

ISSN 0452-2982  
UDC 621.452.322.037

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-506

## ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(4) 空力試験機HC-20の性能試験

大山 耕一 ・ 菅原 昇 ・ 斉藤 喜夫  
小林 紘 ・ 田村 敦宏

1983年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
計 験 計 画	鳥崎 忠雄 <sup>*</sup> , 松木 正勝 <sup>****</sup> 大山 耕一 <sup>*</sup>
試験機運転・操作	大山 耕一, 宮本 徹之 <sup>***</sup>
定 常 性 能 計 測	菅原 昇 <sup>*</sup> , 大山 耕一
非 定 常 現 象 監 視 ・ 計 測	斉藤 喜夫 <sup>*</sup> , 小林 紘 <sup>**</sup> , 田村 敦宏 <sup>**</sup>
空 気 源 運 転	小倉 五郎 <sup>*</sup> , 下平 一雄 <sup>*</sup>
データ処理装置保守	西尾 健二 <sup>**</sup> , 杉山 七契 <sup>*</sup>

\* 原動機部

\*\* 航空機公害研究グループ

\*\*\* 石川島播磨重工業(株)

\*\*\*\* 日本工業大学(元 航空宇宙技術研究所)

## 目 次

1. まえがき .....	1
2. 試験機および試験装置 .....	1
2.1 空力試験機 .....	1
2.2 試験装置 .....	5
3. 性能試験 .....	5
3.1 試験条件および計測センサ .....	5
3.2 定常性能の試験計測 .....	9
3.3 非定常現象の監視 .....	10
3.4 試験結果の検討・評価 .....	14
4. あとがき .....	16

# ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(4)

## 空力試験機HC-20の性能試験\*

大 山 耕 一\*\* 菅 原 昇\*\* 斉 藤 喜 夫\*\*

小 林 敏\*\*\* 田 村 敦 宏\*\*\*

### 1. ま え が き

通産省工業技術院の大型工業技術研究開発“航空機用ジェットエンジンの第1期研究開発”におけるエンジン要素研究の一環として、第2次試作エンジンFJR710/20用高圧圧縮機空力試験機HC-20を製作し性能試験を実施した。

HC-20はさきに行われたHC-20空力設計<sup>1)</sup>の資料に基づいて製作し、試験には第1次試作エンジン用高圧圧縮機空力試験機HC-10の性能試験<sup>2)</sup>に用いた試験設備を全面的に使用した。

性能計測はHC-10の場合と同様に、定常性能および内部流れの計測および翼の振動応力の監視計測を行い、全体的な性能を把握し安全な作動範囲を確認するとともに可変静翼の操作スケジュールを定め、試作エンジン用高圧圧縮機の設計ならびに運転操作の資料を得た。

(記号)

$N$	: 回転速度	rpm
$P$	: 圧力	kgf/cm <sup>2</sup>
$T$	: 温度	°K
$\rho$	: 密度	kg/m <sup>3</sup>
$G$	: 空気流量	kg/s
$r_p$	: 圧力比	
$\eta_{ad}$	: 断熱効率	
$W$	: 動力	kW
$A$	: 流路面積	m <sup>2</sup>
$C$	: 流速	m/s
$M$	: マッハ数	
$a$	: 音速	m/s

$r$	: 半径	m
$\xi$	: 翼の喰違い角	deg
$\epsilon$	: 翼列の転向角	deg
$\zeta$	: 翼列の圧力損失係数	
$R_e$	: 翼入口レイノルズ数	
$\sigma$	: 翼の応力	kgf/mm <sup>2</sup>
$\alpha$	: 絶対流れ角	deg
$\beta$	: 相対流れ角	deg

試験機入口状態の補正係数

$\theta$	: 温度補正係数	$\theta = T_{0i}/288.2$
$\delta$	: 圧力補正係数	$\delta = P_{0i}/1.0332$
	(定数)	

$C_p$	: 空気の定圧比熱	kcal/kg °C
$k$	: 空気の比熱比	
$R$	: 空気のガス定数	
	(添字)	

$0$	: 流れのよどみ点
$i$	: 試験機入口
$d$	: 試験機出口
$z$	: 回転軸方向
$R$	: 動翼
$S$	: 静翼
$*$	: 設計点
$1$	: 動翼入口
$2$	: 静翼入口

### 2. 試験機および試験装置

#### 2.1 空力試験機

空力試験機HC-20は、性能試験の結果が実機エンジン用高圧圧縮機の設計に直接応用できることを目標とし、さきに行ったHC-20空力設計のデータを全面的に使用して空力性能に関係する部分は実機と同一の形状および寸法となるようにした。すなわ

\* 昭和57年10月19日受付

\*\* 原動機部

\*\*\* 航空機公害研究グループ

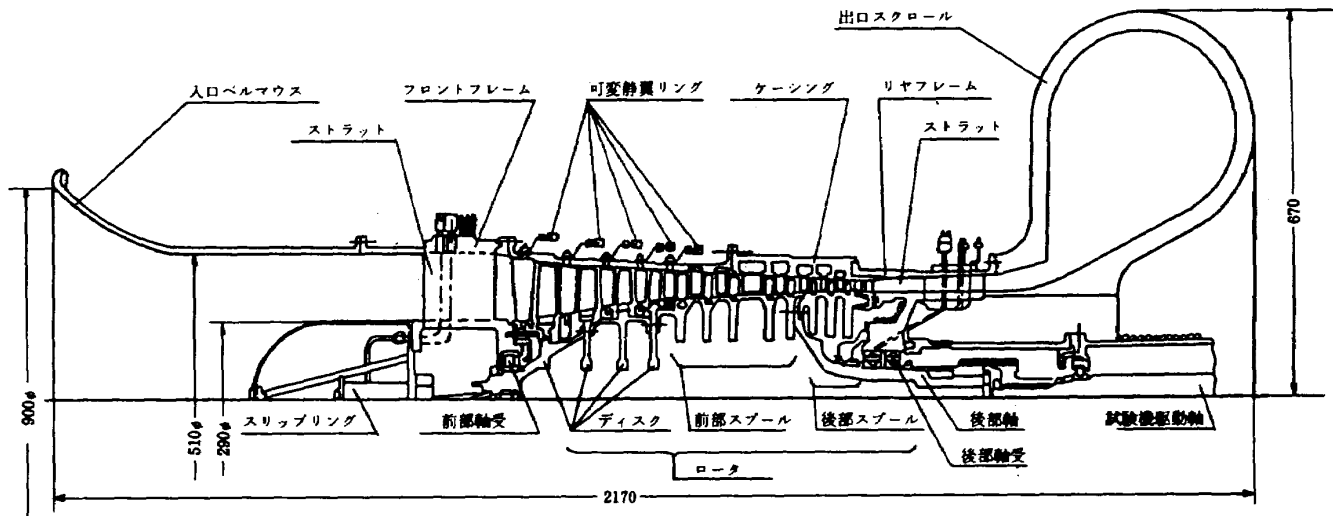


図 1 高圧圧縮機空力試験機 HC-20

表 1 HC-20 翼配備 (平均半径)

翼 列	翼 型	翼 数	そり 角 (deg)	喰違い角 (deg)	弦 節 比	翼 弦 長 (mm)	厚 み 比	備 考
I.G.V.	NACA63系	38	1.16	14.6	1.1	36.3	0.070	IGVのそりは $C_{l0}$
1. R	二重円弧	36	20.3	41.1	1.2	41.7	0.068	
S	NACA65系	48	29.0	26.8	1.25	32.5	0.077	
2. R	二重円弧	46	24.7	41.7	1.25	33.9	0.064	
S	NACA65系	52	31.2	27.3	1.25	29.9	0.077	
3. R	二重円弧	51	28.1	40.9	1.25	30.5	0.064	
S	NACA65系	66	34.2	27.9	1.25	23.5	0.076	
4. R	二重円弧	62	29.2	40.5	1.30	26.0	0.064	
S	NACA65系	68	35.1	28.3	1.30	23.7	0.076	
5. R	" "	63	28.2	39.1	1.35	26.5	0.064	
S	" "	68	34.8	30.3	1.35	24.5	0.076	
6. R	" "	75	30.8	38.1	1.35	22.2	0.064	
S	" "	84	34.1	32.0	1.35	19.8	0.076	
7. R	" "	80	32.6	36.8	1.35	20.8	0.064	
S	" "	48	33.4	33.7	1.35	34.6	0.100	
8. R	" "	85	32.7	35.0	1.35	19.5	0.064	抽気用中空翼
S	" "	96	32.6	35.3	1.35	17.3	0.075	
9. R	" "	101	35.1	33.6	1.35	16.4	0.064	
S	" "	104	30.2	36.6	1.35	15.9	0.075	
10. R	" "	109	35.5	32.9	1.35	15.2	0.064	
S	" "	108	28.7	38.0	1.35	15.3	0.080	
11. R	" "	109	35.1	32.3	1.35	15.1	0.064	
S	" "	108	28.7	38.0	1.35	15.3	0.080	
12. R	" "	109	35.7	32.0	1.35	15.1	0.064	
S	" "	108	28.7	38.0	1.35	15.3	0.080	
O.G.V.	" "	108	40.2	11.2	1.35	15.2	0.075	

ちケーシングとロータによって形成される流路形状、各段動翼および静翼の翼弦長、そり、厚さ、喰違い角、弦節比、翼枚数など実機圧縮機の仕様と同一にし、また可変静翼および抽気も実機の場合と同じ機構を用いた。

HC-20 の設計仕様は次のとおりである。

(設計要目)

