

UDC 621.45.03

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-366

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

大山 耕一・菅原 昇・小林 紘

1978 年 9 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
試 験 計 画	鳥崎忠雄 ^{**} ， 松木正勝 [*] ， 大山耕一 [*]
試験機・装置，設計	大山耕一 ^{***} ， 村島完治 ^{***} ， 市川宗義 ^{***} ， 宮本徹之 ^{***}
試験機運転・操作	大山耕一 [*] ， 宮本徹之 [*]
性 能 計 測	菅原 昇 [*] ， 大山耕一 [*] ， 市川宗義 [*]
デ ー タ 解 析	菅原 昇 [*] ， 大山耕一 [*]
非 定 常 現 象 監 視	小林 紘 ^{**} ， 後藤行弘 ^{***}
空 気 源 運 転	小倉五郎 [*] ， 下平一雄 [*]
データ処理装置保守	西尾健二 [*] ， 杉山七契 [*]

* 原動機部

** 航空機公害研究グループ

*** 石川島播磨重工業㈱

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	3
2.2 運 転 装 置	5
2.3 計 測 装 置	9
2.3.1 計測システム	9
2.3.2 計測センサー	11
2.4 データ処理システム	11
2.5 試験機監視システム	11
3. 性能試験の方法	11
3.1 試 験 条 件	11
3.2 性能計算法	13
4. 試 験 結 果	17
4.1 全 体 性 能	18
4.2 内 部 流 動	18
5. 試験機の監視	28
5.1 試験機本体の監視	28
5.2 翼振動応力の監視	28
6. あ と が き	29

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

大山 耕一** 菅原 昇** 小林 紘***

1. まえがき

通産省工業技術院の主宰する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1次試作エンジンFJR710/10用高圧圧縮機空力試験機HC-10を製作し性能試験を実施した。

HC-10はさきに行なわれたHC-10空力設計の資料¹⁾に基づき製作されたが，我国では初めてのファンエンジン用高圧圧縮機の空力試験機であり設計製作および試験設備の運転試験，可変静翼機構の操作など初めて経験する問題が多くあった。試験は各試験装置の機能確認と操作法を検討しつつ性能計測を行ない，起動から最高回転速度に至る全運転範囲にわたって性能試験を実施し空力性能，作動範囲および可変静翼の操作スケジュールなどを求めた。

(記号)

N : 回転速度	rpm
P : 圧力	kg/cm ²
T : 温度	°K
ρ : 密度	kg·s ² /m ⁴
G : 空気流量	kg/s
τ_p : 圧力比	
η_{ad} : 断熱効率	
W : 動力	kw
A : 流路面積	m ²
C : 流速	m/s
M : マッハ数	
a : 音速	m/s
r : 半径	m
ξ : 翼の喰違い角	deg
ϵ : 翼列の転向角	deg
ζ : 翼列の圧力損失係数	

Re : 翼入口レイノルズ数

σ : 翼の応力 kg/mm²

α : 絶対流れ角 deg

β : 相対流れ角 deg

試験機入口状態の補正係数

θ : 温度補正係数 $\theta = T_{0i}/288.2$

δ : 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

κ : 空気の比熱比

R : 空気のガス定数

g : 重力加速度 m/s²

J : 熱の仕事当量 426.9 kgm/Kcal

(添字)

o : 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

空力試験機HC-10は，流路形状，動翼静翼の翼型および翼配備，可変静翼機構など空力性能に関係する部分はさきに行なった空力設計のデータを全面的に使用し，構造設計において高圧力比の高速回転機械として性能試験に適するよう構造強度上の検討を行ない製作した。

試験にはさきに設置した高圧力比圧縮機試験装置²⁾を全面的に使用することとし，その試験計測システムの仕様に合せて性能計測・データ処理および非常現象監視の計測センサーならびに計器類を配置した。

試験計測システムには運転計測，性能計測・データ処理，監視保安の3系統がある。運転計測系統は試験機および運転装置の運転計測を担当し，性能計測・データ処

* 昭和53年3月3日受付

** 原動機部

*** 航空機公害研究グループ

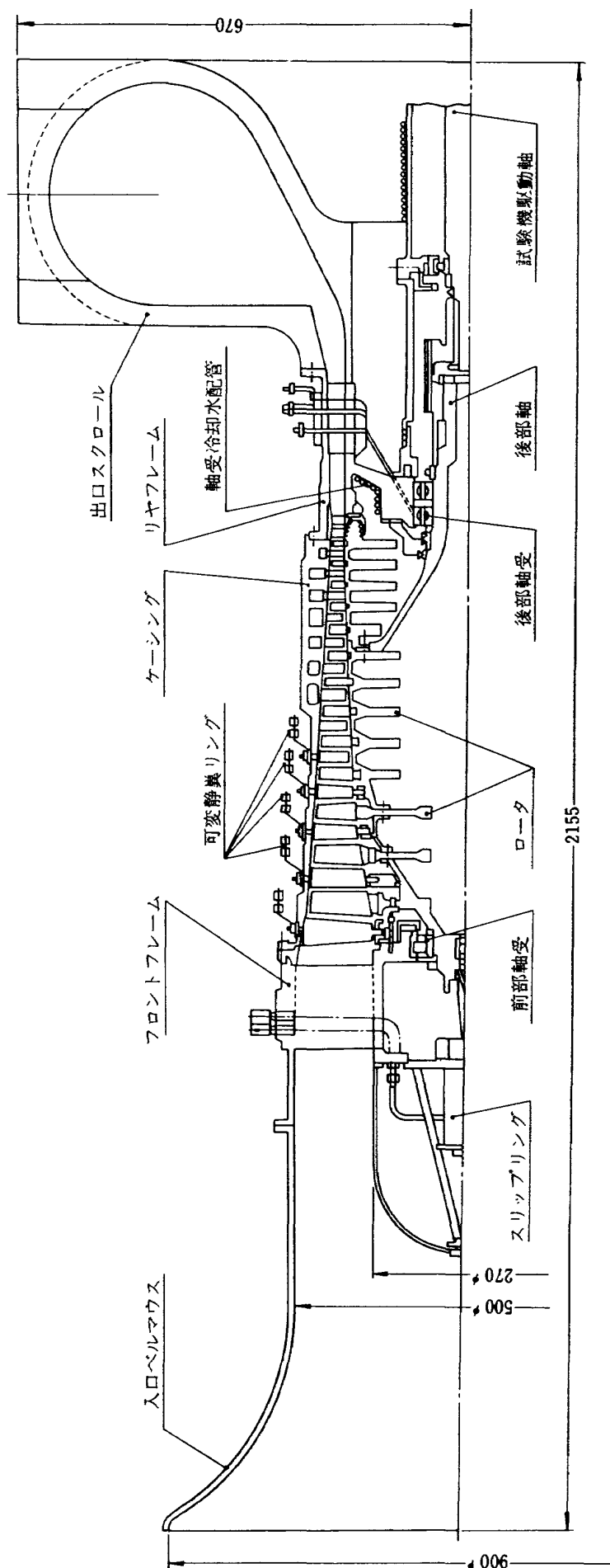


図 1(a) 空力試験機 HC-10 断面図

理系統では試験機の定常性能を自動計測しオンラインでデータ処理を行ない、監視保安系統は試験機の非定常現象の監視計測を行なう。

2.1 空力試験機

試験機 HC-10 の設計仕様は次のとおりである。

設計要目

型式 軸流 13 段, 可変静翼機構付き
(可変静翼; 入口案内翼, 1~4 段静翼)

修正回転速度 13200 rpm

修正流量 19.0 kg/s

圧力比 11.8

試験機の断面図を図 1(a)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 1 体の 1 段ディスク, 2 段および 3 段ディスク, 4~8 段用前部スプールおよび 9~13 段用後部スプールをボルト締めによって組立てている。ロータ前部軸端には動翼に貼付した歪ゲージ測定用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 1 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 1(b))

試験機の性能試験の結果は実機エンジン用高圧圧縮機の設計に全面的に応用できることを目標とし, 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, また可変静翼も同じ機構を用いた。

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, このうち翼が比較的長い IGV および 1~3 段静翼は両端支持とし作動中における空気力お

翼 列	翼 型	翼 数	HC-10 翼配備 (平均半径)					翼 入 口 レイノルズ数
			そり角	喰違い角	弦節比	翼弦長	厚み比	
I G V	NACA 63系	38	1.40	13.5°	1.10	35 mm	0.07	2.95×10^5
1. R	二重円弧	28	22.5°	37.0	1.00	43.0	0.07	6.7
S	NACA 65系	46	29.5	28.0	1.25	33.0	0.07	5.0
2. R	二重円弧	38	23.0	37.5	1.10	35.6	0.06	6.5
S	NACA 65系	56	34.0	30.0	1.20	26.0	0.07	4.4
3. R	二重円弧	44	25.0	39.0	1.10	31.3	0.06	6.4
S	NACA 65系	68	37.5	32.0	1.15	21.5	0.07	4.1
4. R	"	56	26.0	39.3	1.15	26.5	0.06	5.9
S	"	76	39.5	29.7	1.24	19.5	0.07	4.3
5. R	"	64	26.5	40.5	1.20	23.0	0.06	5.9
S	"	76	37.5	28.5	1.24	20.0	0.08	4.9
6. R	"	76	28.0	40.9	1.20	20.0	0.06	5.7
S	"	80	37.5	30.0	1.30	19.8	0.08	5.3
7. R	"	86	28.5	40.5	1.25	18.0	0.06	5.7
S	"	80	35.1	31.5	1.30	20.0	0.08	5.9
8. R	"	98	28.8	38.2	1.27	16.2	0.06	5.5
S	"	88	34.0	33.4	1.28	18.1	0.07	6.0
9. R	"	98	29.0	37.5	1.30	16.2	0.06	5.3
S	"	100	32.2	35.0	1.32	15.0	0.07	5.5
10. R	"	110	28.4	36.2	1.31	14.5	0.06	5.6
S	"	108	25.6	36.5	1.43	13.7	0.07	5.5
11. R	"	110	28.0	35.0	1.31	14.5	0.06	5.6
S	"	120	21.5	38.0	1.35	13.7	0.08	6.1
12. R	"	118	28.0	33.0	1.32	13.7	0.06	5.8
S	"	120	21.5	39.0	1.35	13.7	0.08	6.6
13. R	"	118	28.0	32.5	1.33	13.6	0.06	6.1
S	"	120	21.5	40.0	1.38	13.7	0.08	7.0
O G V	"	120	49.8	14.3	1.37	13.5	0.07	5.3

表 1 平均半径における翼配備¹⁾

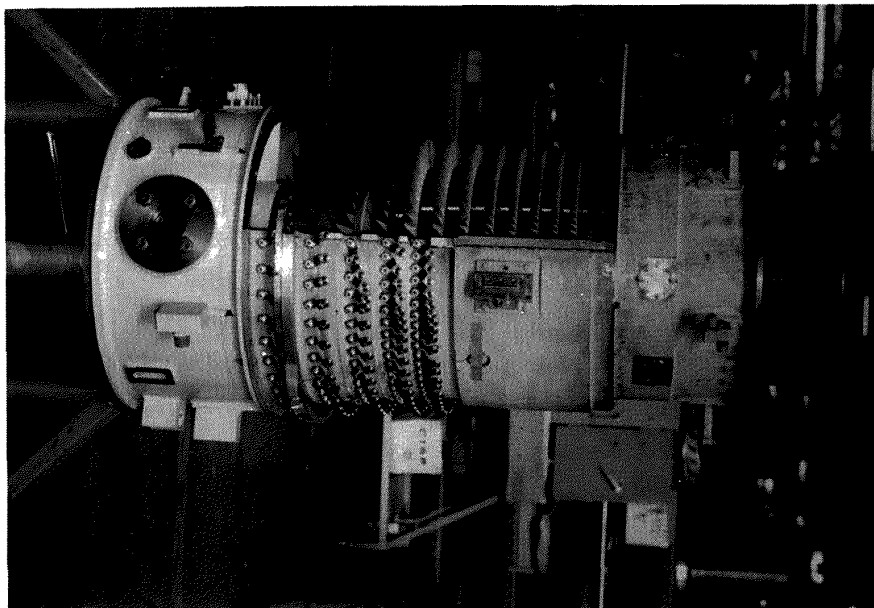


図1(b) 空力試験機 HC-10
(ロータおよびケーシング)

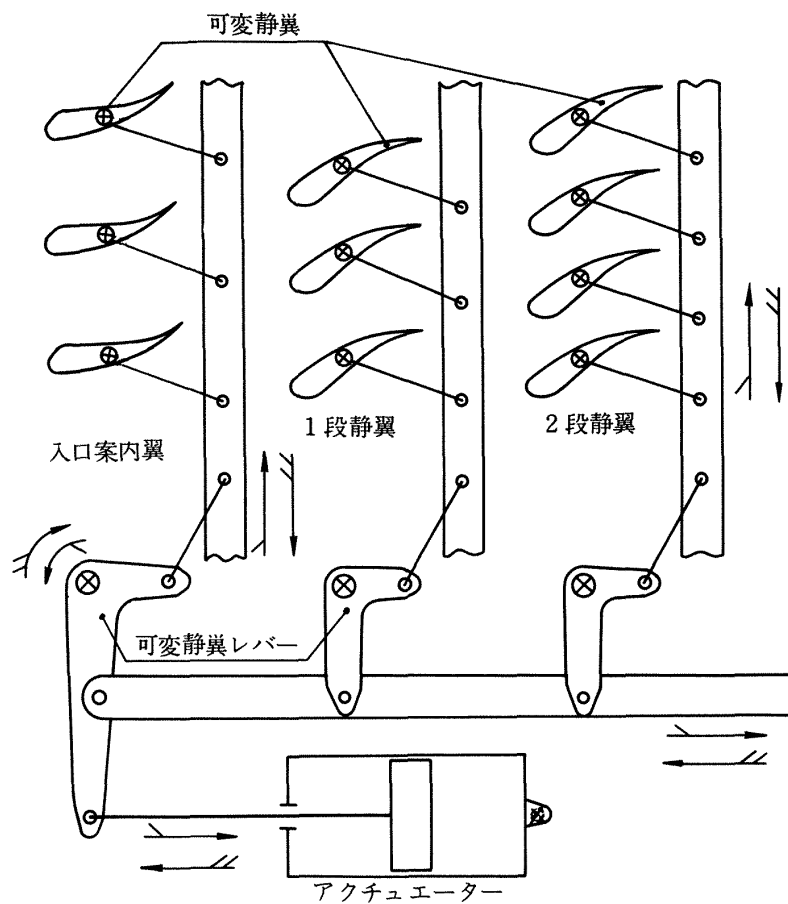


図2(a) 可変静翼のリンク機構

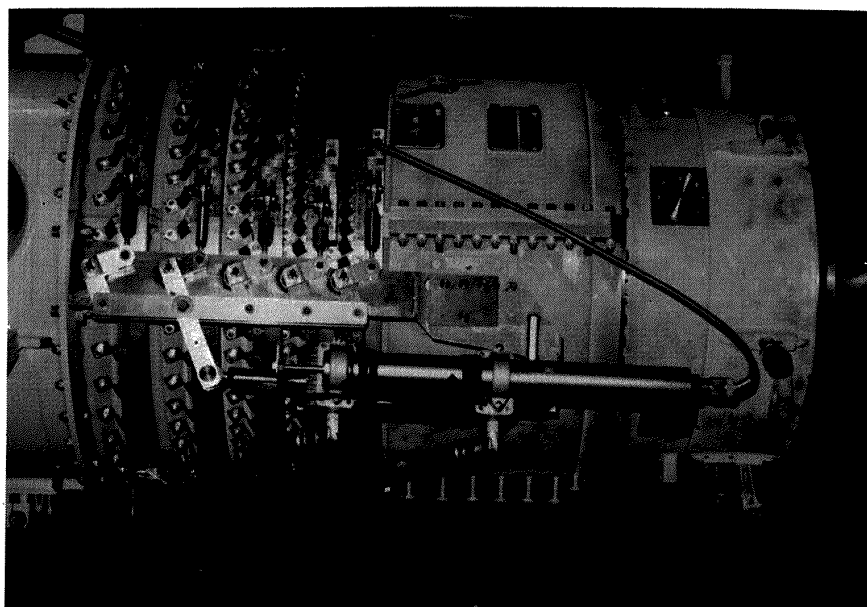


図 2(b) 試験機の変静翼機構

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(a)は可変静翼リンク機構を、図 2(b)は試験機に装着したリンク機構を示す。図から明らかのように可変静翼各段の角度変化量の比率は可変静翼レバーの長さ比によって定まってしまう。HC-10 では空力設計¹⁾に従い IGV の角度変化量 $\Delta\epsilon_{IGV}$ に対する各段角度変化量 $\Delta\epsilon_s$ の比率を図 3 のように与えた。従って試験の際は $\Delta\epsilon_{IGV}$ のみに注目して可変静翼機構を操作性試験を実施した。

