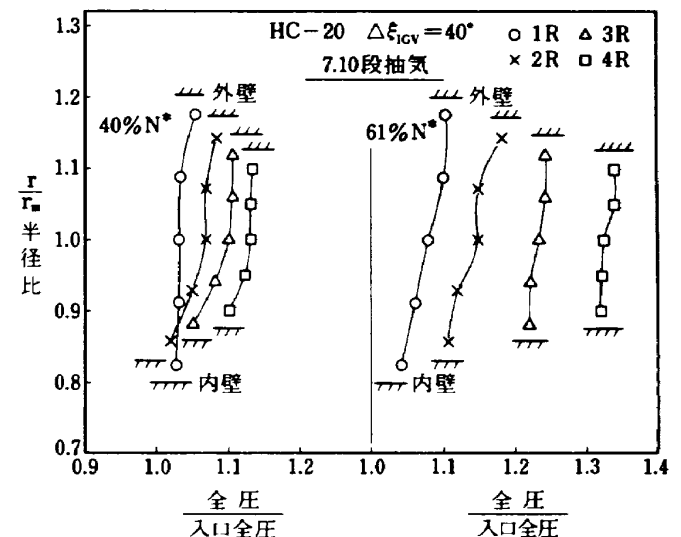


図 27 7・10 段抽気した時の 1 ~ 4 段動翼出口の半径方向全圧分布 (HC-20)