型式 軸流 12 段、可変静翼・抽気機構付き

可変静翼；入口案内翼，1～4 段静翼  
抽 気；7 段静翼内径側抽気  
8～10 段静翼外径側抽気

修正回転速度 13200 rpm

修正空気流量 19.0 kg/s

圧 力 比 12.4

試験機 HC-20 の概略を図 1 に、平均半径における翼配備を表 1 に示す。回転部は前部および後部を軸受で支持された中空ドラム形の組合せロータであって、前部軸と一体の 1 段ディスク，2～4 段の各段ディスク，5～9 段用前部スプール，10～12 段用後部スプールをボルト締めによって組立てている。ロータの前部軸端には動翼に貼付した歪ゲージ測定用のスリップリングが取り付けられ、後部軸端は駆動軸に直結される。静止部はフロントフレーム，ケーシング，リヤフレームで構成されている。フロントフレーム，リヤフレームとも一体構造の二重円筒形であり，それぞれ前部および後部軸受を支持し，かつ内側流路面を構成する内壁部と外側流路面を構成する外壁部とを 6 本のストラットによって固定し入口および出口流路を形成している。なお，ケーシングは静翼の植込みおよび試験機の組立を容易にするため水平二分割の構造とした(図 2(a))。

可変静翼機構は入口案内翼(略称 IGV)および 1～4 段静翼に採用し，かつ各静翼は両端支持として作動中における空気力および振動による翼のたわみと応力の減少をはかった。可変静翼はすべてケーシングの外側にあるリンクによって連結され，1 対の油圧アクチュエータによって同時に操作される(図 2(b)，(c))。

可変静翼各段の角度変化量の比率は各段の可変静翼レバーの長さの比によって定まり，回転速度には無関係である。図 3 に IGV の角度変化量  $\Delta \epsilon_{IGV}$  に対

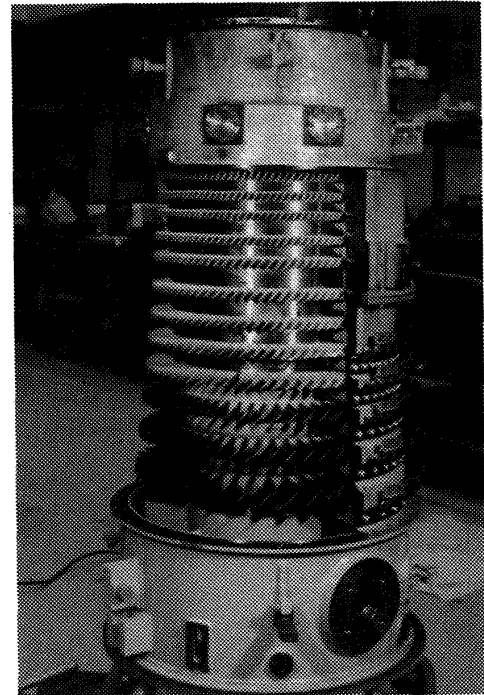


図 2(a) 空力試験機 HC-20

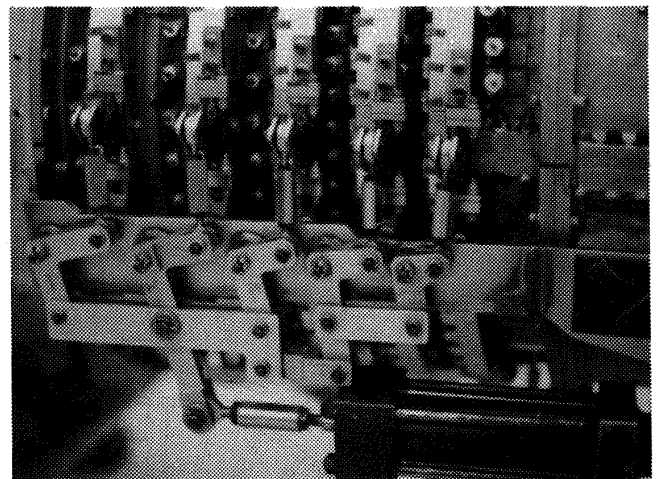


図 2(b) 試験機の可変静翼機構

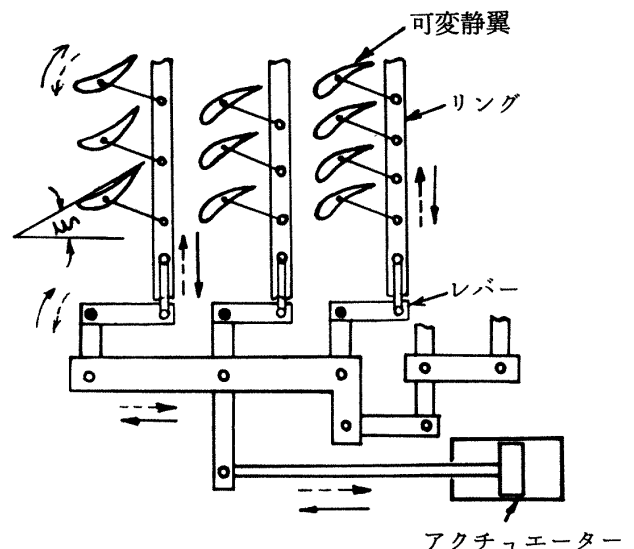


図 2(c) 可変静翼のリンク機構

する可変静翼各段の角度変化量  $\Delta\xi_s$  の比率  $\Delta\xi_s/\Delta\xi_{IGV}$  を図す。図中の A は可変静翼段と固定静翼段との接続部における角度変化の影響をなるべく小さくするため、 $\Delta\xi_s/\Delta\xi_{IGV}$  を 4 段静翼で 0.25 とし IGV から 4 段静翼まで直線的に減少させたものであり、B は 4 段静翼で A の 2 倍にとり  $\Delta\xi_s/\Delta\xi_{IGV}=0.5$  とし、IGV から 4 段静翼まで直線的に減少させ、試験機

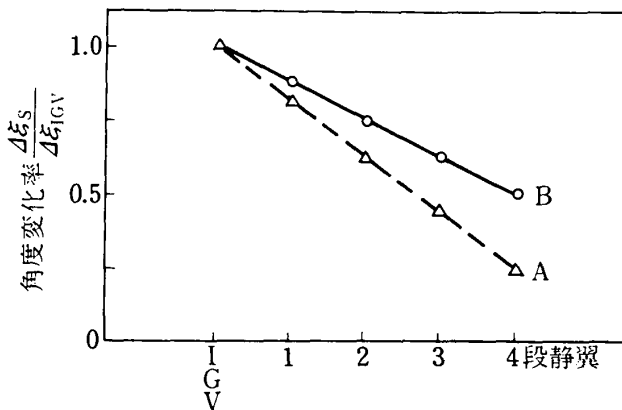
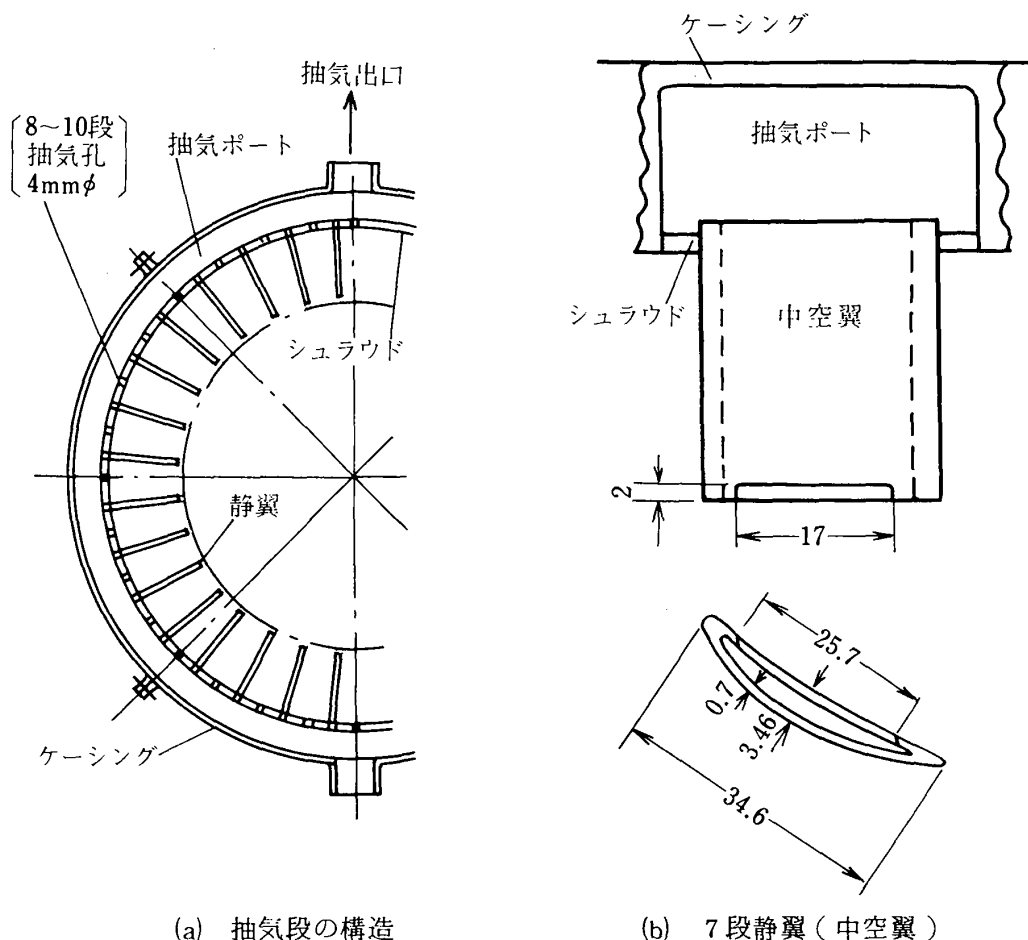


図3 可変静翼各段の角度変化率

の作動範囲が低速領域において A の場合よりも更に低流量側へ拡大されることをはかった。

抽気は 7 段静翼内径側および 8～10 段静翼外径側で行えるようにした。各抽気段の静翼はシュラウド（全周を 4 分割）に固定され、ケーシングとシュラウドに囲まれた空間で抽気ポートを構成し、ケーシングの軸対称位置に各段 2 個ずつの抽気出口が設けてある（図 4(a)）。7 段静翼は内径側より抽気するため、翼弦長を通常翼の約 2 倍に大きくした精密铸造の中空翼とし内径側翼端に吸込口のある構造とした（図 4(b)）。8～10 段静翼では外径側から抽気するため、シュラウドの各静翼中間位置に直径 4 mm の抽気孔を 1 個ずつ設けた。