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圧力比 12, 400℃以上の高温高圧となること、ロータは高速回転で使用するので動翼根部に作用する遠心力が大きいことなど考慮し材質を選定した。回転部分は最大回転数として 35℃, 110%設計回転速度 (15000rpm) における回転応力を計算し部品の設計製作を行なった。なお、試験装置は駆動動力装置の出力の関係から 80% N^* 以上の高速運転では減圧運転を行ない、吐出圧力が 5 kg/cm²G を越えることは殆んどないので、試験機の出口圧力を最大 6 kg/cm²G として応力を見積りケーシングその他部品の設計製作を行なった。

2.2 運転装置

試験機と運転装置との配置関係を図 4(a)に、各装置の制御盤および計測システム関係装置の配置を図 4(b)に示す。駆動動力装置の最高回転速度は 13600 rpm であるが、試験機は最高回転速度 15000 rpm であるので回転

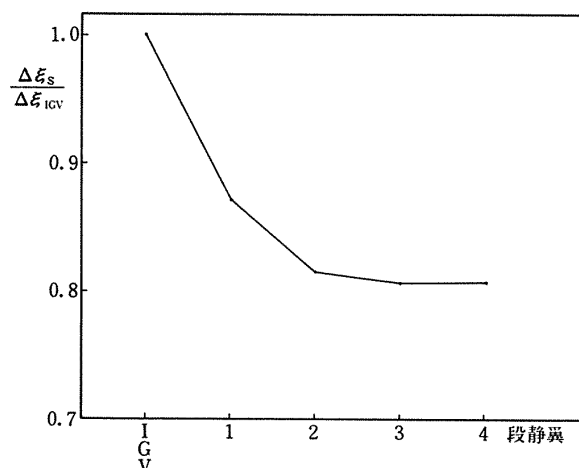


図 3 可変静翼段の喰違い角 変化率

速度比 3 : 1 の増速装置を介して駆動動力装置と連結している。また、試験機は 80% N^* 以上の高速運転では駆動動力装置の出力不足を補うため入口圧力を減少して試験を行なわねばならない。そこで試験機を図 4(a)に示すように減圧可能な試験室内に設置し空気吸込管の吸込弁を絞って減圧運転することとなった。図 5 は駆動動力の関係から求めた試験機の回転速度に対する入口圧力の上限を示す。図の破線は駆動動力装置のガスタービンに燃料を使用せず空気タービンとして使用した場合における入口圧力の上限である。図 6(a)に減圧試験室内の各装置の配置を示す。試験機は試験室のほぼ中央にある架台上に設置し回転軸が駆動動力装置および増速装置の回転軸と同一直線上にあるよう配置した。試験機のフロントフレーム入口にはベルマウスが取り付けられ、整流格子の付いた入口ダクトに接続している。試験機の取付はリヤフ

部 品 名		材 質	
静 止 部	入 口 ケ ー シ ン グ	構 造 用 鋼	SS41
	中 間 ケ ー シ ン グ	岸 素 鋼	SF50
	後 部 ケ ー シ ン グ	高 温 高 圧 用 鋳 鋼	SCPH-61
	出 口 ケ ー シ ン グ	全 上	" "
	静翼 { IGV 1~13 段 }	13Cr 系 ステンレス 鋼	AISI-403
回 転 部	1~3 段 ディスク ・スパーサ }	Ni, Cr, Mo 鋼	AISI-4340
	前 部 ス プ ー ル	耐 熱 鋼	AM-355
	後 部 ス プ ー ル	全 上	" "
	後 部 軸	全 上	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
	1~3 段 動 翼	チ タ ン 合 金	6Al 4V
	4~13 段 動 翼	13Cr 系 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

表 2 主要部品の材質

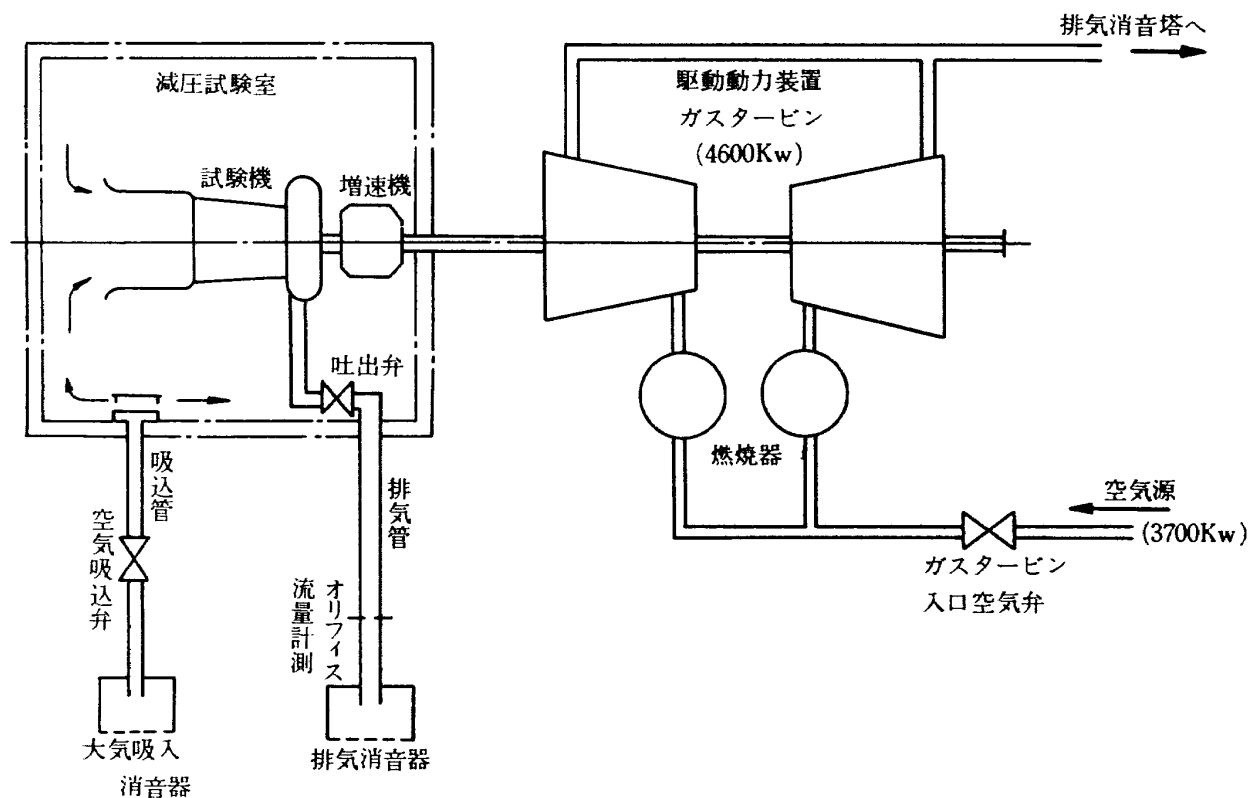


図 4(a) 運転装置系統図

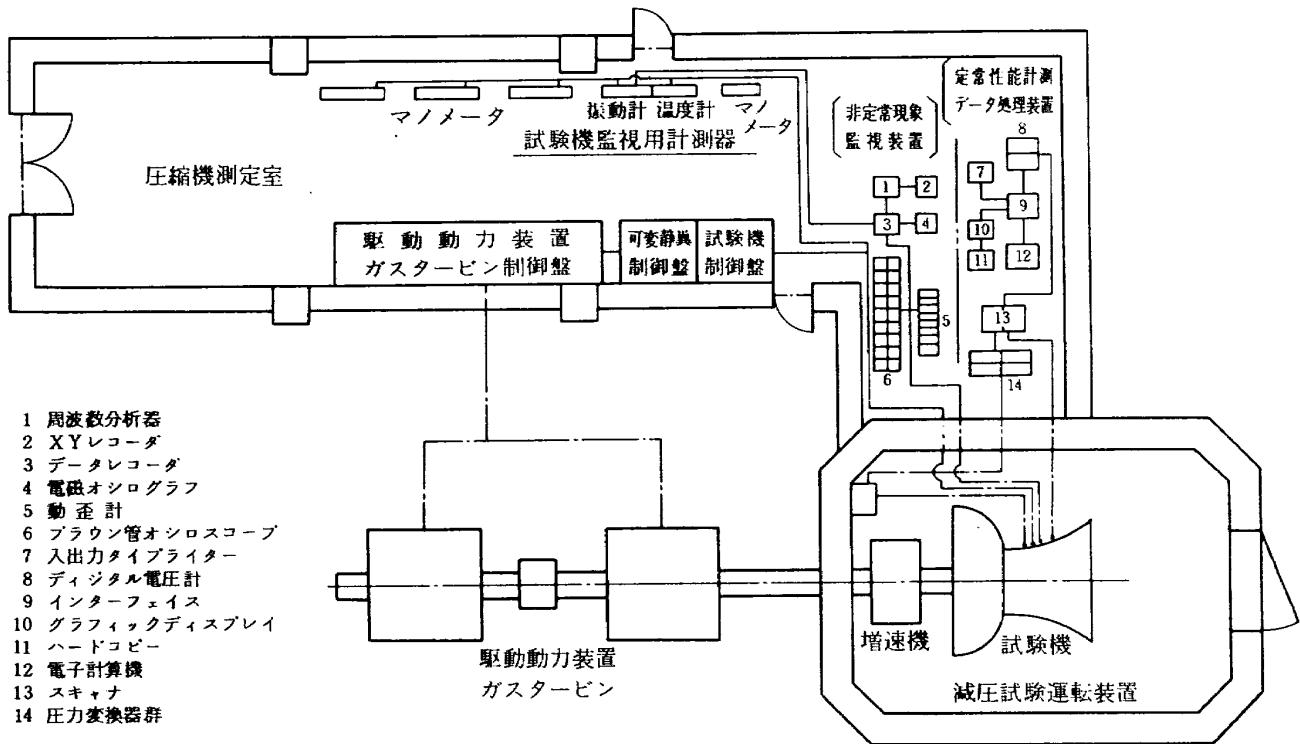


図4(b) 計測システム・装置の配置図

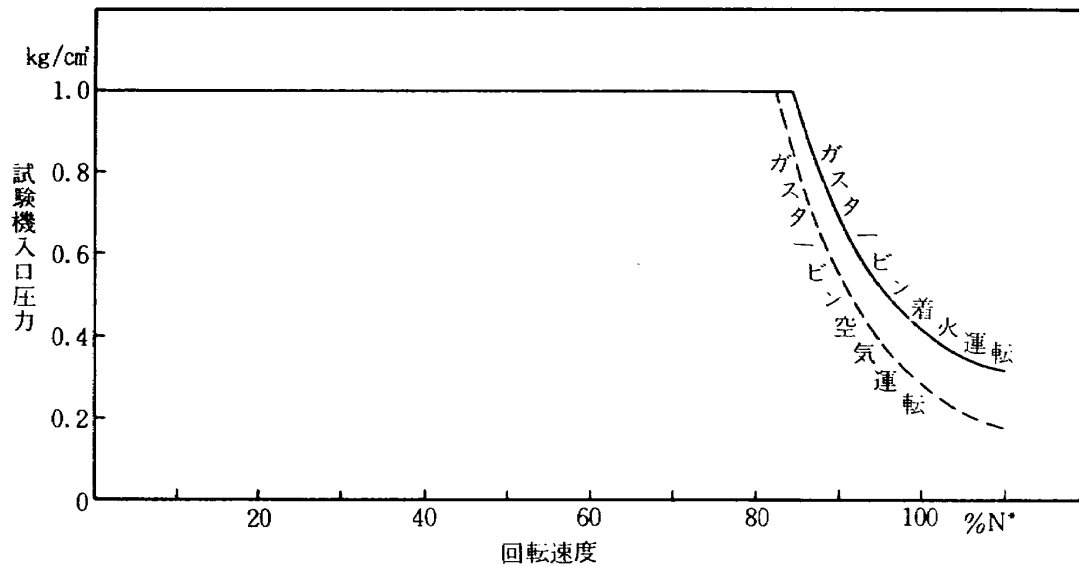


図5 試験機入口圧力の上限

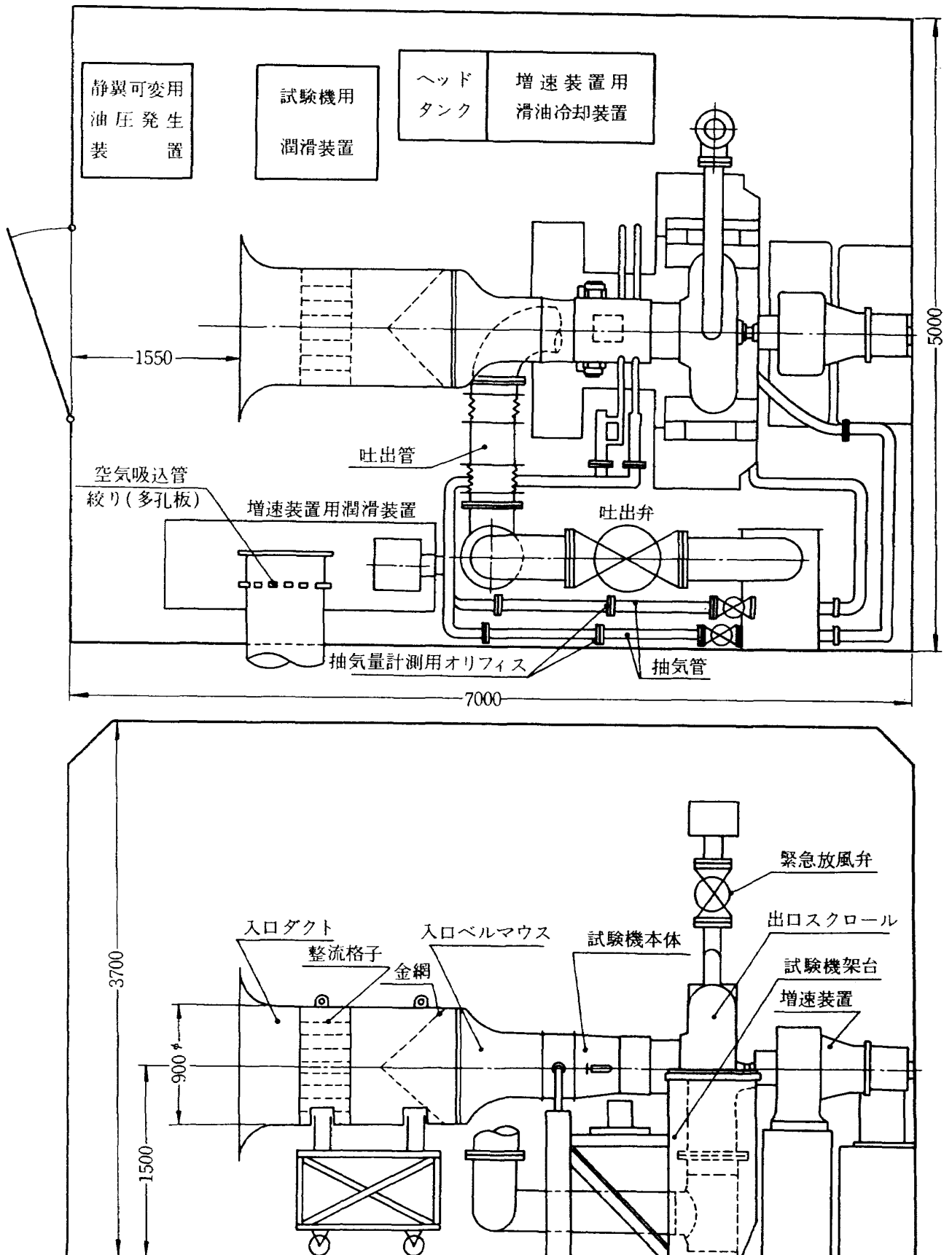


図 6(a) 減圧試験室配置図

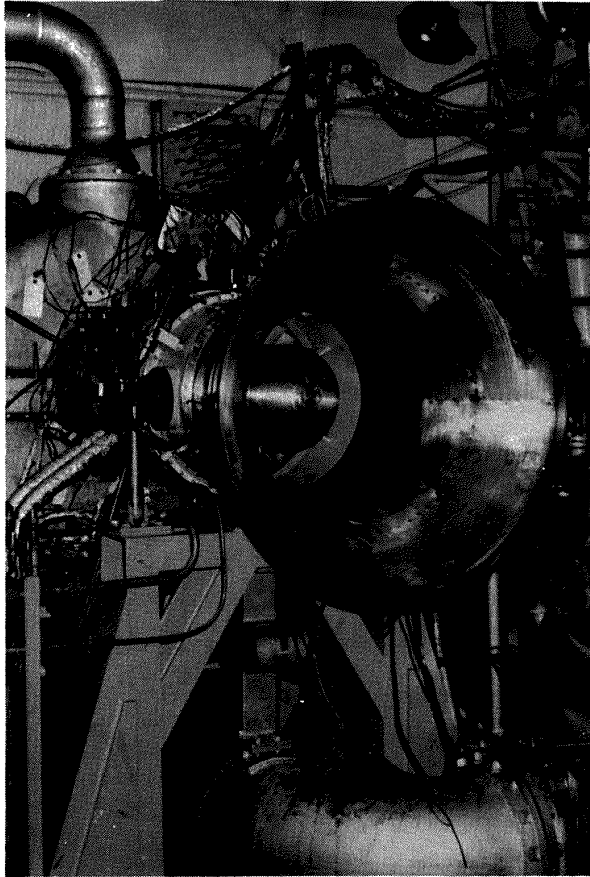


図 6(b) 架台上の試験機

レームの後端面を架台に設置した出口スクロール入口面に固定するいわゆる片持支持の方法を採用し、フロントフレームの両側面にはケーシング前部の振れを抑えるために支柱を設けた。図 6(b)は減圧試験室に設置した試験機の状態を示す。

