

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-536

高圧力比圧縮機試験装置

大山耕一・菅原昇

1978年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
基 本 計 画	鳥崎 忠雄 ^{**} ，松木 正勝 [*] 大山 耕一 [*]
試 験 機 運 転 設 備	大山 耕一 ， 武田 克巳 ^{**}
可 変 静 翼 制 御 装 置	大山 耕一 ， 宮本 徹之 ^{***}
性 能 計 測 装 置	菅原 昇 [*] ， 大山 耕一
運 転 関 係 監 視 保 安 装 置	菅原 昇 ， 大山 耕一
非 定 常 監 視 装 置	小林 紘 ^{**} ，菅原 昇

* 原動機部

** 航空機公害研究グループ

*** 石川島播磨重工業(株)

目 次

1. まえがき	1
2. 基本計画	2
3. 試験機運転装置	4
3.1 駆動動力装置	4
3.2 減圧試験運転装置	7
4. 可変静翼制御装置	10
4.1 概 要	10
4.2 制御装置	11
5. 試験計測システム	14
5.1 概 要	14
5.2 性能計測・データ処理系統	15
5.3 監視保安系統	20
6. あとがき	22

高圧力比圧縮機試験装置*

大山 耕一**・菅原 昇**

On the Test Installation of the High Pressure Ratio Compressor

By

Kouichi OHYAMA
and
Noboru SUGAHARA

ABSTRACT

The fan engine for aircraft has been used widely in recent years because of its low fuel consumption and low levels of noise and emission. The high pressure ratio compressor (HPC) is one of the important components of the fan engine. Therefore, the improvement of HPC performance is essential to the improvement of fan engine performance, and more experiments are required for the research and development of HPC.

For aerodynamic performance tests on HPC, test apparatuses were installed in the established compressor test facilities of the Aeroengine Division, National Aerospace Laboratory, in 1972. Test apparatuses for HPC such as the variable stator vane control system, the air bleeding apparatus, the measurement and monitoring system, etc. were set in the test cell and the control room of the compressor test facility, and were connected to the compressor drive system and the data processing system.

This report presents the details of planning, mechanism, function and arrangement of the test apparatuses.

1. まえがき

輸送機用ガスタービンエンジンは従来のターボジェットエンジンに代って、燃料消費率が小さく騒音が低く、また排ガスによる汚染も少ないなど多くの長所をもつバイパス比の大きなターボファンエンジンが主力となりつつある。

高バイパス比のファンエンジンではサイクル圧力比が高いので、高圧力比の圧縮機が必要となるが、高圧力比の多段軸流圧縮機は静翼固定の場合には設計回転速度近

傍の狭い領域以外では安定した作動範囲が得られないので可変静翼あるいは抽気などの機構を採用する必要がある。このような場合の性能試験は固定静翼の圧縮機の場合のように空力性能を計測し作動範囲を求めることだけでは不充分であって、静翼固定のままでは運転不能の領域に対して可変静翼あるいは抽気機構の操作を行ないエンジン運転に必要な作動範囲を得ることが重要な課題となっており、試験装置として可変静翼制御装置および抽気装置を備えることが必要である。また、高圧力比のため圧縮機出口はかなり高温になることも考慮しておくべき条件である。

当所には既に圧縮機試験設備が設置されており、その常圧試験装置および低温低圧試験装置はこれまでに多く

* 昭和53年3月30日 受付

** 原動機部

の試験研究に使用されてきたが、いずれも圧力比5程度までの固定静翼の圧縮機を対象とした装置であって高圧力比の圧縮機試験は困難であった。

そこで既設の試験設備の中に高圧力比圧縮機の試験のため必要な装置および計測機器を設置し、試験機の定常性能、可変静翼および抽気の機構とその操作方法、非定常現象の計測および監視などに関して試験研究を行なうこととした。

本報告では高圧力比圧縮機の試験研究のため新規に設置した装置および計測機器と、既設の試験設備の中で特に利用される関連装置について報告する。

〔符号〕

N	: 回転速度	rpm
P	: 圧力	kg/cm ²
T	: 温度	°K
G	: 流量	kg/s
τ_p	: 圧力比	
η_{ad}	: 断熱効率	
ξ	: 翼取付角	
θ	: 温度修正係数	$\theta = T/T_{ST}$
δ	: 圧力修正係数	$\delta = P/P_{ST}$

〔添字〕

0	: よどみ点
*	: 設計点
1	: 入口
2	: 出口
ST	: 標準大気状態

(15°C, 1.0332 kg/cm²)

2. 基本計画

試験装置の計画に際して、まず試験の対象となる圧縮機の規模を定める必要がある。

本計画では、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研究開発；第1期試作エンジン（推力5000kg，バイパス比6）の高圧圧縮機をモデルとして試験機の要目を定め、性能試験に必要な装置を整備することとした。

〔試験機の要目〕

型式	軸流 13 段
設計圧力比	12
修正回転速度	13200 rpm
修正流量	20 kg/s
断熱効率	0.84

試験装置のうち建設に多額の費用と長い期間を要する駆動動力関係および試験機室には既設の圧縮機試験設備⁽¹⁾

の駆動動力装置および低温低圧試験装置の減圧室を使用することとし、高圧力比圧縮機の試験研究のため特に必要とする可変静翼制御装置、試験機架台、吸排気および抽気管系統、計測システム、監視保安装置等はすべて新規に計画し設置した。

なお、定常性能の計測は多数の計測点を迅速かつ適切に計測するため自動計測とし、既設のジェットエンジン要素試験設備の計測データ処理システム⁽²⁾によりオンラインでデータ処理を行なうこととした。

〔駆動動力の検討〕

圧縮機試験設備駆動動力装置⁽¹⁾の要目は次のとおりである。

型 式	2 段軸流ガスタービン (2 台直結型)
入口 状 態	全 圧 3.0 kg/cm ² abs 温 度 最高 650°C
出口 状 態	全 圧 1.1 kg/cm ² abs
ガ ス 流 量	25 kg/s (2 台にて)
最大 出 力	4600 kW (6200 HP)
最高回転速度	13,600 rpm

ガスタービン耐用時間表

タービン入口 温度 (°C)	運転時間 時間	備 考
600	3,000	ただし、回転速度 12,000 rpm 以上での運転時間は10時間以 内とする
601~630	1,700	
631~650	300	
計	5,000	

この駆動動力装置は設置以来既に10年以上を経過し多くの試験に使用されてきており、上述の耐用時間より判断してタービン入口温度 T_{01GT} は 600°C を越えない範囲で使用するのが安全と考えられる。 $T_{01GT} = 600^\circ\text{C}$ のとき、修正流量は 650°C の場合に比べて約3%減少し、タービン出力もそれに依りて減少する。

次に駆動動力装置の出力について検討してみる。

試験範囲の上限として試験機の要目より試験機最高回転速度 N_{\max} は 110% 設計回転速度、入口の最高温度 35°C とすると $N_{\max} = 15020$ rpm である。

従って試験機と駆動用ガスタービンを直結したのでは回転速度が不足するので、既設の増速装置（速度比3：1）に連結して駆動することにした。このためにガスタービンの回転速度は試験機回転速度の $\frac{1}{3}$ となる。

ガスタービンの特性は図1に示すように回転速度と膨張比の関数である。試験機を設計回転速度 N^* で運転す

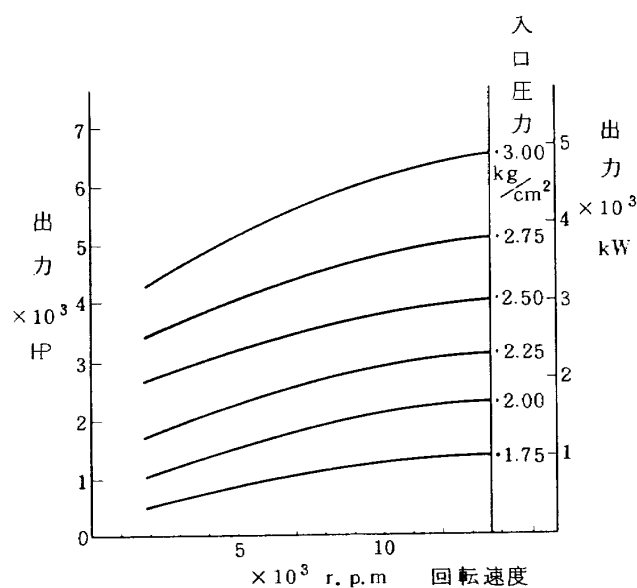


図1 駆動用ガスタービンの特性

る場合、タービンの回転速度 $N_{G,T}^*$ は 4400rpm となり出力は最大出力 ($N_{GT} = 13600 \text{ rpm}$, $T_{01,GT} = 650^\circ\text{C}$, 出力 4600kW) の約 74 %, 3400kW 程度に低下する。タービン入口温度が 600°C 以下の条件で使用し、また夏季の運転では圧縮機入口温度が上昇して流量および圧力比 (空気圧縮機は電動機駆動 3700kW, 入口温度 15°C のとき圧力比 3, 流量 25 kg/s) が減少することなどを考慮しタービン出力は約 3000kW と見積り計画を立てることにした。

〔試験機の運転システム〕

試験機の予想特性と所要動力の関係を図2に示す。圧力比・流量の増大と共に所要動力は急激に増加し、設計点 (圧力比 12.0, 流量 20 kg/s) での所要動力は 7200 kW, さらに高速での試験のためには 8000 kW 以上の動力を必要としタービン出力を大巾に超過するので常圧運転は不可能である。そのために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常圧運転とし、圧力比が高く流量の多い高速の領域では駆動動力の不足

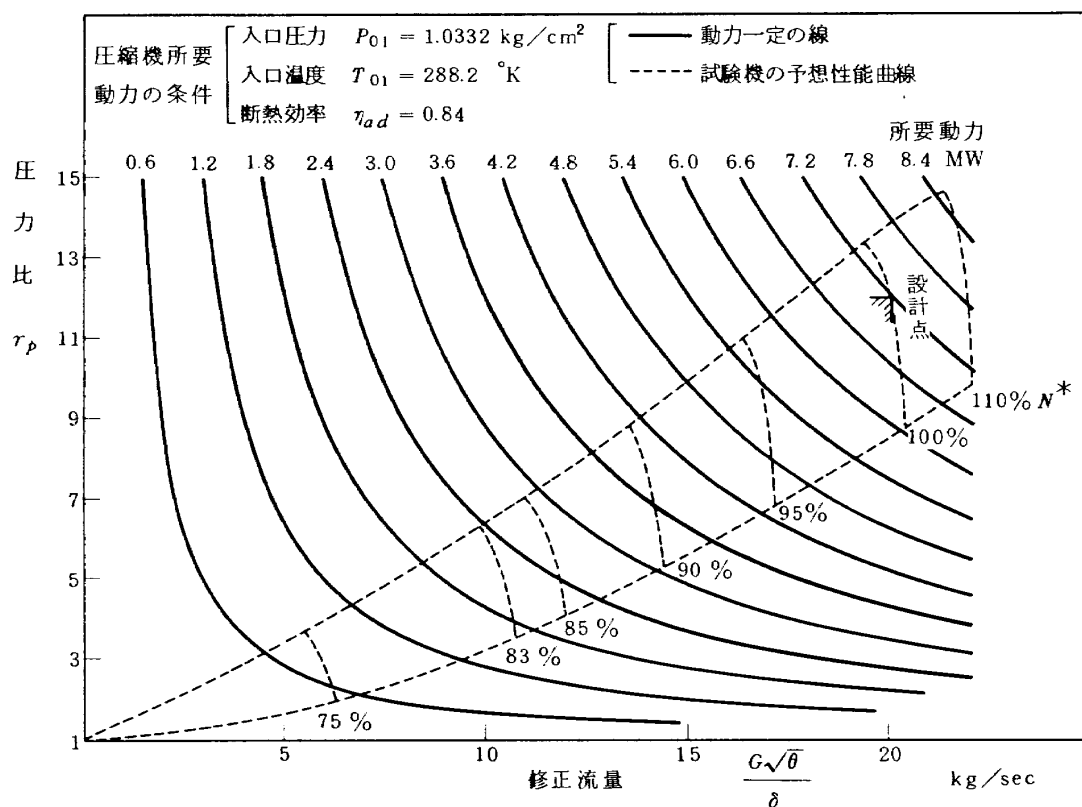


図2 圧縮機の流量、圧力比と所要動力

に応じて減圧運転を行なうことが必要である。図2より85% N^* 以上の高速領域では減圧運転が必要で、100% N^* では0.4 kg/cm² 程度まで減圧しなければならない。従って試験機は図3に示すように減圧運転可能な試験機室内に設置し、増速機を介してガスタービンと連結することにした。

