

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-507

ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(5)
可変静翼取付角の不均一に関する試験

菅 原 昇 ・ 大 山 耕 一 ・ 小 林 紘
田 村 敦 宏 ・ 齊 藤 喜 夫

1983年5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(5) 可変静翼取付角の不均一に関する試験*

菅 原 昇** 大 山 耕 一** 小 林 紘***
田 村 敦 宏*** 齊 藤 喜 夫**

1. ま え が き

航空機の推進用ガスタービンエンジンは、ターボジェットエンジンに比較して、燃料消費率が少なく、騒音が低いターボファンエンジンが主力となっている。ターボファンエンジン用圧縮機としては、高効率で高圧力比の性能をもつ多段軸流圧縮機が採用されている。

高圧力比の多段軸流圧縮機では静翼固定のままでは安定した作動範囲は設計点近傍に限られ、その他の領域、特に低速においては安定した作動範囲が得られないため、その対策として静翼取付角を可変にしたり、中間段で抽気するなどの方法が用いられている。

一般に、可変静翼はリング、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、同時に全部の可変静翼取付角を変化させている。また可変静翼取付角はエンジンの一要素として必要な作動範囲を確保するため、回転速度の変化に応じて変化量が定められており、あらかじめ設定した可変静翼取付角変化スケジュールにしたがって操作している。可変静翼取付角は圧縮機性能に微妙な影響を与えるため、その取付角は組立時に高い精度で設定されており、取付角変化スケジュールにしたがって取付角を変化させた場合でも、その高い精度の維持が要求されている。もし何らかの原因で可変静翼取付角に不均一が生じた場合、高圧圧縮機の空力性能、作動範囲にどのような影響を及ぼすか、またどの程度の不均一まで許容できるかについては計測資料および

報告も少なく、まだ不明の点が多い。

可変静翼取付角が不均一となる原因としては、

- (1) ある任意の枚数の可変静翼が組立時に正規の取付角とは異なる角度で取付けられた場合
- (2) 可変静翼がリングからはずれた形で組立られた場合¹⁰⁾
- (3) 可変静翼を動かすレバーの破損で取付角が異常になった場合¹¹⁾
- (4) 可変静翼を連結しているリングの変形および変位による場合

とがある。(4)のリングの変形および変位に基因して可変静翼取付角が不均一となる場合は、(1)~(3)に基因して不均一となる場合とは異なって円周方向ほぼ同じ位置に取付角の不均一が発生するものと予想される。

前述のように可変静翼取付角の不均一が高圧圧縮機の空力性能、作動範囲に及ぼす影響および不均一の許容限界についてはまだ十分に解明されておらず、特にリングの変形および変位に基因する取付角の不均一に関する計測および試験例はまだ報告されていない。したがってそれらの問題点を明らかにすることはエンジンの安全・信頼性向上の点からも重要であり、実際に試験を行ない、空力性能および非定常現象の両面から検討する必要がある。

本研究は、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」におけるエンジン要素研究の一環として試作されたファンエンジン用高圧圧縮機HC-20²⁾を用い、可変静翼取付角の不均一が圧縮機の性能および作動範囲に及ぼす影響を調べたものである。

本報告ではその試験結果について述べる。

* 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

記 号

- N : 回転速度 (rpm)
 P : 圧力 (kg/cm^2)
 T : 温度 ($^{\circ}\text{K}$)
 G : 流量 (kg/sec)
 π : 圧力比
 η_{ad} : 断熱効率
 r : 半径 (m)
 ξ : 翼の食違い角 (取付角) (deg)
 $\Delta\xi$: 食違い角変化量 (deg)
 σ_L : 翼振動応力の制限値 (kg/mm^2)
 R_e : 翼入口レイノルズ数
 δ : 標準大気状態への入口圧力補正係数
 $(P_{01}/1.0332)$
 θ : 標準大気状態への入口温度補正係数
 $(T_{01}/288.16)$

(添字)

IGV: 入口案内翼

 s : 静翼 t : 外径 m : 平均半径 h : 内径

* : 設計点

0 : 流れのよどみ点

1 : 試験機入口

2 : 試験機出口

2. 試験装置および方法

2.1 試験装置⁵⁾

図1に試験装置の全体配置を示す。試験機は高圧力比で大流量の高速領域の試験で駆動動力が不足するのを補うため、減圧試験が可能な試験室内に設置されており、増速歯車を介して駆動用ガスタービンに連結されている。

試験機の所要動力(100 % N^* で7200kW)は駆動用ガスタービン出力を大幅に上まわるため、低速から高速までの大気圧試験は不可能であった。そのため所要動力の少ない起動時および低圧力比・小流量の低速領域では大気圧試験、高圧力比・大流量の高速領域では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を行なった。

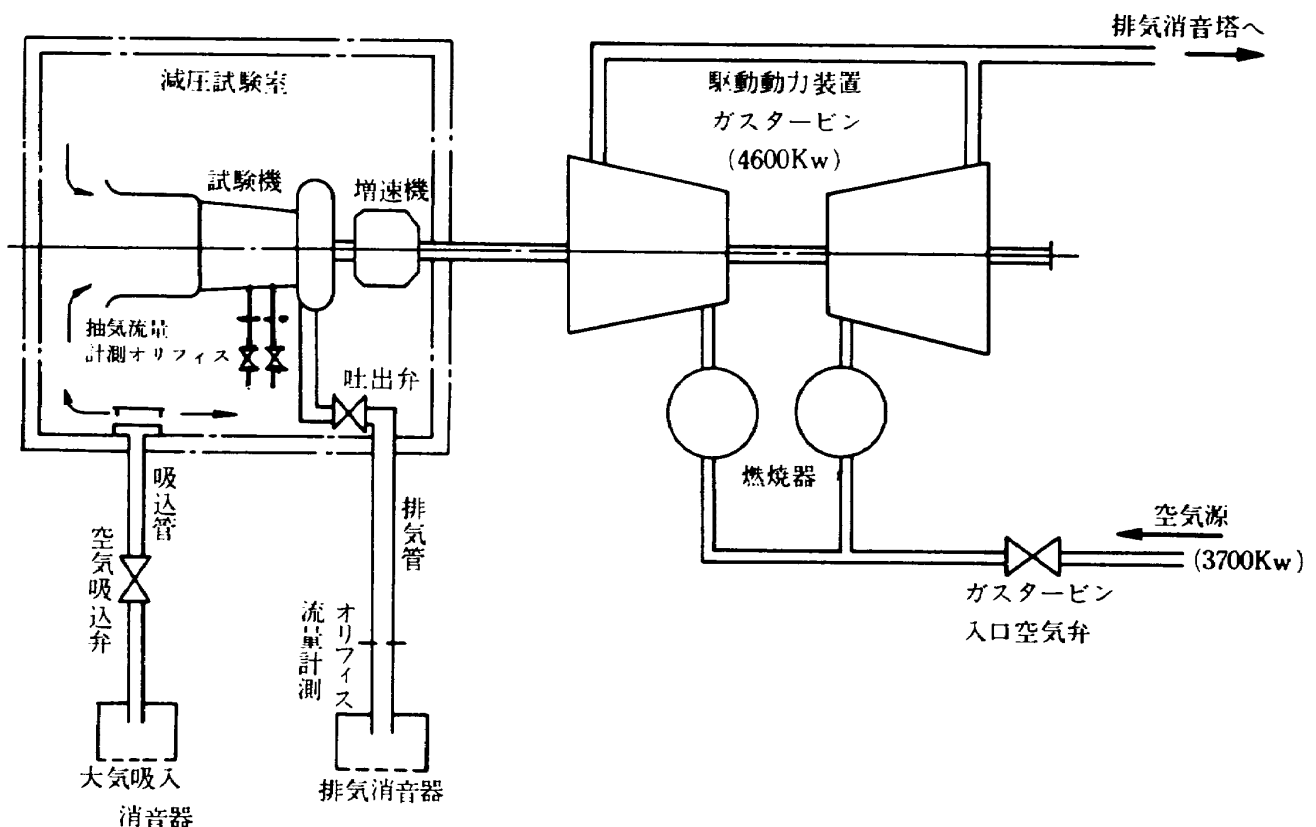


図1 試験装置系統図

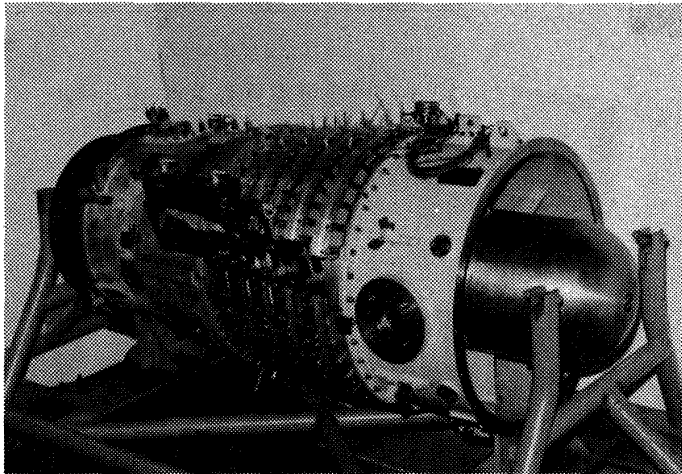
2.2 試験機

試験機 (HC-20)^{1)~4)} は平均半径がほぼ一定の 12 段軸流圧縮機であり、入口案内翼および 1～4 段静翼には可変静翼機構を備えている。図 2(a)～(c)に試験機およびその断面図と主要設計要目を示す。

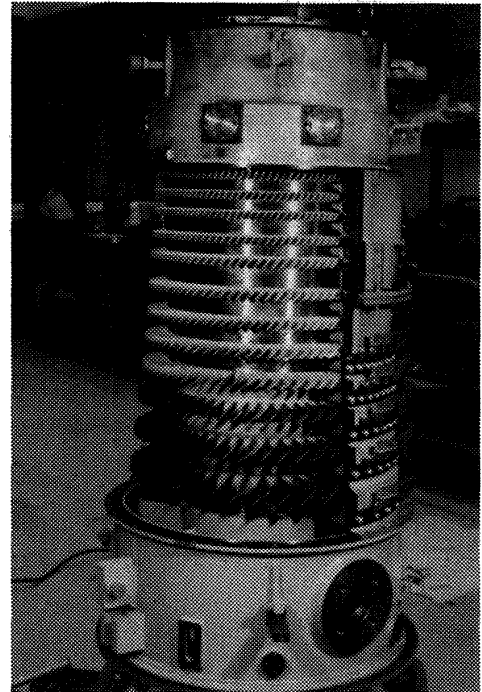
2.3 可変静翼

入口案内翼および 1～4 段の可変静翼は図 3 に示

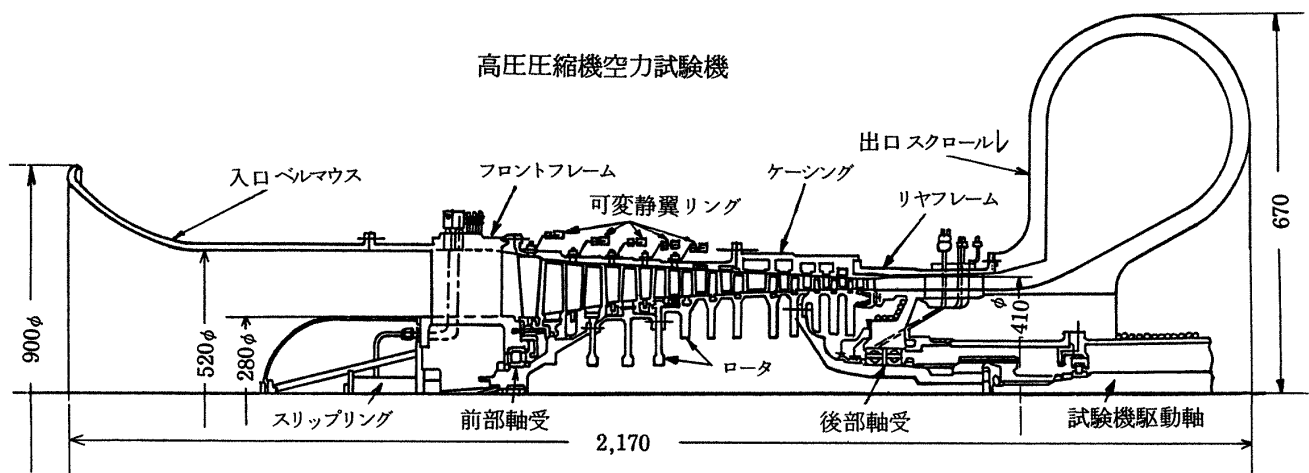
すように各段の可変静翼を連結するリングおよびレバーよりなるリンク機構によって機械的に連結されており、1 対の油圧アクチュエーターを操作し、同時に全部の可変静翼の取付角（食違い角）を変化さ