スクロール上部には緊急放風弁が設けてあり、通常は全閉の状態で行ない、サージなどのように試験機が低流量側で作動していることが原因となって発生する危険な不安定状態に対して放風弁を全開し、試験機を作動点を安全な大流量側へ瞬時に移動させることが可能である。放風弁の操作スイッチは駆動動力装置の制御盤、試験機制御盤および非定常現象監視装置の3ヶ所に設置され、運転・計測あるいは監視担当者のいずれか最も早く緊急状態を認めた担当者によって操作することができる。

可変静翼制御装置は圧縮機測定室内にある可変静翼制御盤(図 4(b))により操作され、試験機本体に装着した油圧アクチュエーター(図 2)を作動させて可変静翼のリンク機構を操作し、可変静翼角度スケジュールに応じた角度に設定する。

2.3 計測装置

2.3.1 計測システム

性能計測・データ処理の系統図を図 7 に示す。試験機

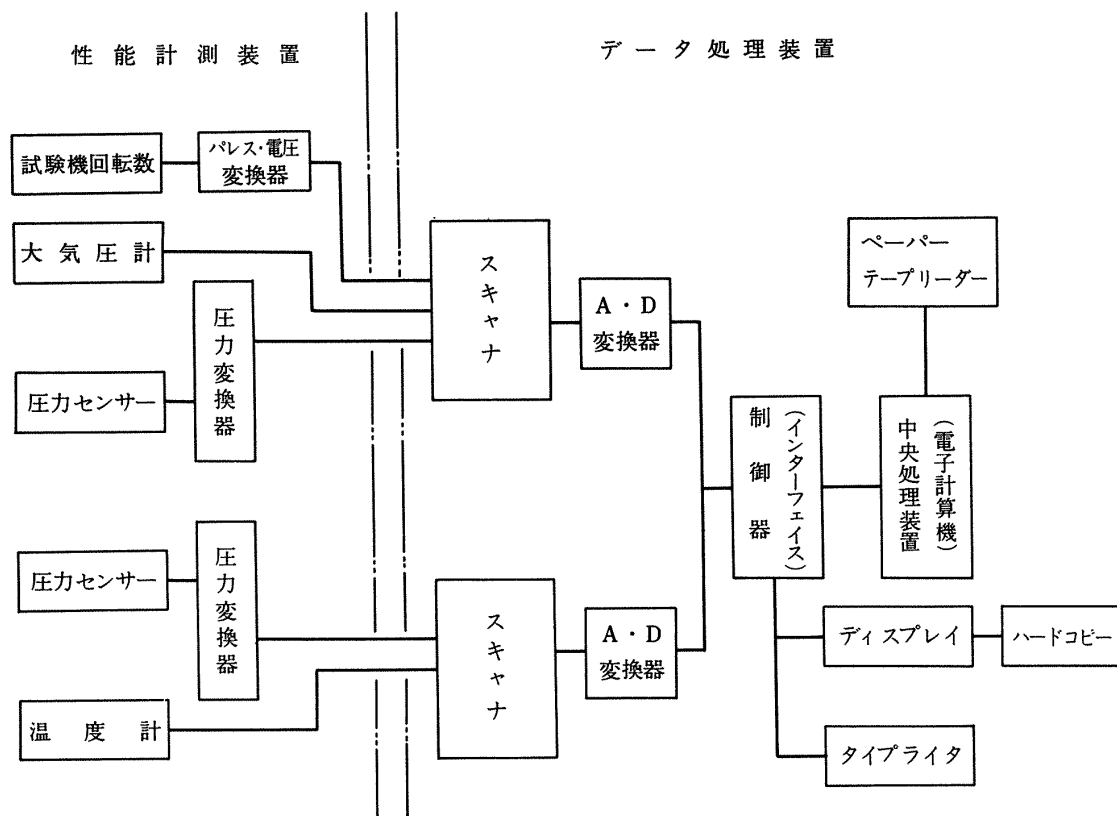


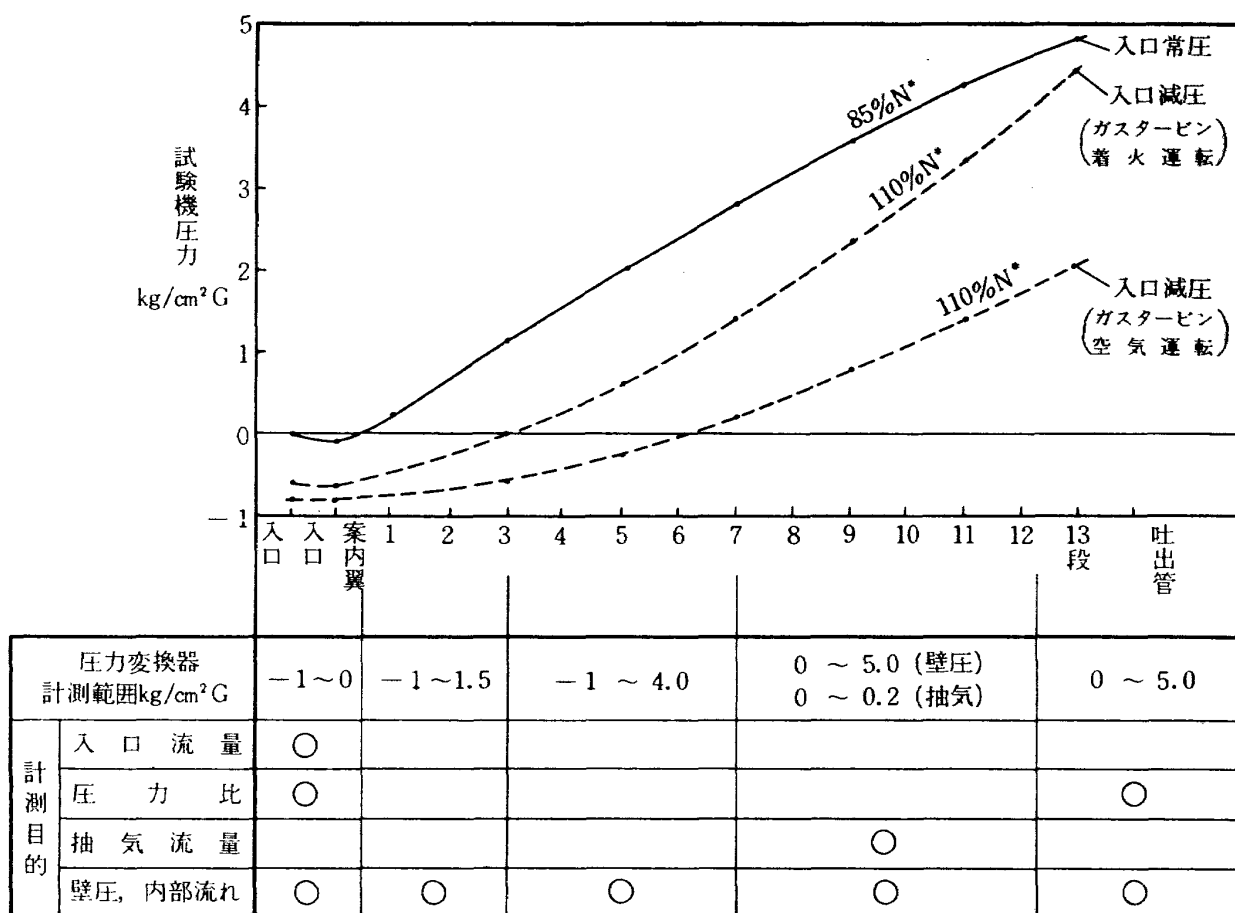
図 7 性能計測・データ処理系統図

の定常性能に関係する入力データは回転速度、圧力、温度であって、いずれも直流電圧に変換されてデータ処理装置へ送られ、圧力比・空気流量・断熱効率など試験機の定常性能をオンラインで計算しディスプレイあるいはタイプライタで出力する。その他に試験機内部流れの計測には壁圧分布および半径方向の圧力・温度分布などを計測する。

回転速度はパルスを直流電圧に変換し、温度は熱電対の起電力を測るので両者とも計測範囲は広いが、圧力測定の場合は圧力変換器の測定精度を高く維持するためには計測範囲を広くとれないので、試験機の運転条件およ

び計測位置に応じて適当な計測範囲の変換器を選定し配置することにした。

試験機入口圧力はなるべく大気圧に近い方が望ましいが駆動動力不足の関係で減圧運転をしなければならないので、図5に示されている試験機入口圧力の上限を運転条件として試験機各段の圧力分布を算定し、各圧力変換器の使用範囲を求めた。図8は上述の運転条件における試験機内部の圧力分布と、配置した圧力変換器の仕様および計測範囲を示す。圧力変換器は図8(b)に示すように圧縮機測定室内(大気圧)に設置されており出力は測定点の圧力と大気圧の差であるので、絶対圧は大気圧を



圧力変換器仕様

形 式 力平衡型
 許容過圧 200% Full Scale 以下
 零点変動誤差 $\pm 0.1\%$ " "
 Span 変動 $\pm 0.2\%$ " "
 Full Span 応答時間 (99.9% Full Scale)
 ゲージ圧 0.3秒以下
 差 圧 0.1 " "
 絶 対 圧 0.5 " "
 温度係数 $\pm 0.02\%/^{\circ}\text{C} \cdot \text{Full Scale}$

図8(a) 圧力変換器の仕様と計測範囲



図8(b) 圧力変換器

加えて求める。試験機は前に述べたように空力性能に係る部分は実機のエンジン用高圧圧縮機と同一寸法に製作されているため、試験機内部は各翼列間の間隔が少く計測センサーの挿入が困難である。そのうえケーシング外側には可変静翼機構のレバー、リンクなどが装着されているためセンサーの取付位置はかなり制限を受けた。これらの点を検討の結果、試験機内部の計測点の配置は図9に示すように、試験機の入口および出口の流路内に楕形のピトー管および温度センサーを挿入し、入口の全圧・静圧・温度および出口の全圧・温度を測定して入口流量、圧力比、断熱効率を求めた。その他各段のケーシング壁面に静圧測定孔を設け、壁圧分布の測定から各段の空力的なマッチングあるいは失速の発生状態を調べることにした。

2.3.2 計測センサー

(試験機入口)

試験機入口には全圧および静圧をそれぞれ4点計測する楕形ピトー管を図9に示すように90°の間隔で2本挿入した。計測点の半径方向位置としては流路断面積を同心円で4等分し、等分された各流路の平均半径位置に全圧と静圧の測定孔を設けた。また入口全温計測用として

外径3.2 mmのクロメル・アルメル熱電対を90°間隔に4本挿入しその平均値を入口温度とした。

(試験機出口)

試験機出口には図10に示すように出口案内翼の後縁から下流へ翼列ピッチの4倍の位置に4点計測の楕形ピトー管3本および熱電対1本を配置し試験機出口の全圧および全温を測定した。各計測点の半径方向位置は入口の楕形ピトー管の場合と同様に流路断面積を同心円で4等分し、分割された各流路の平均半径位置とした。また、流路の平均半径位置に熊手形の5点計測用ピトー管をおき、出口案内翼下流の全圧分布を円周方向に1ピッチ間計測し、試験機の作動条件に対するウェークの位置および円周方向圧力分布の変化を調べることにした。

ピトー管および熱電対の円周方向位置は出口案内翼後縁において1ピッチ間を4等分し、等分された各位置に図に示すようにそれぞれのセンサーを配置した。

2.4 データ処理システム

計測されたデータはすべて直流電圧に変換し図7に示すようにデータ処理装置で性能計算を行ない出力する。表3にデータ処理関係各装置の規格を示す。スキャナの作動、アナログ・デジタル変換、制御器の制御など各機器の制御に関するプログラムはアセンブラ語を、性能解析など演算処理に関するプログラムにはフォートラン語を使用した。図11に計測・データ処理プログラムの流れ図を示す。入力データはオンラインで処理され演算結果はディスプレイ装置に表示すると同時にハードコピーで印字される。

2.5 試験機の監視システム

安全に試験を行なうためには試験機の回転速度、軸受潤滑、振動など高速回転機械の安全運転という立場から監視すると共に、翼列の旋回失速、サージおよび翼の振動など試験機内部の空力的な原因に基づく非正常現象も監視しなければならない。その中でも翼の振動による破損は最も注意を要する問題であるので図9に示すように1～4段動翼、入口案内翼および1～5段静翼には各段それぞれ2枚の翼に歪ゲージを貼付し翼の振動応力を計測監視することにした。図12に監視装置の系統図を示す。