ところで常圧運転と減圧運転が混合して実施される場合、計測器および補機類がこれらの状態変化に耐えることが必要である。図4(a)は試験機の常圧および減圧運転における各段の圧力を推算したものであり、図4(b)は動力不足の条件から求めた試験機の回転速度に対する試験機入口圧力の上限を示す。計測器類もこのような運転システムを考慮して計画する必要がある、試験機の圧力計測器は図4(a)の圧力分布に適応した計測範囲を有するものを配置することとし、また試験機出口温度は最高450℃程度まで上昇することに対応して必要に応じて計測器の冷却を行なえるよう計画した。

〔可変静翼および抽気機構〕

多段軸流圧縮機が静翼固定のままで安定した作動範囲を確保できる限界は圧力比4～4.5程度であって、それ以上の圧力比の場合は前段静翼を可変にするか、あるいは中間段より抽気するなどして運転に必要な作動範囲を得なければならない。本試験機の場合は図4(a)の圧力分布より、入口案内翼および1～4段を可変静翼とする必要があると考えられ、可変静翼制御装置を計画した。抽気は可変静翼と同様に低速運転での作動範囲を拡大する目的の他に、与圧室用空気あるいはタービン冷却用として抽気を行なう場合などに備えて二組の抽気管系を設けることとした。

試験装置は大別して次の装置より構成されており、図5に試験装置全体の配置を示す。

試験機運転装置

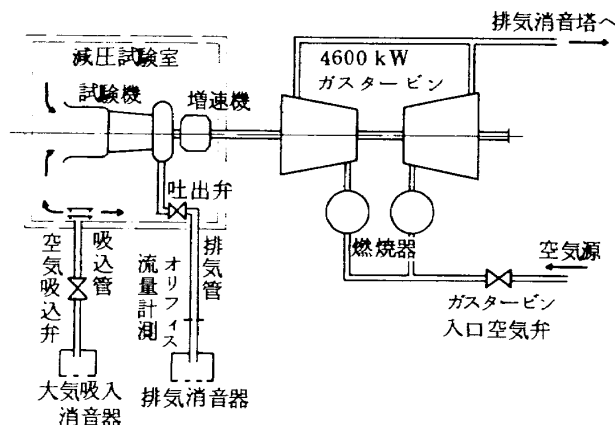


図3 運転装置系統図

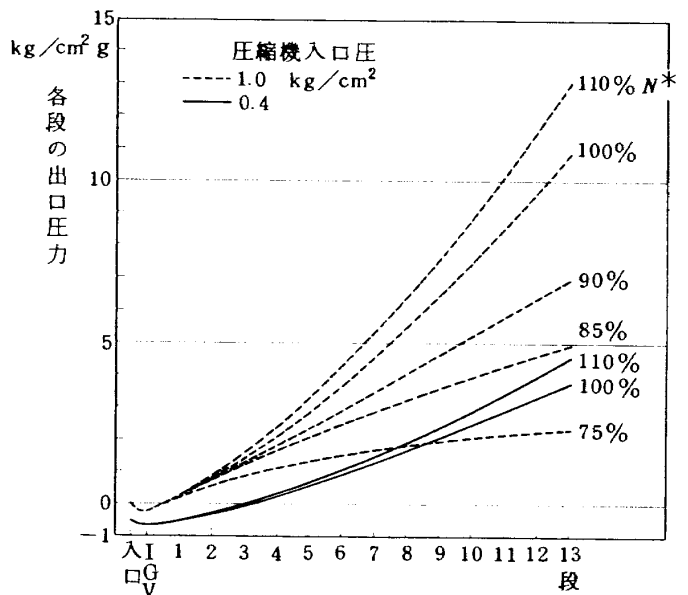


図4(a) 試験機各段出口圧力の分布

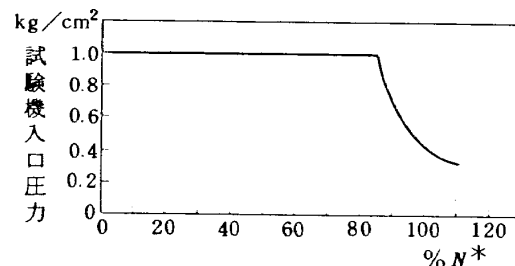


図4(b) 試験機入口圧力の上限

可変静翼制御装置

計測・データ処理装置

監視・保安装置

3. 試験機運転装置

試験機運転装置は試験機を駆動する駆動動力装置と試験機を設置し性能試験を実施する減圧試験運転装置に別けられる。

3.1 駆動動力装置

装置は図5に示すように原動機部3号館内に設置された2段軸流ガスタービン⁽¹⁾(2台直結型)と、ガスタービンに空気を供給する空気管系および燃料を供給する燃料系より構成されている。図6は空気管系および燃料系の系統図である。

ガスタービンは3700 kWの空気圧縮機(圧力比3, 流量25 kg/s)1台の供給する空気に燃料を供給し燃焼させて得られた高温ガスで駆動されるが、設置以来多くの試験に使用され燃焼器の形式も古いので排ガスによる汚染が検討を要する問題点となりつつある。その1対策

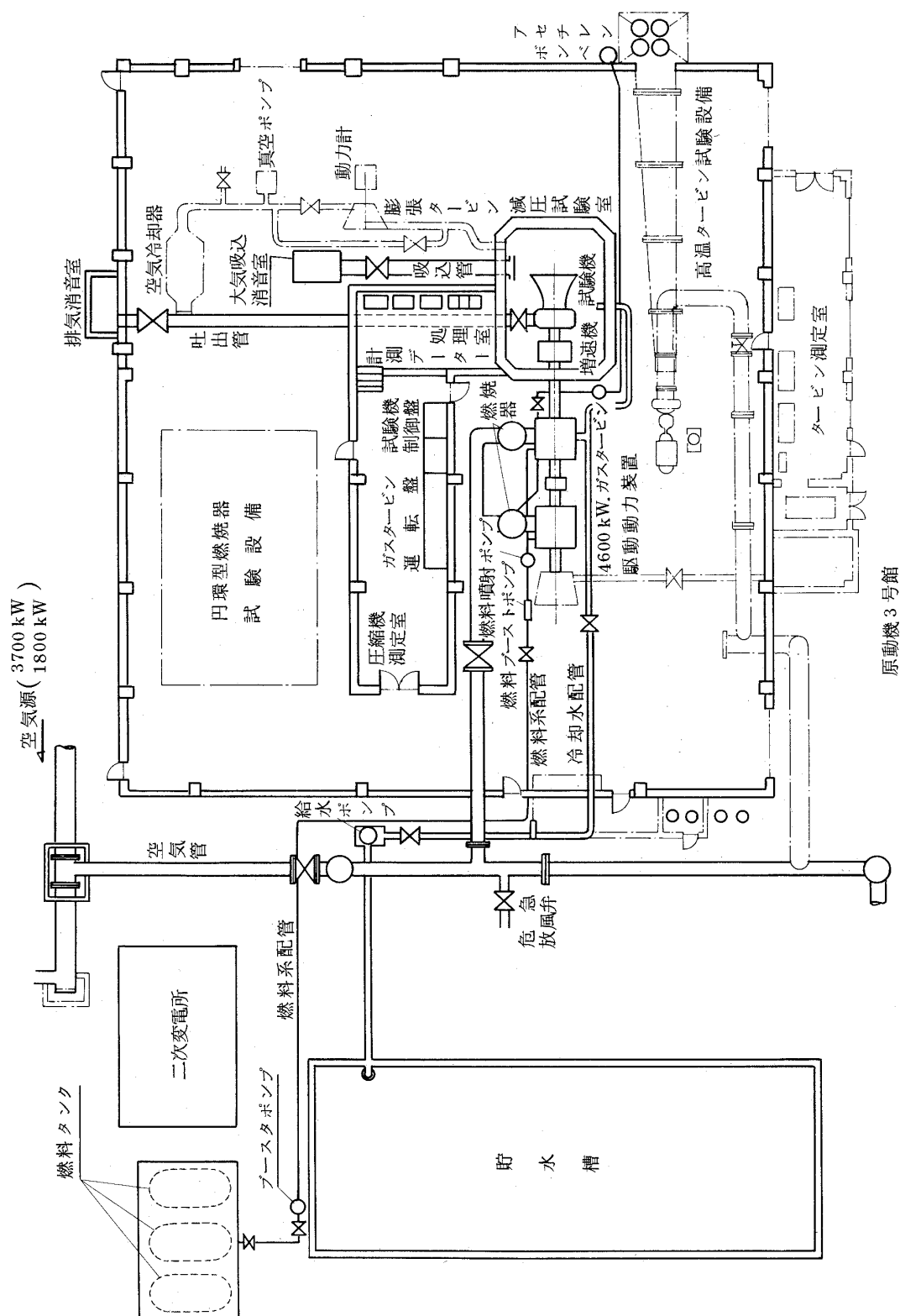
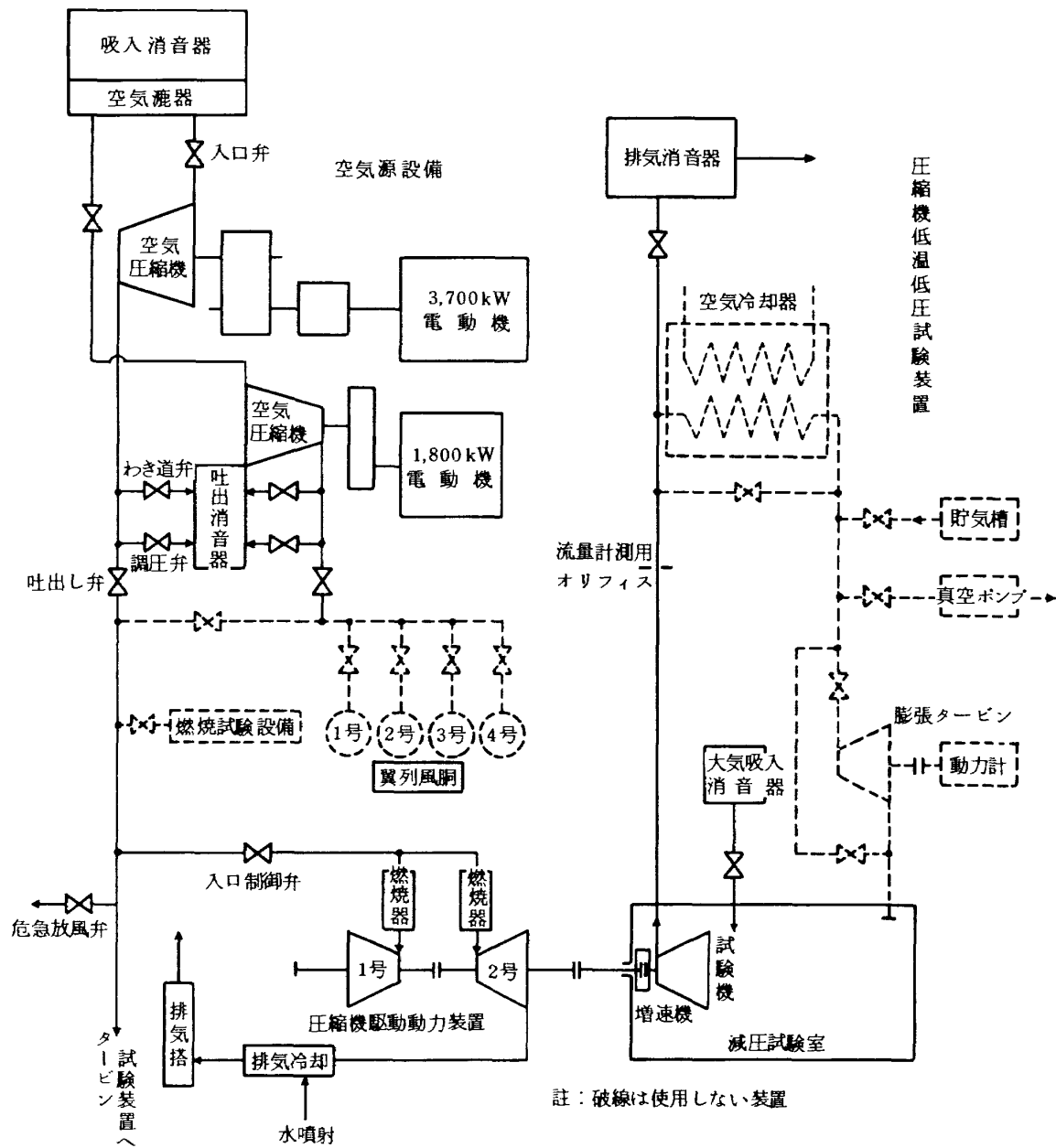
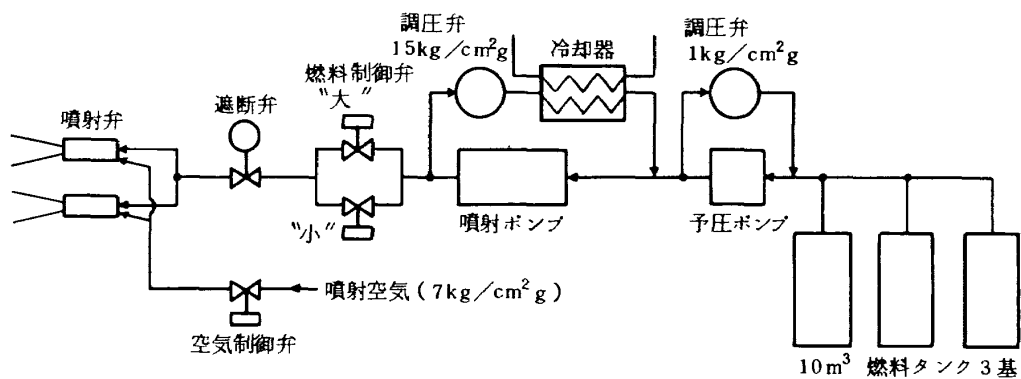