(a) 圧縮機本体



(b) 圧縮機ローター



型式 可変静翼付12段軸流圧縮機
(可変静翼：入口案内翼，1～4 段静翼)

設計要目

修正回転速度	13200 rpm	入口外径	500 mm
修正空気流量	19.0 kg/sec	入口ボス比	0.6
圧力比	12.4	出口外径	406 mm
最大周速(1段動翼先端)	346 m/sec	出口ボス比	0.9
試験機入口軸流速度	130 m/sec		

(c) 高圧圧縮機空力試験機の断面図と主設計要目

図 2 高圧圧縮機空力試験機

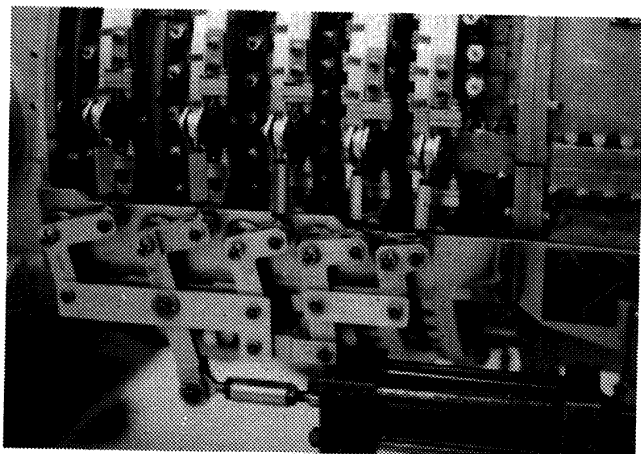


図 3(a) 圧縮機の変静翼機構

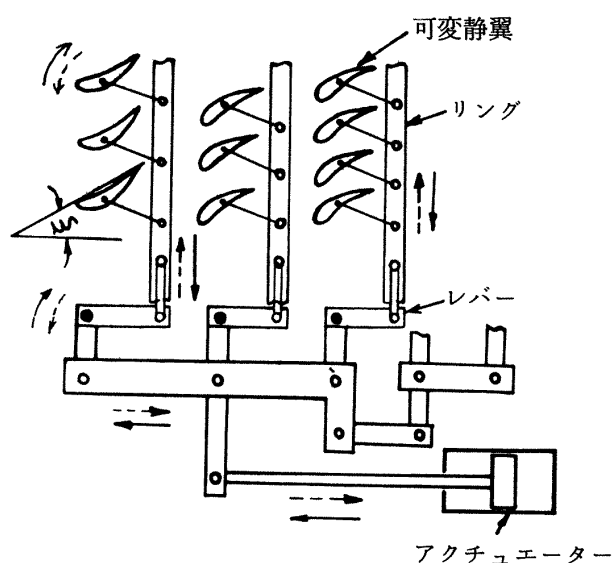


図 3(b) 可変静翼のリンク機構

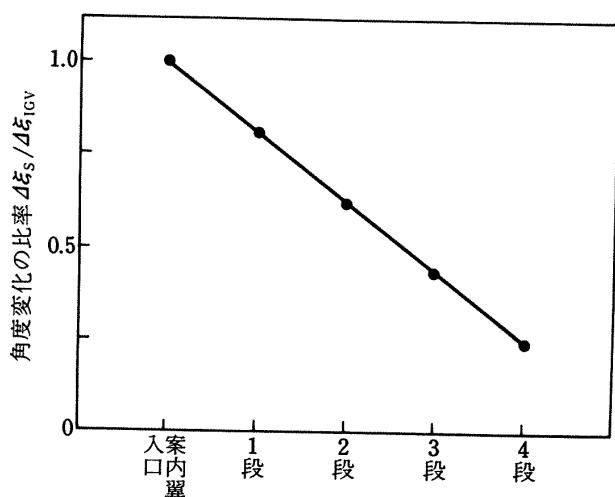


図 4 可変静翼各段の角度変化率

せることができる。可変静翼各段の取付角変化の比率は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。図 4 は各段の取付角変化の比率を示しており、可変静翼各段の食違い角変化量

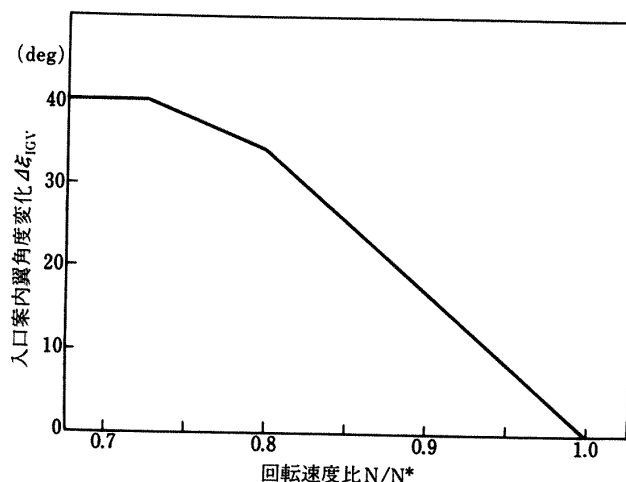


図 5 可変静翼操作スケジュール

$\Delta\xi_s$ と入口案内翼の食違い角変化量 $\Delta\xi_{ICV}$ との比の形で表わしている。また可変静翼取付角は回転速度の変化に応じて変化量が定められており、今回の試験では入口案内翼の食違い角変化量 $\Delta\xi_{ICV}$ を基準として図 5 に示すような関係を与えて行なった。

3. 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、前段部に重点をおいて、図 6 に示すような性能計測・監視センサー類を配置した。

3.1 定常性能計測

試験機の入口ダクト内には図 6 に示すように全温測定用の 4 本のクロメル・アルメル熱電対、入口案内翼前方の入口流路内には 4 点の全圧、静圧を測定できる 2 本のくし型ピトー管、および出口案内翼の翼弦長 4 倍後方の出口流路内には 4 点の全圧を測定できる 4 本のくし型ピトー管、4 点の全温を測定できる 1 本のくし型クロメル・アルメル熱電対を挿入した。試験機入口の全圧、静圧、全温および試験機出口の全圧、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。

内部流れとしては出口の全圧、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、各段動翼出口の全圧を測定した。また各段静翼後の外壁面に静圧孔を設け、壁面静圧を測定した。なお、試験機入口と出口流路内の各圧力、温度計測センサーおよび 1