3. 性能試験の方法

3.1 試験条件

性能試験は起動から80% N^* までの低圧力比・小流量域では大気圧試験を行ない、それ以上の高速試験では前

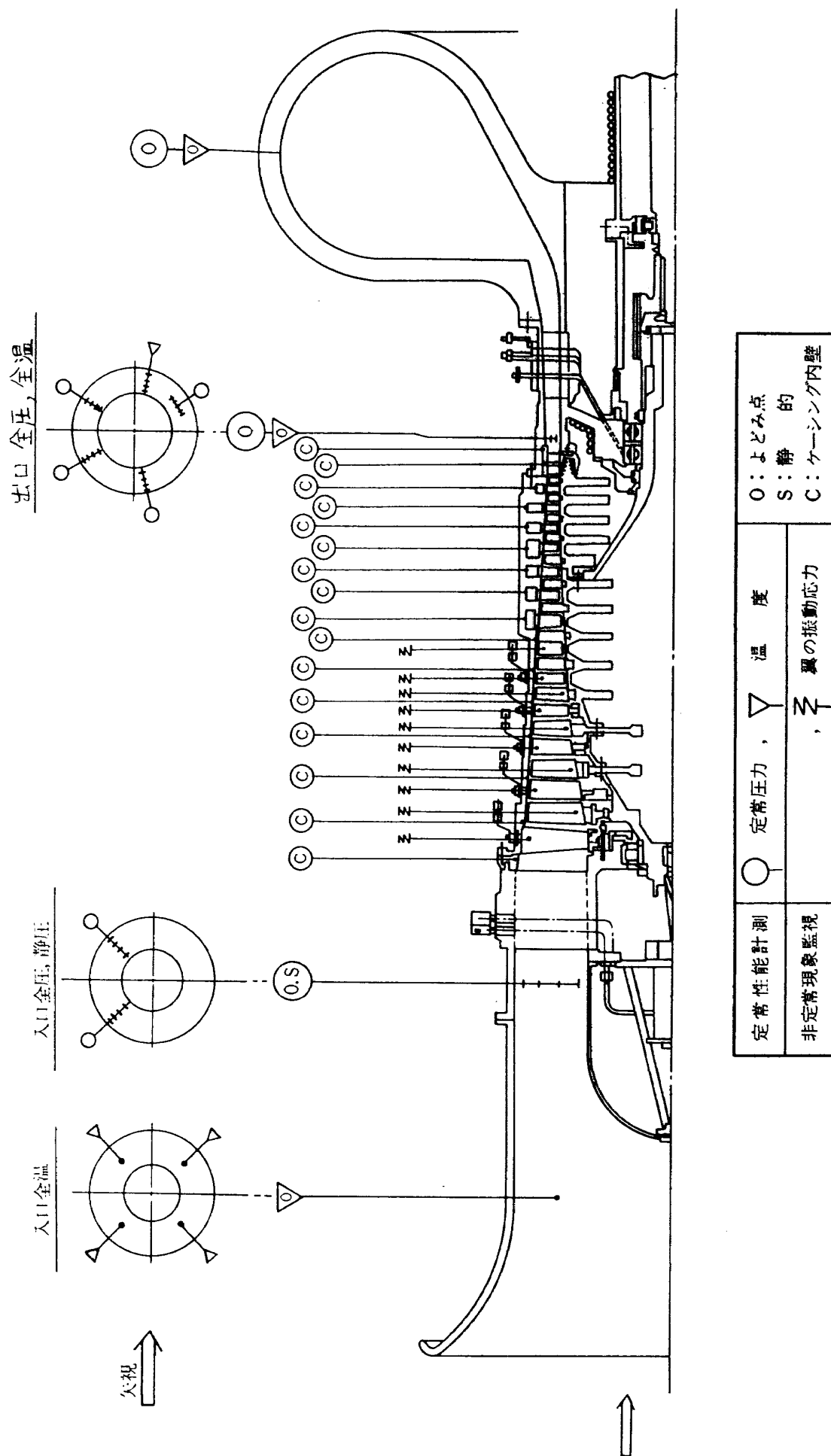


図 9 試験機内計測点の配置

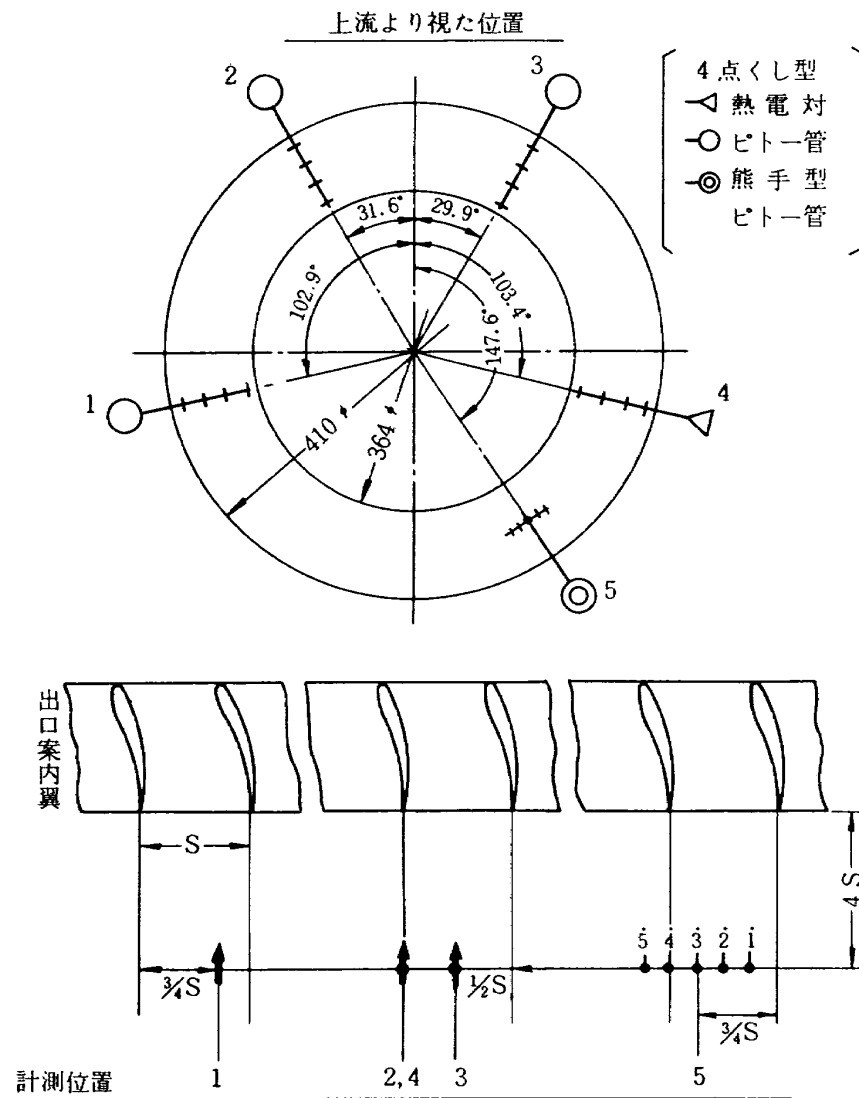


図10 出口センサーの配置

述のとおり駆動動力の出力の関係から回転速度の上昇に応じて減圧試験室の空気吸込弁を絞り試験機入口圧力を大気圧以下に減圧して試験を行なった。図13に示すように回転速度の上昇に伴ない試験機入口圧力は低下して翼入口レイノルズ数の減少を招き、設計回転速度では入口圧力 0.2 kg/cm^2 、翼入口レイノルズ数は1段動翼平均半径 1.3×10^5 、1段静翼平均半径では 0.9×10^5 程度にまで低下した。

可変静翼は図2に示したようにリンク機構によって連結され、各段は図3に示す角度変化率に従い1対のアクチュエータで全可変静翼が同時に操作されるので、試験は入口案内翼の喰違い角変化 $\Delta \epsilon_{IGV}$ を基準にして図14

に示す角度変化スケジュールを定め実施した。

3.2 性能計算法

試験機入口の全温、全圧、静圧を測定して入口平均全圧および全温、入口の流速および流量を求め、出口の全圧、全温を測定して出口の平均全圧および全温を求めた。次に入口、出口の全圧および全温より圧力比、断熱効率および試験機入力を求めた。

入口の計測点において流入マッハ数 M_i 、全圧 P_{0i} 、静圧 P_i 、全温 T_{0i} 、静温 T_i 、流速 C_{zi} 、音速 a_i 、密度 ρ_i 、また計測位置によって分割された流路面積を ΔA_i 、流量を

装 置 名	規 格	備 考
ス キ ャ ナ	リードリレー式 チャンネル数 120CH 圧 力 80CH 温 度 40CH (熱電対用) 零接点回路内蔵 切 換 速 度 約10ms	
アナログ・デジタル 変 換 器	デジタル電圧計 サンプル時間 20ms 分 解 能 1μV コモンモード除去比 150dB	同位相ノイズ除去比の高い積分形
中 央 処 理 装 置	電 子 計 算 機 (山武ハネウエル Y-316) 16 ビット 並列2進 メ モ リ 12K, 磁気コア メモリサイクル 1.6μs	優先割込み回路, 高速演算回路付き 制御プログラムはアセンブラ語, 計算プログラムはフォートランを使用
紙テープ入力装置	読 取 方 式 光 電 式 読 取 速 度 300字/秒	
デ ィ ス プ レ イ	直 視 型 11インチ ディスプレイ面積 19cm×14.2cm キャラクタ・ディスプレイ容量 横74×縦35 = 2520 キャラクタ グラフィック・モード 1024 (X軸) × 780 (Y軸)	コミュニケーション・インターフェイス内蔵 ハードコピー接続
テレタイプライタ	印 字 速 度 600字/分 紙テープ読取速度 600字/分 " セン孔速度 600字/分	

表3 データ処理装置の規格

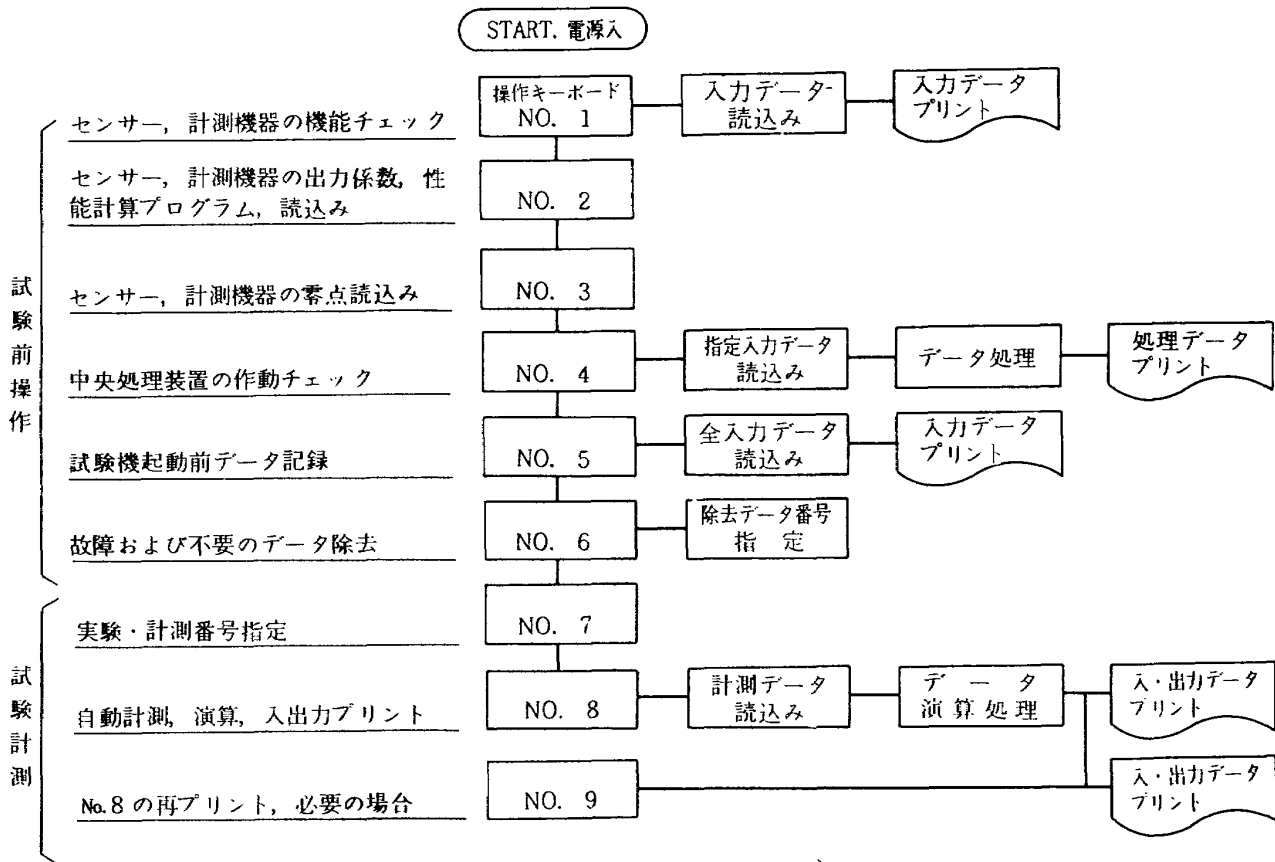


図 11 計測・データ処理プログラムの流れ図

 ΔG_i とすると

$$\begin{aligned}
 M_i &= \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left[\left(\frac{P_{oi}}{P_i} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}, \quad P_i = \frac{P_{oi}}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \\
 C_{zi} &= a_i M_i = M_i \sqrt{g \kappa R T_i} \\
 T_i &= \frac{T_{oi}}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_i^2}, \quad \rho_i = \frac{P_i}{g R T_i} \\
 \Delta G_i &= \Delta A_i \cdot g \cdot \rho_i \cdot C_{zi} \\
 &= \Delta A_i \cdot M_i \cdot P_{oi} \sqrt{\frac{g \kappa}{R T_{oi}}} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}
 \end{aligned} \quad (1)$$

センサの数 n , 1本のセンサにある計測点の数 m とすると

$$\text{入口平均全圧 } \bar{P}_{oi} = \frac{\sum_{n=1}^n \sum_{m=1}^m (P_{oi})_{mn}}{m \times n} \quad (2)$$

$$\text{入口流量 } G_i = \frac{\sum_{n=1}^n \sum_{m=1}^m (\Delta G_i)_{mn}}{n} \quad (3)$$

$$\text{入口平均全温 } \bar{T}_{oi} = \frac{\sum_{n=1}^n (T_{oi})_n}{n} \quad (4)$$

出口計測点における全圧 P_{od} , 全温 T_{od} とすると

$$\text{出口平均全圧 } \bar{P}_{od} = \frac{\sum_{n=1}^n \sum_{m=1}^m (P_{od})_{mn}}{m \times n} \quad (5)$$

$$\text{出口平均全温 } \bar{T}_{od} = \frac{\sum_{m=1}^m (T_{od})_m}{m} \quad (6)$$

	P_{oi}	T_{oi}	P_{od}	T_{od}	ΔG_i
m	4		4	4	4
n	2	4	3		2

$$\text{圧力比 } r_p = \frac{\bar{P}_{od}}{\bar{P}_{oi}} \quad (7)$$

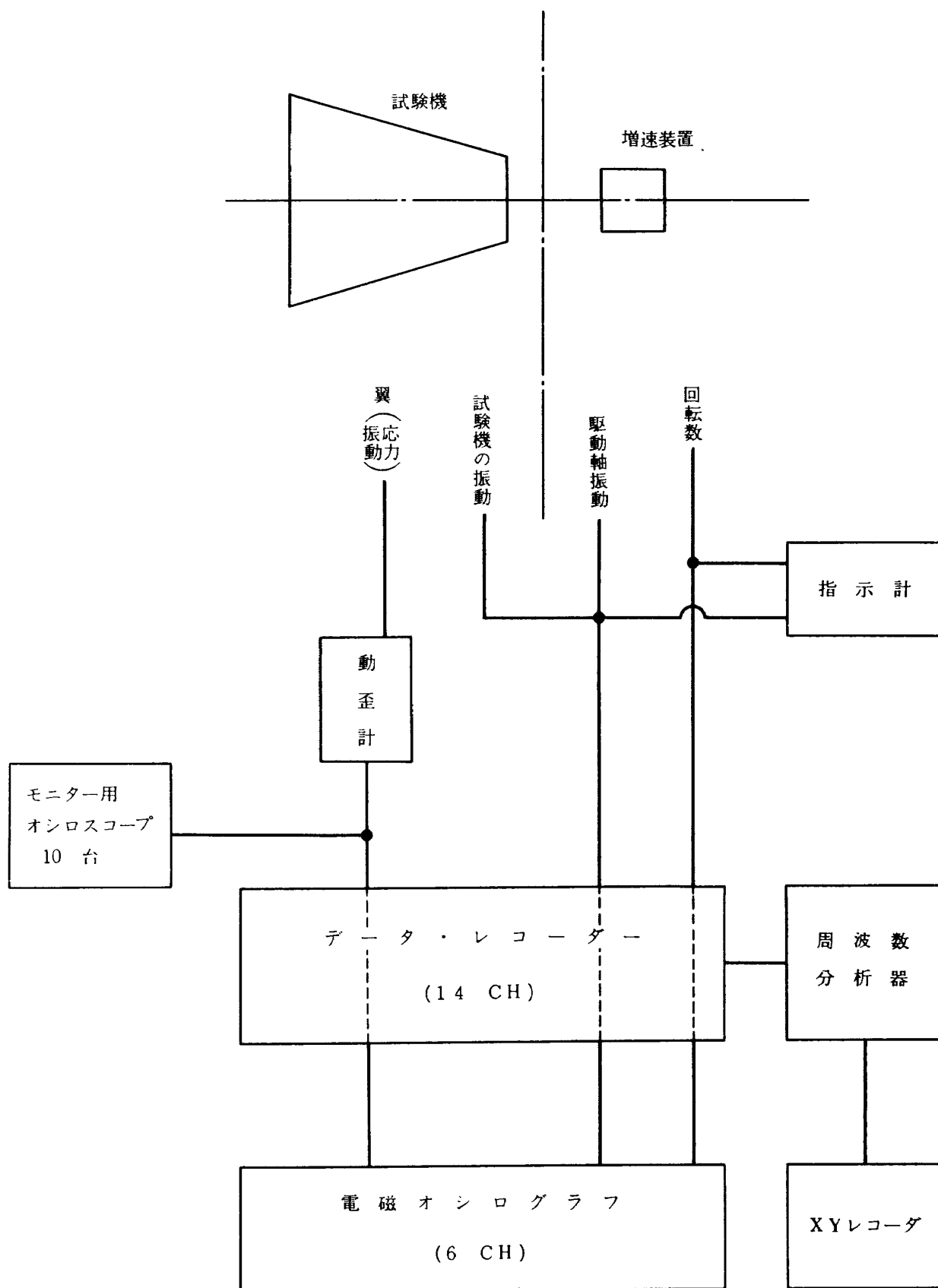


図 12 試験機の監視装置系統図

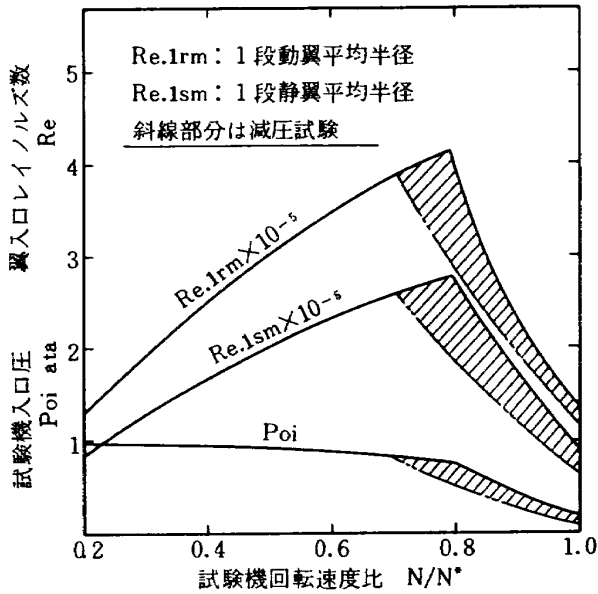


図13 試験機の入口圧力と翼入口レイノルズ数

$$\text{断熱効率 } \eta_{ad} = \frac{\bar{T}_{oi} \left[\frac{\bar{\kappa}-1}{\tau_p \bar{\kappa}} - 1 \right]}{\bar{T}_{od} - \bar{T}_{oi}} \dots\dots\dots (8)$$