表 2 は主要部品の材質を示す。試験機入口は常温であるが後段および出口は 400℃ 程度まで温度上昇すること、ロータは高速回転（最高 15000rpm）で使用するので動翼根部などに作用する遠心力が大きいことを考慮し材料を選定した。



(a) 抽気段の構造

(b) 7 段静翼（中空翼）

図4 抽気機構の概略図

表2 主要部品の材質

部 品 名	材 質
静 止 部	
フロントフレーム	構造用鋼 SS-41
ケーシング	炭 素 鋼 SF-50
リヤフレーム	耐熱鋳鋼 B50AM266A
静翼	
入口案内翼 } 1 ~ 6 段 }	ステンレス鋼 AISI-403
7 段	INCO-713
8 ~ 12 段	ステンレス鋼 AISI-403
回 転 部	
1 ~ 4 段ディスク } スペーサ }	Ni, Cr, Mo 鋼 AISI-4340
前部スプール	耐 熱 鋼 AM-355
後部スプール	耐 熱 鋼 AM-355
後 部 軸	耐 熱 鋼 A-286
前 部 軸 受	高炭素クロム軸受鋼 SUJ-2
後 部 軸 受	耐熱軸受鋼 M-50
動翼 1 ~ 3 段	耐 熱 鋼 AM-355
4 ~ 12 段	ステンレス鋼 AISI-403
駆動軸関係	
駆動軸ハウジング	構造用鋼 SS41, SGP
駆 動 軸	Ni, Cr, Mo 鋼 AISI-4340
軸 受	耐熱軸受鋼 M-50

## 2.2 試験装置

HC-20 は空気流量、圧力比、所要動力などさに試験研究を行った空力試験機 HC-10 に近いので、運転装置および計測装置は HC-10 に使用されたものを全面的に使用し、増加した計測点に対して所要の計測機器を追加して試験を行った。図5に試験装置の系統、および計測システム・装置の配置を示す。

## 3. 性能試験

### 3.1 試験条件および計測センサ

#### 3.1.1 試験条件

試験機の運転は、駆動動力の不足を補うため第1次試作エンジン用高圧圧縮機空力試験機 HC-10 の場合と同様に、所要動力の少い起動及び低速回転の領域では常圧で運転試験を行い、高速回転の領域では所要動力の不足に応じて適宜試験機入口の圧力を減少させて運転し性能計測を行った。図6に回転速

度に対する試験機入口圧力の変化と、設計回転速度での試験機各段翼列の翼入口レイノルズ数の変化を示す。70 %  $N^*$  以上では回転速度の上昇と共に試験機入口圧力は急激に減少し、100 %  $N^*$  では約0.2 ataに低下した。このために翼列入口でのレイノルズ数は、1 段の動翼平均半径では  $1.4 \times 10^5$ 、静翼の平均半径では  $1.0 \times 10^5$  程度まで低下した。

#### 3.1.2 計測センサ

図7に定常性能計測及び非定常現象監視計測用センサの配置を示す。

〔定常性能計測用センサ〕

定常性能計測用として、試験機入口ダクト内にアルメルクロメル熱電対を、入口案内翼前方の入口流路内には4点くし型ピトー静圧管、および出口流路内には出口案内翼の翼弦長の4倍後方の位置に4点くし型ピトー管及び熱電対を配置した。これにより入口の全温、全圧、静圧、および出口の全温、全圧