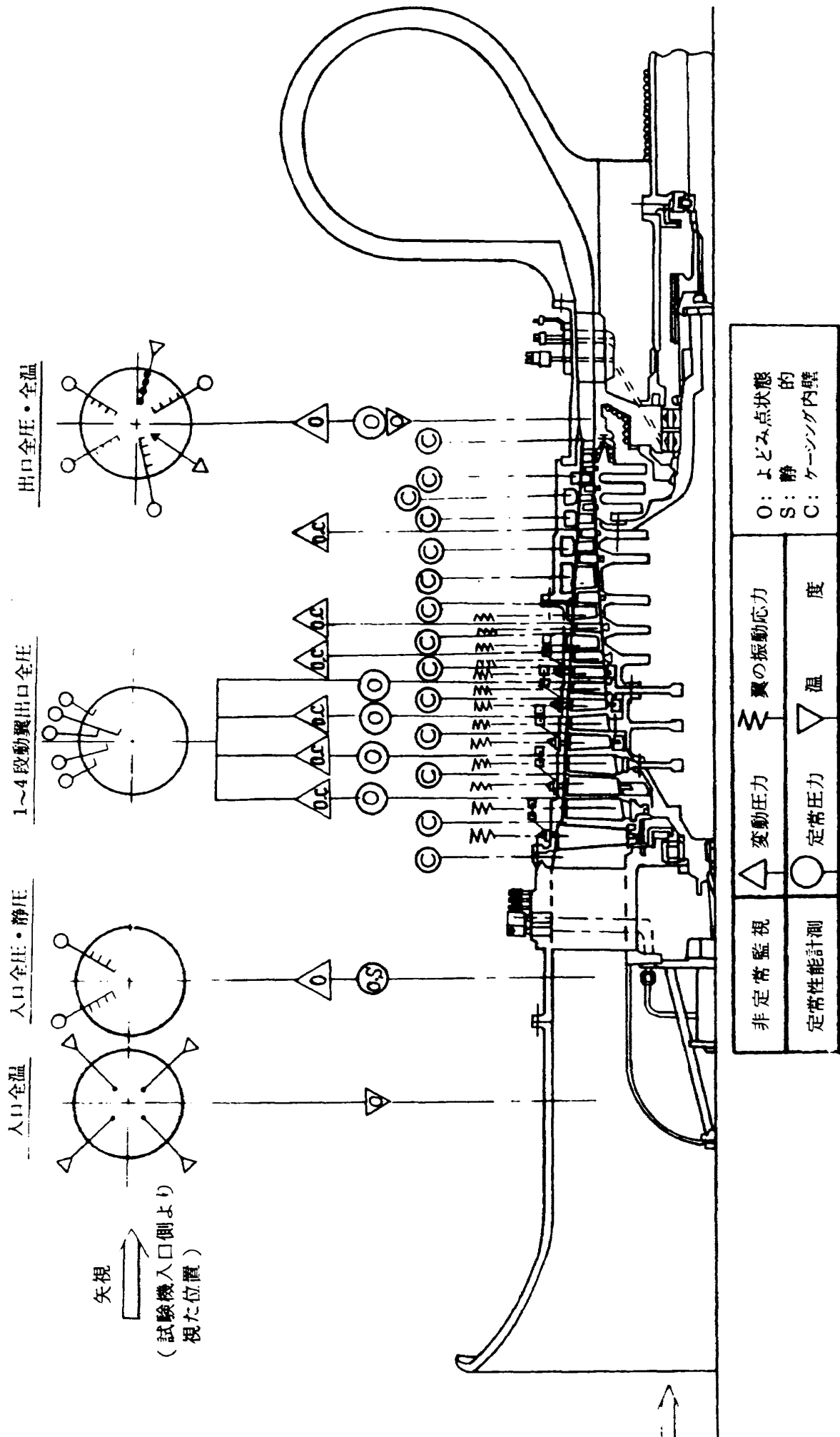


図 6 試験機の計測配置図

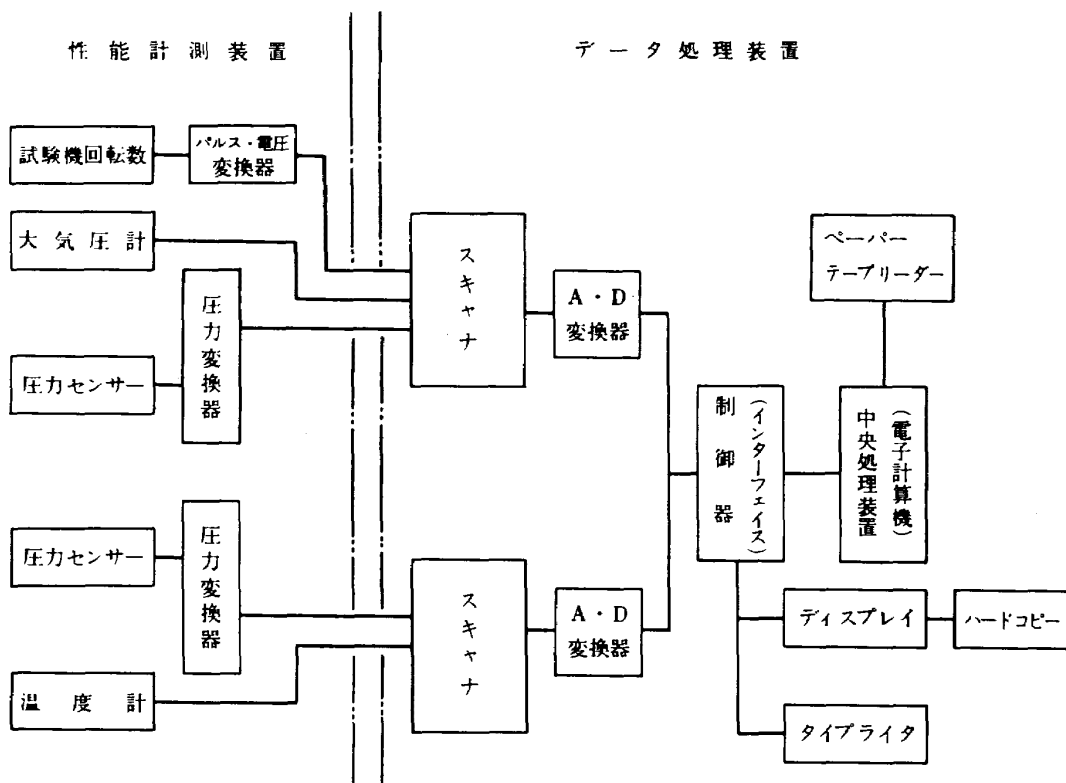


図7 性能計測・データ処理系統図

～4段の可変静翼に取り付けた全圧管の各半径方向の計測点の位置は計測点数で流路断面積を等分し、その等分された各流路の平均半径の位置に測定孔を設けた。

今回の試験は図6に示す如く、計測点が多く、さらにデータの集録および処理を短時間に行ない、試験装置の運転者および非定常現象の監視・計測担当者に適確な情報を与えることが必要であるので、自動計測とし、オンラインでデータ処理を行なっている。図7は性能計測・データ処理系統図を示す。

3.2 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共振あるいは強制振動し、翼が破損する場合がある。試験機の安全を図るため、翼の振動を増大させる原因となる非定常現象の監視・計測を行なう必要がある。非定常現象の発生を検知するため、翼の振動応力および変動圧力を測定した。

翼振動応力の測定にはひずみゲージを用い、入口案内翼および1～6段の動静翼に貼付した。1～6段動翼からの出力信号取り出しには18チャンネルのスリッピングを用いた。

変動圧力（変動全圧と静圧）の測定にはひずみゲ

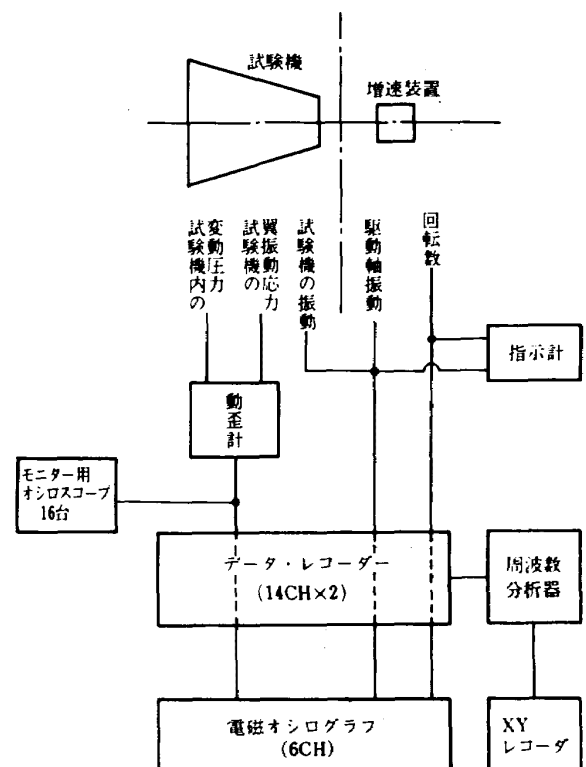


図8 非定常現象の監視・計測系統図

ージ型圧力センサー（ 2 kg/cm^2 、 5 kg/cm^2 ）を用い、試験機入口および出口と出口ダクト、ならびに1～3段と5、6、9段の動翼と静翼の中間位置に挿入した。ひずみゲージおよび圧力センサーからの出力信号はデータレコーダーで記録し、同時にオシロス

ープで監視した。図8は非定常現象の監視・計測系統図を示す。

翼振動応力および変動圧力の測定は翼の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。しかし本研究は取付角の不均一に関してであるので、その試験では取付角の不均一の悪影響を受けて翼列の失速・旋回失速が発生し易く、また取付角が不均一である可変静翼後の動翼には周期的に変動する空気が加わるため、翼振動応力が正常の場合よりも異常に増大することが当然予想される。もし翼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、本試験では翼破損を防ぐ目的で、あらかじめ翼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。そのため低速での作動限界はサージ点の他に、翼振動応力値から決定した。

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⁴⁾(σ_L)および翼の材質は下記に示すとおりである。1～3段動翼と他の動翼および静翼との σ_L の値が異なるのは材質の違いによるものである。

各計測点の σ_L の値

	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

但し $\sigma_L = 1/K_s \cdot K_B \cdot \sigma_F$ (kg/mm²)

K_s ; 安全率 (= 4)

K_B ; 翼型の製作上の不均一に対する
補正係数 (= 0.75)

σ_F ; 材料の疲労限界応力

各計測点の材質

	入口 案内翼	1段	2段	3段	4段	5段	6段
動翼	—	15Cr4Ni 系 ステンレス鋼 (AM355)			13Cr系 ステンレス鋼 (AISI-403)		
静翼	13Cr 系ステンレス鋼 (AISI-403)						

4. 可変静翼取付角の不均一の発生

可変静翼を連結するリングはリングA(図9(a))とリングB(図9(b))との2種類がある。

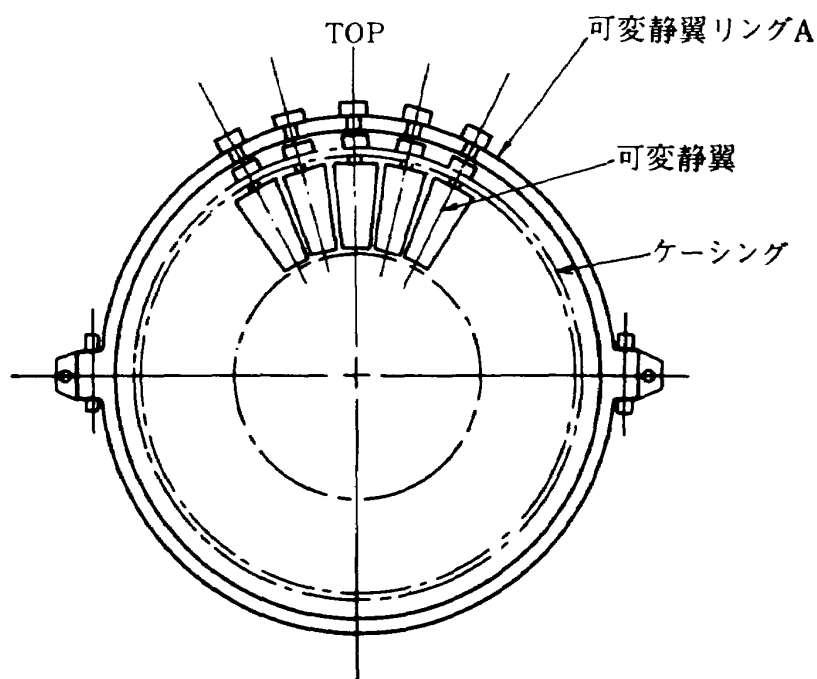
リングAは二つ割で、リングとリング接続部分とが一体構造になっており、リングの剛性が十分に確保されている。リングAでは、取付角の不均一は規定の許容誤差の範囲内(不均一が $\pm 0.5^\circ$ 以内)であった。

リングBは試験機の組立時および分解時に作業の簡便化を図ったもので、リングAに比較して、構造が複雑で、分割したリングとリング支持板およびリング支持板同志の接続が必要であり、リングの真円度を保つため、その調整には注意を要した。可変静翼取付角の不均一はリングBの場合に発生した。不均一となった主な原因は図9(b)のリング支持板のボルト締め部分の剛性不足により、リングが変形および変位し、その結果取付角の不均一が生じたものである。

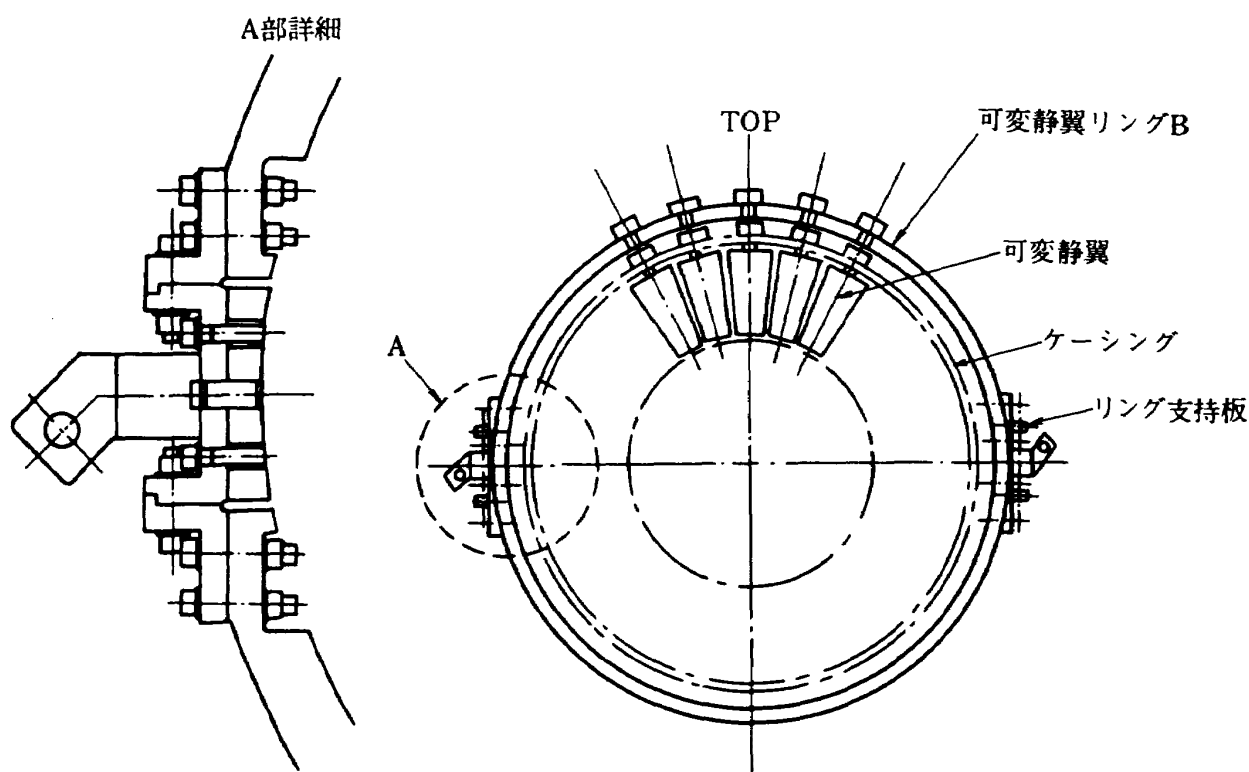
本試験に使用した試験機(HC-20)は正常な場合、可変静翼取付角の不均一量(以下不均一)が $\pm 0.5^\circ$ 以内の精度で設定されており、可変静翼取付角変化スケジュールにしたがって取付角を変化させた場合でも $\pm 0.5^\circ$ 以内の精度を維持している。