図5 高圧力比圧縮機試験装置の全体配置図



(a) 空気管系統図



(b) 燃料系統図

図6 試験機運転装置系統図

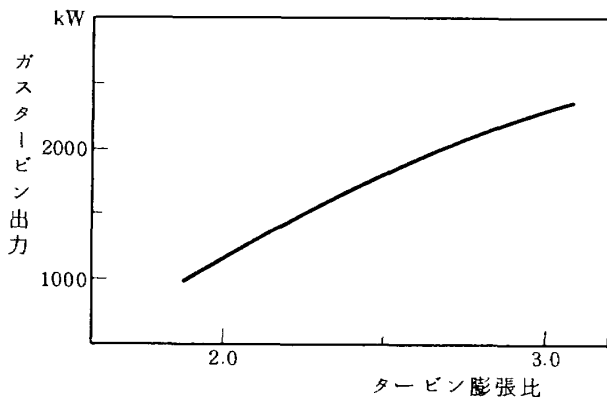


図7 燃料未使用時のタービン出力
(空気源の圧縮機並列運転の場合)

として 3700kW 空気圧縮機を単独で、あるいは 1800kW 空気圧縮機（圧力比3，流量 13.5 kg/s）と並列運転し，燃料は供給しないで空気タービンとして使用することも可能である。この場合のタービン出力は図7のようになり，それに応じて試験機入口圧を減少させねばならないので，翼列流入レイノルズ数の低下となり試験機の性能低下など検討すべき問題を生ずるが，公害対策としては最も簡単で確実な方法である。

3.2 減圧試験運転装置

減圧試験運転装置として圧縮機低温低圧試験設備の減圧室内に試験機の運転に必要な補機・装置類を設置し，配管系を減圧室外の吸入および吐出管に接続した。

図8は減圧試験室内の機器の配置を示す。試験室のほ

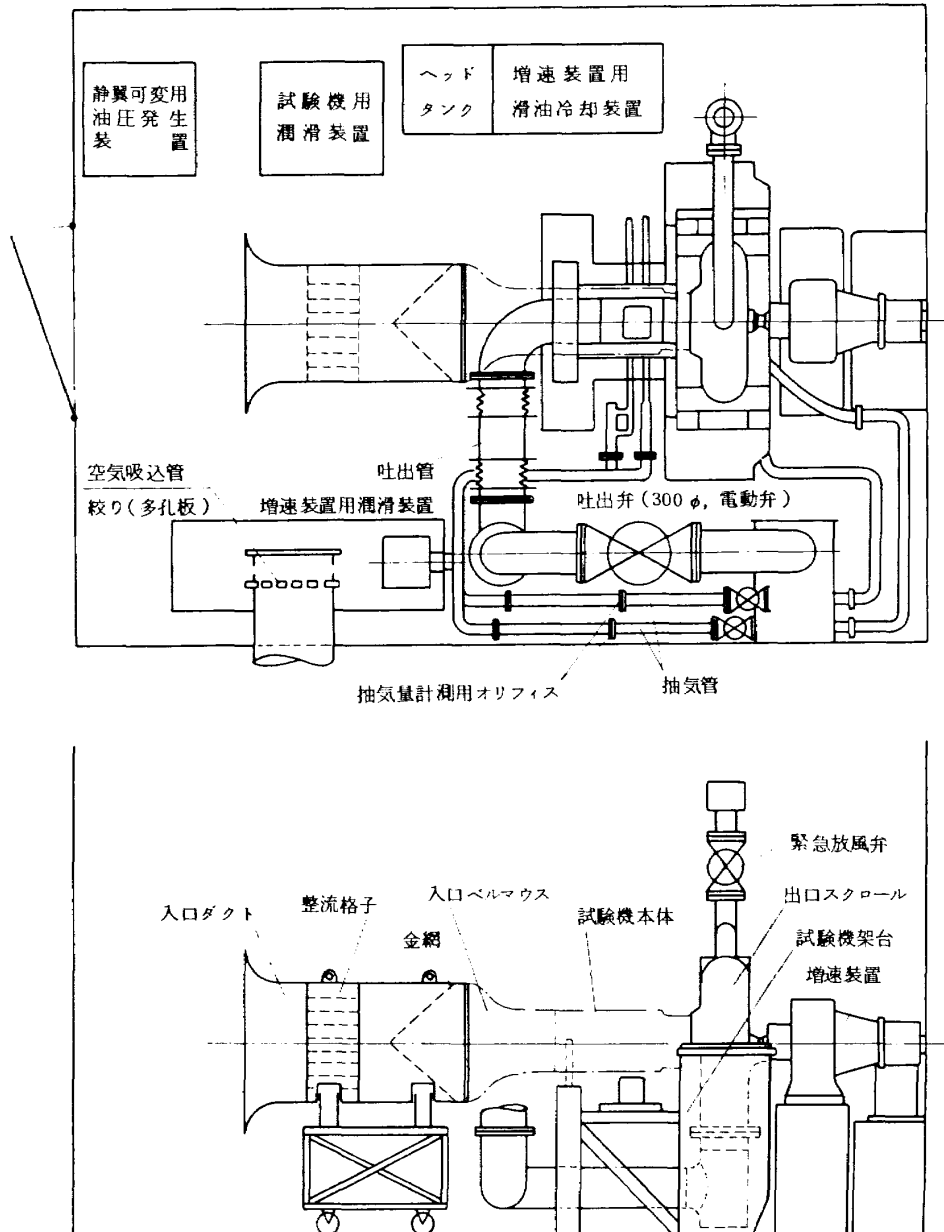
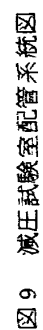


図8 減圧試験室配置図



ほぼ中央部に試験機架台をおき，試験機・増速装置および駆動用ガスタービンの回転軸は同一直線上にあるよう配置した。補機として試験機および増速装置の潤滑装置，静翼可変用油圧発生装置があり，各機器を連結して4つの配管系がある。図9は各配管系の系統図である。

i) 試験機空気管系

試験機室外の大気吸込管および吐出管は図6(a)の空気管系統図に示すように消音器に接続されており，低温低圧試験装置の一部である。図8に示すように試験室を貫通した吸込管の開口部には絞り用の多孔板と邪魔板があり吸入空気は試験室の内壁に沿って迂回し試験機入口ダクトへ流入する。吸入ダクト内には整流格子と金網が取り付けられているが，流入空気の試験機入口における圧力および温度分布の均一さを確認する必要がある。

図10は試験機入口における円周方向の圧力および温度分布を示す。不均一率は圧力温度ともに0.2%以下であって，計測誤差(0.2%以下)を考慮するとほぼ一様な流れと考えられる。

高圧力比の圧縮機特性は一般に流量変化に対する圧力比の変化が大きい。すなわち吐出弁の開度変化に対する圧力比の変化が大きいので，サージ近傍など小流量域での試験ではサージその他の危険な状態に入らぬよう吐出弁開度を少しづつ動かして試験計測を行ない試験機の作動限界を求めねばならない。しかし吐出弁駆動用モーターの電源を手動で開閉する通常のスイッチ操作では弁開度 0.3° より小さい微小な開閉は困難であるので，その対策として通常のスイッチと並列に吐出弁微小開閉装置を設置し，必要に応じてどちらでも使用できるようにした。

微小開閉装置は吐出弁駆動用モーターに供給される電力を微小時間設定可能なタイマーによって制御し弁の微小な開閉を行なうもので，1回のスイッチ操作によって動く弁開度を $0^\circ \sim 0.5^\circ$ の範囲で任意に設定できる。タイマーは2個設けてあり，それぞれ設定した微小開度のいずれかを切換スイッチによって選定し使用する。なお，微小開閉装置には誤動作を起した場合に備え非常停止用スイッチを設けた。