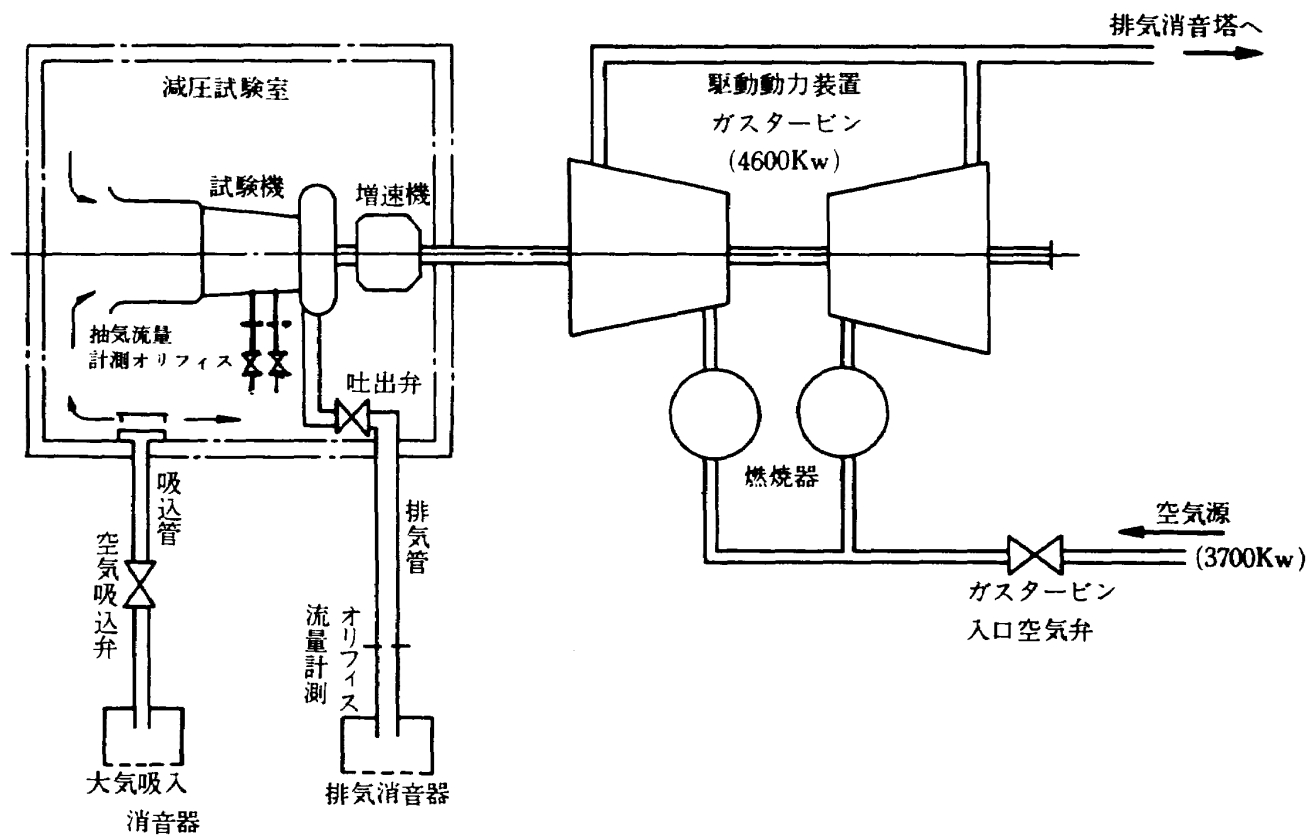


図 5(a) 運転装置系統図

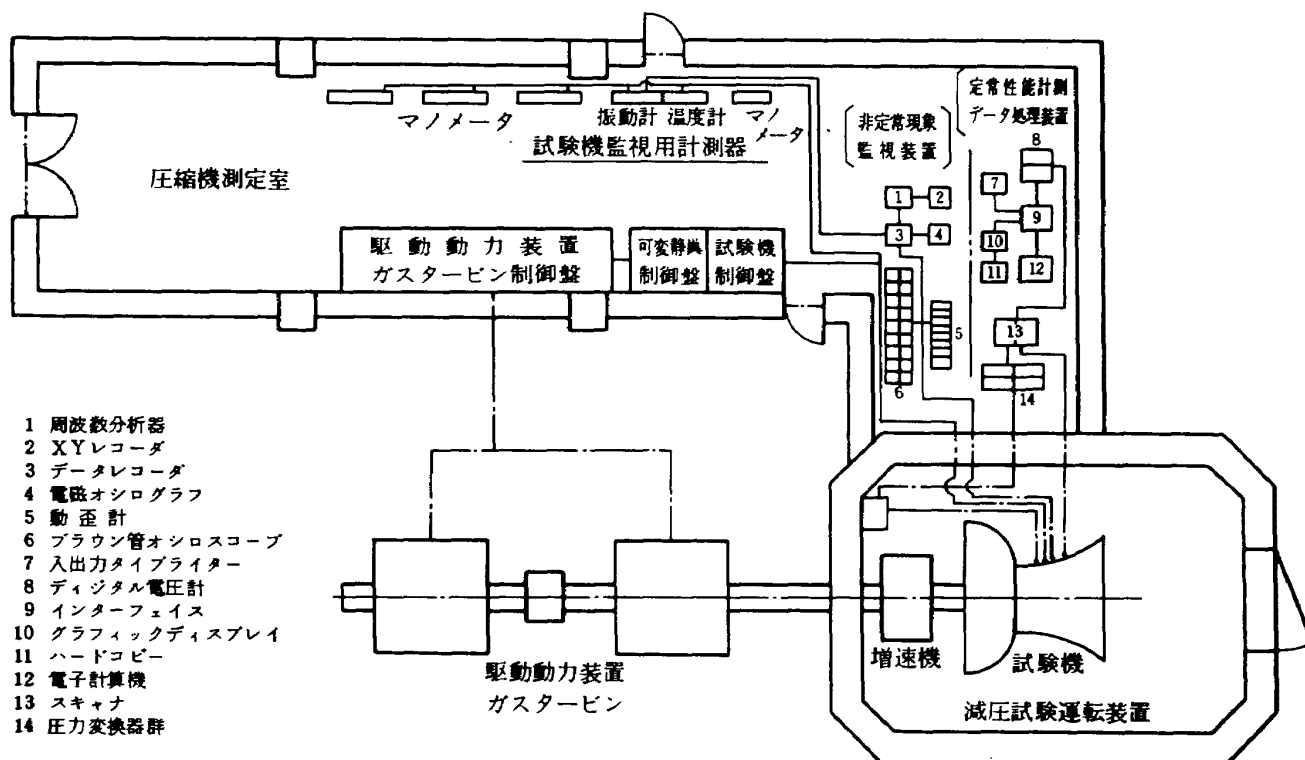


図 5(b) 計測システム・装置の配置図

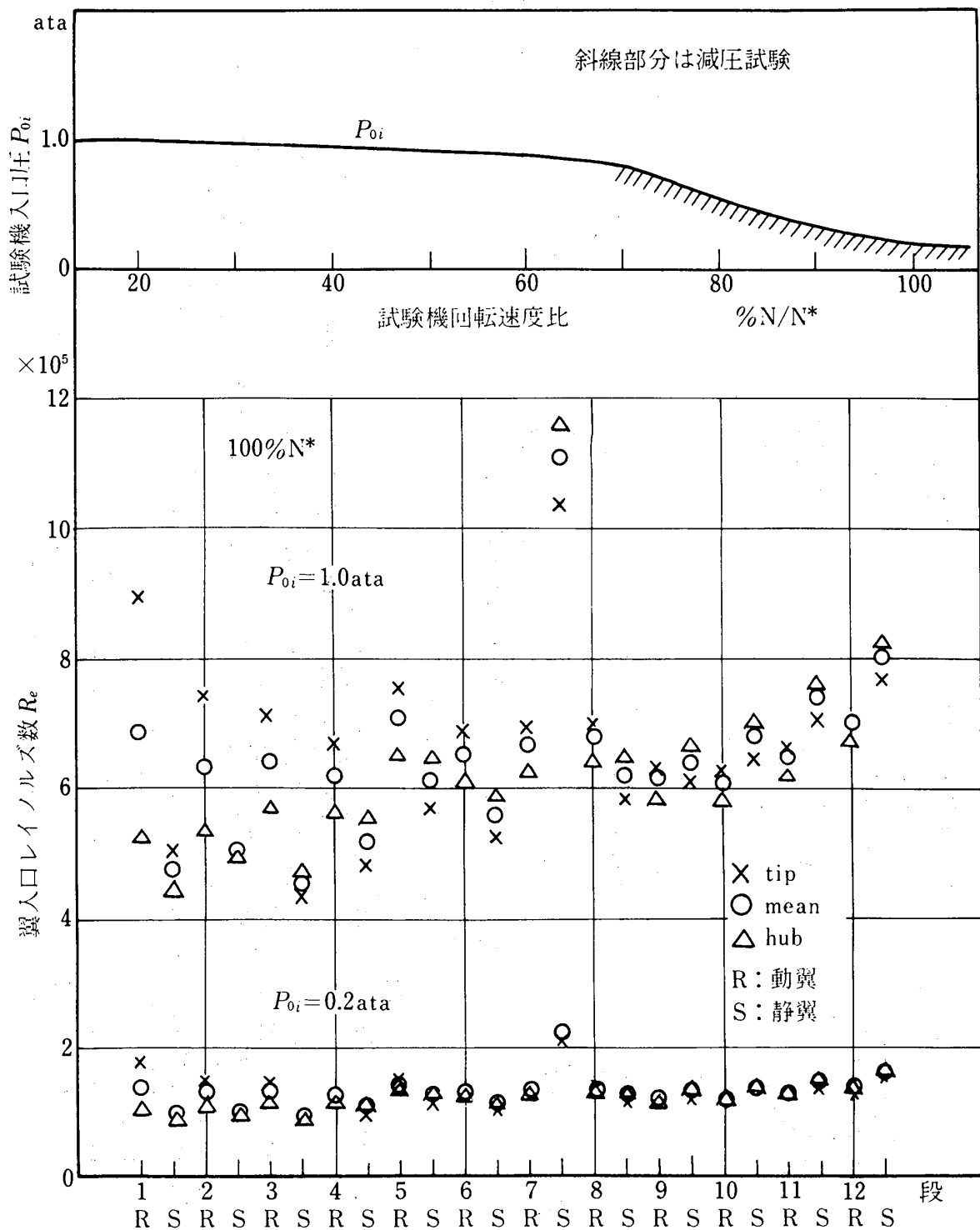


図6 試験機入口圧(計測値)と各段の翼入口レイノルズ数(計算値)

を測定し、各計測点の平均値を算出して試験機の入口空気流量、圧力比、断熱効率などを求めた。

内部流れの全圧測定用として、1～4段可変静翼には各段の5枚の翼前縁にそれぞれ1点ずつ半径方向位置の異なる全圧測定孔を設け、各段動翼出口の全圧分布を測定した。また各段静翼後の外径側流路壁面に静圧孔を設けて壁面静圧を測定し、各段の空

力的なマッチングを調べることにした。

〔非定常現象監視計測用センサ〕

高圧力比の多段軸流圧縮機では低速運転の場合に前段翼列が失速し、流れの変動および翼の振動・応力の増大など好ましくない現象が現われ易い。これは圧縮機の安全な運転操作に大きな影響を及ぼすので、試験機の前段部に重点をおいて圧力変動および

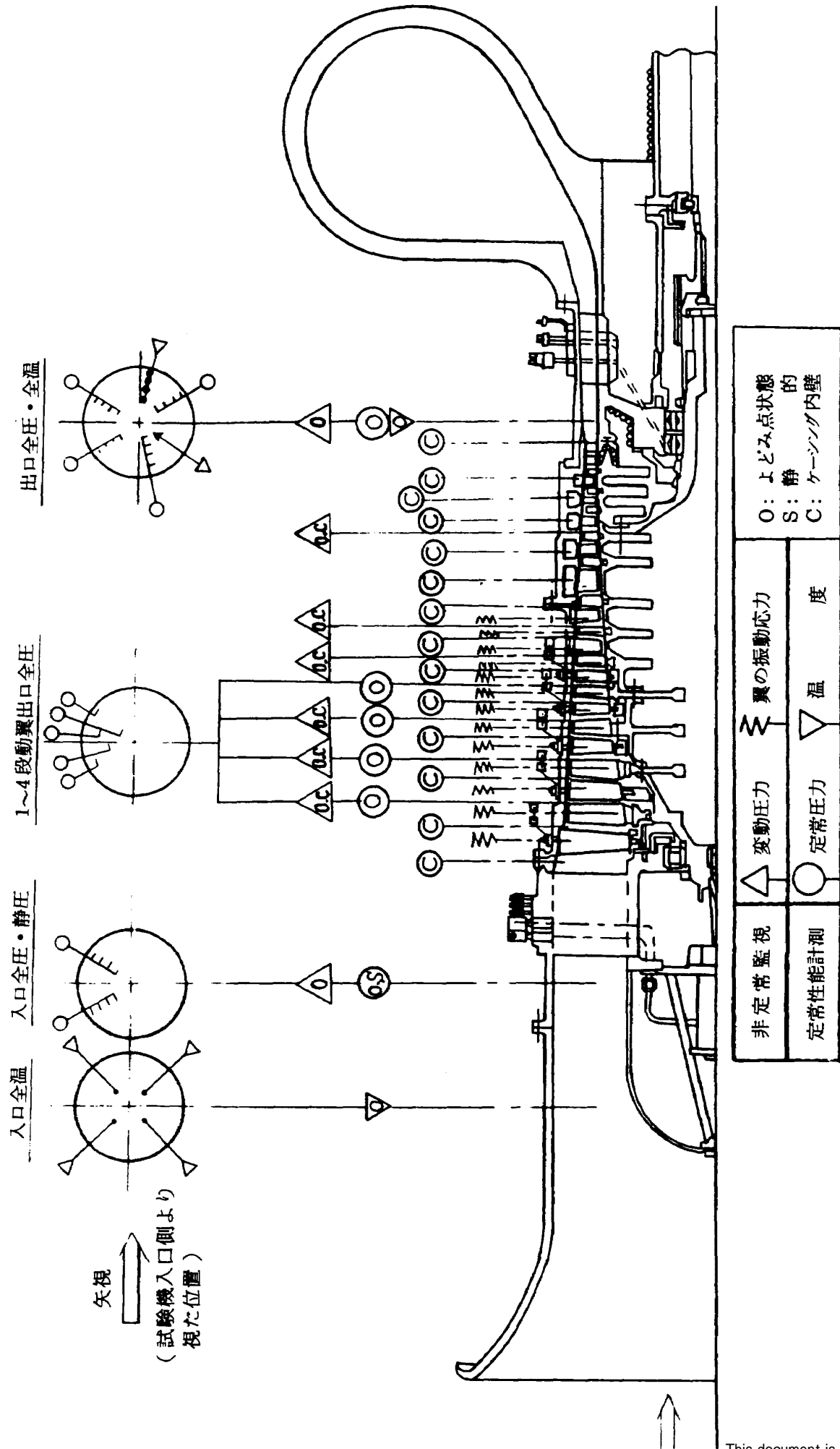


図 7 試験機の計測配置図

翼の振動応力の監視計測用センサを配置した。

変動圧力の測定には、ひずみゲージ型圧力センサを用い、試験機の入口、出口および1～3, 5, 6, 9段の動翼出口のケーシング内面に配置した。翼振動の測定には、ひずみゲージを入口案内翼、1～6段動翼、1～6段静翼に各段2枚ずつの翼面に貼付し、動翼の振動応力はスリップリングを介して外部へ取出し測定した。

### 3.2 定常性能の試験計測

試験機の運転試験では、可変静翼の角度変化量を予め見積って、回転速度の変化に応じて可変静翼機構を操作し、試験機の翼振動応力、圧力変動などを監視計測して安全な作動範囲を確認し乍ら運転試験を行い、起動から105 % $N^*$ までの性能を計測した。

#### 3.2.1 可変静翼操作スケジュール

可変静翼の角度変化量は、まず試験機の off-design 性能を検討して各回転速度に対する角度変化量を見積り、その近傍で角度変化量を増減させて試験を繰返し行った。このようにして得られた性能計測および非定常現象の監視計測の結果から、試験機が安全に作動しかつ安定した流れ状態の得られる範囲を確認して可変静翼操作可能な範囲を求め、回転速度に対する可変静翼の角度変化量を定めた。以上のようにして求めた可変静翼操作スケジュールを図8に示す。図に示してある運転範囲は試験機の可