本試験ではリングBのリング支持板のボルト締め部分の剛性不足に応じてリングの変形量が変化するように調整し、全可変静翼の不均一が 1° 以内の場合および 2° 以内の場合について試験を行なうこととした。

リングBの締め部分は構造的に円周方向ほぼ同じ位置にあるので任意の可変静翼に取付角の不均一を与える場合と異なり、各段の不均一は円周方向ほぼ同じ位置に発生した。図10に正常な場合(不均一が $\pm 0.5^\circ$ 以内)と不均一が 1° 以内の場合および 2° 以内の場合における可変静翼各段の取付角の不均一分布を示す。不均一量は図10のA点を基準とし、A点と各位置とにおける翼の取付角の差で表わしている。また可変静翼取付角は図5に示す取付角変化スケジュールにしたがい、回転速度に応じて、変化させているため、取付角不均一量は回転速度の変化に応じて変化した。図10の実線は $4\epsilon_{ICV} = 40^\circ$ (0



(a) 各段の可変静翼リング A



(b) 各段の可変静翼リング B

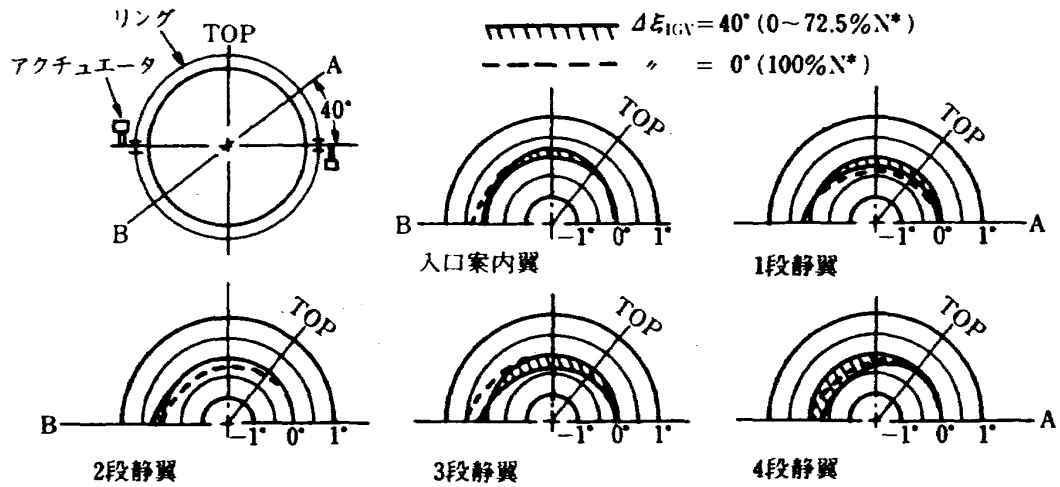
図 9 可変静翼のリング

～72.5 % N^*), 点線は $\Delta \epsilon_{IGV} = 0^\circ$ (100 % N^*) の値である。図 11 は不均一量が 1° 以内の場合および 2° 以内の場合の $\Delta \epsilon_{IGV}$ の変化に対する不均一量を表わしている。

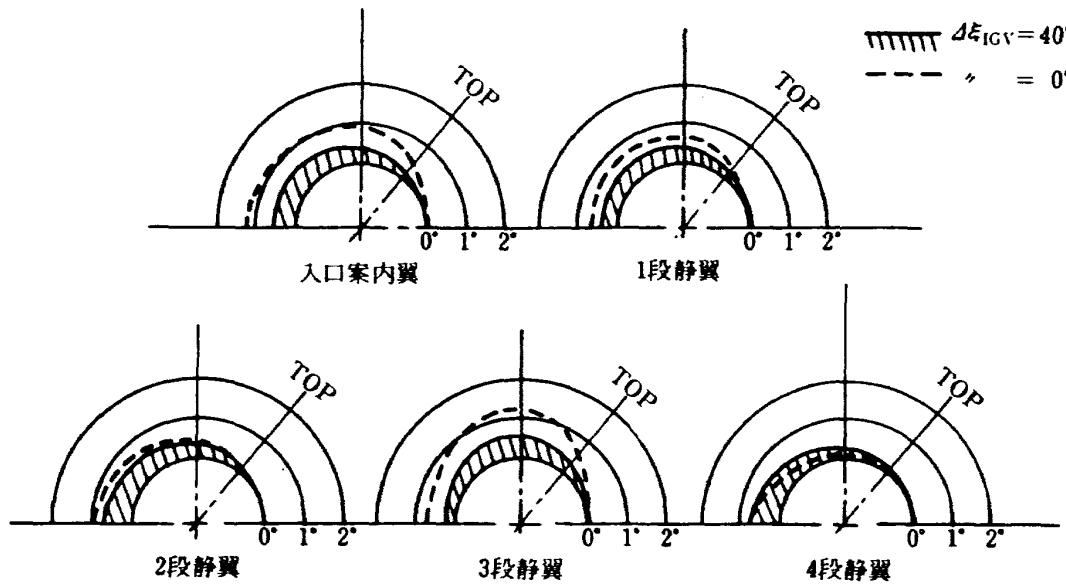
またリングの変形量および変位量は可変静翼植込

部やリンクの摩擦抵抗, さらにリンク機構連結部の遊びなどにより, 油圧アクチュエーターの操作を繰り返すたびに幾分変化し, 各段の不均一量もそれに応じて少し変化したが, ほぼ図 10, 11 と同様な分布であった。

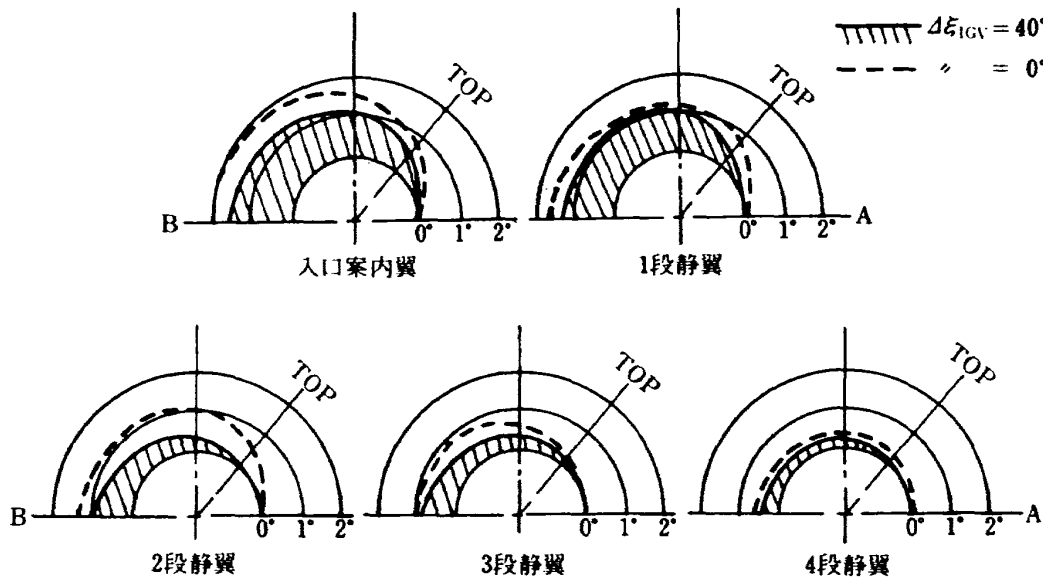
(試験機入口側より見た位置)



(a) 正常 (不均 0.5° 以内)



(b) 不均 1° 以内



(c) 不均 2° 以内

図 10 可変静翼取付角の不均一分布

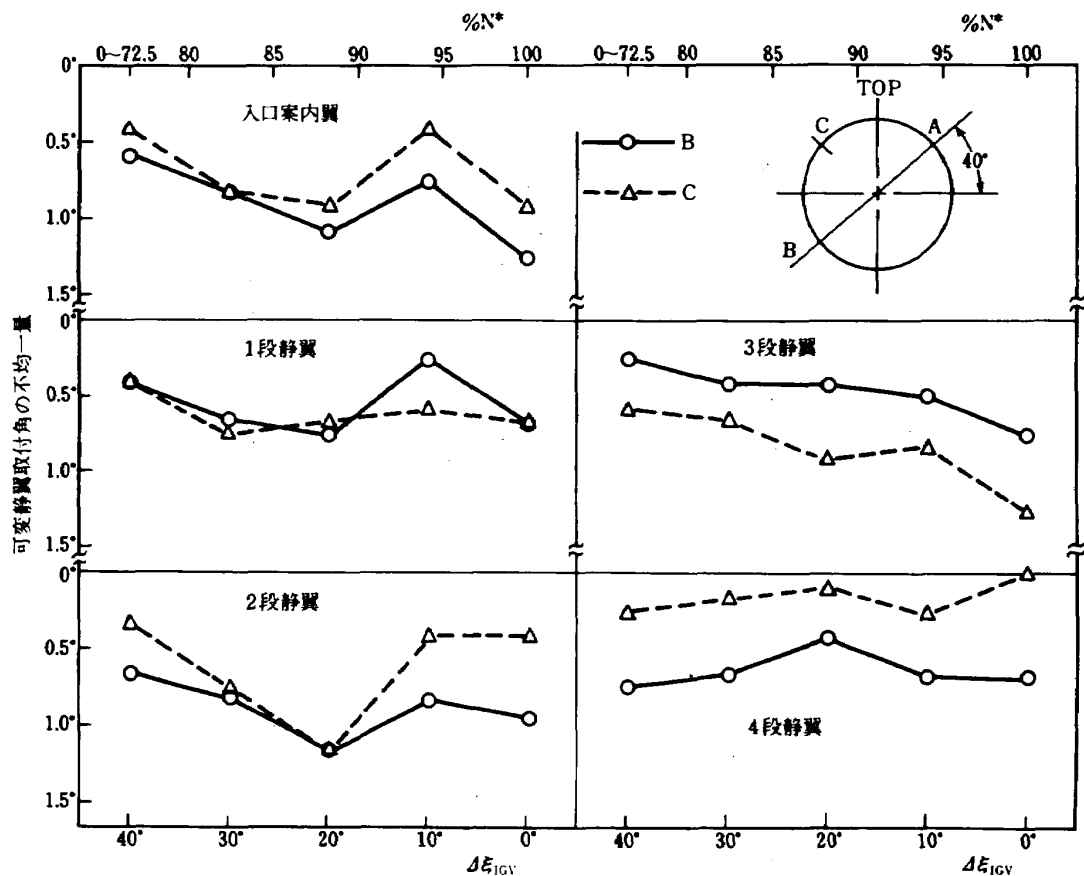
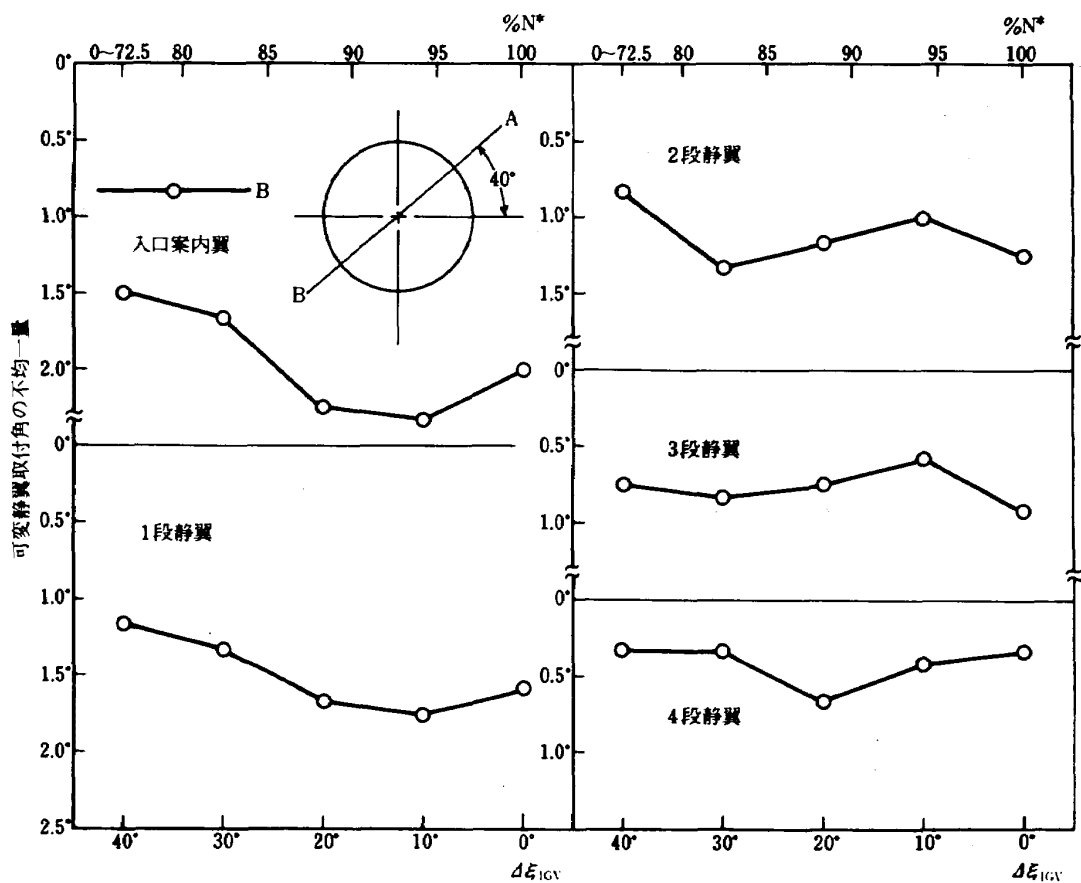
(a) 不均 1° 以内(b) 不均 2° 以内