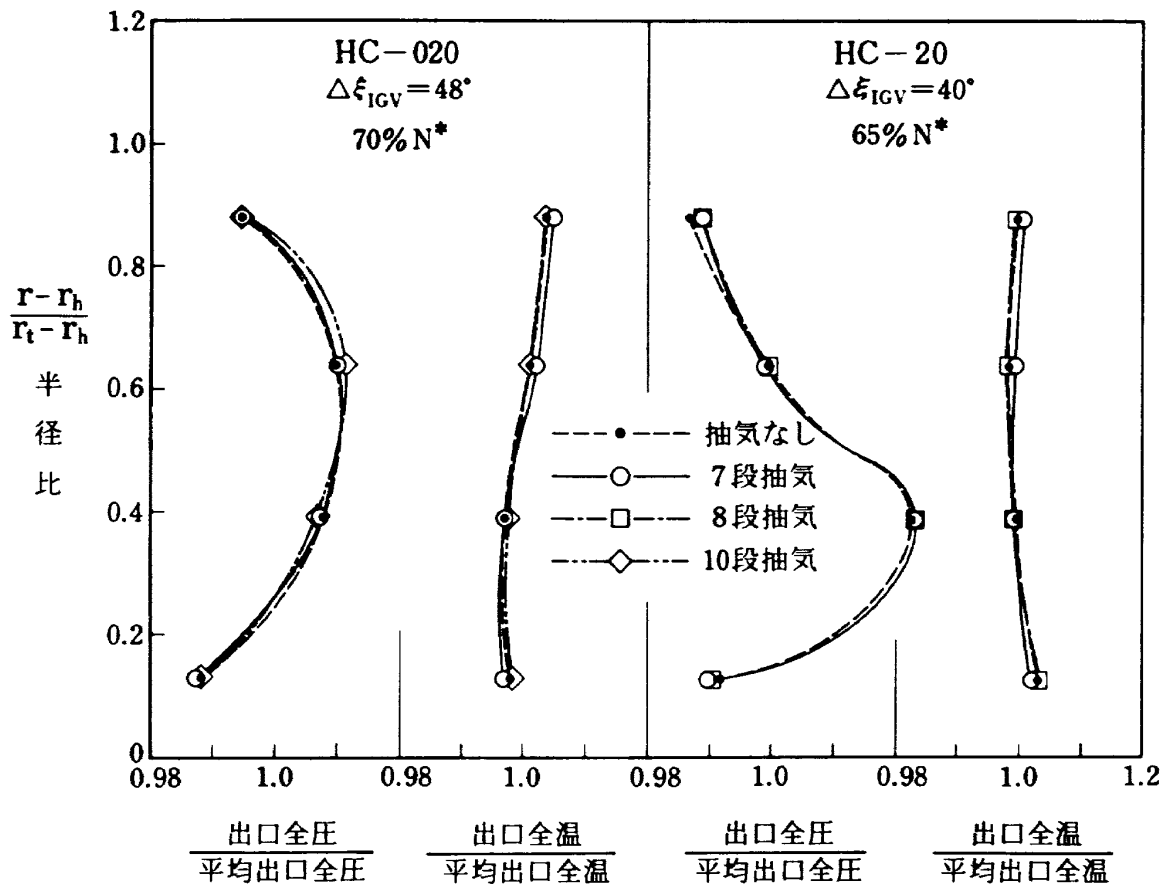


図 28 試験機出口全圧・全温の半径方向分布

出口全圧および全温の半径方向分布を示す。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。

HC-020 および HC-20 の場合とも、抽気しても出口全圧および全温分布の形は抽気なしの場合と同じ傾向を示した。また内壁側の 7 段抽気および外壁側の 8 段抽気 (HC-20)、あるいは 10 段抽気 (HC-020) した場合でも全圧および全温分布の形はほとんど変わらなかった。

図 29 は出口全圧の円周方向分布を表わす。各抽気とも、外壁側、平均半径、内壁側のいずれの位置でも全圧分布の形はほとんど同じであり、図 28 の出口全圧の半径方向分布の場合と同様、試験機出口位置には抽気および抽気個所の違いによる影響が現われていない。以上図 20 ~ 29 から試験機 HC-020 の前段翼列および試験機出口での内部流れに対する抽気個所の違いによる影響を調べたが、原型の試験機 HC-20 の場合と同様、抽気率が小さいため、抽気段近傍の流れ状態および翼列性能に与える抽気個

所の影響が比較的小さく、0 ~ 4 段動翼出口の全圧分布、あるいは試験機出口の全圧、全温分布のいずれにも抽気個所の違いによる影響は顕著に現われなかった。

(非定常現象)

図 30 は HC-020 の場合 ( $\Delta\xi_{IGV}=48^\circ$ ) における抽気なしおよび 7 段抽気、並びに 10 段抽気した場合での翼の振動応力と試験機内部の変動圧力の波形の 1 例を表示したもので、抽気によって、5 段以降に発生していた旋回失速が消滅しているのがわかる。また 0, 1, 6 段動翼や 6 段静翼の応力値が減少しており、翼列の失速および翼の振動応力などに対して抽気の影響が認められた。

## 5. ま と め

空力試験機 HC-020 において、その原型の試験機 HC-20 の場合と同様、可変静翼および抽気試験を行ない、圧縮機の性能や作動範囲および翼列の失速などに及ぼす影響について検討を行なった。その結果、次のようなことが明らかとなった。