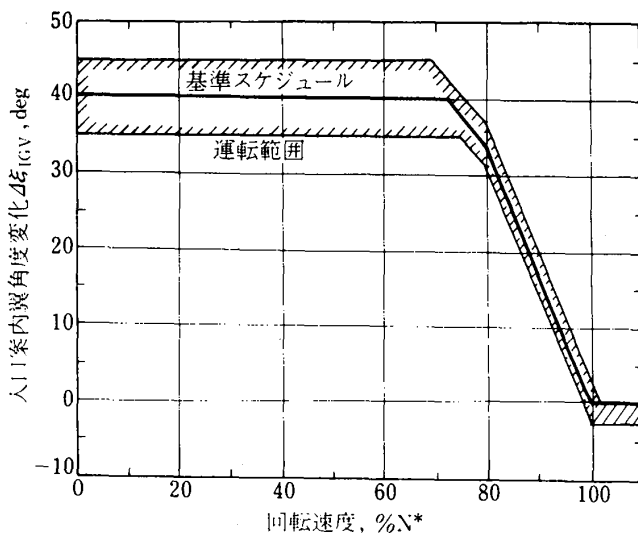


図8 可変静翼操作スケジュール  
(回転速度と可変静翼角度変化量)

変静翼機構が無理なく作動し、安定した空力性能が得られ円滑に作動する好ましい範囲を示したものであって、運転範囲の中間値を可変静翼角度変化の基準スケジュールとして図中に示した。

#### 3.2.2 試験結果

可変静翼を基準スケジュールに従って操作運転した場合における全体性能を図9に示す。

回転速度が70 % $N^*$ 以上では駆動動力の不足を補うため試験機の入口圧力を減圧して運転した。試験機入口圧力は回転速度の上昇と共に低下し、翼列入口のレイノルズ数は設計値より著しく低下した。レイノルズ数が $2 \times 10^5$ 以下になると、翼列の転向角は減少し、圧力損失は増大するなどの影響が現われ、所定の圧力比を得るためには翼列の流入角を正常の場合よりも増加させることが必要となる。このため、圧縮機の空気流量および効率も低下し、かつ翼列の失速を早めるので作動範囲も狭くなる。今回の試験では70 % $N^*$ 以上で行った減圧試験の全運転範囲にわたってこのようなレイノルズ数低下の影響を受け、圧力比は低下し、空気流量は減少する傾向を示し、作動範囲は狭くなって設計点性能を確認することはできなかった。

図10は外径側流路壁面における各段出口の静圧分布を示す。設計回転速度での静圧分布はレイノルズ数低下の影響を受けて全般に設計計画値よりも低く、その差は後段になるほど著しい。しかし各段の静圧上昇は設計計画値と同じ傾向を示しており、各段翼列の空気力学的なマッチングは良好と考えられ、特に問題となるような悪い箇所は見当たらない。設計回転速度以下の各作動点においても各段の静圧上昇はほぼ順調である。

図11(a), (b)に回転速度が30～105 % $N^*$ における1～4段動翼出口の半径方向全圧分布を示す。約60 % $N^*$ 以下の低速領域では、2段動翼出口の圧力は内径側流路壁の近傍で1段動翼出口圧力よりも低く、この部分はひどい失速状態にあると考えられる。また、この低速領域では、外径側流路壁面の圧力変動を監視計測した結果から旋回失速の発生していることが認められた。約60 % $N^*$ を越えると、旋回失速は消滅し、2段動翼の圧力分布も改善され、105 % $N^*$ の高速回転まで円滑な作動状態が得られた。

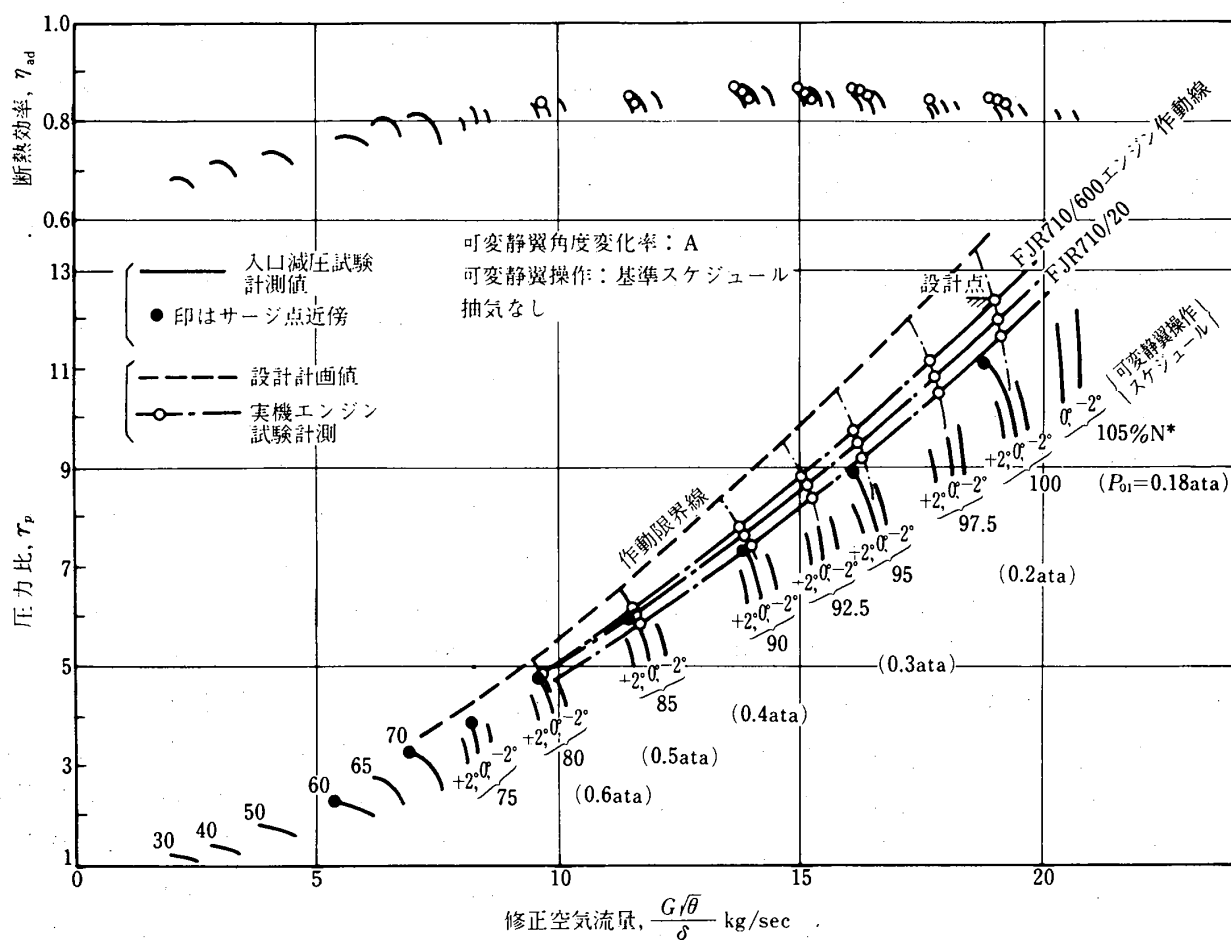


図9 HC-20の全体性能

図12は試験機出口における半径方向の圧力および温度分布を示す。出口全圧は、低速運転では少し外径側で低く内径側が高いが、回転速度の上昇と共に圧力の高い部分は外径側へ移動し、90%N<sup>\*</sup>以上の高速運転では外径側が大きくなる傾向にある。その偏差はいずれも平均出口全圧の±2%以内の範囲にあって実用上差支えない程度のものである。

出口温度の半径方向分布は低速から高速運転までの全作動範囲にわたってほぼ同じ傾向を示し、内径側で僅かに高く外径側で低い、その差は平均出口温度の±1%以内であって全般的にはほぼ一様な温度分布が得られている。

### 3.3 非定常現象の監視

試験機の安全を確保するため、試験中は翼の振動応力が制限値を越えることのないように監視するとともに、翼の振動を増大させる原因となる試験機内の流れの非定常現象の監視を行った。

#### 3.3.1 流れの非定常現象の監視

圧縮機の作動に重要な影響をおよぼす流れの非定常現象として、翼列の旋回失速とサージの発生がある。圧縮機を低速域で運転する場合には旋回失速の発生を避けることは困難であり、また、圧縮機の作動範囲を確認するためにはサージを発生させる必要がある。しかし、旋回失速、サージともに翼の振動を増加させ、翼の破損に至る場合もあるため、試験中は常にその発生状況を把握している必要がある。そのため、試験機入口から出口ダクトまでの壁面静圧の変動を圧力センサーを用いて計測し、流れの状態を監視しながら試験計測を行った。圧力センサーは歪ゲージ型で、圧力の低い前段では2kgf/cm<sup>2</sup>のものを、後段では高速域で減圧運転となることを考慮して5kgf/cm<sup>2</sup>のものをを用いたが、旋回失速およびサージによる圧力変動に対して十分な感度と応答性を示した。