図 11 可変静翼取付角変化に対する不均一分布

5. 試験結果および考察

試験は不均一が 1° 以内の場合および 2° 以内の場合について行ない、正常な場合（不均一が $\pm 0.5^\circ$ 以内）と比較検討した。また本試験では駆動動力不足のため、HC-20 性能試験⁴⁾と同様、試験機の所要動力と駆動用ガスタービンの出力の関係から回転速度に応じて空気吸込弁を絞り減圧試験を行なった。そのため試験機の入口全圧は低下し、図12に示す如く、100

% N^* では約 $0.2 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ となり、平均半径における翼列の流入レイノルズ数は1段の動翼で 1.4×10^5 、静翼では 0.6×10^5 程度まで低下した。

（全体性能）

図13は正常の場合と不均一が 1° 以内および 2° 以内の場合の低速での全体性能を表したもので、修正回転速度をパラメーターとし、修正流量に対する圧力比および断熱効率を示す。

試験機HC-20は低速から高速まで安定した作動

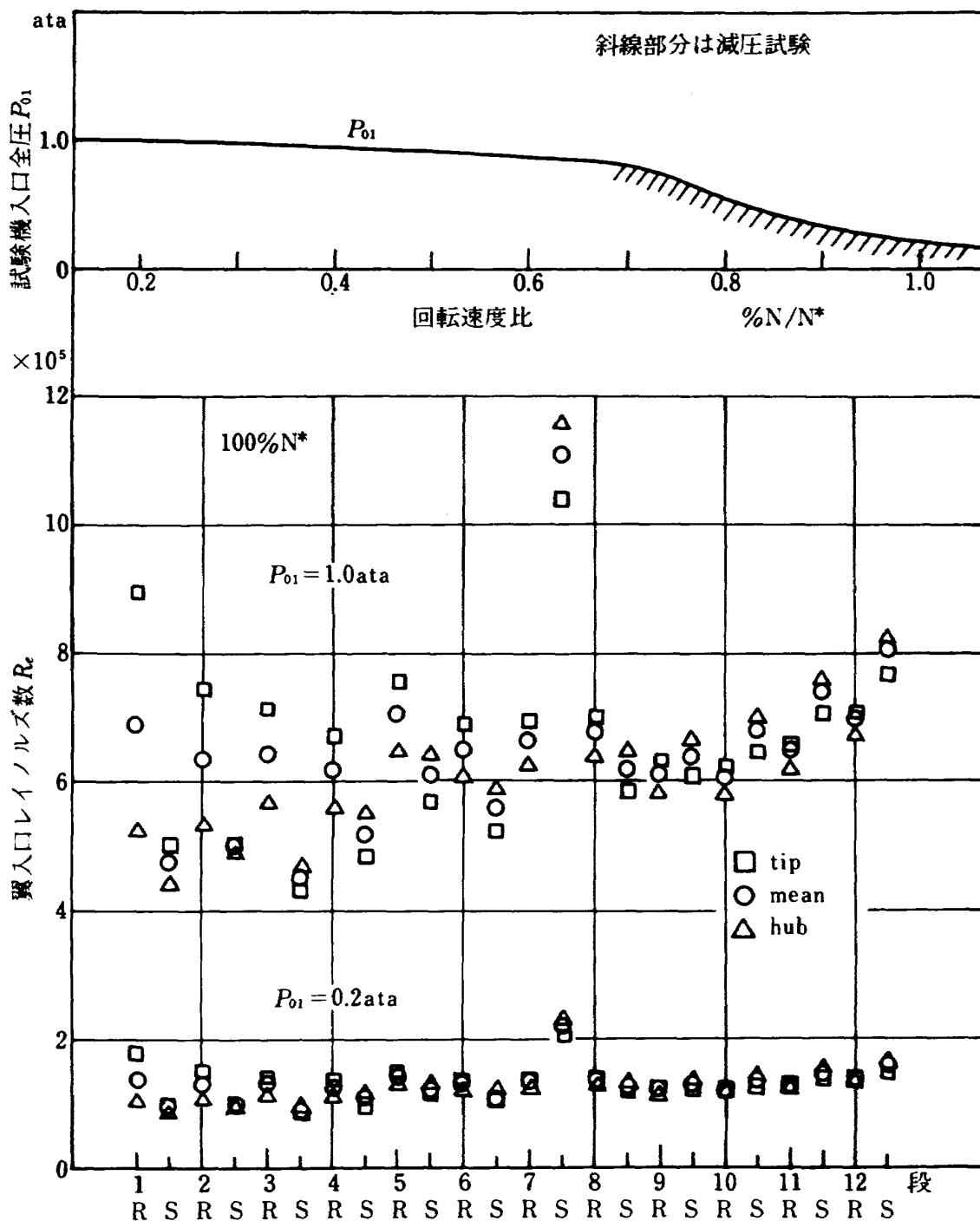


図12 試験機の入口圧（計測値）と各段の翼入口レイノルズ数（計算値）

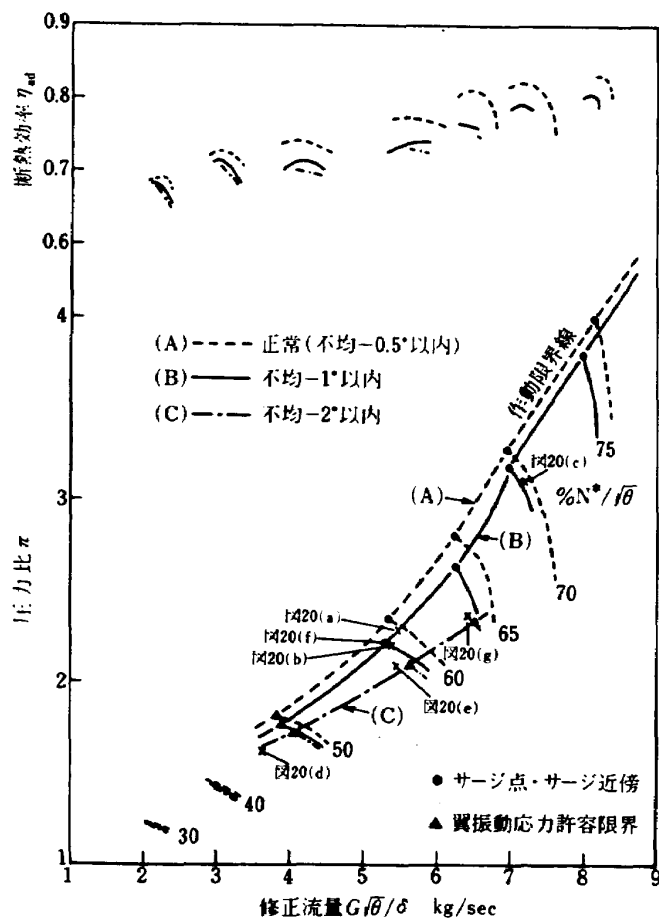


図 13 低速領域での全体性能

範囲を得るため、入口案内翼および 1～4 段静翼は可変静翼になっており、図 4, 5 に示す条件で操作を行なった。しかしそれでもなお低速では前段の翼列は不安定な状態になっており、後述の図 15 (a) に示すように 2 段動翼の内壁側が失速している。そのため正常な場合でも、通常翼に作用する非定常な空気力のほか、翼列の失速による影響も受けて、吐出弁の絞り側では翼振動応力が増加する傾向にある。

取付角が不均一の場合、図 15 (c), (d) に示すように 2 段動翼の失速の度合いが大きくなることと、図 20 に示すように 5 段以降に旋回失速が発生すること、および取付角が不均一である可変静翼後の動翼段には周期的に変動する空気力が加わるため、これら不均一の悪影響が重なり合って翼の振動応力が増加した。そのため 70 % N^* 以下の低速での作動限界はサージ点およびその近傍の作動点のほか、前述したように翼振動応力の制限値に達した作動点で決定した。図の破線は正常な場合、および実線は不均一が 1° 以内の場合、並らびに 1 点鎖線は不均一が 2° 以内の場合の作動限界線である。また●印はサージ点および