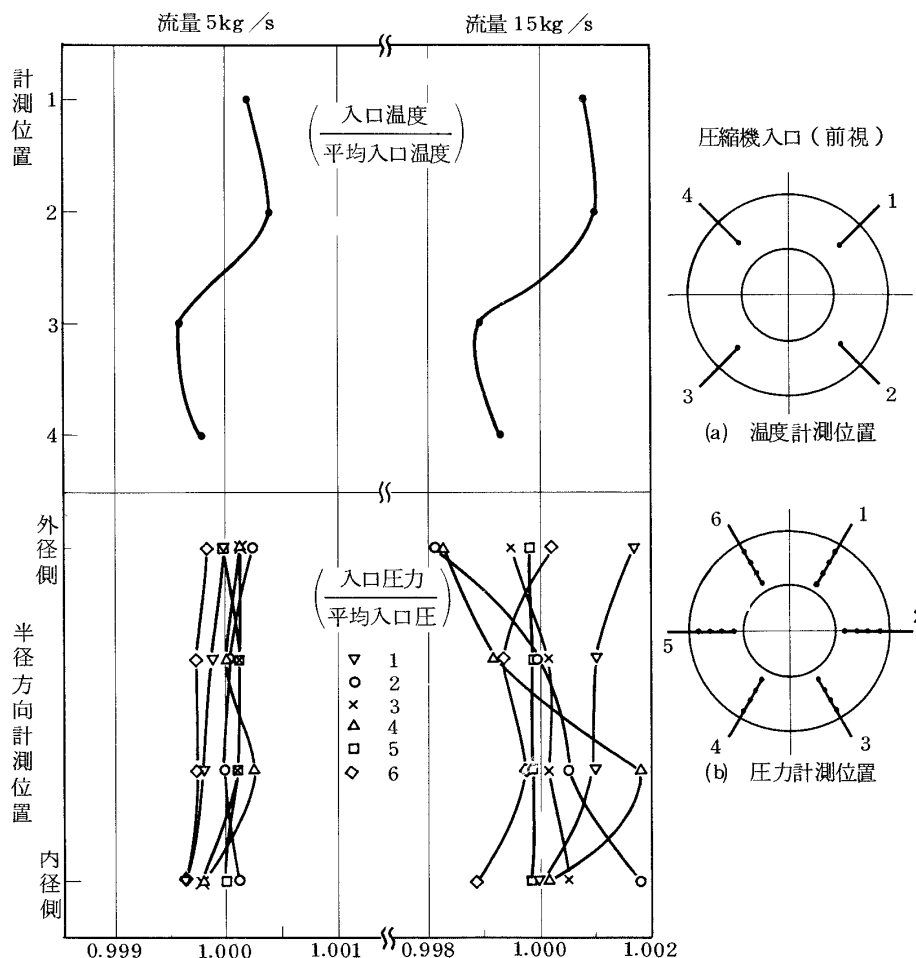


図10 試験機入口の圧力，温度分布

試験機出口温度は最高 450°C にも達するので吐出管は図 8 に示すように迂回して配管し熱膨張による悪影響を受けないよう設置した。

抽気管は 2 組設け、各々流量測定用オリフィスおよび温度計を備えている。また、試験機のサージ発生に備えて緊急放風装置を設置した。

ii) 冷却水管系

試験機吐出温度は前述のように高温になるので図 9 に示すように潤滑油系の他に計測器および試験機用の冷却水配管を設置した。

- a. 試験機冷却系 (架台、後部軸受、シールドダクト)
- b. 潤滑冷却系 (増速装置滑油、試験機滑油、可変静翼操作油)
- c. 計測器冷却系 (振動計、その他)

iii) 滑油装置・配管系

a. 増速ギヤ潤滑装置

既設の増速ギヤ潤滑装置であって、給油ポンプ・滑油タンク・ヘッドタンクより構成されている。

(図 9 参照)

b. 試験機潤滑装置 (図 11)

試験機潤滑用給油ポンプ (1 台) 排油ポンプ (3 台) および滑油タンクより構成され、3 台の排油ポンプはそれぞれ試験機の 前部軸受、後部軸受および駆動軸軸受の排油用に割当てられている。(図 9 参照)

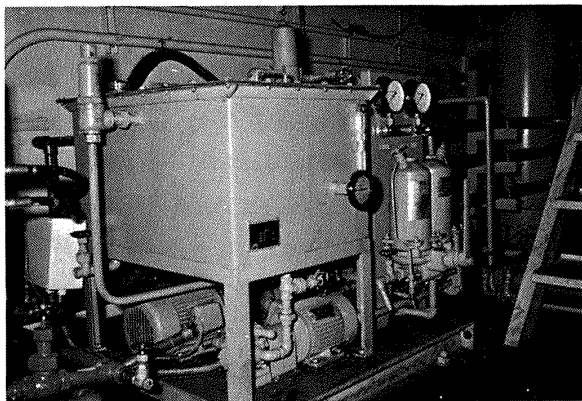


図 11 試験機潤滑装置

給油ポンプ 流量 11.5 l/min , 吐出圧 $10 \text{ kg/cm}^2 \text{g}$

排油ポンプ 流量 17.5 l/min

滑油タンク 容量 100 l

iv) シール・操作空気管系

空気源から供給される操作空気 ($7 \text{ kg/cm}^2 \text{g}$) を減圧試験室内まで導入し軸受シールその他の用途に使用することにした。(図 9 参照)

a. 試験機の軸受シール

b. 試験機動翼の振動応力計測用スリップリングの冷却

c. 緊急放風弁の操作

4. 可変静翼制御装置

4.1 概 要

ジェットエンジン用高圧圧縮機の可変静翼制御装置は航空機用機器の必要条件として信頼性の高いことおよび機構が簡素で軽量であることが要求されており、一般に一個あるいは 1 対の油圧アクチュエーターとそれに連結するリンク機構とによって全部の可変静翼を同時に操作する油圧制御方式が採用されている。したがって、本装置においては同様の制御方式を用いている圧縮機の試験を対象として計画することとした。

計画の要点は次の通りである。

- i) 可変静翼の制御は全部の可変静翼をリンクで連結し、1 個あるいは 1 対の油圧アクチュエーターの操作によって同時に角度変化させる機構 (図 12) を対象として計画することとした。

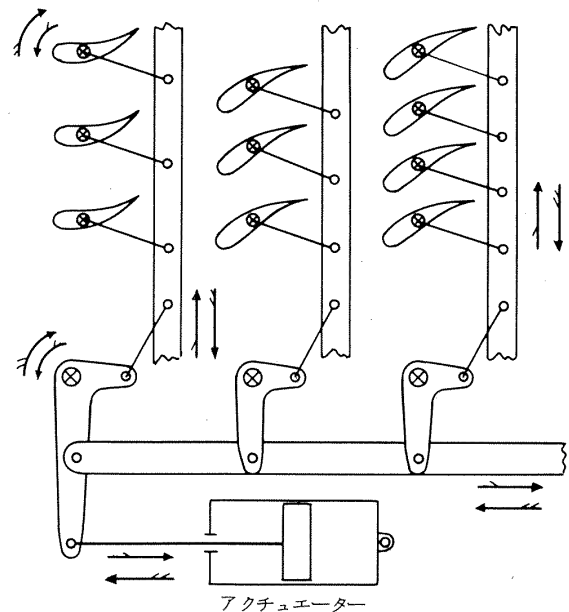


図 12 可変静翼のリンク機構

- ii) 実際のエンジンでは可変静翼の操作は予め設定された角度変化スケジュールに従って自動的に行われる。角度変化スケジュールでは角度変化量 $\Delta\theta$ は修正回転速度 $N/\sqrt{\theta}$ の関数として与えられるので、圧縮機の回転速度 N と入口温度 T_{01} の 2 変数の関数である。

しかし本装置のように地上静止の状態で試験を行

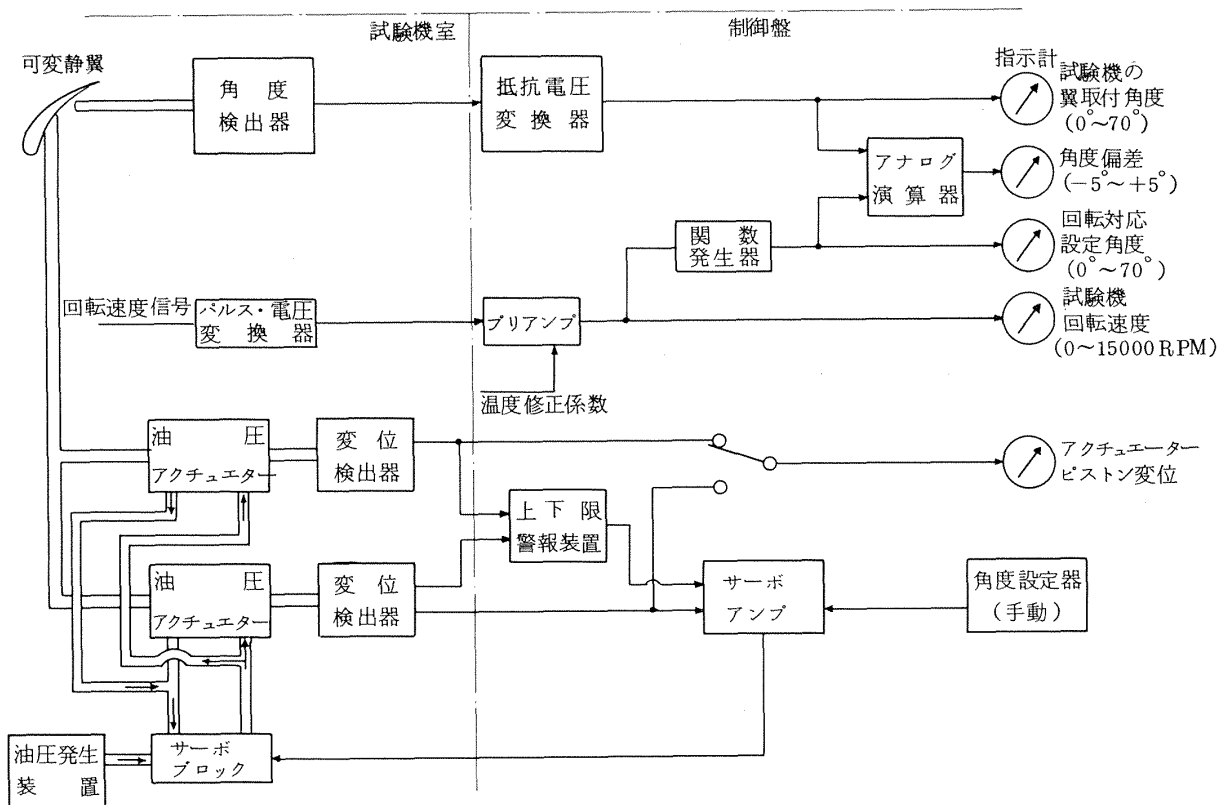


図 13(a) 可変静翼制御システム

なう場合は入口温度の変化は緩やかであるので、入口温度については近似的に短時間の計測中は入口温度一定とし計測開始時の温度から温度修正係数を求めて設定しておき、これより修正回転速度を算定することとした。したがって試験計測時の可変静翼の操作は回転速度の変化のみに対応して行うことができる。

iii) 空力試験では圧縮機がエンジンの一要素として必要とする作動範囲を確保できるように最適の可変静翼の角度スケジュールを選定することが主要な目的の一つである。したがって試験時の角度変化スケジュールは任意に設定できる機構にすると共に、スケジュールから離脱した操作も可能なものとした。これらの角度設定の操作は手動で行うこととした。