試験機入力 W

$$\begin{aligned} W &= \frac{J C_p G_i (\bar{T}_{od} - \bar{T}_{oi})}{101.97} \\ &= \frac{4.186 \bar{C}_p \bar{T}_{oi} \left[\frac{\bar{\kappa}-1}{\tau_p \bar{\kappa}} - 1 \right] G_i}{\eta_{ad}} \dots\dots\dots (9) \end{aligned}$$

ここに \bar{C}_p , $\bar{\kappa}$ はそれぞれ入口および出口における定圧比熱および比熱比の平均値である。

4. 試験結果

性能試験は起動から最高102.5%設計回転速度まで、抽気は行わず、可変静翼を回転速度に対して図14のように操作し実施した。

80% N^* よりも高速の試験では前述のように入口圧力を減圧(図13)して試験を行なったので翼入口レイノルズ数 Re の低い状態で性能計測を行なうこととなった。

一般に、低レイノルズ数では翼面の剝離などに起因し

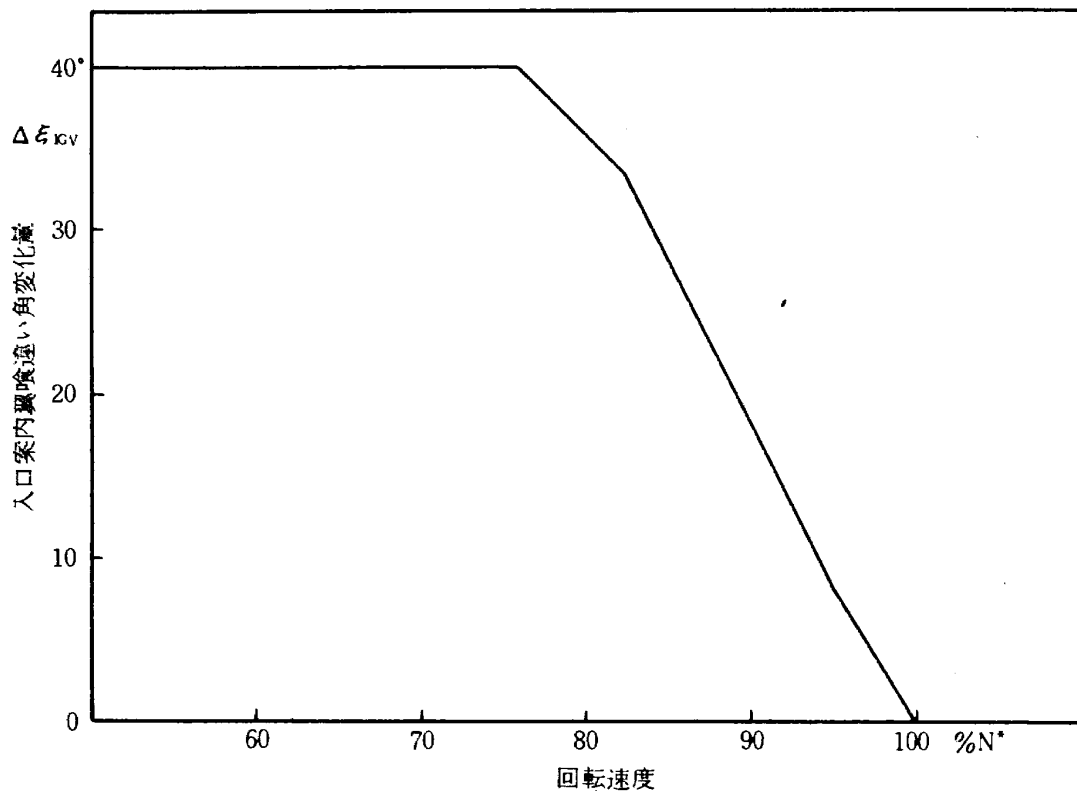


図14 入口案内翼の喰違い角度変化量と回転速度

て転向角の減少および損失の増大など翼列性能の低下を招き、その結果として圧縮機性能には圧力比および効率の低下ならびに流量の減少など悪影響が現われる。レイノルズ数の低下が翼列および圧縮機の性能に及ぼす影響については従来から多くの研究が行なわれその成果³⁾も発表されている。しかし、その影響は流入角、流入マッハ数、翼のそり、翼厚比およびアスペクト比など流れの状態および翼列を構成する種々の因子と関連しており、定量的に明確な関係を求めるには資料不十分であって、現状はまだ個々の資料を積重ねている段階である。

これまでの資料では、軸流圧縮機の場合は $Re < 2 \times 10^5$ になると性能低下が現われ始めており、 $Re < 1.0 \times 10^5$ では特に顕著である。それ故に圧縮機の性能試験に関する JIS 規格 (JIS-8345) では試験時の最小許容レイノルズ数を 10^5 とし、それ以下では規定状態への性能換算は本質的に困難であるとしている。

本試験の場合、各段翼列のレイノルズ数は図 15 に示すような分布となり、2～4 段静翼で最も低い。90% N^* の試験では 2～4 段静翼の hub で $Re \approx 1.3 \times 10^5$ 、その他の翼は $Re = 1.8 \sim 2.8 \times 10^5$ であって規定状態への換算は可能であろう。しかし 95% N^* では 2～4 段静翼の平均半径より内径側で $Re \leq 1 \times 10^5$ となり、100% N^* ではほぼ全段にわたって $Re \leq 1 \times 10^5$ の部分が存在するので試験結果から規定状態の性能換算は困難と考えられる。しかし、本試験機のように高速の多段軸流圧縮機の試験では空力的な性能を求めることの他にロータの振動、各段翼列の振動応力、軸受の給油状態およびシール空気バランスなど高速回転機械として構造強度の立場からも試験を行ない安全性を確認する必要がある。そのため最高回転速度まで試験を行なうと共に、規定状態への正確な性能換算は困難であるけれども空力設計の可否を検討する場合に判断の資料として役立てるためレイノルズ数の影響を考慮した性能解析を行ない計測値と比較することにした。翼列性能に対するレイノルズ数の影響は引用文献より図 16 に示すように圧力損失係数および転向角に対する影響についてもとめ使用した。

4.1 全体性能

図 17 に修正回転速度をパラメータとし修正空気流量に対する圧力比および断熱効率の関係を示す。図中の VSV 偏差角 0° は可変静翼の角度変化を図 14 のスケジュールどおりに与えて試験した場合である。

実際のエンジンでは圧縮機の作動点は燃焼器、タービンなど他の構成要素とのマッチングによって定められるものであるから、上述の VSV 偏差角 0° の状態が実機エ

ンジンにとって最適の条件であるとは限らない。そこで可変静翼のスケジュールに修正を必要とする場合に備えて、入口案内翼の角度変化 $\Delta \epsilon_{IQV}$ を図 14 の値よりも $2 \sim 3^\circ$ 増減させた場合の試験も実施した。図に示すように $2 \sim 3^\circ$ の偏差に対して作動点は移動するが作動範囲および効率とも目立った変化はなく、必要に応じてスケジュールを弾力的に変更できることがわかる。

減圧試験ではなるべく入口圧力を高くするため駆動動力をほぼ最大に設定し、入口圧力を調整して所要の回転速度に合わせた。したがって各作動点ごとに入口圧力は変化し、回転速度一定の条件で試験すると入口圧力は圧力比が低く流量の大きい作動点で高く、圧力比の上昇と共に減少した。入口圧力の低下は翼入口レイノルズ数の低下を招き、その結果として性能の低下および作動範囲の縮小などの影響が現われ、設計回転速度では設計値 (修正空気流量 19 kg/s , 圧力比 11.8) に比べ流量で約 4%, 圧力比で約 6% 低下した。

図 18 に 90% N^* 以上における性能の設計計算値、減圧試験の計測値およびレイノルズ数の影響を図 16 のように入れた場合の性能予測を示す。前述のように 95% N^* 以上ではレイノルズ数が低いため性能換算の困難な領域であるが、計測値と低レイノルズ数での性能予測とは傾向的にかなりよく合っており、規定の状態では設計性能を満足できるものと予想される。

4.2 内部流動

内部流れの解析結果と計測値を比較し、各段翼列のマッチングと空力設計の可否を検討した。

図 19 は 90% N^* 、圧力比 6.9 の作動点における各段翼列流入角の設計流入角からの偏差 $\Delta \beta = \beta - \beta^*$ および $\Delta \alpha_2 = \alpha_2 - \alpha_2^*$ (計算値) を示す。翼入口レイノルズ数の低い前段では転向角の減少と圧力損失の増大を補うため減圧試験の方が $\Delta \beta$ 、 $\Delta \alpha_2$ とも $1 \sim 2^\circ$ 大きい、5 段以降はほぼ同じ分布状態となって、レイノルズ数の影響は部分的に前段のみに作用しているようである。

試験機出口における圧力・温度の半径方向分布を図 20 (a) に、各段静翼出口におけるケーシング壁圧分布を図 20 (b) に示す。出口温度の計測値は計算値にほぼ一致しているが、出口圧力の計測値は計算値よりも内外壁面近くで低く流路中央部でふくらむ形となった。これはボス比が 0.89 と大きく、内外壁面の境界層および翼端隙間による圧力損失が大きく影響しているためと考えられる。各段壁圧分布は計測値と計算値とがほぼ合っており、各段翼列のマッチングは大体良いようである。図 21 は 100% N^* 、圧力比 11 の作動点における各段翼列の $\Delta \beta$ および $\Delta \alpha_2$

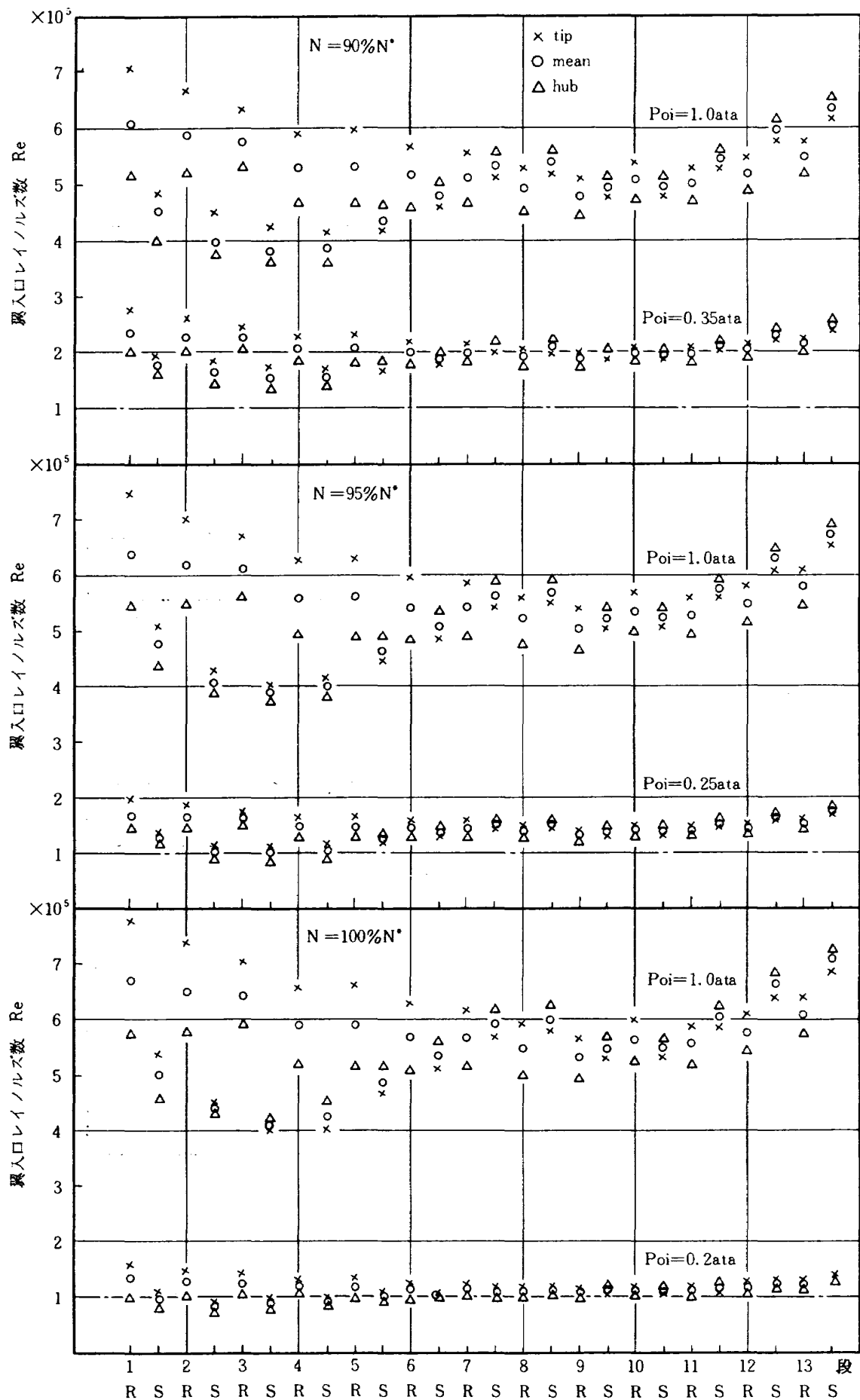
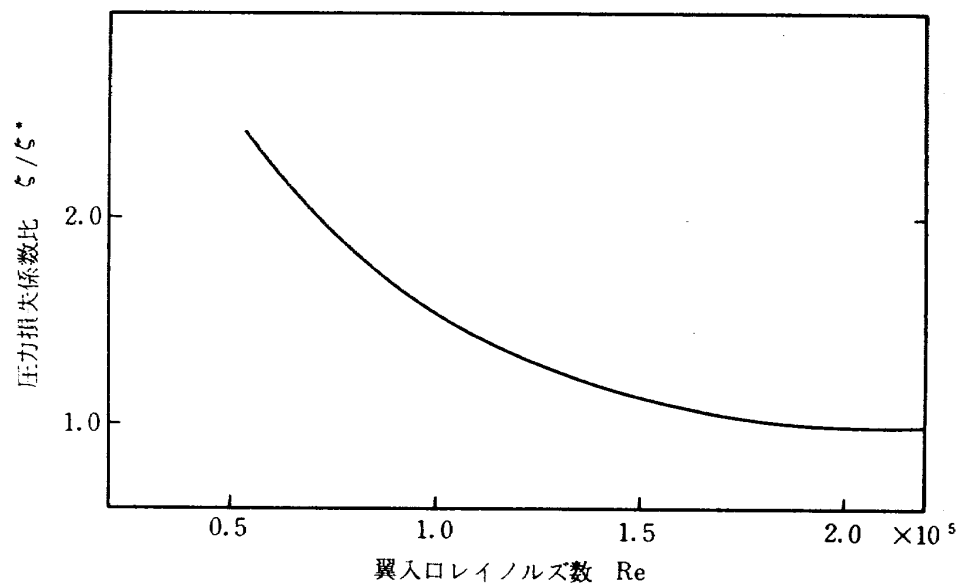
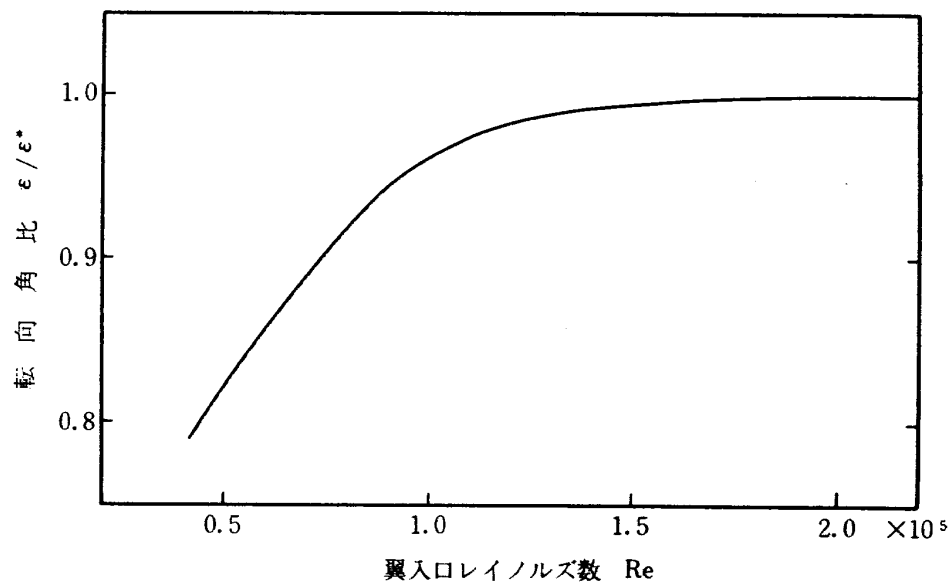