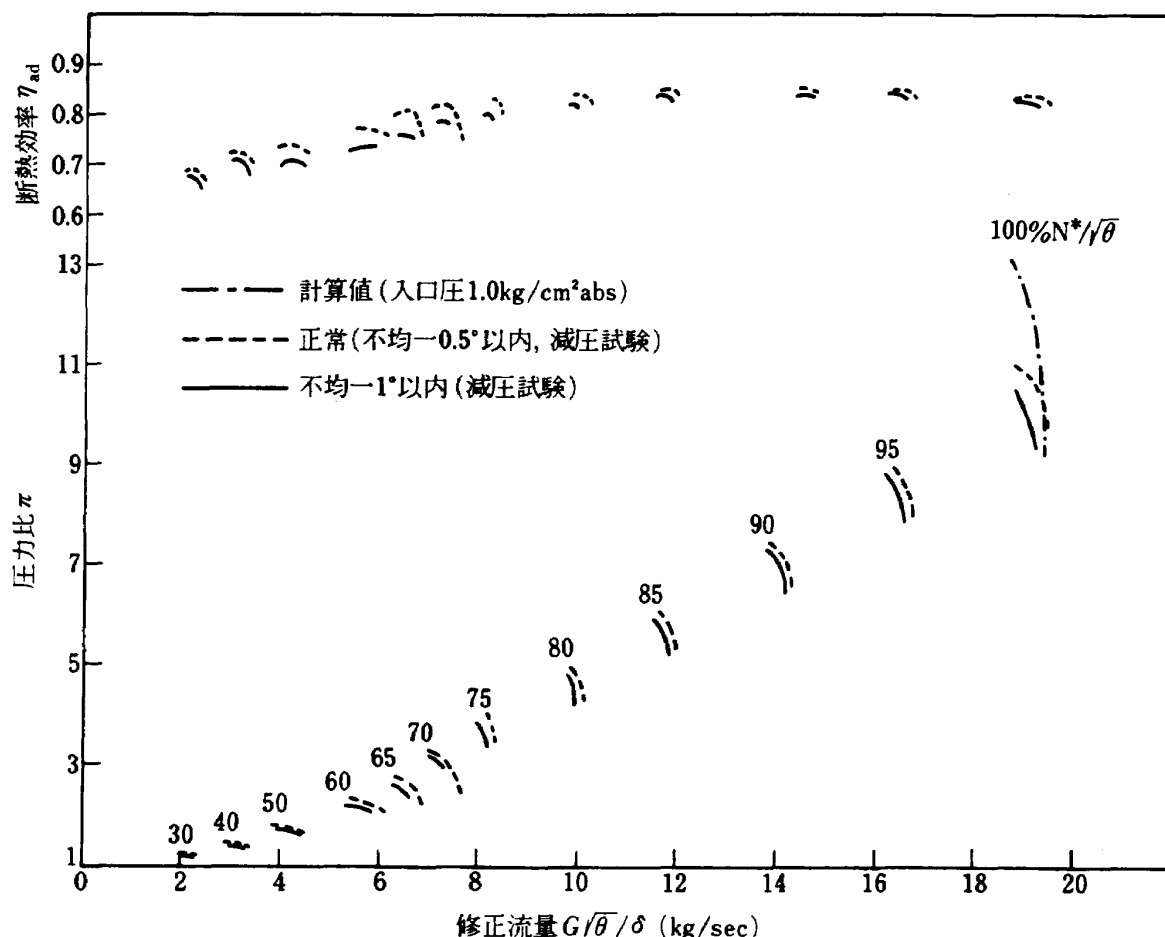


図 14 取付角の不均一が 1° 以内の場合の全体性能

その近傍の作動点を示し、▲印は翼振動応力が大きく、翼振動応力の制限値に達した作動点を示す。

不均一が 1° 以内の場合、 $70\%N^*$ 以下の低速では作動範囲内においても図20(b)に示すように5段以降は旋回失速の状態にあり、翼振動応力が増加し、図13に示すように性能の低下および作動範囲の縮小が認められた。 $70\%N^*$ 以上では旋回失速は消滅し(図20(c))、また翼振動応力も回転速度の上昇と共に減少した。

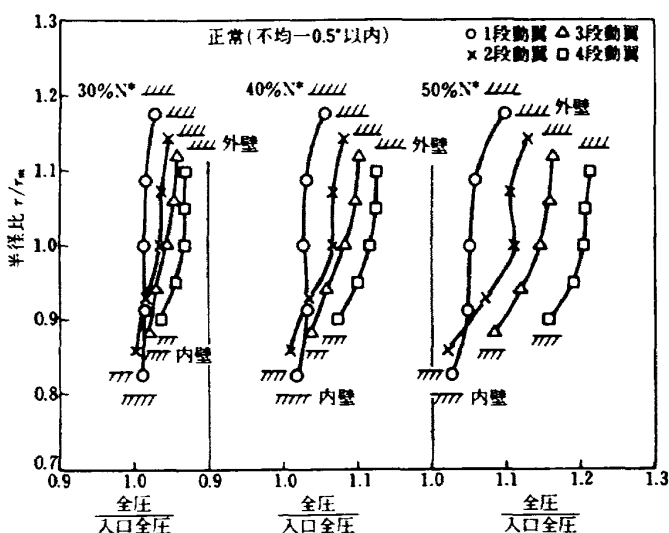
不均一が 2° 以内の場合、 $40\%N^*$ 以下では不均一が 1° 以内の場合より若干性能が低下する程度であり大きな変化はなかったが、不均一が 1° 以内の場合よりも不均一の度合いが大きいため、より一層取付角不均一の悪影響を受け、回転速度の上昇と共に図20

(d), (e)に示すように翼振動応力および変動圧力が急激に増大し、ついにサージに入っているなど(図20(g))、 $60\%N^*$ 以上では安定した作動範囲が得られず、事実上運転不能であった。

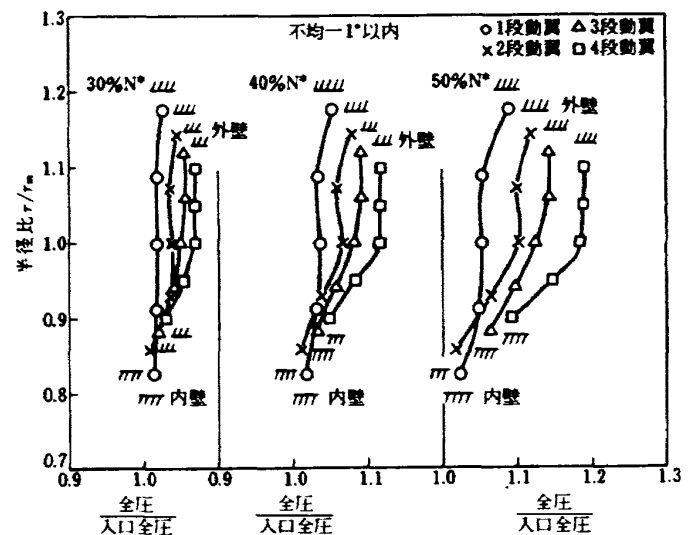
図14は可変静翼取付角の正常な場合および不均一が 1° 以内の場合における $30\sim 100\%N^*$ までの圧縮機全体性能を示す。

$85\%N^*$ 以上の高速ではレイノルズ数低下の影響を受け、性能試験の結果は図14に示すように設計値よりも低い値を示した。

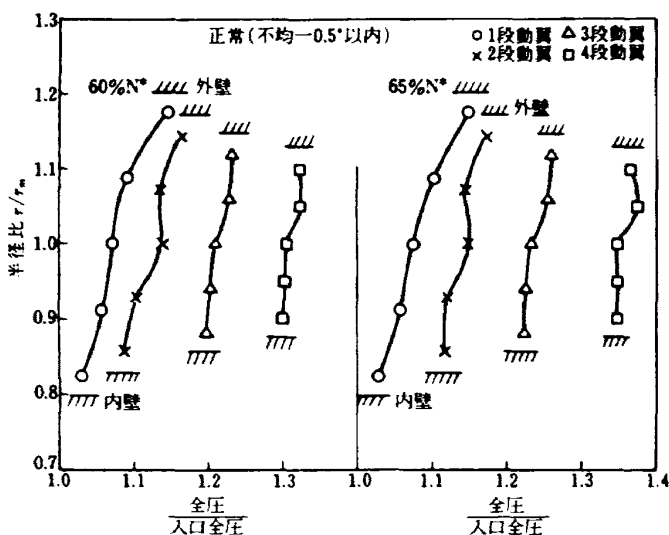
全般的に取付角の不均一による影響が現われ圧力比および効率の低下を招いており、 $50\sim 75\%N^*$ では効率が $3\sim 4\%$ 、 $100\%N^*$ では 1% 低下している。 $80\%N^*$ 以下の低速では前述のように効率の低



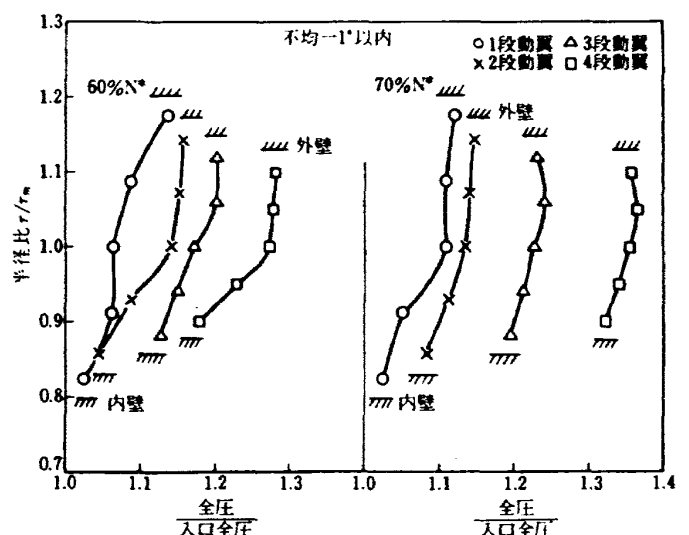
(a) 正常 ($30\sim 50\%N^*$)



(c) 不均一 1° 以内 ($30\sim 50\%N^*$)



(b) 正常 ($60, 65\%N^*$)



(d) 不均一 1° 以内 ($60, 70\%N^*$)

図15 1～4段動翼出口全圧の半径方向分布

下および作動範囲の縮小など不均一による悪影響が現われた。しかし $80\%N^*$ 以上の高速では低速に比べてその影響は軽微であり、 $100\%N^*$ まで安定した作動範囲が得られた。この主な理由としては、本試験機では回転速度にしたがって可変静翼の取付角を変化させているが、低速では、それでもなお図 15 に示すように前段翼列は失速の状態にあるので、取付角の不均一による影響と重なって、一層ひどい失速となり、圧縮機全体の性能に及ぼす影響が顕著になること、しかし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、前段翼列の流れも改善されるなど、圧縮機全般にわたって安定した作動状態にあるので、取付角の不均一が圧縮機全体の性能に及ぼす影響は相対的に小さくなるためと考えられる。

(内部流れ)

図 15 は $30 \sim 70\%N^*$ までの安定した作動点における正常および不均一が 1° 以内の場合の 1～4 段動翼出口全圧の半径方向分布を示す。

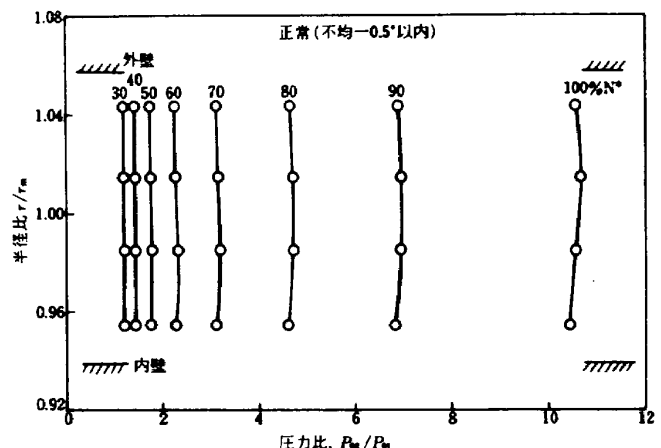
$30 \sim 50\%N^*$ では 2 段動翼の内壁側がひどい失速の状態にあって、出口全圧は 1 段動翼出口の全圧よりも低くなっているが、全圧分布は正常および不均一の場合ともほぼ同じ傾向を示し、取付角の不均一による影響はあまり現われていない(図 15(a), (c))。

$60\%N^*$ では取付角不均一の悪影響が 2 段動翼の内壁側に現われて圧力低下が著しく、3, 4 段動翼もその影響をかなり受けていることがわかる(図 15(b), (d))。

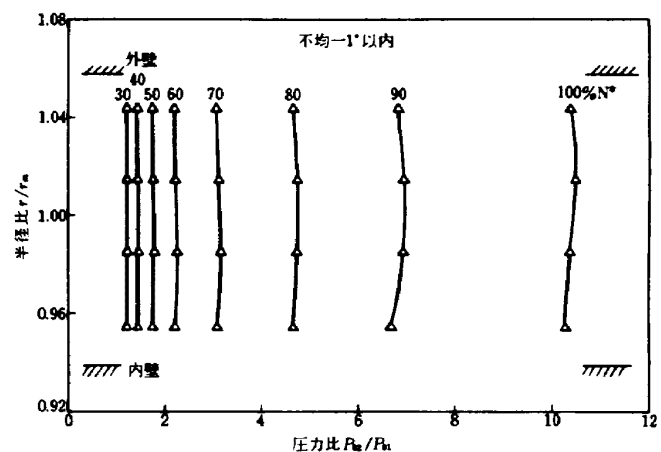
$70\%N^*$ では 2 段動翼の内壁側の失速はなくなり、取付角の不均一による影響は減少した(図 15(d))。

図 16 は $30 \sim 100\%N^*$ までの図 15 と同じ作動点における正常および不均一が 1° 以内の場合の試験機出口全圧の半径方向分布である。出口全圧は図 6 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、入口全圧で除した形で表わしている。図 15 に示すように低速では、2 段動翼の内壁側が失速しており、3, 4 段動翼もその影響を受けて内壁側の圧力が低下した。しかし試験機出口では 2 段の内壁側の失速による影響が緩和され、内壁側の圧力低下も回復している。