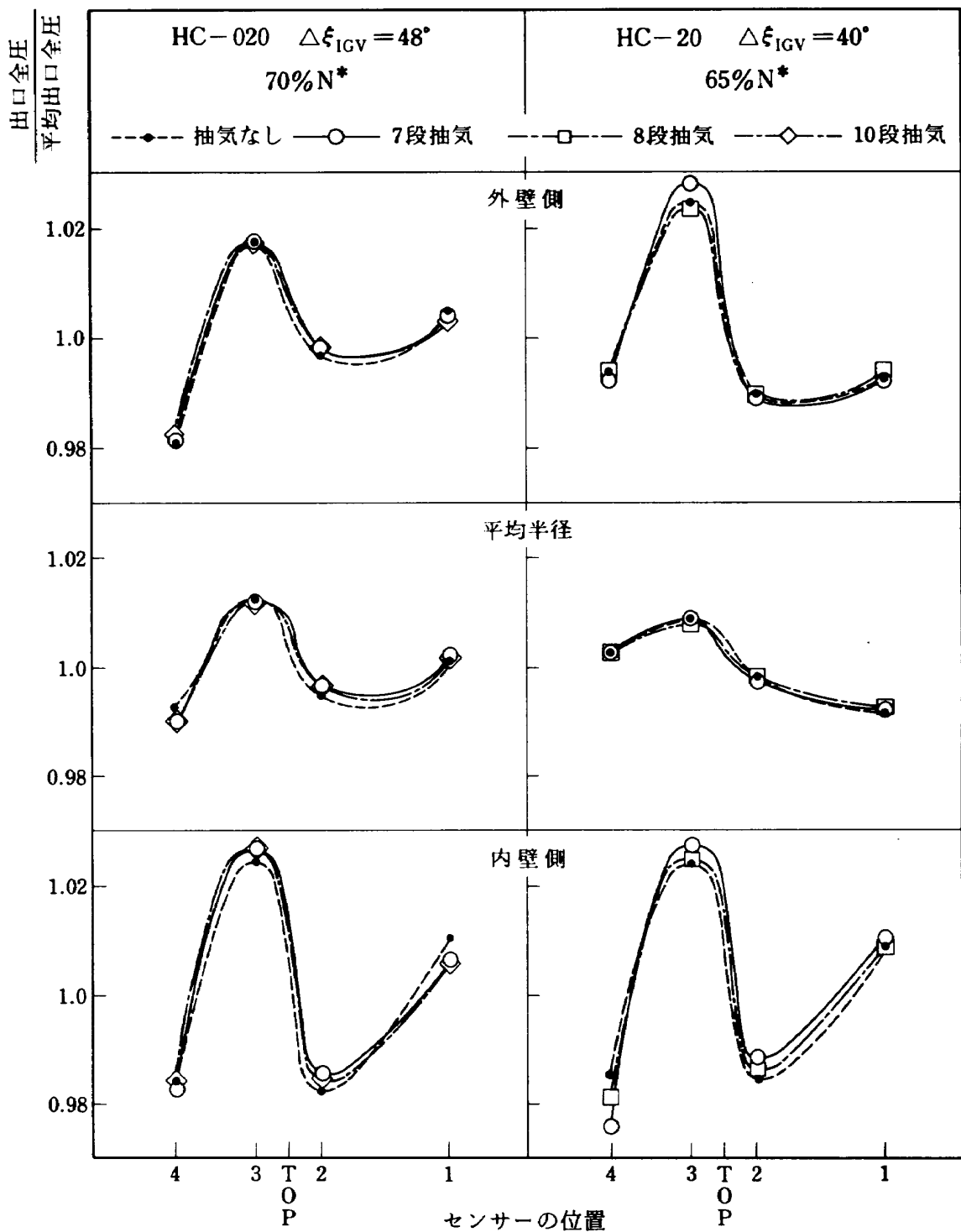