4.2 制御装置

可変静翼制御装置は大別して角度・回転速度検出表示系と油圧サーボ系より構成されている。図13(a)は系全体のシステムを、同図(b)は制御盤を示す。

a. 角度・回転速度検出表示系

予め設定された可変静翼の角度変化スケジュールから試験機の回転速度に対応する角度変化量を算定すると共に試験機の角度変化量を検出し両者の偏差を表示する系

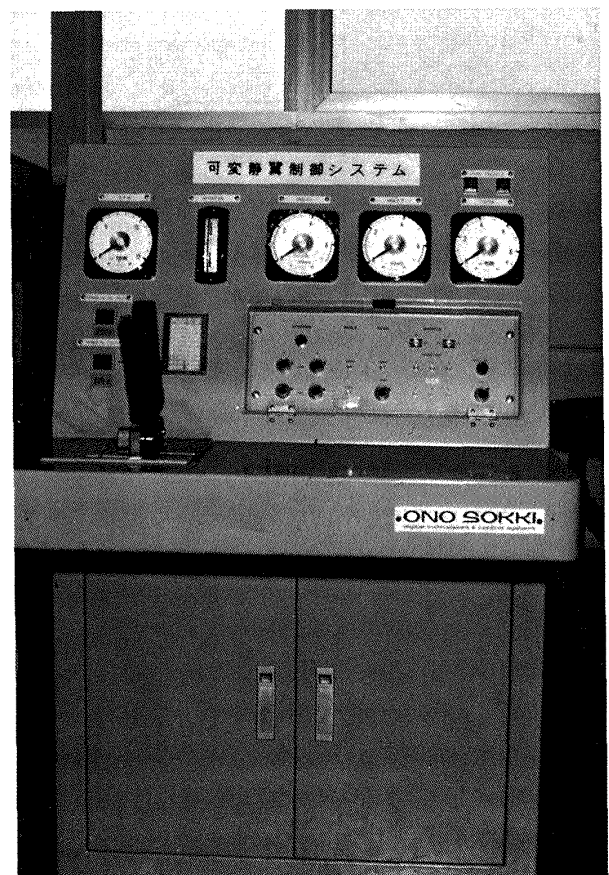


図 13(b) 可変静翼制御盤

と、回転速度を検出表示する系がある。

図13に示すように試験機の回転速度は直流電圧に変換され、プリアンプによって図14に示される温度修正係数 $1/\sqrt{\theta}$ を乗じた修正回転速度の信号となり指示計で表示される。温度修正係数の設定精度は0.5%以内である。またその信号は関数発生器によって角度変化スケジュールで与えられた関係を満足する角度信号となり、回転速度対応角度として指示計に表示されると同時にアナログ演算器へ送られる。図15は関数発生器で与えられる回転速度信号と角度信号の設定範囲を示す。一般に可変静翼の取付角は起動時に最大で設計取付角よりも $30^\circ \sim 50^\circ$ と大きい値に達し、回転速度の上昇と共に減少してゆき、設計回転速度では設計取付角に一致するのが普通である。本装置における両者の関係は図に示せように修正回転速度 $0 \sim 16000 \text{ rpm}$ 、可変静翼取付角 $0 \sim 70^\circ$ の範囲内に角度変化スケジュールの使用範囲(図の点A D間)を定め、その間を負の勾配をもつ3本以内の折れ線で表示することとした。それぞれの線の勾配は $-5^\circ/1000 \text{ RPM} \sim -20^\circ/1000 \text{ RPM}$ の範囲で自由に設定可能である。一方、試験機の可変静翼取付角度は角度検出器で検出し直

流電圧に変換され角度指示計に表示されると同時にアナログ演算器へ送られる。

アナログ演算器では両者の角度信号より偏差角を演算し指示計に表示する。取付角の変化は角度設定器を手動で操作して行い、角度変化スケジュールに従う場合は前

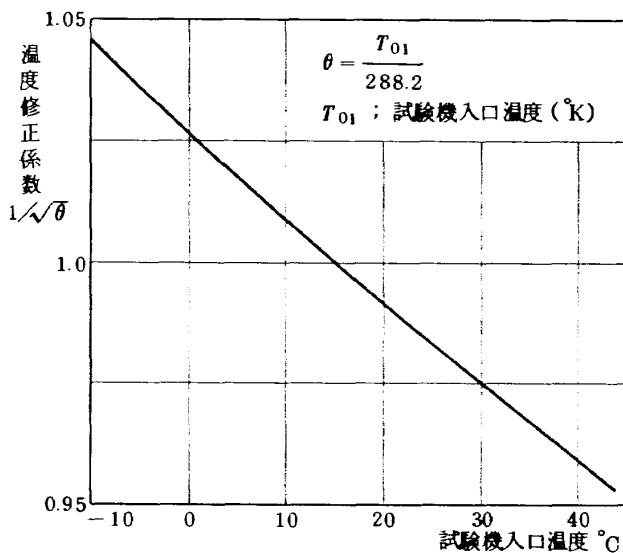
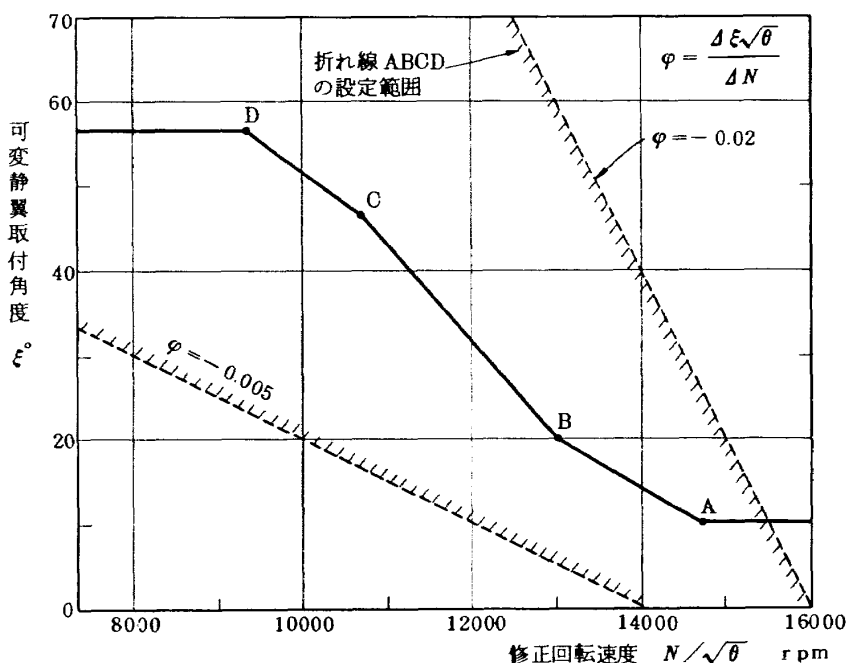
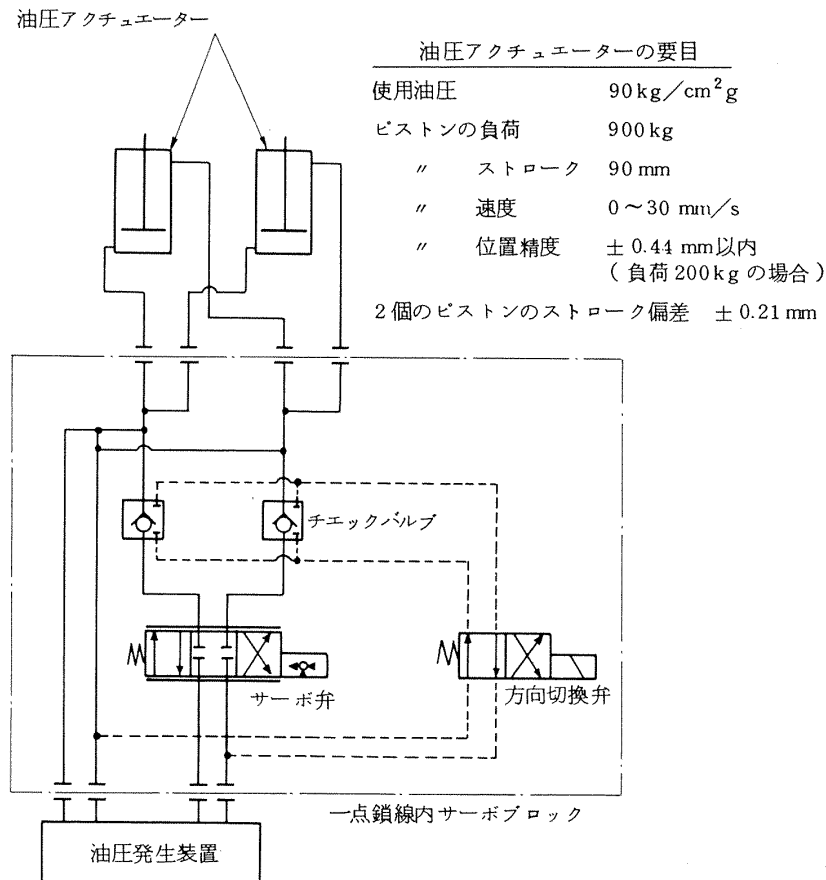


図 14 温度修正係数



折れ線の設定範囲		
	回転速度の範囲	折れ線の勾配
A点	14000 ~ 16000 rpm	$-0.005 \geq \varphi_{AB} \geq -0.02$
B	12000 ~ 13000	$-0.005 \geq \varphi_{BC} \geq -0.02$
C	10500 ~ 11500	$-0.005 \geq \varphi_{CD} \geq -0.02$

図 15 可変静翼取付角度変化スケジュールの設定範囲



(a) アクチュエーターの要目, サーボブロック回路

図 16 アクチュエーターとサーボブロック

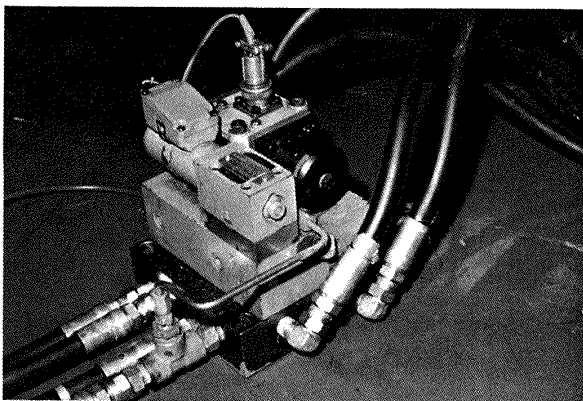


図 16 (b) サーボブロックの外観

述の偏差角がゼロになるよう操作する。またスケジュールから離脱し任意の角度操作も可能である。

b. 油圧サーボ系

可変静翼の取付角を角度設定器で指示された角度に油圧サーボ機構によって保つ系である。

図12に示すように可変静翼の取付角は油圧リンク機構

によって操作されるので角度変化量は油圧アクチュエーターのピストンの変位によって検知できる。したがって図13に示すように変位検出器で検出したアクチュエーターの変位と角度設定器で設定された値との差をサーボアンプで増巾し、サーボ弁、アクチュエーターを作動させ、自動的に設定値通りの角度を保持する。

図16はアクチュエーターおよびサーボ弁とソレノイドバルブを内蔵するサーボブロックを、図17は油圧アクチュエーターの動力源となる油圧発生装置を示す。

油圧アクチュエーターの負荷は(a)可変静翼に働く空気力、(b)可変静翼植込部の摩擦抵抗、(c)リンク機構の摩擦抵抗の和であるが、実際には試験機の運転中は振動その他の力も作用するから負荷は割増して見積り計画することが必要であろう。

前述の基本計画で述べた試験機の場合については油圧アクチュエーターにかかる負荷は 180 kg 程度と推算され 1 対のアクチュエーターを用いると 1 個当たり約 90 kg となる。しかしアクチュエーターの全行程にわたって動

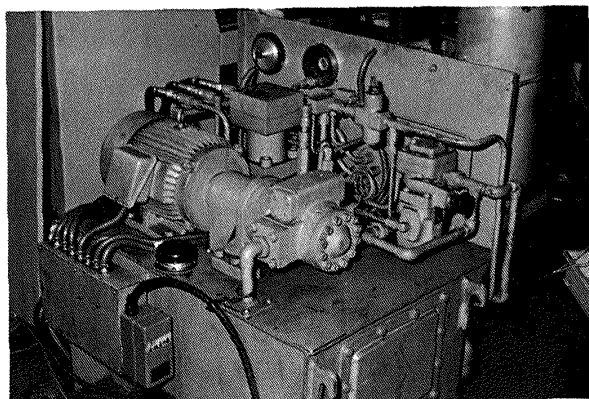


図 17 油圧発生装置

作が迅速かつ円滑に行われねばならないこと、リンク機構など試験機の仕様に変動があった場合など考慮し、アクチュエーターの出力は負荷の10倍すなわち1個当り900 kgとし、諸元を決定した。