試験の結果、旋回失速の発生する領域は、可変静

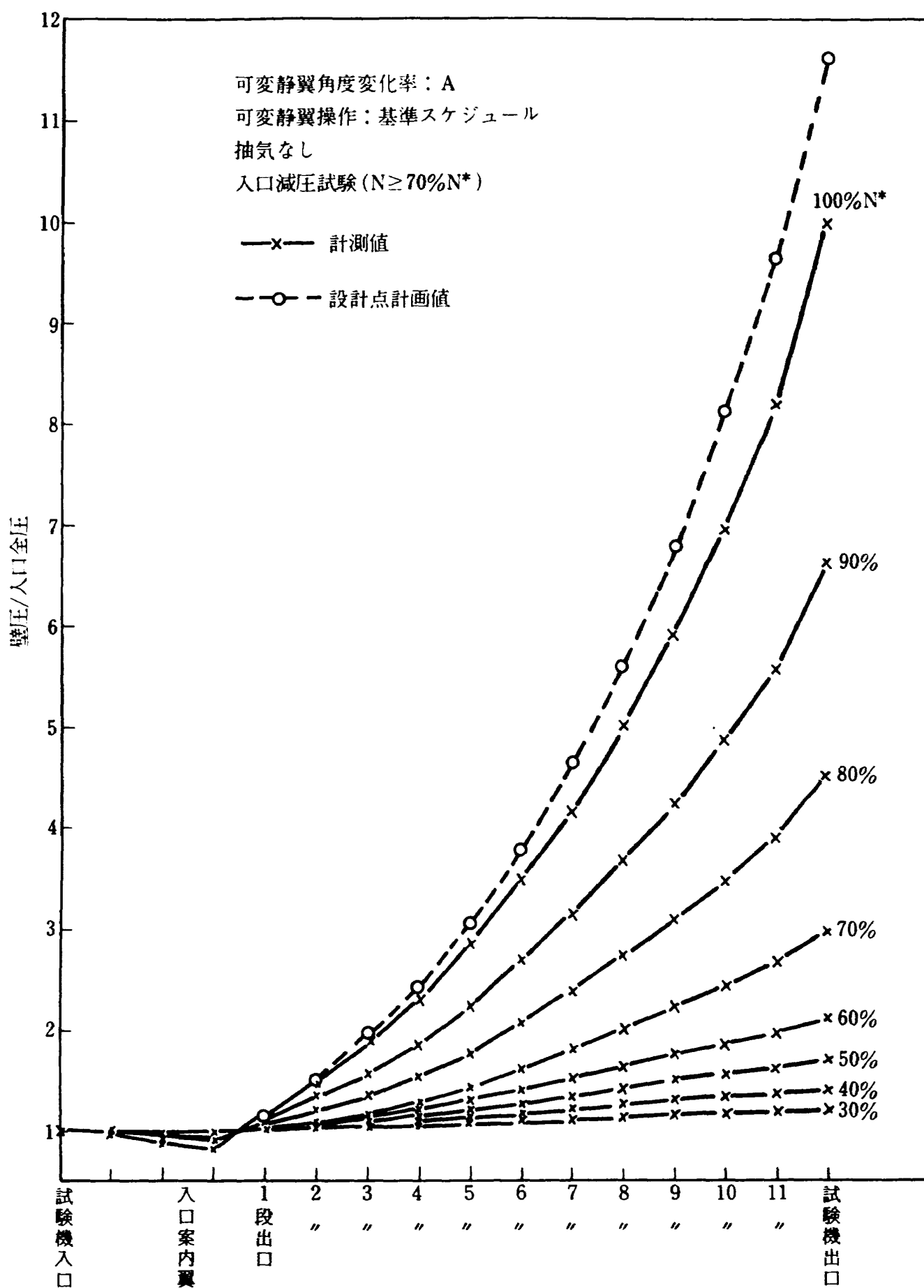


図 10 試験機各段の外径側流路壁面静圧分布

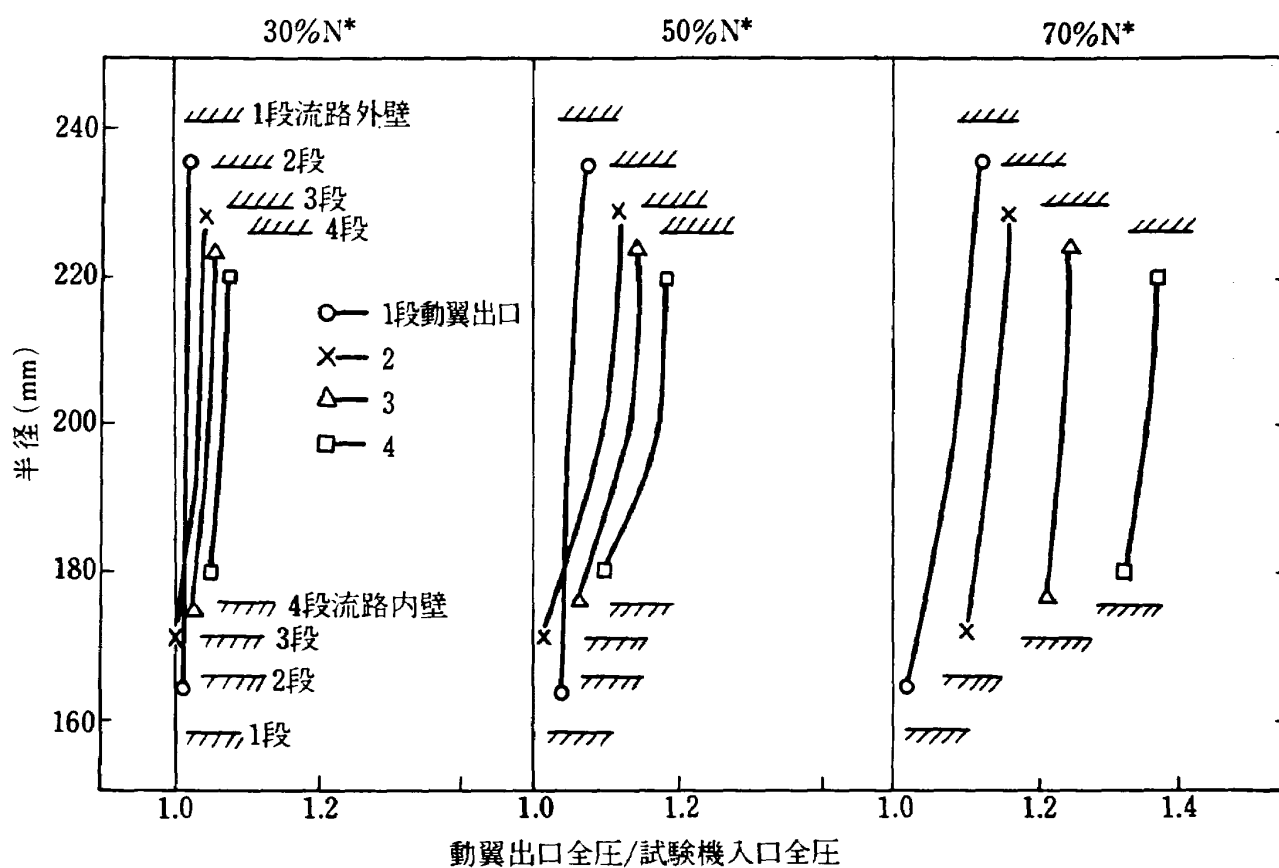


図 11 (a) 1 ~ 4 段動翼出口の全圧分布 (30 ~ 70 %  $N^*$ )

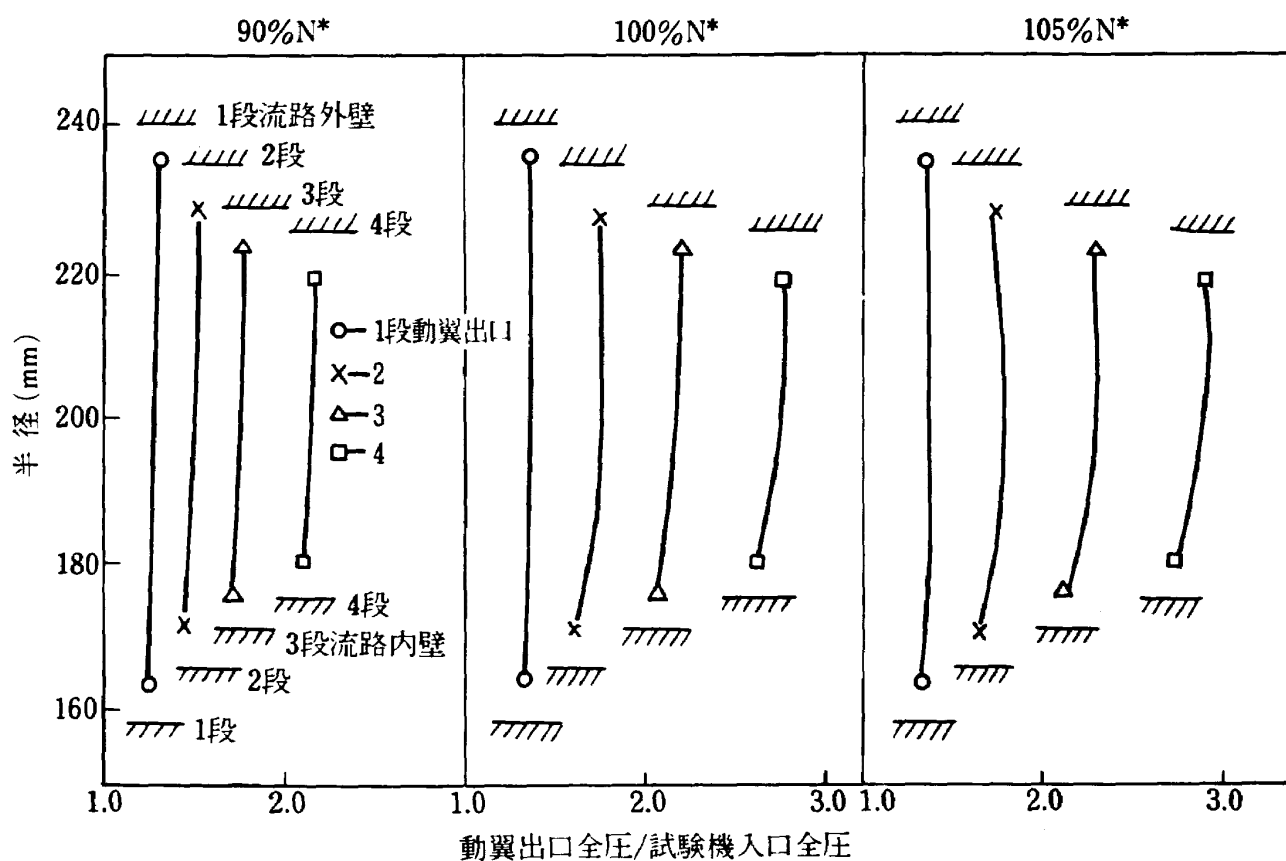


図 11 (b) 1 ~ 4 段動翼出口の全圧分布 (90 ~ 105 %  $N^*$ )