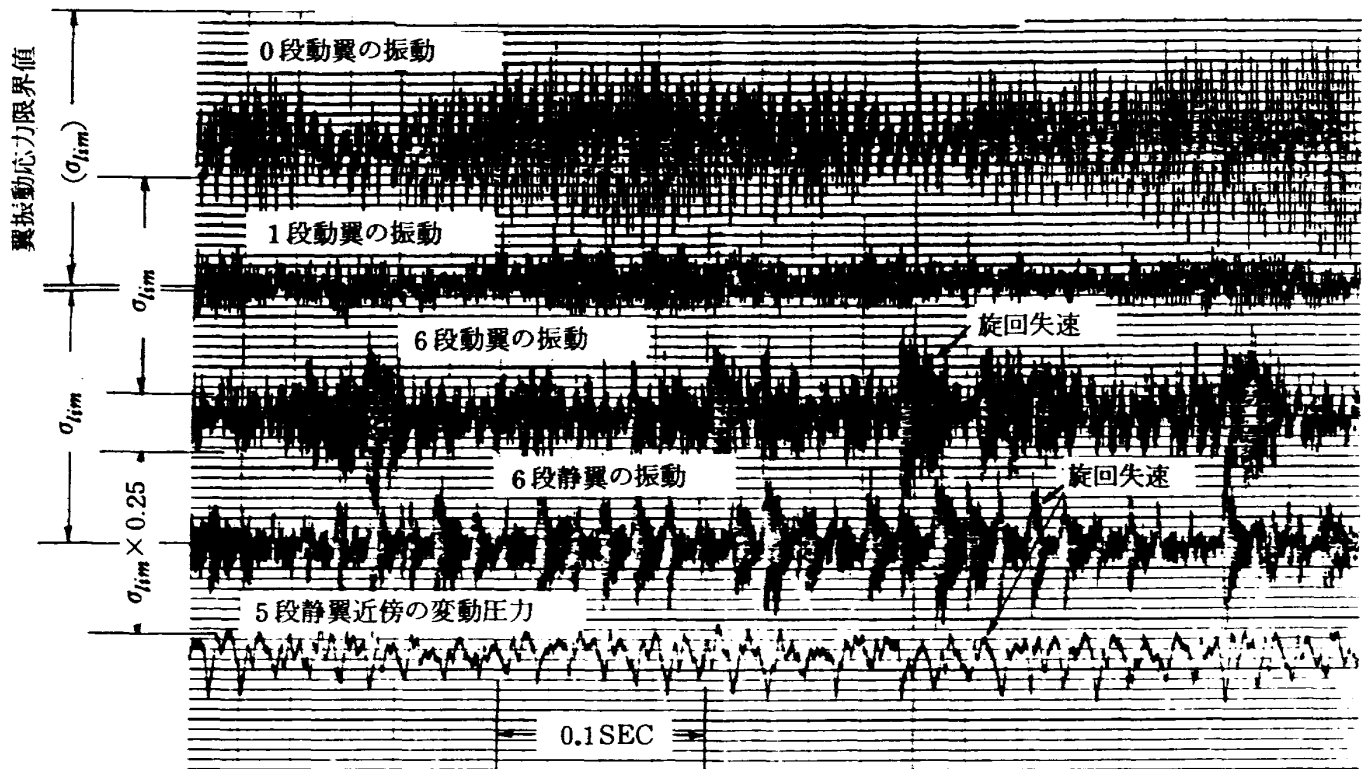