図 17 は作動限界線近傍での正常および不均一が



(a) 正常



(b) 不均一 1° 以内

図 16 圧縮機出口全圧の半径方向分布

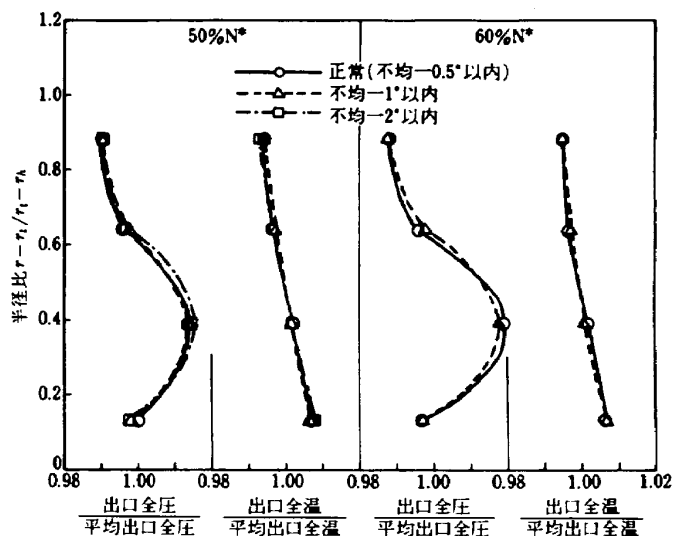


図 17 圧縮機出口全圧、全温の半径方向分布

1° と 2° 以内の場合の試験機出口の全圧および全温の半径方向分布である。平均出口全圧および全温は全計測点の平均値である。50, $60\%N^*$ とも、出口

全圧および全温分布は正常および不均一の場合とも同じ傾向を示し、取付角の不均一による影響は大きくない。

図 18 は図 17 と同じ作動線近傍における円周方向出口全圧分布を示す。取付角が正常な場合でも、外壁および内壁近傍では円周方向にかなりの不均一があること、それに比較して取付角不均一の影響は大きくないことがわかる。

このように取付角の不均一の影響が現われなかったのは不均一が 4 段静翼まであって、5～12 段は正常であること、また圧縮機出口までの距離が長く、かつ流路幅が次第に狭ばまってゆくため、不均一による影響は下流の段で徐々に緩和されたものと考えられる。

図 19 は 50～100 % N^* までの安定した作動点における正常および不均一が 1° 以内の場合の各段の壁面静圧分布を示す。正常の場合と同様、不均一の場合でも各段の壁面静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。

(非定常現象)

試験機内部の非定常現象を監視・計測するため、ひずみゲージおよびひずみゲージ型圧力センサーを用いて翼振動応力と変動圧力の測定を行なった。その結果、取付角の不均一による影響が強く現われた。

図 20 (a)～(g) は正常の場合と不均一が 1° 以内および 2° 以内の場合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 20 (a) の正常な場合 (図 13 の (a) 点)、翼振動応力および変動圧力はともに小さく、旋回失速も発生していない。図 20 (b) の不均一が 1° 以内の場合 (図 13 の (b) 点)、翼振動応力および変動圧力が大きくなっており (正常の場合と比較して、動翼の翼振動応力が 1.5～2 倍に増加)、5 段以降に旋回失速が発生した。旋回速度、セル数^{6),7)} は動翼および静翼に貼付したひずみゲージあるいは圧力センサーの信号から求められ、周波数解析の結果、5 段ではセル数が 1 セル、旋回速度は絶対座標系で圧縮機回転速度の 46 % であった。しかし図 20 (c) に示すように 70 % N^* (図 13 の (c) 点) では翼振動応力および変動圧力が小さく (不均一が 1° 以内の 60 % N^* と比較して、