停電の場合、アクチュエーターは起動時の位置へ復帰するようにした。また警報用として油圧低下(80 kg / cm² g 以下)、ストローク限界などの故障表示回路を設けた。

5. 試験計測システム

5.1 概 要

高圧力比の多段軸流圧縮機の性能試験では可変静翼および抽気機構の制御など運転操作が複雑であり、また計測点が多いので正確かつ迅速な計測・データ処理を要求される。また低速低流量の試験では前段翼列は失速状態にあることが多く性能計測と同時に旋回失速および翼の振動応力など非定常状態を監視計測し作動範囲を確認することが不可欠である。このような試験に対する要求を満たすため性能計測と非定常状態の監視計測を有機的に行えるよう運転、性能計測・データ処理および非定常状態監視を含む総合的な試験計測システムを計画しそれぞれの計測機器を整備することとした。

試験計測システムは大別して次の3系統に分けられている。

- 運転計測系統
- 性能計測・データ処理系統
- 監視保安系統

これらの各系統は図18に示すように計測データを各系統

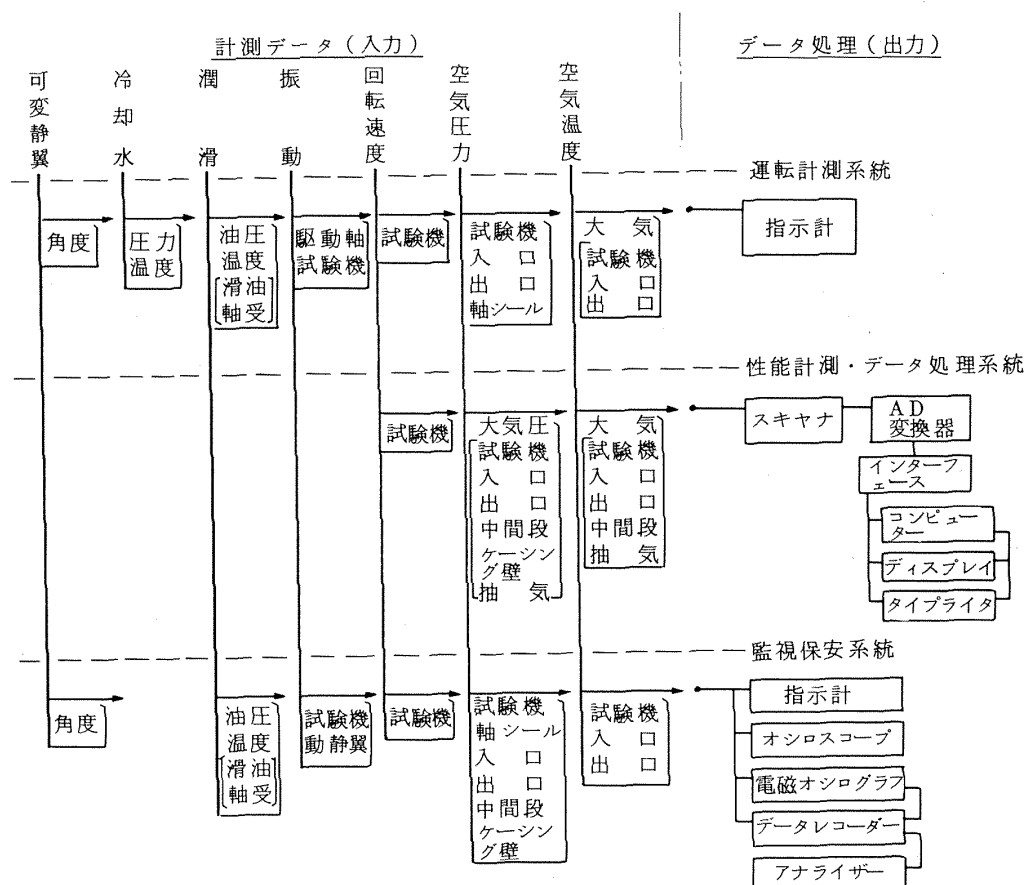


図 18 試験計測システム

の機器で処理し圧縮機の性能および作動範囲に関する総合的なデータを得ることをはかった。

運転計測系統では試験機運転装置の運転データおよび可変静翼制御装置の操作データと共に試験機の潤滑、軸シール、振動など回転機械として必要なデータが得られる。

性能計測・データ処理系統は試験機の定常的な性能の計測とデータ処理を行い、監視保安系統では試験機の機械的な原因に基づく異常（軸受温度上昇、軸振動など）の監視と、空力的な原因に基因する非定常現象および異常（翼列の失速、サージ、翼の振動応力の増大など）の監視と計測を行うこととした。計測データは図18に示すように回転速度、圧力、温度、振動、角度の5種類である。図19は試験計測システムにおける各計測データと各装置機器との関連を示す系統図で、図20は主要な計測関係装置の配置を示す。

性能計測および非定常監視用センサーの配置は基本計画で述べた仕様の試験機に対し定常性能と、低速低流量領域の運転において特に問題となる圧縮機前段部の内部流れおよび非定常現象の計測に重点をおき、図21に示される配置を考え計測および監視機器を整備することとした。

駆動用ガスタービンの回転速度は駆動軸の回転信号（1回転60パルス）をパルスピックアップによって計測し、試験機の回転速度はそれに増速比（3：1）を乗じて求め、パルス・電圧変換器によって直流電圧に変換され各装置へ送られる。

定常圧力の圧力変換器は力平衡型で減圧試験室外の大気中に設置され、大気圧と各計測点圧力との差圧を直流電圧に変換しデータ処理装置への入力信号とする。非定常圧力の圧力変換器は歪ゲージ形あるいはマイクロフォン形などあるがいずれも応答性を良くするため圧力センサーと直結して試験機本体に取付けられ、直流電圧に変換された変動圧を入力信号として監視機器で処理する。

温度計測はアルメル・クロメル熱電対を対象として配線および機器の整備を行った。

翼振動応力は翼の表面に貼付した抵抗線歪ゲージから得た入力信号を増巾し翼振動の周波数および応力を求める。

可変静翼取付角の計測は角度変化を電気抵抗の変化として計測し、抵抗・電圧変換器によって直流電圧に変換し各装置への入力信号とする。

5.2 性能計測・データ処理系統

多段軸流圧縮機の性能試験は計測点が多く、さらにデータの集録および処理を短時間に行い試験装置の運転者および非定常状態の監視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うこととした。

圧縮機の性能は一般に流量、圧力比、断熱効率、抽気率で表わされ、その他に内部流れの状態として壁圧分布・半径方向の圧力および温度分布などが測定される。これらの性能解析に必要な入力データは回転速度、圧力、温度であって前述のようにいずれも直流電圧に変換されデータ処理装置へ送られる。（図22）

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で表わされて両者とも広い計測範囲がとれる。しかし圧力の場合、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ものを選定する必要があり、あらかじめ装置の使用条件を定めておかなければならない。本装置では基本計画で述べたように起動から85% N^* までの低速では常圧運転し、それより110% N^* の最高速度までは減圧運転、またガスタービンを空気タービンとして運転する場合（図7）などを考慮して試験機各段圧分布の上限および下限を定め、各圧力変換器の使用範囲を求めた。

計測センサーの配置は図21に示すように入口および出口の流路内にピトー管および温度計（熱電対）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、抽気管に設けたオリフィス前後の圧力および温度より抽気流量を求められるよう機器を配備した。圧力変換器の個数は圧縮機入口では全圧・静圧測定用筒形ピトー管2本、出口は全圧測定用筒形ピトー管4本、抽気流量測定オリフィス2個、中間段の全圧測定用筒形ピトー管2本、および各段の壁圧測定などに応じられるよう準備した。また、多段軸流圧縮機の試験では圧力計測点が非常に多いのでデータ処理の過程で中央処理装置の容量限界を越えるような場合に備え、オンライン演算処理を特に必要としない計測点については目視計測ができるようマノメーターを用意した。図23(a)は前述の運転条件における試験機内部の圧力分布と、設置した圧力変換器の仕様、計測範囲および数量を、同図(b)は設置した変換器の外観を示す。

なお、吐出管には図3に示す位置に流量測定用オリフィスがあり吐出流量を測定できる。吐出管内径600mm ϕ オリフィスの開口比 $\beta = 0.5$ であって流量は次式で求められる。

$$\begin{aligned} G &= \alpha \epsilon A \sqrt{2g\gamma \Delta P} \quad \text{kg/s} \\ \epsilon &= 1 - C \Delta P / P_1 \\ \left. \begin{aligned} \alpha &= 0.695 \\ C &= 0.28 \end{aligned} \right\} (\beta = 0.5) \end{aligned}$$