図 29 試験機出口全圧の円周方向分布

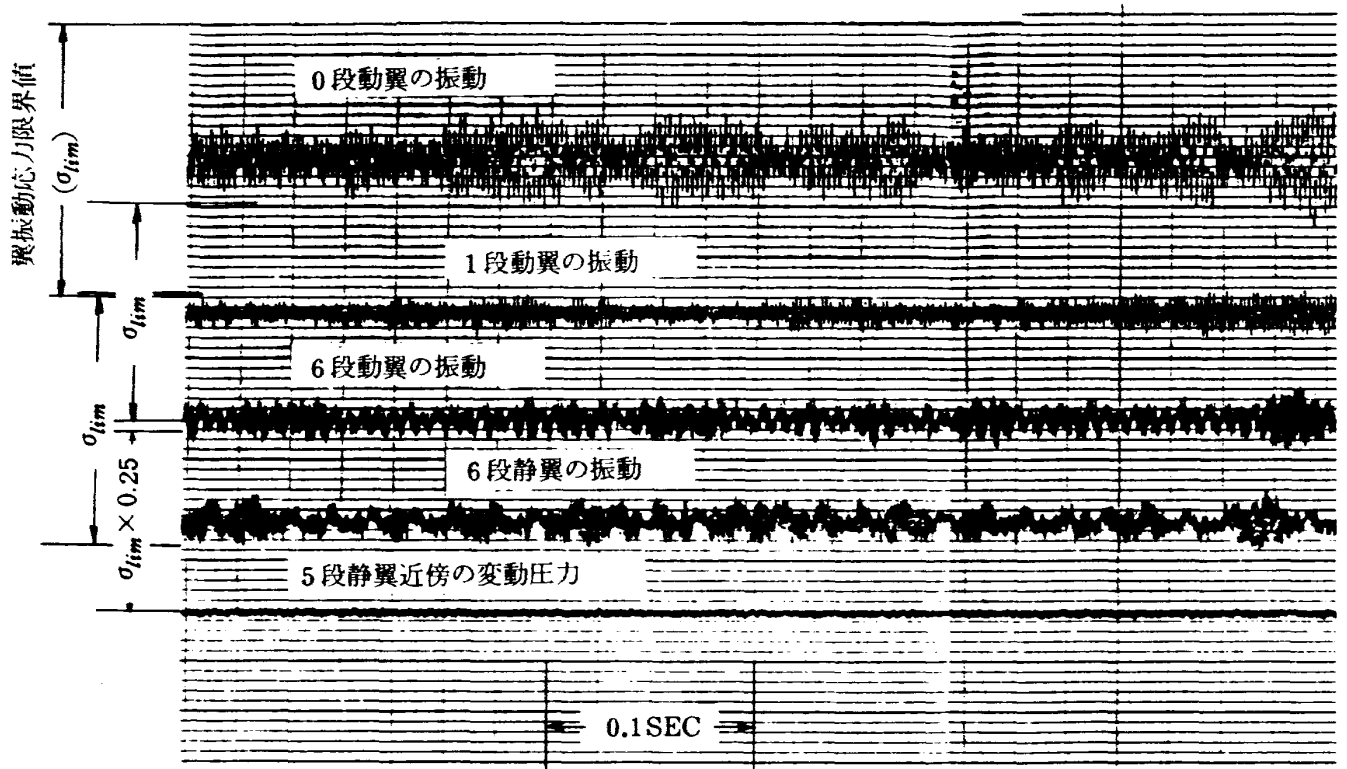
可変静翼の取付角度を変えて、その影響を調べると、70% $N^*$ 以下では角度変化量の値が大きい順に性能曲線が小流量側に移動し、作動範囲の拡大と翼の振動応力の減少および翼列の失速の緩和が得られたが、逆に効率は前段翼列の内部流れの悪影響を受け、回転速度の上昇に伴い低下することがわかった。しかし実際にエンジンの一要素として組込まれた場合には、70% $N^*$ 以下の低速領域は起動・停止時だ