図15 試験条件と各段の異入口レイノルズ数(計算値)



(a) 翼列の圧力損失係数の変化



(b) 翼列転向角の変化

図 16 翼列性能に対するレイノルズ数の影響

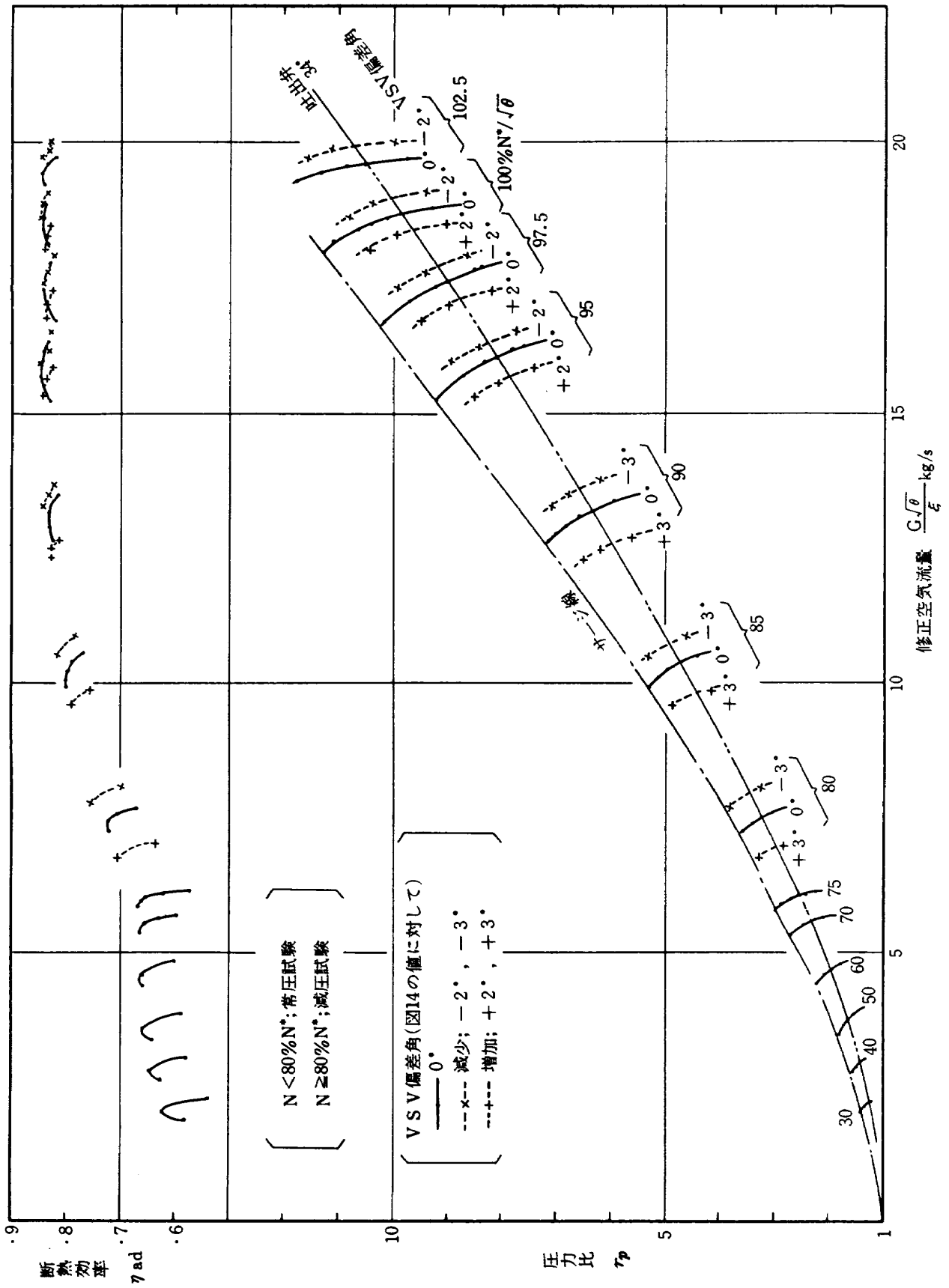


図 17 HC-10 性能曲線

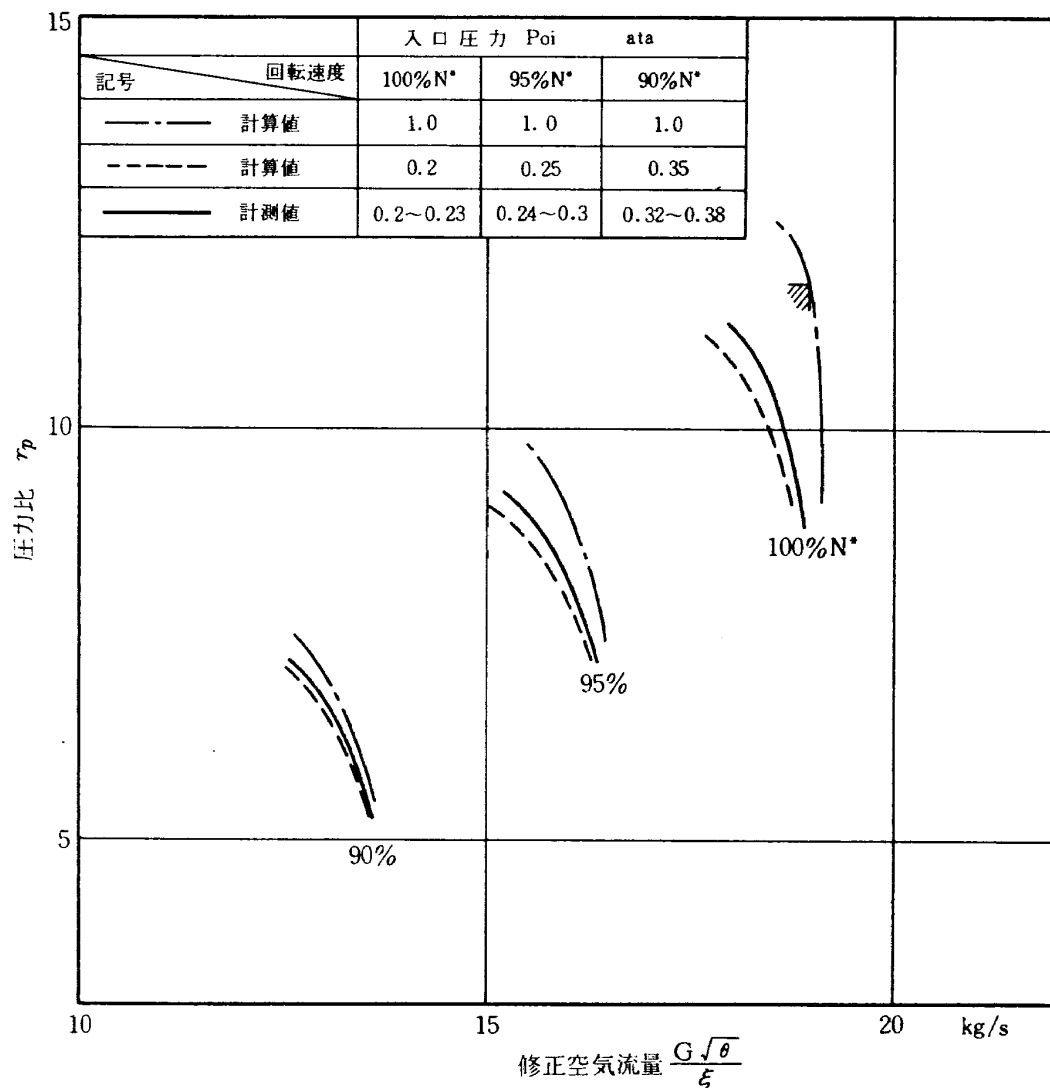


図18 低レイノルズ数の圧縮機性能

分布を示す。入口圧が大気圧であれば $\Delta\beta_1$, $\Delta\alpha_2$ ともほぼ 0° 近傍にある筈であるが低レイノルズ数の影響が全段に及び、前段では $\Delta\beta_1 > 0$, $\Delta\alpha_2 > 0$ に後段では $\Delta\beta_1 < 0$, $\Delta\alpha_2 < 0$ となっている。図 22(a) は試験機出口の圧力・温度分布を、図 22(b) は各段のケーシング壁圧分布を示す。出口温度は計算値とほぼ同じ分布状態にあること、また出口圧力分布は内外壁面近くで低く流路中央部でふくらむ形をなしていることなど 90%N* の場合と同様の傾向を示している。また各段の壁圧分布は計算値とよく合っており各段のマッチングおよび空力設計は適正と判断して差支えないと思われる。

図 23 は低速から最高回転速度までの試験における各段壁圧分布を示す。高速では各段の壁圧は前段から後段へ滑らかに上昇しているが、90%N* 以下では 4～5 段の圧力上昇が少なく、特に 80%N* 以下では圧力低下が

目立つ。これは図 19 の $\Delta\beta_1$, $\Delta\alpha_2$ 分布から判断して、図 3 に示した可変静翼の角度変化率が 3 段および 4 段で若干大き過ぎたためと考えられる。この対策としては、静翼の角度変化率を 3 段で 0.7, 4 段で 0.6 程度まで減少させると 4 段および 5 段動翼とのマッチングが改善され低速領域での圧力比および効率が向上するものと考えられる。

図 24 は試験機出口の平均半径位置(図 10)に挿入した熊手型ピトー管によって出口案内翼列の 1 ピッチ間を測定した円周方向出口圧力分布である。回転軸方向の計測位置は試験機の出口案内翼後縁から翼列ピッチの 4 倍も下流であるので翼列のウエークはかなり減衰しているが約 1 %程度の圧力不均一が残っていること、回転速度・流量など試験機の作動条件が変化するとそれに応じてウエークの位置も若干移動することを示している。

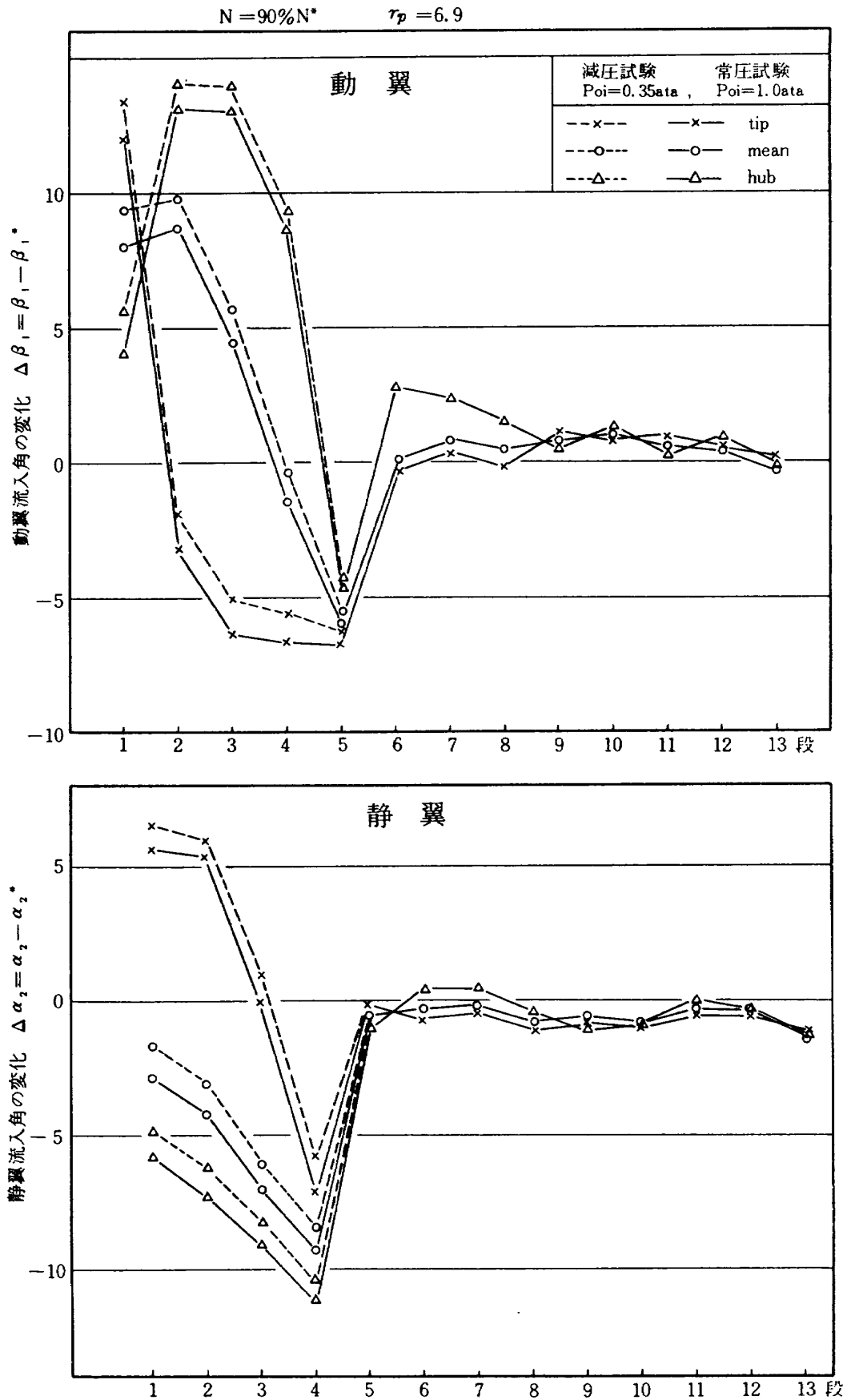
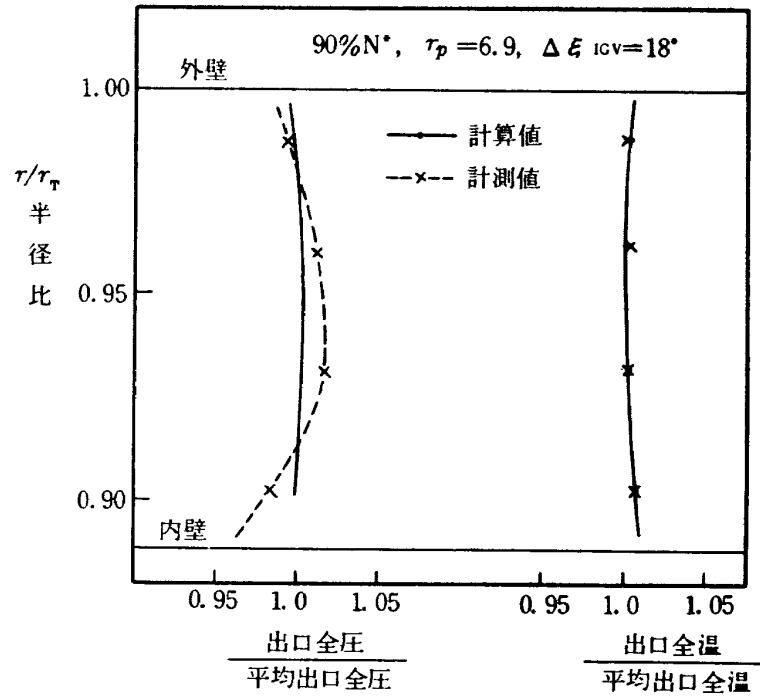
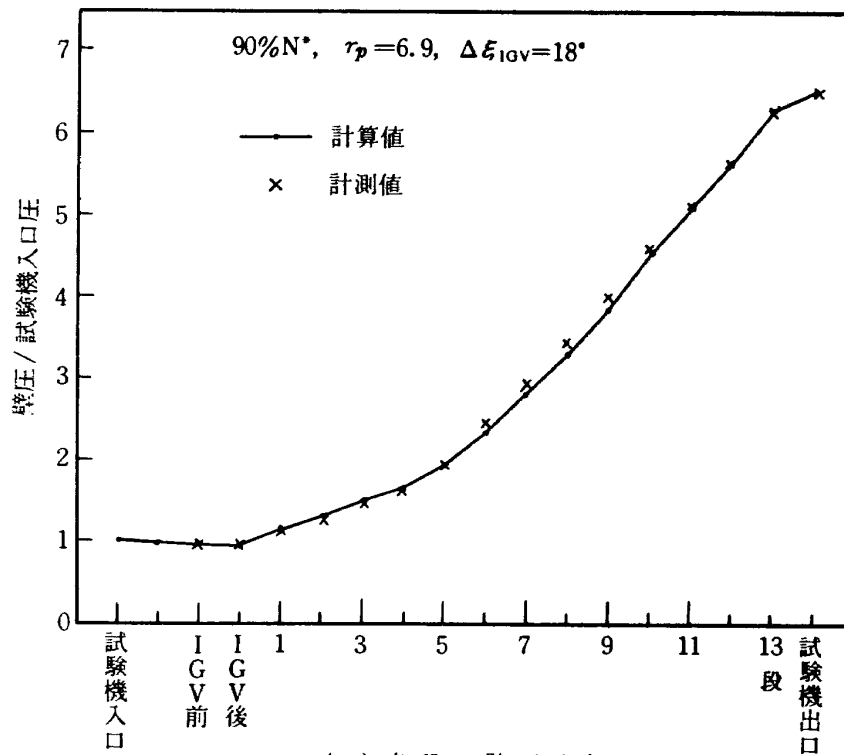