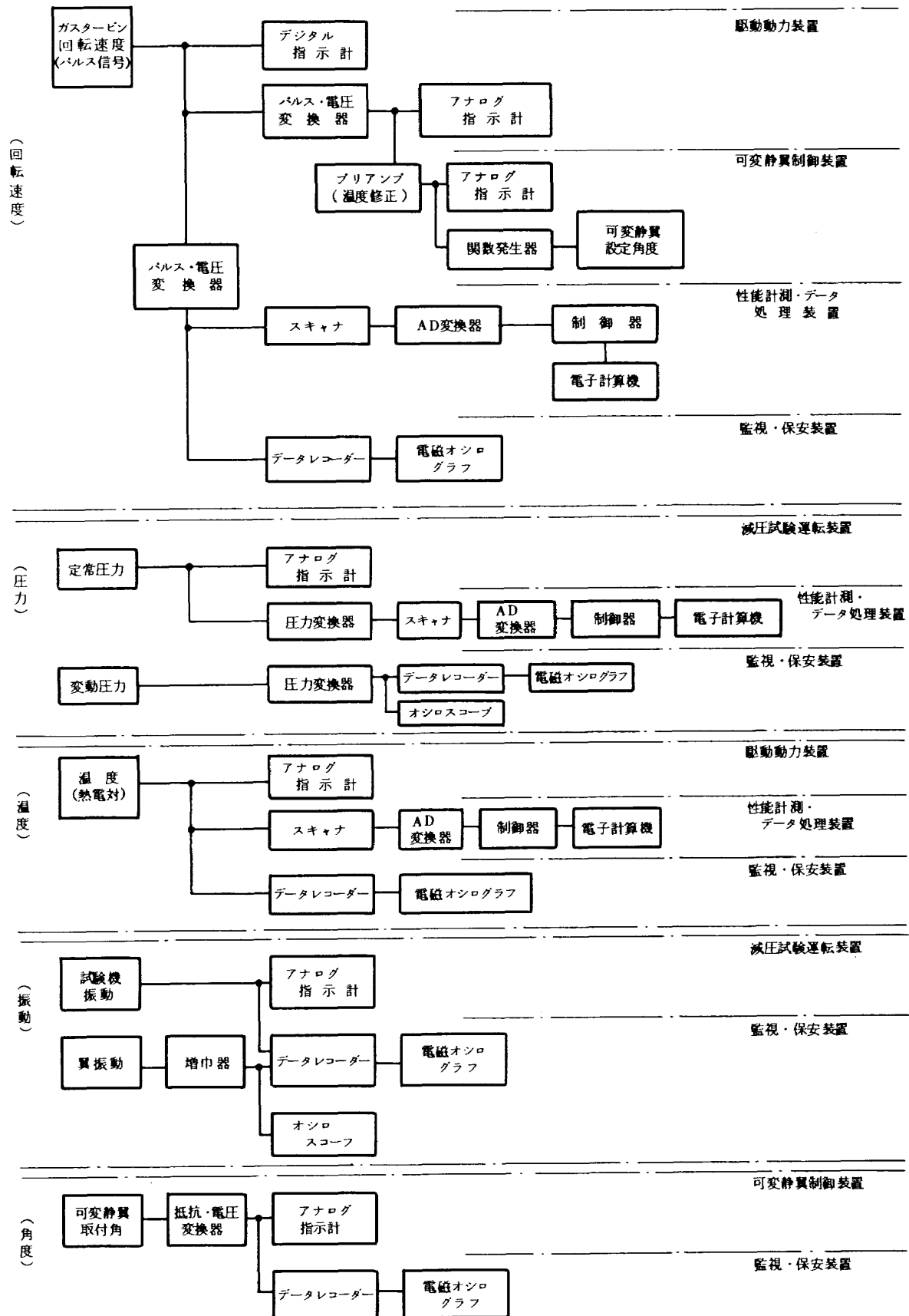


図 19 計測器系統図

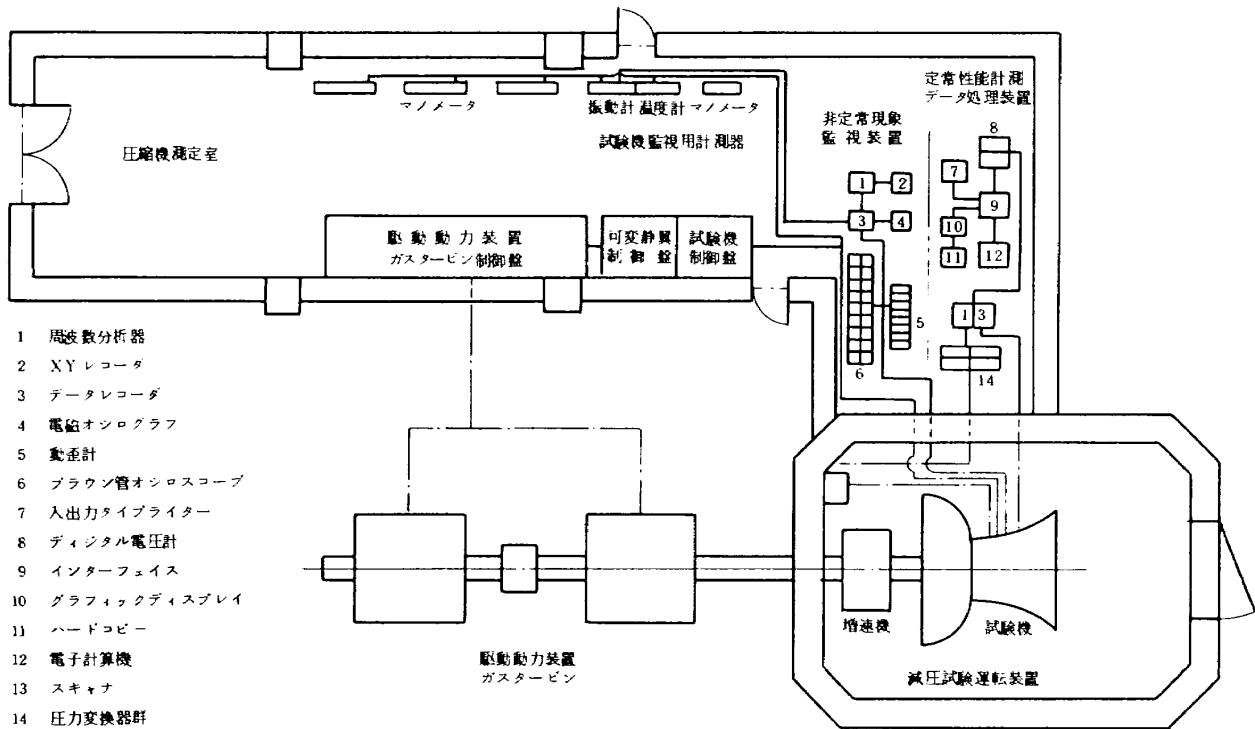


図 20 計測システム・装置の配置図

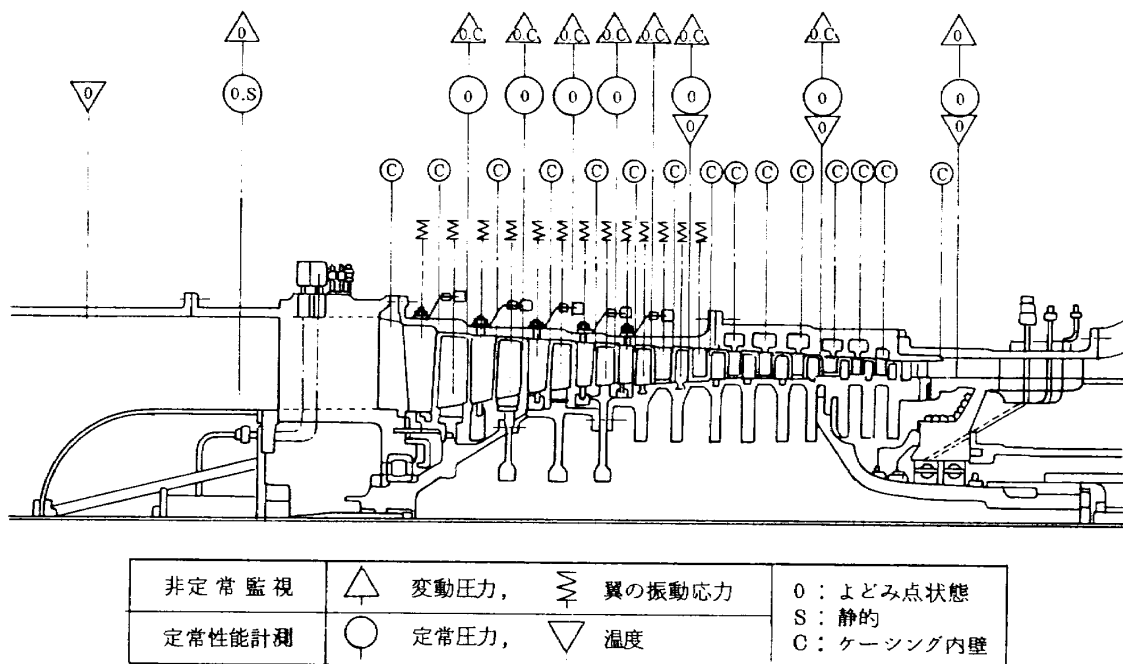


図 21 試験機内部の性能計測・監視センサー配置図

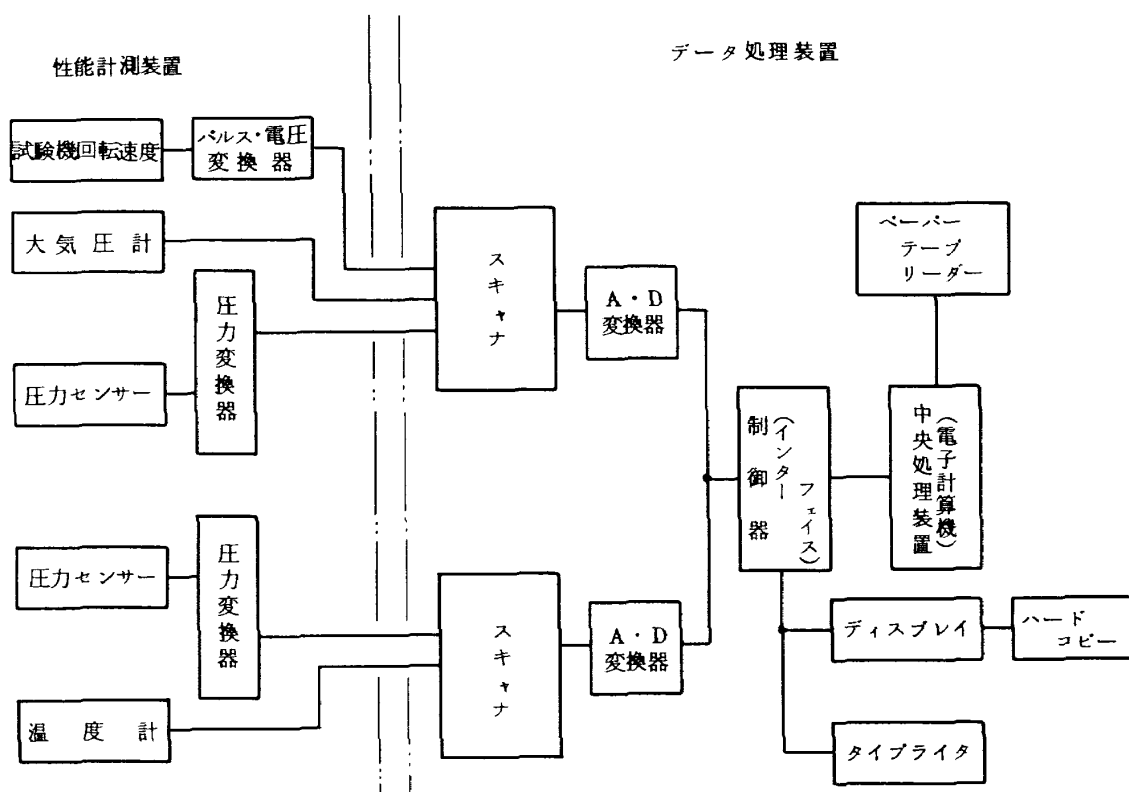
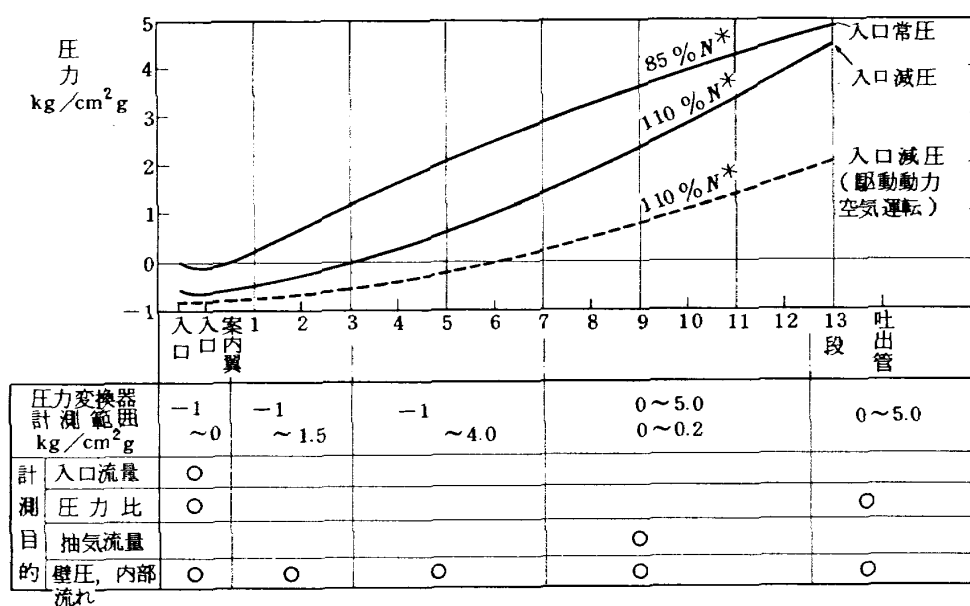


図 22 性能計測・データ処理系統図



圧 力 変 換 器		
計測範囲	個数	備 考
0 ~ 0.2	18	差圧計測用
-1.0 ~ 0	18	入口計測用
0 ~ 1.5	18	低速, 常圧試験用
0 ~ 2.5	24	
0 ~ 5.0	36	中間~後段計測用
-1.0 ~ 1.5	6	前段計測用
-1.0 ~ 4.0	6	中間段計測用

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 $\pm 0.02\% / ^\circ\text{C}$ Full Scale