けに通過する過渡的な作動領域であり、圧縮機の内部流れの悪化に伴う性能の低下よりも、作動範囲の拡大や翼列の失速の緩和などの方がより重要視されている。80% $N^*$ 以上では試験機の性能や作動範囲および翼の振動応力などに対する取付角度の違いによる影響は低速に比較して小さかった。

今回の可変静翼試験は表 1 に示すように角度変化率を一定とし、図 5 の可変静翼操作スケジュールを

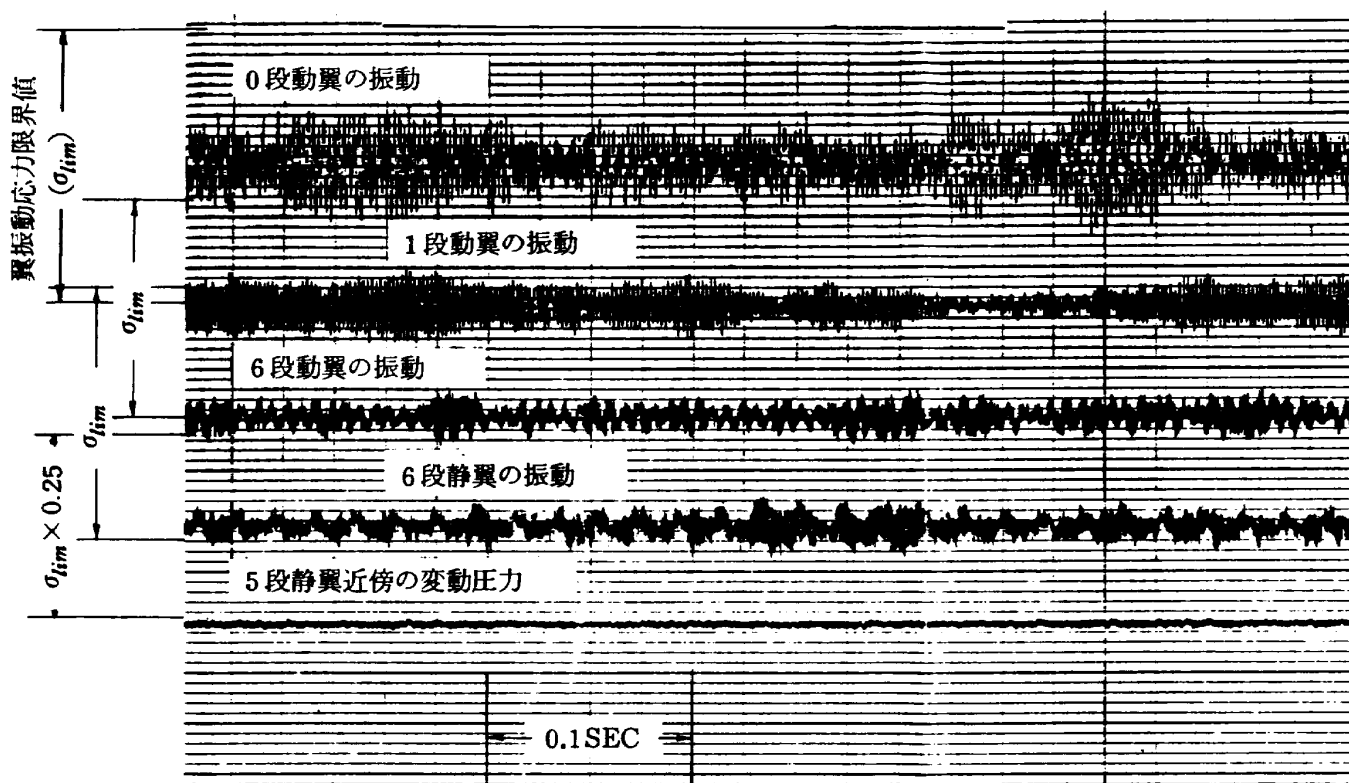


(a) 抽気なし



(b) 7段抽気

図 30 60%N\*での翼振動応力および変動圧力の波形



(c) 10 段抽気

図 30 60 %N\*での翼振動応力および変動圧力の波形

基準として、角度変化量を増加させて行なった試験例であり、この範囲内においては0段を追加しても原型の試験機HC-20と同様に、試験機が安全に作動し、かつ安定した空力性能が得られることがわかった。

一方抽気によって翼列の失速が緩和すると共に翼の振動応力が減少し、効率の向上と作動範囲の拡大が得られ、原型の試験機HC-20の場合と同様、抽気の効果確かめられた。

抽気個所の違いによる影響を調べると、圧縮機の流路の内壁側と外壁側から同時に抽気した場合の方が、内壁側あるいは外壁側から単独に抽気した場合よりも性能の改善および作動範囲の拡大が得られた。また内壁側の抽気と外壁側の抽気とでは効率はほぼ同じであったが、外壁側の抽気の方が、抽気率が大きいので、作動範囲の拡大が得られた。原型の試験機HC-20の場合と比較すると、試験機HC-020の抽気段の位置はHC-20より1段ずつ後段へ移動しているが、抽気個所や抽気孔の大きさなど、抽気構造はHC-20とすべて同一であり、圧縮機の性能および作動範囲に対する抽気個所の違いによる影響

は原型の試験機HC-20の場合とほぼ同じであった。

以上この試験により、空力試験機HC-020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、並びに抽気の影響が明らかとなり、実機エンジンへの適用に備えて貴重な資料が得られた。

## 6. あとがき

可変静翼の試験では当初図5の可変静翼操作スケジュールを基準にして、その近傍で角度変化量を増減させ、安定した作動範囲が確保できる角度変化の範囲について確認を行なう予定であったが、角度変化量が減少する側の試験については、試験期間の制約などがあって実施できなかった。しかし今回の試験結果から判断すると、図5のスケジュール通り与えた場合よりも大流量側で作動し、特に低速では効率は向上するが、逆に作動範囲の縮小、あるいは翼の振動応力の増加などが予想される。また本研究では角度変化率を一定にして行なったが、今後圧縮機の性能や作動範囲および翼列の失速などに及ぼす角度変化率の影響についても検討する必要がある。

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。

### 参 考 文 献

- 1) 大山耕一，菅原 昇，齊藤喜夫：ファンエンジン用高圧圧縮機の研究，(1)空力試験機 HC-020，航技研資料 TM-512
- 2) 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-363 (1978/3)
- 3) 菅原 昇，齊藤喜夫，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，齊藤喜夫，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

---

## 航空宇宙技術研究所資料 526号

昭和59年1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

---