図 19 減圧運転における流入角の変化 (計算値)



(a) 試験機出口圧力, 温度の半径方向分布



(b) 各段の壁圧分布

図 20 試験機内部の圧力・温度分布

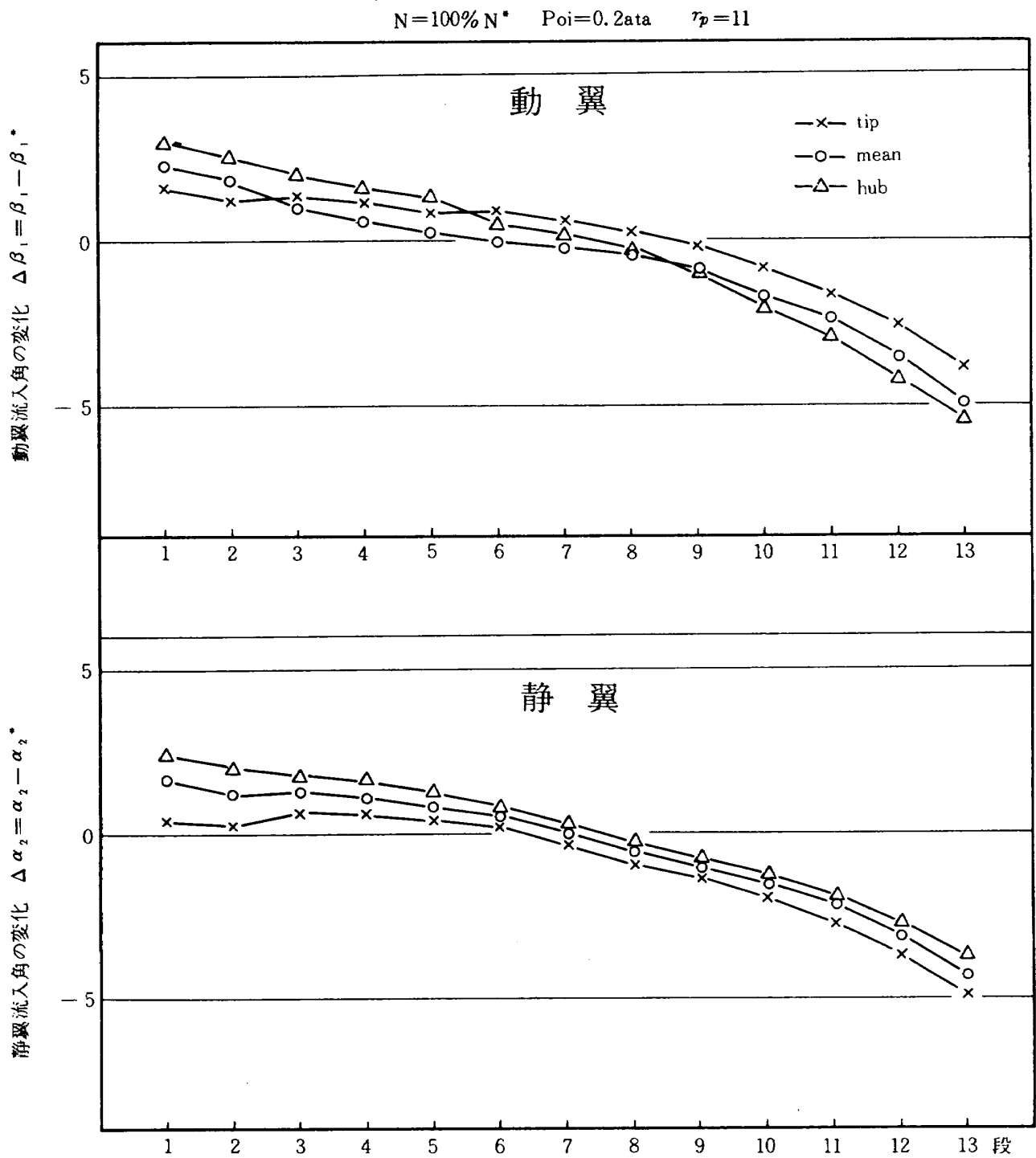
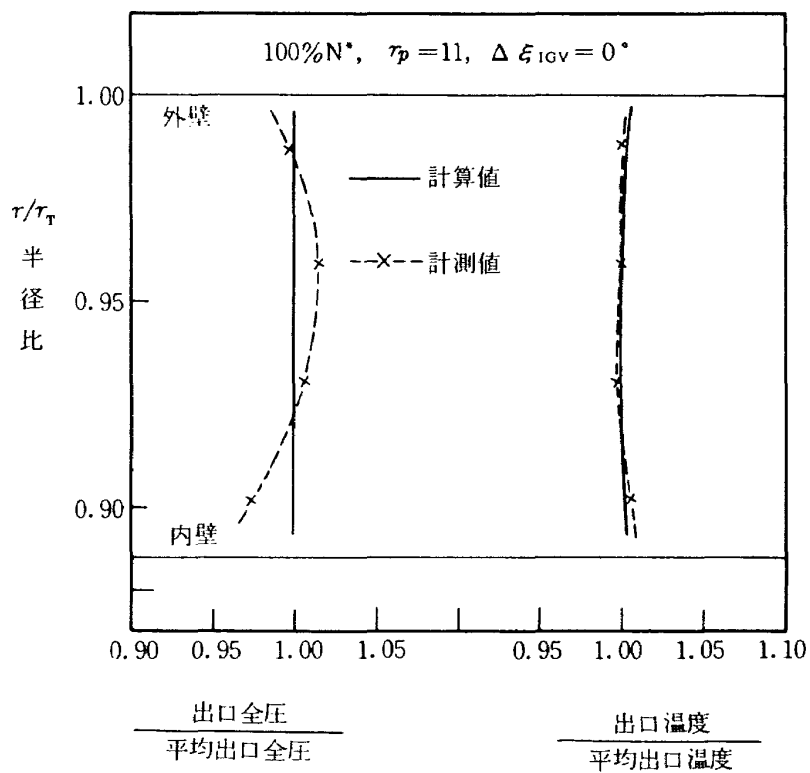
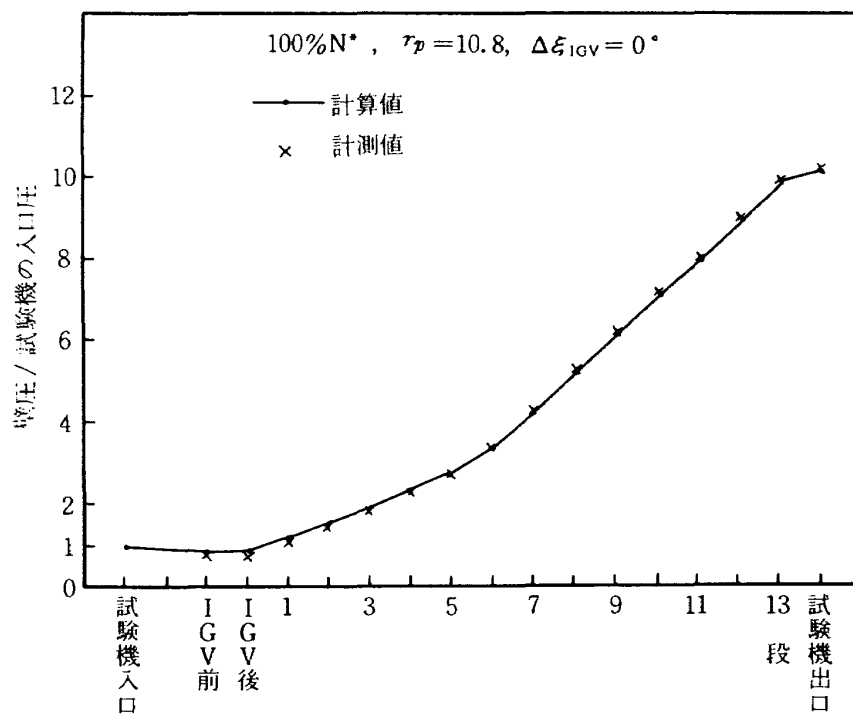


図 21 減圧運転における各段翼列の流入角の変化 (計算値)



(a) 試験機出口圧力・温度の半径方向分布



(b) 各段の壁圧分布

図 22 試験機内部の圧力・温度分布

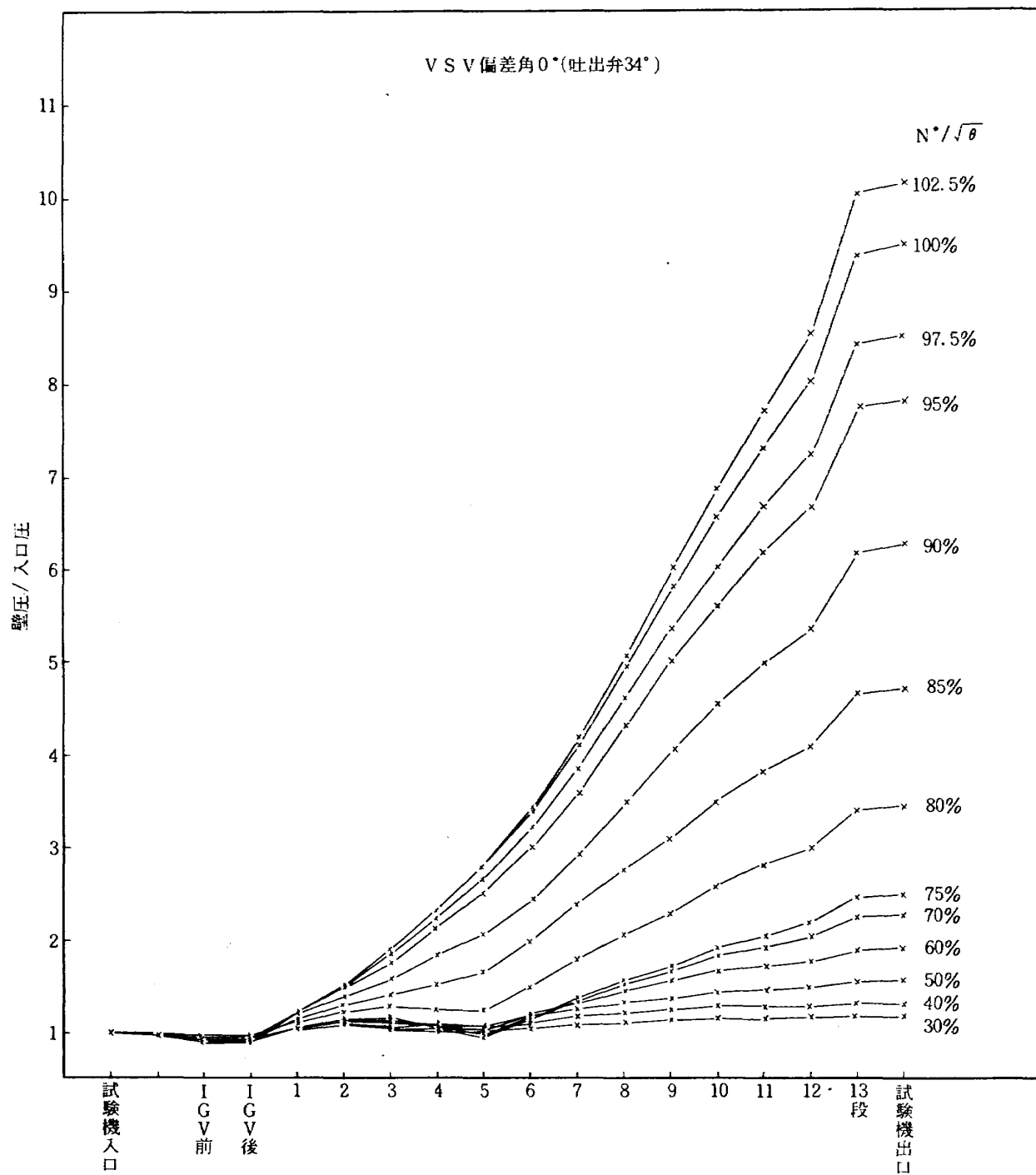


図 23 試験機各段の壁圧分布 (計測値)

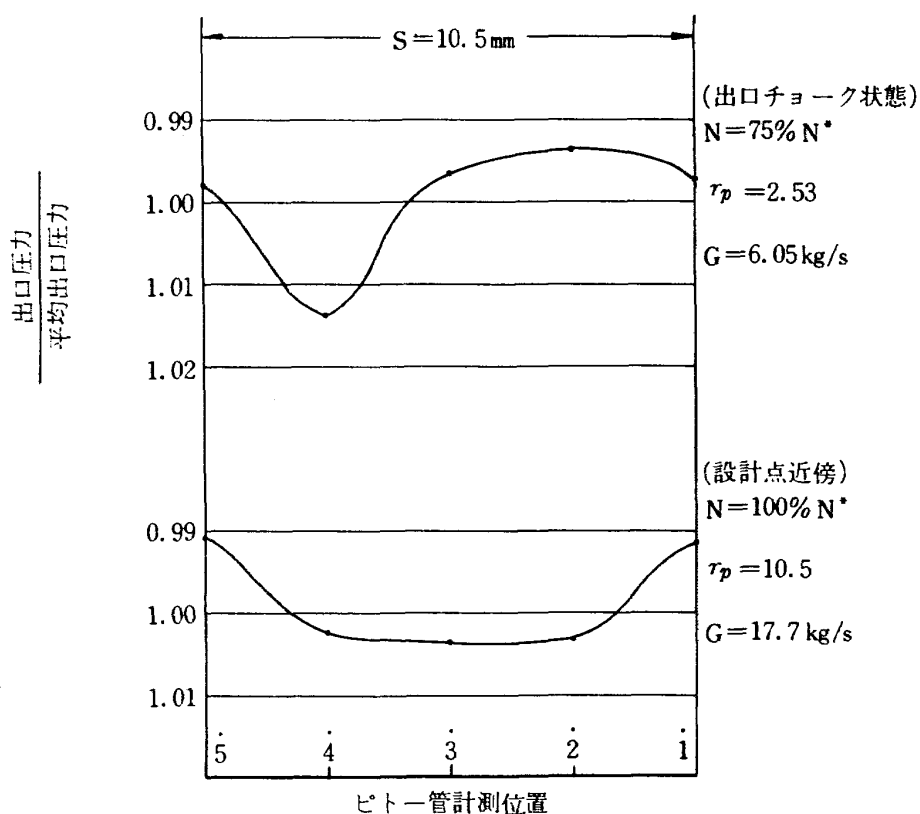


図 24 円周方向出口圧力分布 (平均半径)

5. 試験機の監視

試験機の安全運転を確保するため試験機本体の振動、軸受温度、翼の振動応力に監視基準を設け、試験中はその制限値を越えないよう監視しながら運転・計測を行なった。

5.1 試験機本体の監視

試験機本体および軸振動の制限を下記のように定め、運転は常に制限値以下の状態で行なった。なお、試験機架台その他の不必要な低周波振動を除去し計測するため 70 c/s のハイパス・フィルターを用いた。