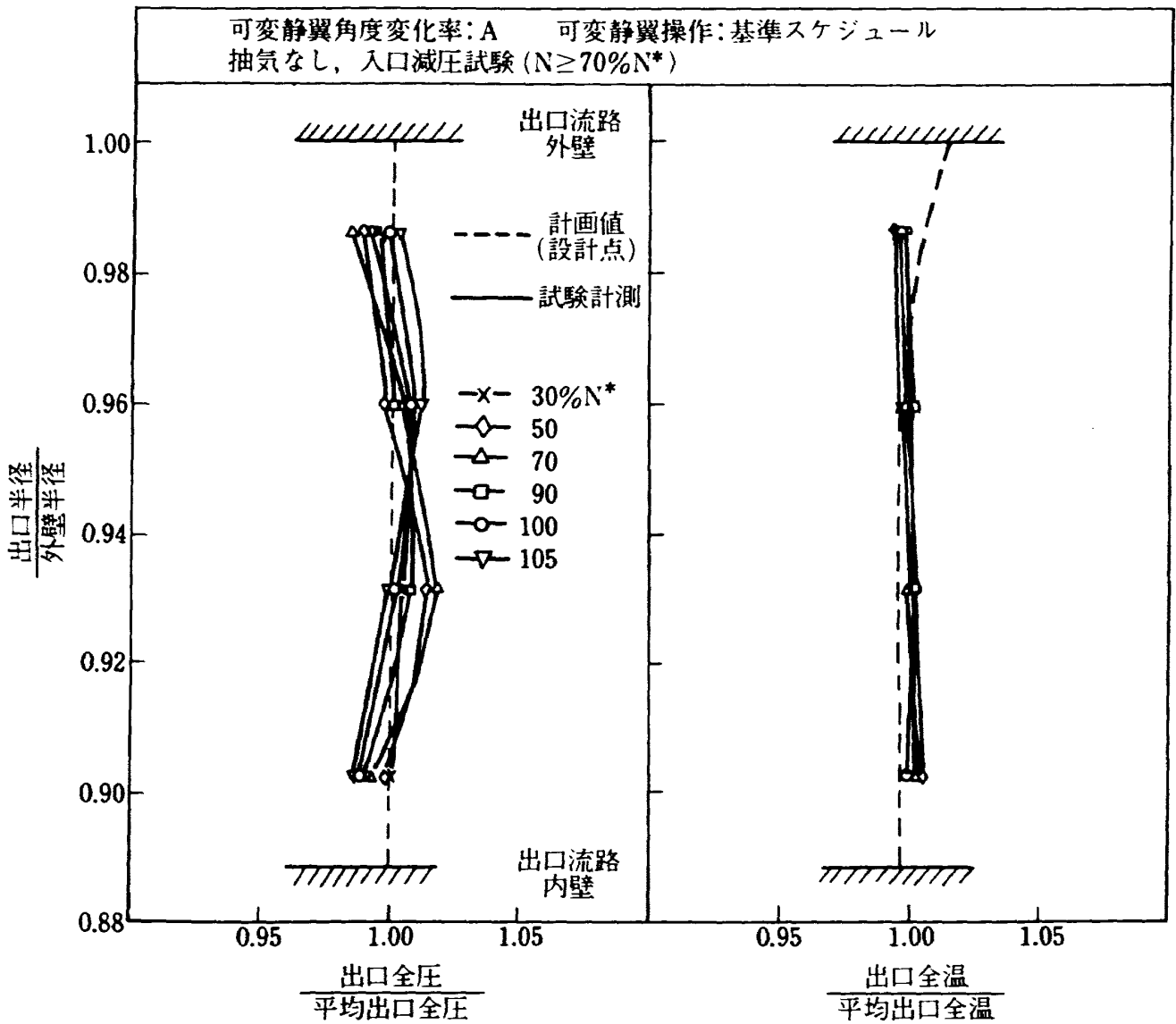


図 12 試験機出口の全圧, 全温分布

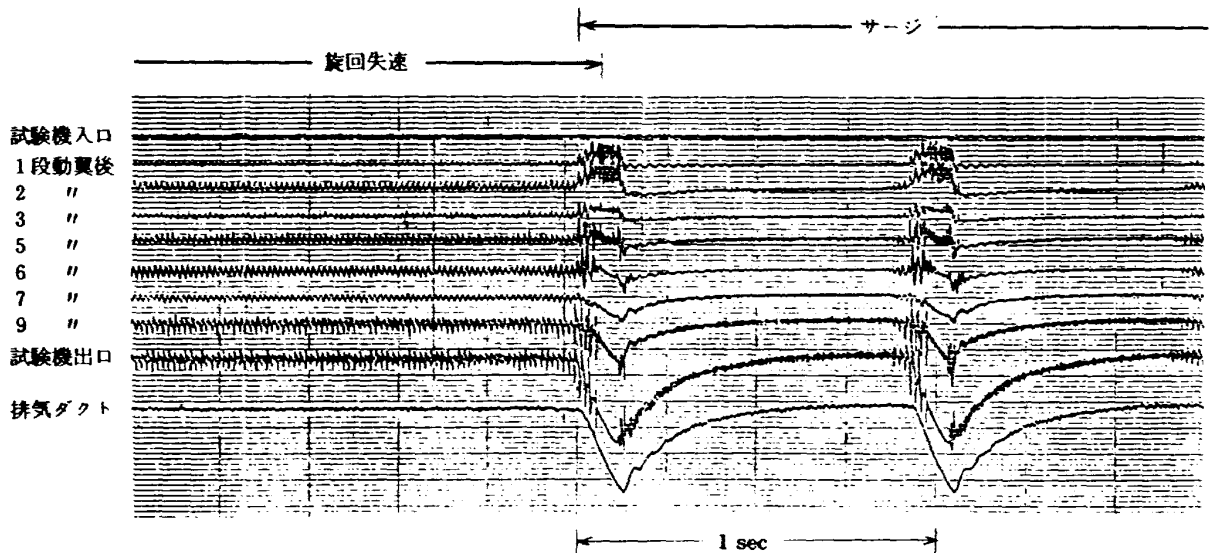


図 13 旋回失速とサージによる静圧の変動  
 (角度変化率 A, 回転速度約 8200rpm)



翼の角度変化率  $A$  の場合について、試験機回転速度が約  $60\%N^*$  以下の範囲であった。図 13 に旋回失速の状態からサージが発生した場合の変動圧力波形の測定例を示す。

### 3.3.2 翼振動応力の監視

試験中は翼の振動を翼表面に貼付した歪ゲージにより監視し、翼振動応力が制限値以下の範囲で試験、計測を行った。翼振動応力の制限値  $\sigma_L$  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翼振動応力で定め、

$$\sigma_L = \frac{1}{K_s} K_B \sigma_F$$

ここに、 $\sigma_F$  は材料の疲れ限度、 $K_B$  は翼の製作上の不均一に対する補正係数で  $K_B = 0.75$  とし、 $K_s$  は安全率で、本試験では  $K_s = 4$  として各翼の繰返し応力制限値を定めた。各翼の振動応力の制限値  $\sigma_L$  を下記に示す。

各翼の  $\sigma_L$  (単位  $\text{kgf/mm}^2$ )

	入口案内翼	1段	2段	3段	4段	5段	6段
動翼	—	8	8	8	5	5	5
静翼	5	5	5	5	5	5	5

試験全般を通じて翼振動は主として 1 次曲げ振動であり、振動応力が比較的大きい領域は旋回失速の発生している領域とはほぼ一致している。動翼の振動応力は旋回失速の発生している領域のサージ線近傍で制限値近くに達する場合があったが、旋回失速の発生しない高速領域では制限値より十分に小さな値となっている。静翼の振動も動翼と同様な傾向を示すが、振動応力は全領域で制限値より十分に小さな値となっている。図 14 は可変静翼の角度変化率  $A$  の場合の翼の振動波形の例であり、図の(a), (b)はそれぞれ、旋回失速の発生している  $N/N^* = 55\%$  および旋回失速のない高速領域である  $N/N^* = 61\%$  の場合である。また、図 15 に翼振動応力の平均振幅と試験機回転速度の関係の一例を示す。

### 3.4 試験結果の検討・評価

今回の試験は試験機入口の圧力を回転速度の上昇と共に減圧した性能試験であったため、高速領域では低レイノルズ数での試験となり、設計点性能を確認できなかった。しかし、各段出口の流路壁面静圧分布(図 10)および半径方向内部流れの計測結果(図 11, 図 12)から判断して、各段翼列のマッチン