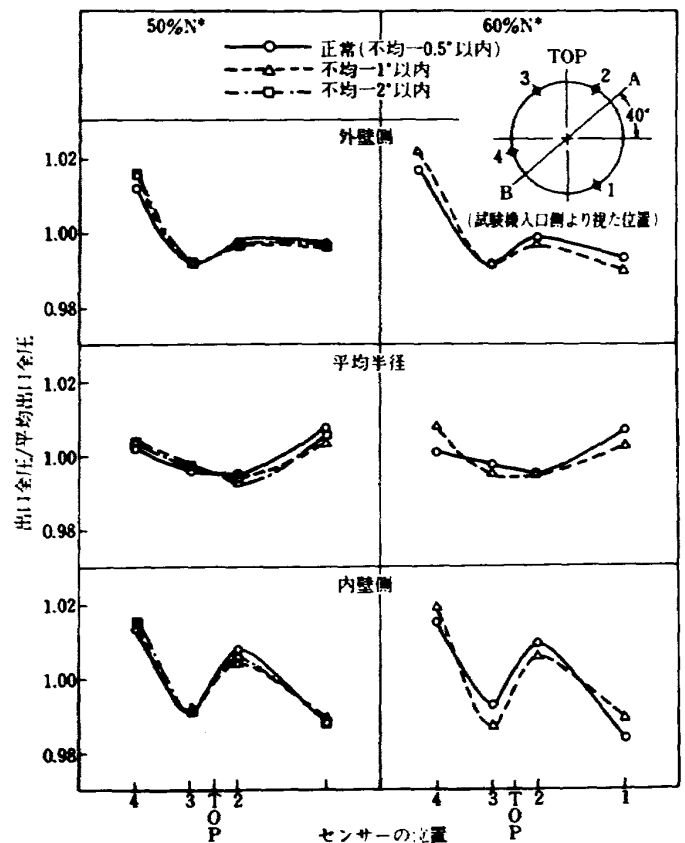


図 18 圧縮機出口全圧の円周方向分布

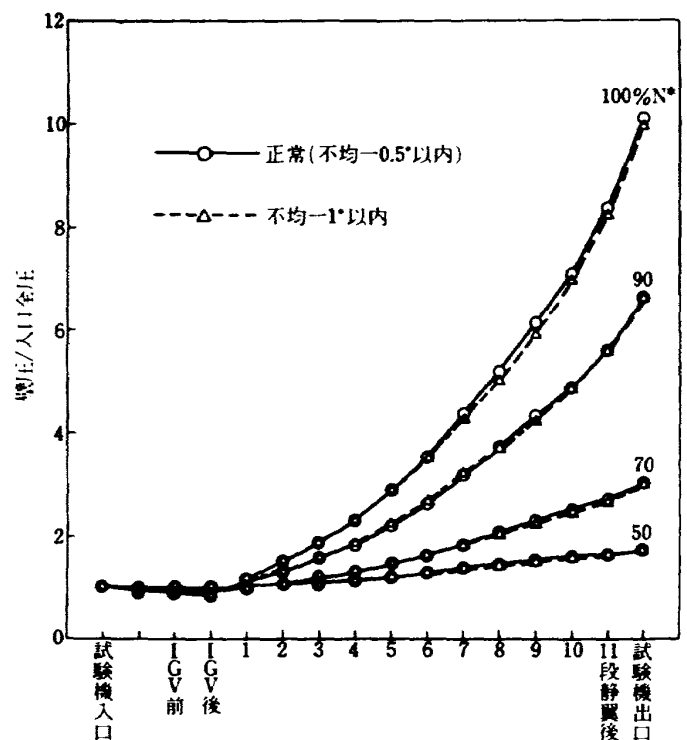


図 19 各段の壁面静圧分布

動翼で 1/3, 静翼で 1/5 に減少), 旋回失速も消滅している。

不均一が 2° 以内の場合、回転速度の上昇と共に

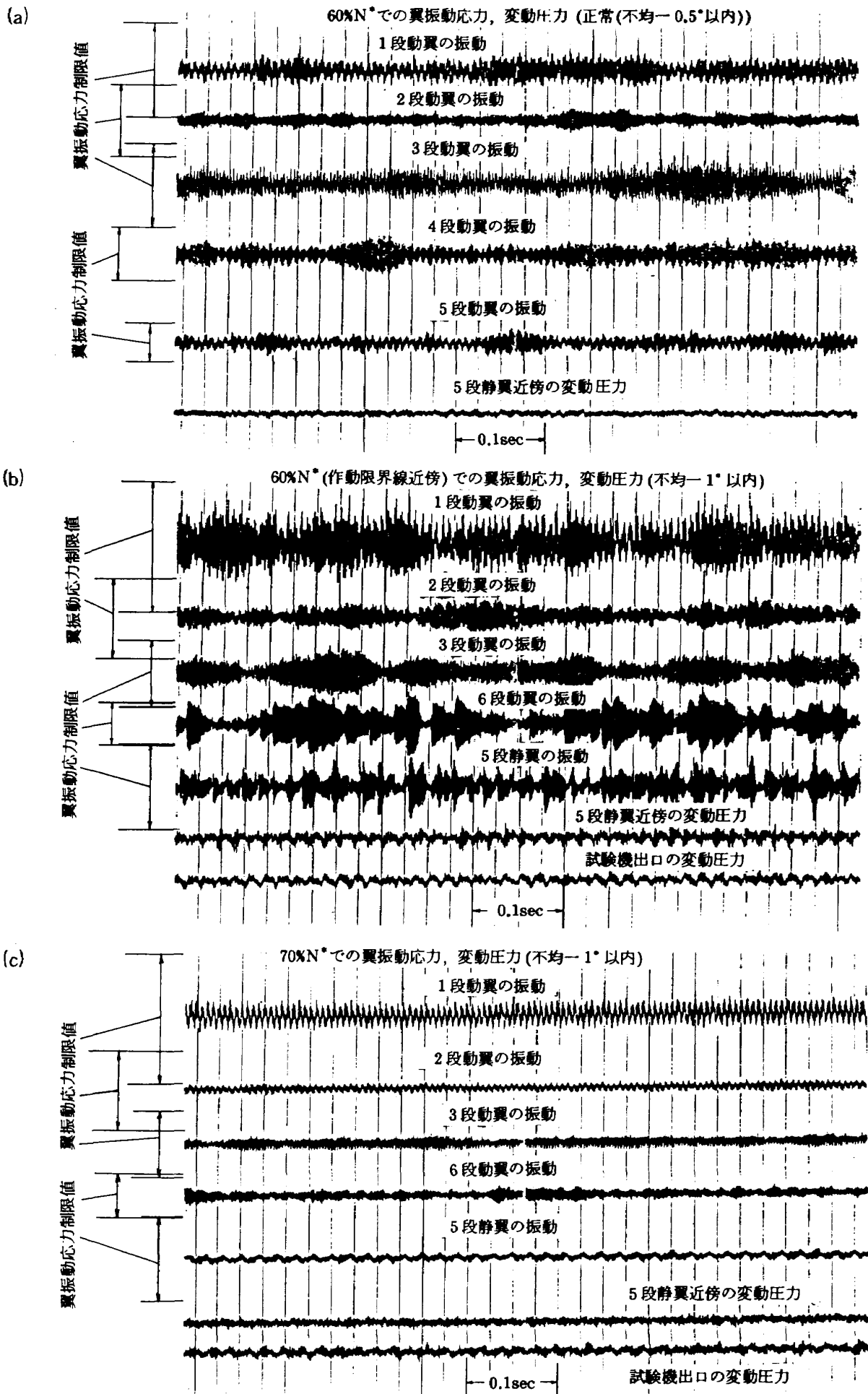


図 20 翼振動応力, 変動圧力

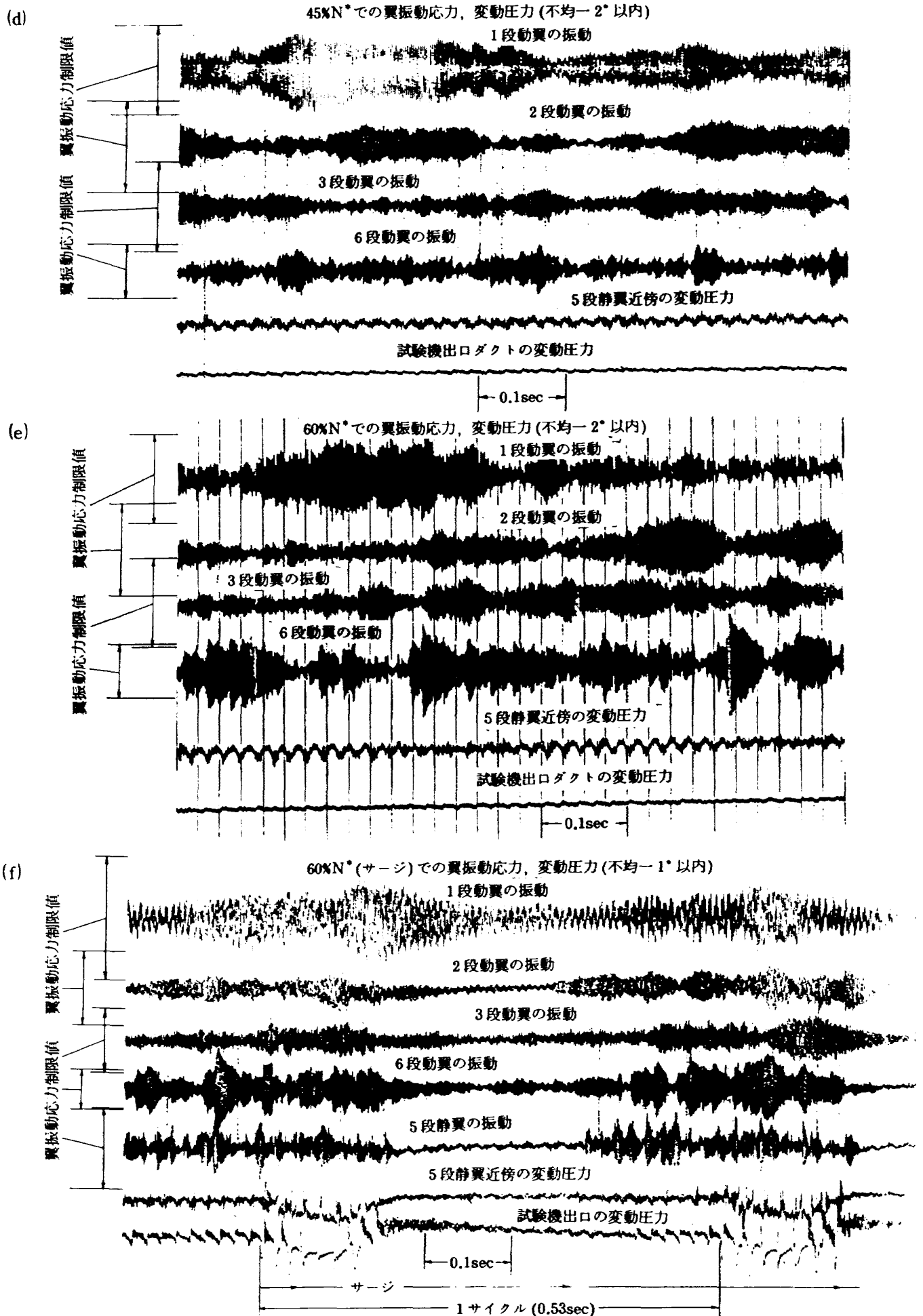
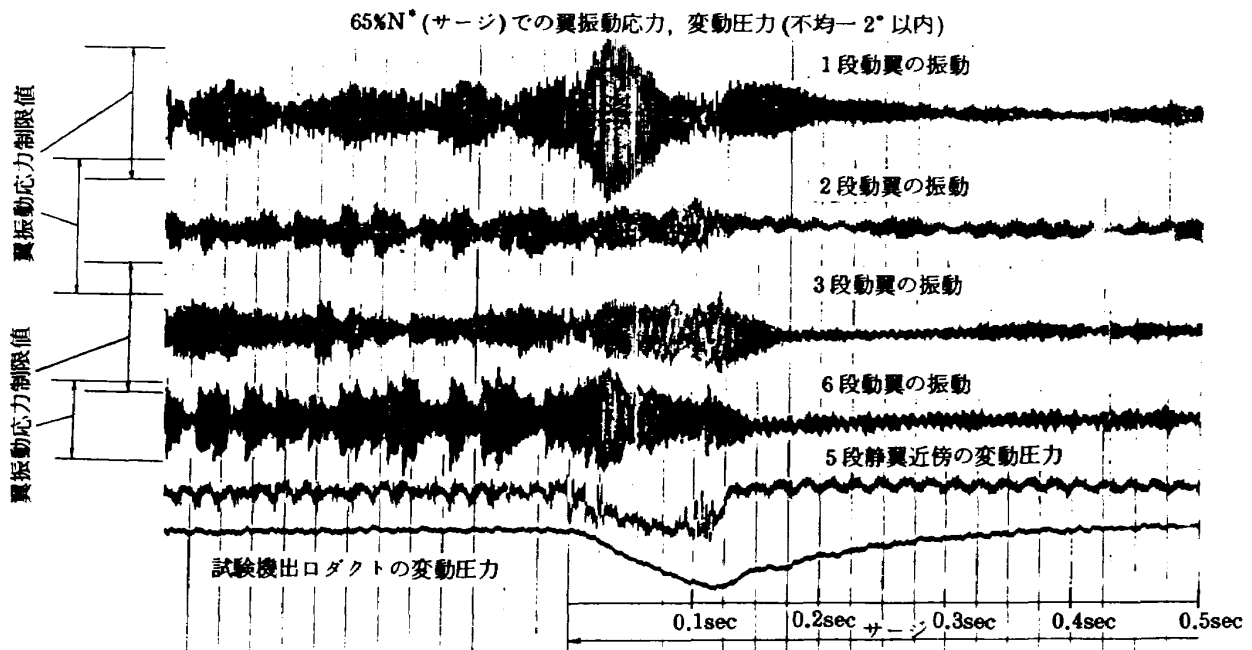
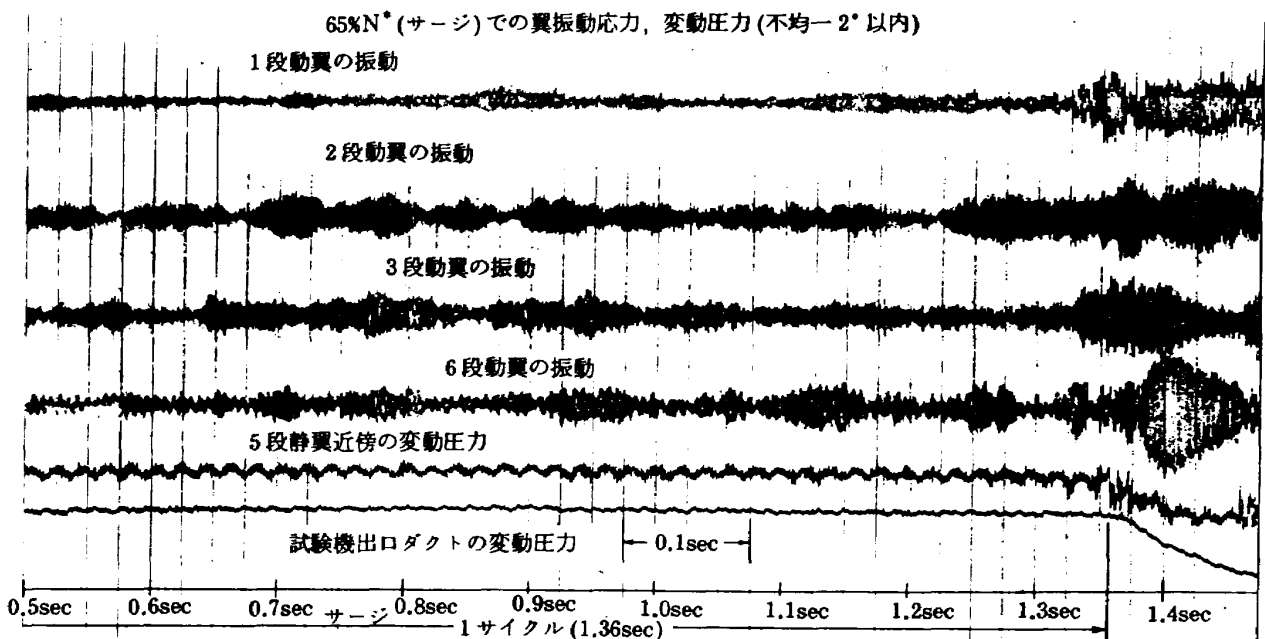


図 20 (続き)



(g)- 1



(g)- 2

図 20 (続き)

図 20 (d), (e) (図 13 の(d), (e)点) に示す如く, 翼振動応力および変動圧力が大きくなった (60 %N^{*}での不均一が 1° 以内との比で, 1 段動翼および 6 段動翼は 1.5 倍に増加)。旋回失速は不均一が 1° 以内の場合と同様, セル数は 1 セルで 5 段以降に発生した。

図 20 (f), (g) は不均一が 1° 以内および 2° 以内の場合におけるサージ点 (図 13 の(f), (g)点) での計測例である。不均一が 2° 以内でのサージ点は 1° 以内に比べ吐出弁の開き側 (圧力が低い) なので, 圧力変動の 1 周期が長い, しかし両者とも同じような現

象が現われている。

6. あとがき

この試験によって, 可変静翼取付角の不均一による性能および作動範囲に及ぼす影響が明らかになった。

取付角の不均一が 1° 以内の場合, 70 %N^{*} 以下の低速では性能の低下, 作動範囲の縮小および旋回失速の発生などの悪影響が現われたが, 80 %N^{*} 以上の高速では低速に比較して影響は軽微で実用上大

な支障はなかった。

取付角の不均一が 2° 以内の場合、 $50\%N^*$ 以上では回転速度の上昇と共に翼振動応力および変動圧力が増大し、安定した作動範囲が得られず、事実上運転不能であることがわかり、取付角の不均一の許容限界が明らかとなった。

本研究にあたっては、この研究の機会と援助を与えられた松木原動機部長（現科学研究官）、鳥崎航空機公害研究グループ総合研究官（現原動機部長）、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、杉山氏はじめ制御研究室の方々および小倉氏、下平氏の空気源担当者の方々、ならびに石川島播磨重工業（株）の関係者の方々に心より感謝する次第です。

引用文献

- 1) 航技研原動機部；航空機用ジェットエンジンの研究開発（第1期成果報告）、航技研報告 TR-482（1977/1）
- 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) 大山耕一，菅原 昇，田村敦宏；ファンエンジン用高圧圧縮機の研究，日本ガスタービン学会，第4回定期講演会論文集（1976/6）
- 4) 大山耕一，菅原 昇，他3名；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，航技研資料 TM-506
- 5) 大山耕一，菅原 昇；高圧力比圧縮機試験設備，航技研報告 TR-536（1978/4）
- 6) 小林 紘，大山耕一，他2名；高圧多段軸流圧縮機における旋回失速，サージングの一監視計測，航技研資料 TM-374（1978/11）
- 7) 小林 紘，大山耕一，他2名；高圧多段軸流圧縮機の非定常現象の監視に関する研究，日本航空宇宙学会，第16回航空原動機に関する講演会講演論文集（1976/2）
- 8) 菅原 昇，大山耕一，他3名；高圧力比多段軸流圧縮機の可変静翼角および抽気に関する試験，日本ガスタービン学会誌，Vol.7，No.25，JUN. 1979，日本ガスタービン学会，第6回定期講演会論文集（1978/6）
- 9) 菅原 昇，大山耕一，他2名；多段軸流圧縮機における可変静翼取付角の不均一による影響，日本機械学会，第54期全国大会講演論文集（1976/10）
- 10) 真鍋宜夫，森島信太郎；流れの非定常に関連するトラブル，ターボ機械，78-9
- 11) 渡辺哲郎，白戸 健，他2名；流れの非一様に関連するトラブル，ターボ機械，78-9

航空宇宙技術研究所資料 507 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