計測位置	振動方向	定常状態制限値 全振幅, 単位 0.01 mm	瞬時制限値 単位 0.01 mm
試験機前部	水平	5.0	8.0
	垂直	5.0	8.0
試験機後部	水平	5.0	8.0
	垂直	5.0	8.0
駆動軸軸受	垂直	7.0	

(軸受温度の監視)

試験機および駆動軸の軸受温度は下記の制限値以下に保って試験を行なった。

計測位置	最高使用温度	備考
試験機前部軸受	120 ℃	材質 SUJ2
“ 後部軸受	200 ℃	M50
駆動軸前部 “	200 ℃	M50
“ 後部 “	200 ℃	M50

5.2 翼振動応力の監視

運転中に翼表面の応力が材料の疲れ限度以上となると翼の破損を招き危険であるので翼表面に作用する応力に制限値を設け翼の振動応力を監視した。制限値は次の条件によって定めた。すなわち、翼に 1 次曲げ振動の発生した場合、翼面最大応力の点 (翼根部近傍) における翼応力を σ_{Bmax} 、応力制限値を σ_L 、材料の疲れ限度を σ_F とすると

$$\sigma_{Bmax} \leq \sigma_L$$

$$\sigma_L = \frac{1}{k_s} k_B \cdot \sigma_F$$

ここに k_B は翼型の製作上の不均一に対する補正係数であって、翼厚さの誤差を 10 % 程度見込み $k_B=0.75$ とした。また実際には歪ゲージの貼り具合および計測器による誤差もあり、連続して使用する場合は一般に疲れ限度を安全率 k_s で除したかなり低い応力を上限として使用

するのが普通である。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。計測点における応力制限値 σ_{LE} は歪ゲージ貼付位置における応力 σ_B と翼面最大応力 σ_{Bmax} との比を k_E とすると $\sigma_{LE}=k_E \cdot \sigma_L$ であり、本試験では各計測点の σ_{LE} は下記のようになった。

各計測点の σ_{LE} の値 (単位 kg/mm^2)

	入口案内翼	1 段	2 段	3 段	4 段	5 段
動 翼	/	6.0	10.0	10.0	5.0	/
静 翼	3.0	40.0	35.0	30.0	30.0	30.0

試験全般を通じて翼の振動応力が比較的大きいのは $65\%N^*$ 以下の低速でかつ低流量のサージ点近傍で作動している場合であって1, 2, 4 段動翼では最高値が制限値近くに達することもあったが, その他の動翼では制限値のほぼ1/2以下であった。静翼の振動応力は全般的に動翼より小さく, 両端を支持されている入口案内翼および1~3 段静翼の場合は最高値でも 0.5 kg/mm^2 程度に過ぎなかった。 $65\%N^*$ 以上 $102.5\%N^*$ までの範囲では動静翼とも振動応力は制限値の1/2を越えることはなく, 翼の振動応力に関しては全作動範囲にわたって安全であることを確認した。

図 25 は1, 2, 4 段動翼における振動応力の計測例を示す。各段とも $80\%N^*$ 以下では主として1 次曲げ振動であり, それより高速の場合は回転1 次, 2 次あるいは3 次など主として回転速度の整数倍の周波数をもつ振動が現われている。いずれも振動応力は制限値よりかなり小さく, 翼の安全性に問題はない。なお, 4 段動翼には $58\%N^*$ 近傍で回転30 次に相当する周波数の高い振動応力が計測された。これは増速装置の試験機駆動軸に取付けられた歯車の歯数が30 枚であることから, 増速歯車系の振動に基因するこの試験装置特有の現象であり実機エンジンの高圧圧縮機には現われないものと考えられる。

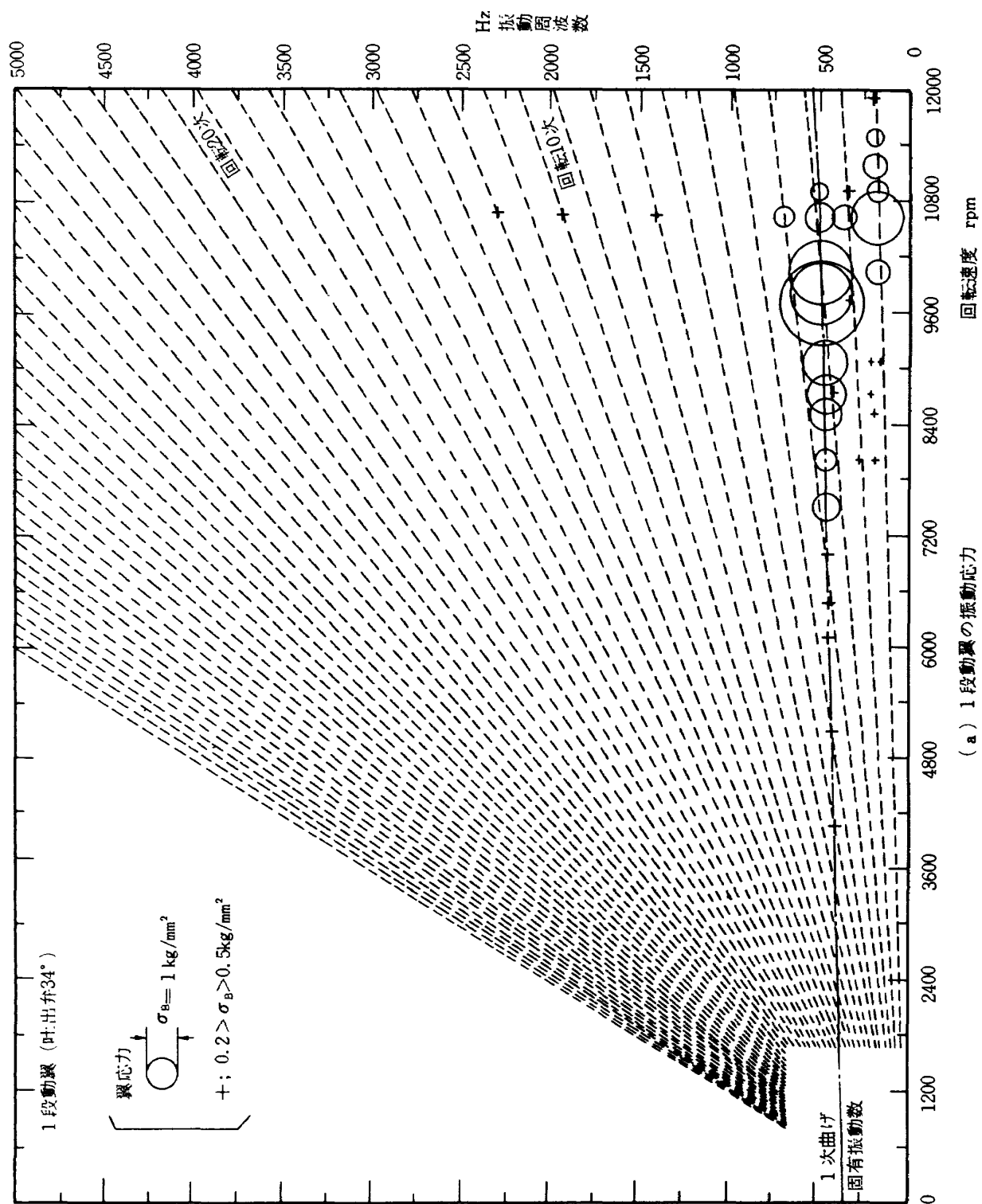
6. あとがき

本試験機はさきに行なわれた空力設計¹⁾の資料に基づき, 空力性能に係る部分は実機エンジン用高圧圧縮機と同一の寸法形状にして製作し性能試験を実施した。

高速での試験は試験機入口を減圧して行なったので翼入口レイノルズ数の低下を招き, 性能の低下および作動範囲の縮小など低レイノルズ数による影響が現われ設計点性能を確認することはできなかった。しかし, レイノルズ数の影響を考慮した性能および内部流れの解析結果は計測値と傾向的によく合い, 規定の状態では設計どおりの性能が得られるとの見通しを得た。ちなみに, 本試験終了後に同一仕様の圧縮機を試作エンジンに組み込み実施した実機テストでは設計性能を満足し, 引続きそのままの仕様で使用されており, 本試験機の設計が妥当であることを確認されている。

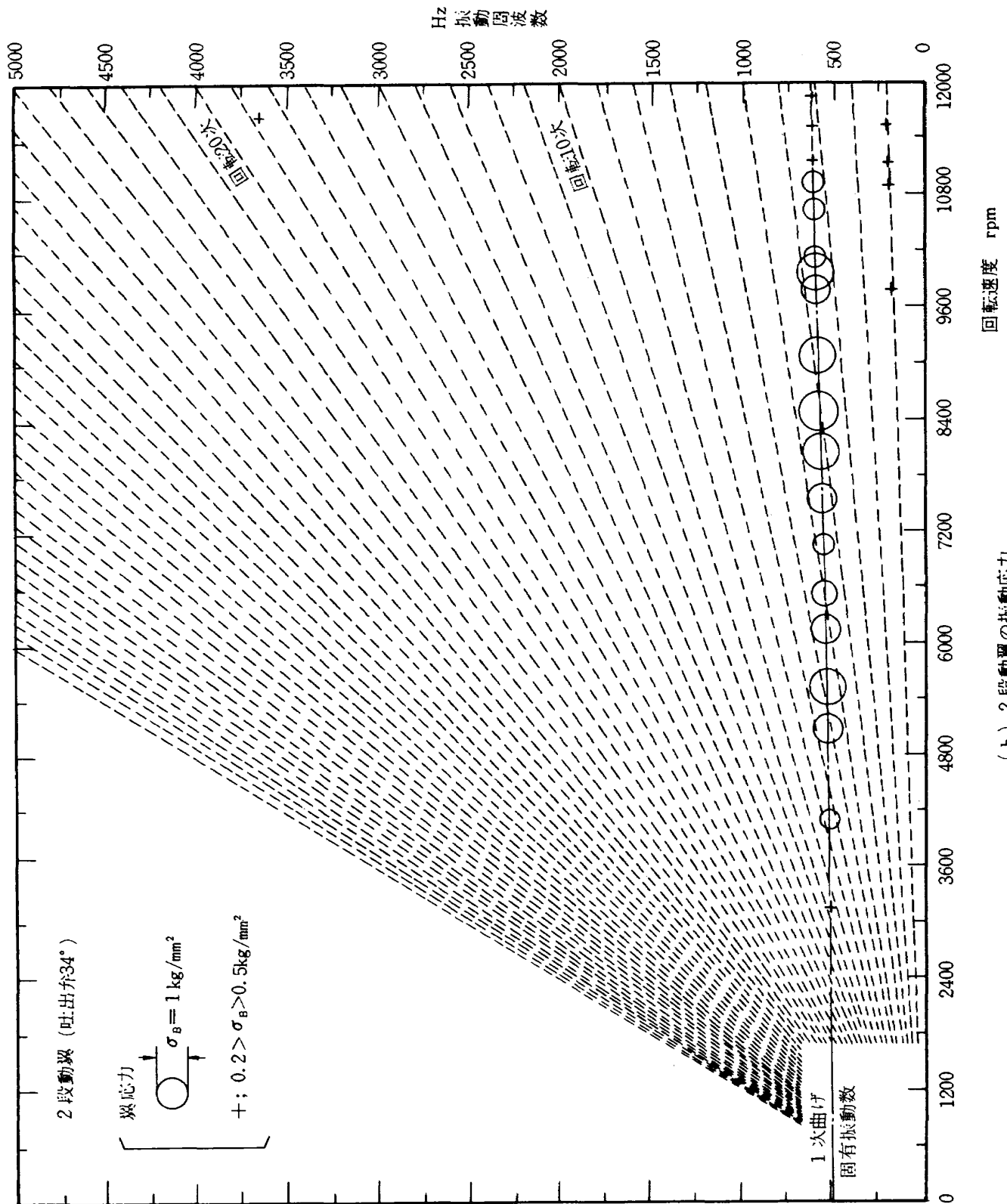
文 献

- 1) 大山耕一, 松木正勝, 鳥崎忠雄; ファンエンジン用高圧圧縮機の研究(1), 航技研資料TM-339 (1977/12)。
- 2) 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)。
- 3) JH. Horlock; Reynolds Number Effects in Cascades and Axial Flow Compressor; Trans of ASME, A86-3 (1964. 7) 236~242。
J. Bahr : Untersuchungen über den Einfluß der Profildicke auf die Kompressible ebene Strömung durch Verdichtergitter; Forsch, Ing-Wes. 30 (1964) Nr. 14~25。
K. Papailiou; On the Behavior of Blading in the Small Reynolds Number Regime; ASME Paper 70-WA/GT-11 (1970-11) ; etc

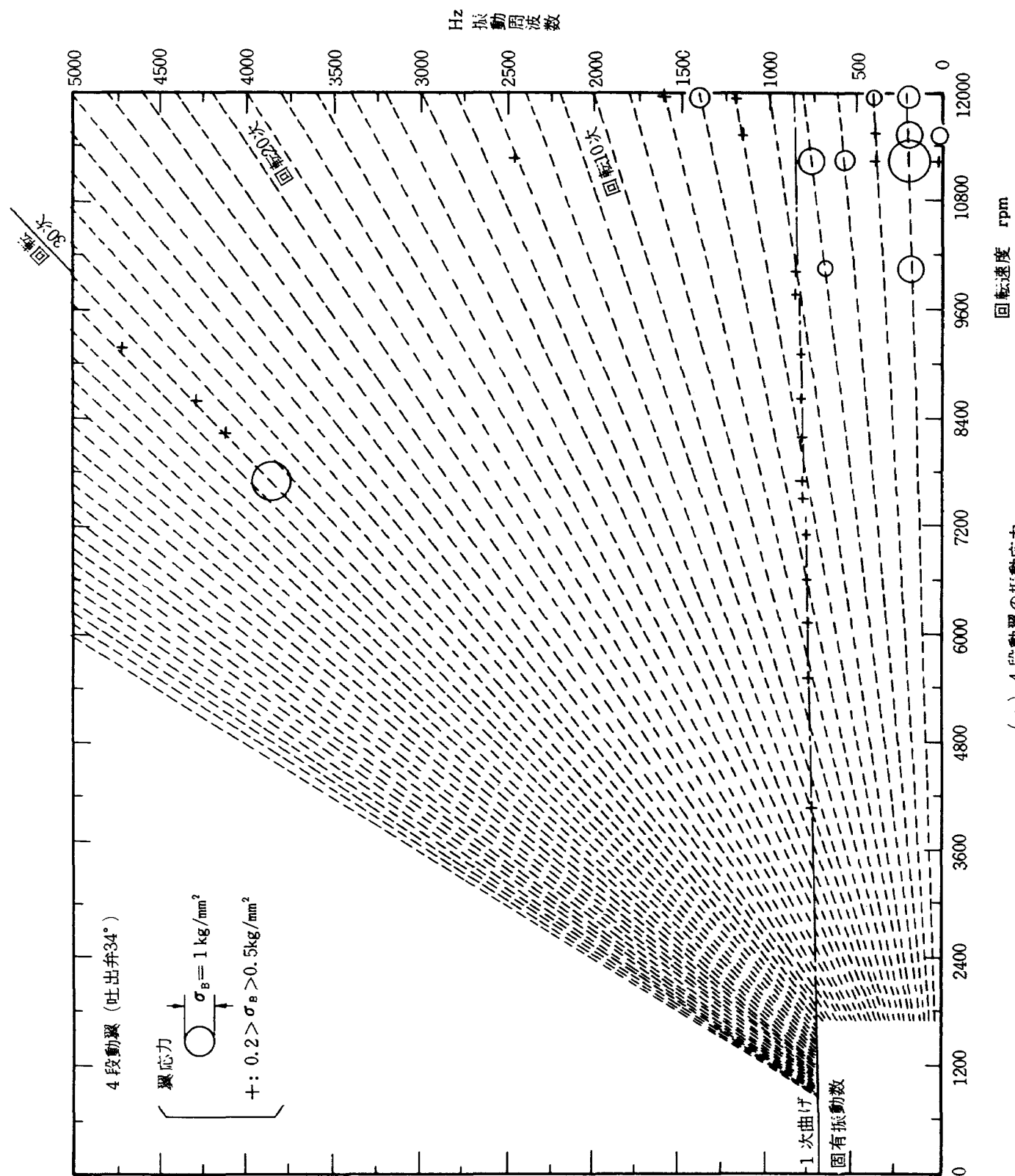


(a) 1 段階翼の振動応力

図 25 試験機の翼振動応力



(b) 2 段階翼の振動応力



(c) 4 段動翼の振動応力

航空宇宙技術研究所資料 366 号

昭和 53 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 1 8 8 0
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)☎182

印刷所 株式会社 三興印刷
東京都新宿区信濃町 12