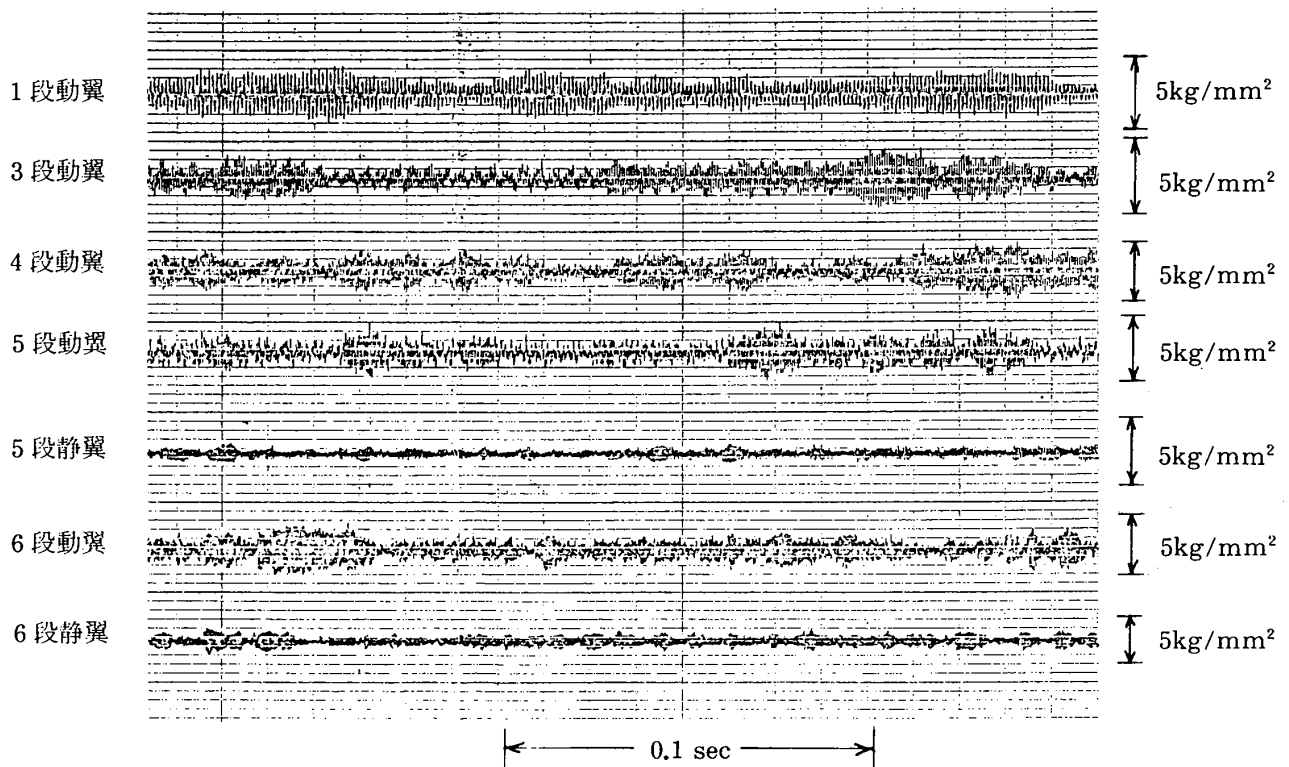


図 14(a) 翼の振動波形  
(角度変化率  $A$ , 回転速度 7420rpm)

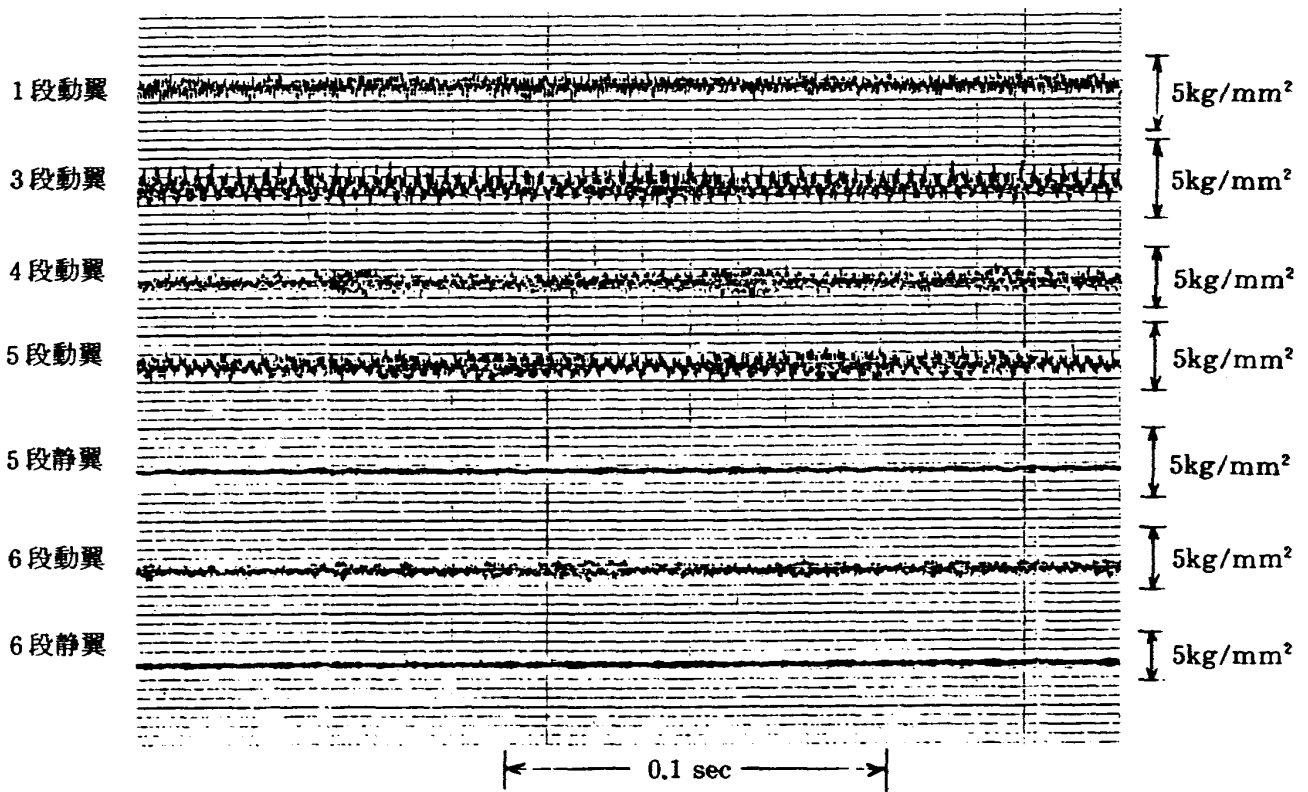


図 14 (b) 翼の振動波形  
(角度変化率 A, 回転速度 8200rpm)

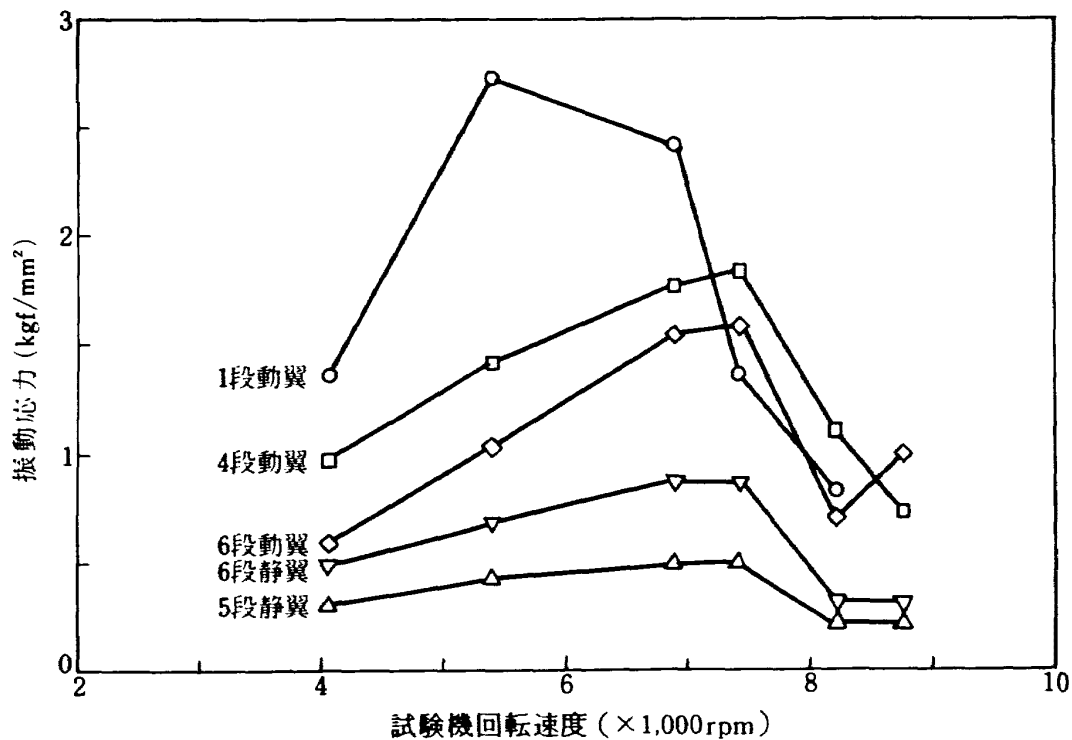


図 15 翼の振動応力  
(角度変化率 A)

グは良く、空力設計として特に疑問となる点は知見されなかった。従って、正常な入口圧力の状態で運転すると、設計計画どおりの性能を発揮し設計点性能を満足するものと判断された。その結果、第二次

試作エンジン FJR710/20 の高圧圧縮機および STOL 実験機用ファンエンジン FJR710/600 の高圧圧縮機の設計には本試験機の設計および可変静翼操作スケジュールが全面的に採用されることとなり、HC-

20 の翼配備，寸法，流路形状など圧縮機の空気力学的性能に係る設計資料はすべてそのままエンジン高圧圧縮機の設計に使用された。

図 9 の 1 点鎖線はエンジンに装着された高圧圧縮機の作動線を示し，FJR710/20 および FJR710/600 のいずれの場合も HC-20 の減圧試験で得られた作動限界線より高い圧力比で円滑に作動した。特に，FJR710/600 の作動線はほぼ設計点を通して順調に作動しており，HC-20 が設計点性能を満足することを確認できた。

可変静翼各段の角度変化率は低速低流量域における圧縮機の性能および作動範囲に影響を及ぼし，それによってエンジンの起動および加減速特性に微妙な影響を与える。従ってエンジンの一要素としての圧縮機は，エンジンの必要とする起動および加減速特性ならびに運転操作に適合して可変静翼の角度変化率を選定する必要がある。今回の試験は角度変化率 A の場合であったが，低速低流量域での翼列失速を減少させ作動範囲の拡大をはかるため角度変化率 B の試験を引続き実施した。また，抽気性能試験も行ったが，これらの試験結果は稿を改めて報告する予定である。

#### 4. あ と が き

本試験は試験機入口で減圧した性能試験であったため，レイノルズ数の低下による影響が性能の低下となって現われ，試験機の設計点性能を確認することができなかった。しかし空力設計として特に疑問の点はないとの評価・判断のもとに，試作エンジン用高圧圧縮機の設計およびエンジンの運転操作プログラムの作成に全面的に採用され，所期の設計性能を満足して空力設計の妥当性を確認すると共に，エンジンの一要素としての性能を果し，試作エンジンの研究開発に寄与することができた。

#### 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-363 (1978-8)
- 2) 大山耕一，菅原 昇，小林 紘；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(2) 空力試験機 HC-10 の性能試験；航技研資料 TM-366 (1978-9)

---

## 航空宇宙技術研究所資料 506号

昭和58年5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

---