図 23 (a) 圧力変換器の計測範囲および仕様

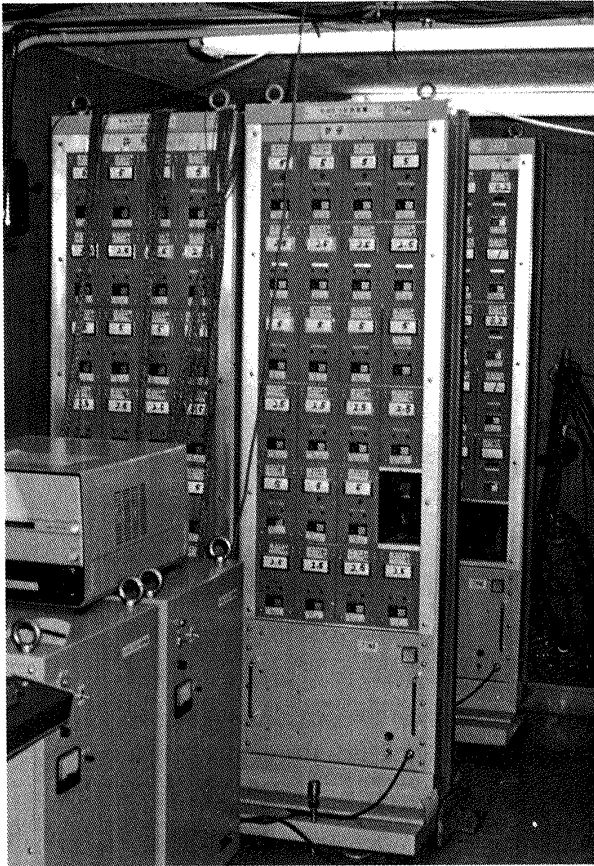


図 23 (b) 圧力変換器

A : ノズル面積 m^2

γ : ノズル直前空気の比重 kg/m^3

ΔP : オリフィス差圧 kg/m^2 又は mm Aq

β : オリフィス開口比

α : 流量係数

ϵ : 空気の膨張による修正係数

また 2 本の抽気管 (内径 78 mm ϕ) には図 8 に示す位置に流量測定用オリフィスを設け各抽気管の抽気流量を測定できる。オリフィスの開口比は管路レイノルズ数

$R_D = VD/\nu$ が図 24 に示す適用範囲内にあるように試

$$R_D = \frac{VD}{\nu} \quad \begin{array}{l} D : \text{管路内径} \quad \text{m} \\ V : \text{管路内空気の平均流速} \quad \text{m/s} \\ \nu : \text{空気の動粘性係数} \quad \text{m}^2/\text{s} \end{array}$$

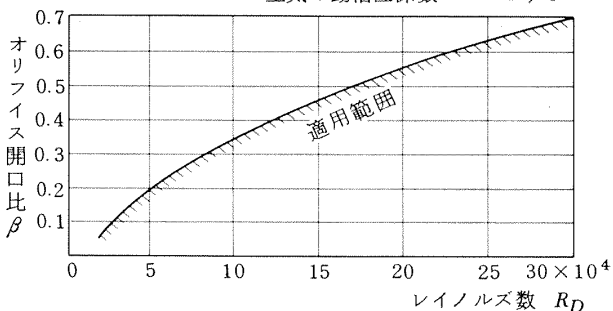
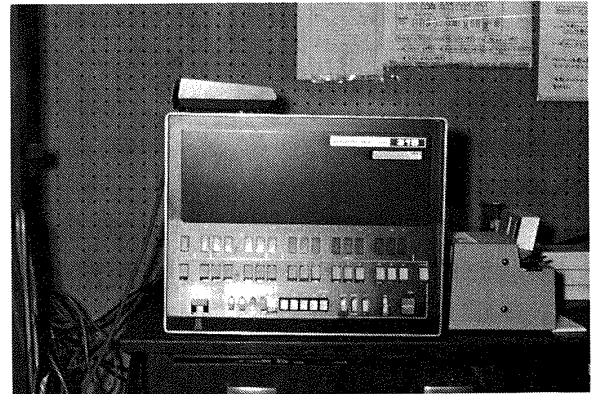


図 24 管路のレイノルズ数とオリフィス開口比

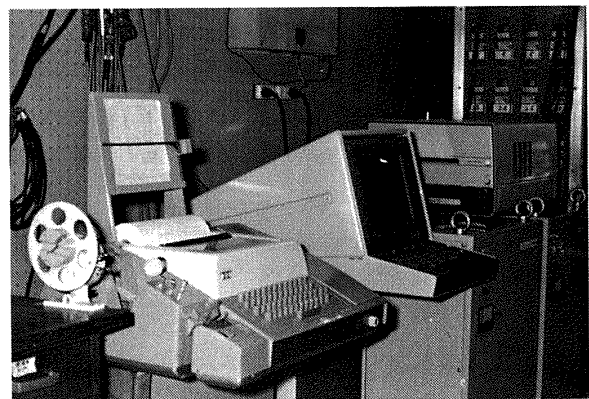
験機の抽気量に応じて定めねばならないが、抽気を行うのは主として低速運転の場合であるので試験機の起動から 70 % N^* の範囲において入口空気流量の 4 % 程度までの抽気ができるよう開口比の異なる 2 種のオリフィスを準備した。

オリフィス直径	β	測定流量の範囲	α	C
23 mm	0.09	0.04 ~ 0.1 kg/s	0.601	0.219
39	0.25	0.095 ~ 0.3	0.624	0.242

データ処理装置は既設のジェットエンジン要素試験設備の計測データ処理システム⁽²⁾のうち圧縮機のデータ処理に関する部分であって、図 22 に示すようにデータ集録を行う 2 台のスクャナおよびアナログ・デジタル変換器、中央処理装置 (電子計算機)、出力装置 (ディスプレイ, タイプライタ), およびこれらの装置を連結する制御器がある。制御器および中央処理装置は高温タービン試験設備および燃焼器試験設備と共用の装置であり、またデータ集録および出力関係装置は上記の両試験設備のものと同じ規格である。表 1 は各装置の規格を、図 25 は設置した中央処理装置および出力装置を示す。



(a) 中央処理装置とテーブリーダー (右)
(電子計算機)



(b) タイプライター (左), ディスプレイ (中),
ハードコピー (右)

図 25 データ処理装置

表1 データ処理装置の規格

装 置 名	規 格	備 考
スキャナ	リードリレー式 チャンネル数 120 CH <div style="border-left: 1px solid black; border-right: 1px solid black; padding: 5px; margin: 5px 0;"> 圧力…… 80 CH 温度…… 40 CH (熱電対用) 零接点回路内蔵 </div> 切換速度 約 10 ms	
アナログ・デジタル 変 換 器	デジタル電圧計 サンプル時間 20 ms 分解能 1 μ V コモンモード除去比 150 dB	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 (山武ハネウェル 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 1.6 μ s	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 19 cm \times 14.2 cm キャラクタ・ディスプレイ容量 横 74 \times 縦 35 = 2520 キャラクタ グラフィック, モード 1024 (X 軸) \times 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 " " せん孔速度 600 字/分	

5.3 監視保安系統

監視保安系統は運転中の試験機および各装置に異常が発生した場合すみやかにこれを検知し、運転および計測担当者に知らせて適切な対策を講じられるよう計画した。監視保安関係装置には試験機の回転速度、潤滑、振動など高速回転機械としての立場から試験機を安全に運転するために監視し、必要なデータを集録する運転関係の監視保安装置と、翼の振動応力、翼列の失速、サージなど主として試験機内部の空力的な原因に基づく非正常現象の監視および計測を行う非正常現象関係の監視装置がある。

5.3.1 運転関係監視保安装置

a. 監視用計測器

試験機および運転試験装置の監視用計測データの種類と計測位置を表2に示す。計測値が制限値を越えた場合はブザー、表示灯などで故障表示を行うが、未知の試験機を運転する関係上予期せぬ事態の発生も予想されるので故障に対する処置は運転・監視担当者の判断によることとした。

b. 減圧試験室監視用鏡

減圧試験室内に設置された試験機の監視用として鏡を設置した。監視用としてはテレビカメラによる監視なども考えられるが、減圧試験室内は試験機および各装置の運転による振動、温度上昇など電子機器には好ましくない環境にあるので、最も単純で故障しにくい装置として監視用鏡を採用した。図26に示すように減圧試験室と圧

表2 監視用計測器

計測データの種類	計測位置			
	駆動動力装 置	減圧試験装 置	可変静翼 制御装置	試験機 本体
回転速度	○			
軸受温度	○			○
軸受シール圧力 *	○			○
給油圧力	○	○	○	○
操作空気圧力	○	○		
冷却水圧力	○	○		
振動 *	○			○

注： *印は故障表示なし

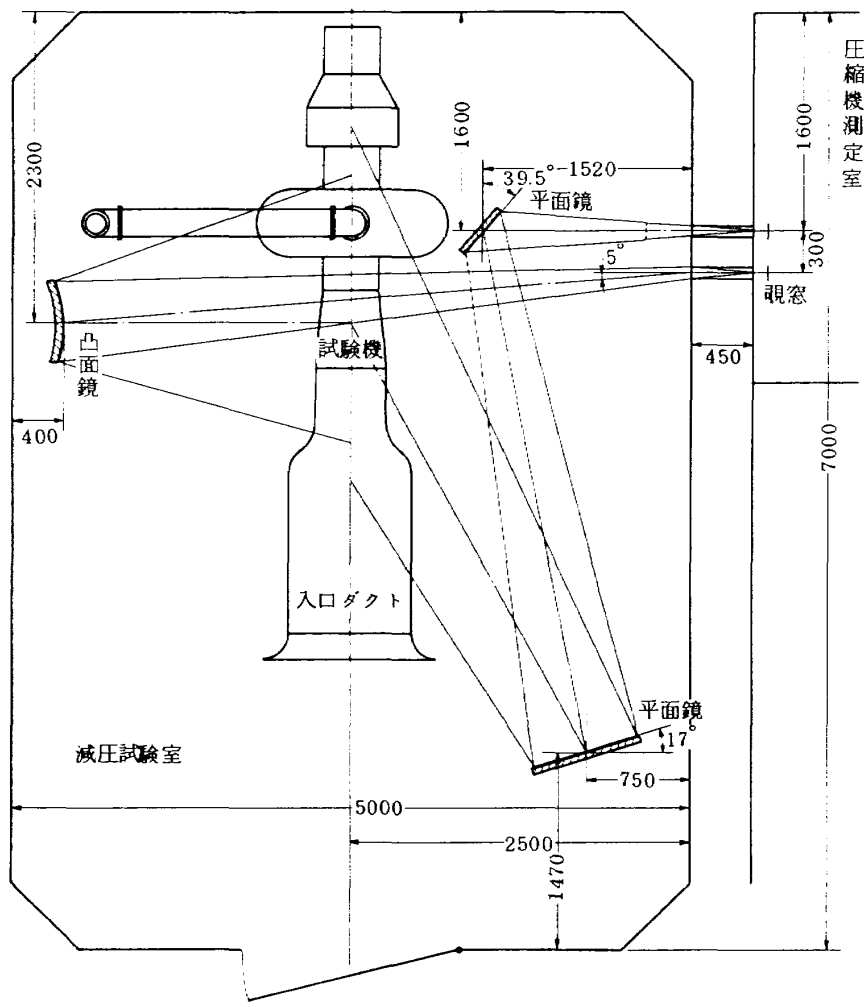


図 26 減圧試験室監視用鏡の配置

縮機測定室との隔壁に 2 個の視窓があって試験機の左右両面を斜上方から監視できる。

c. 緊急放風装置

緊急放風装置は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、試験機の作動点を安全な大流量側へ瞬時に移動させる装置であり、図 27 に示すように空気源から供給される操作空気で作動する空気シリンダ駆動式の放風弁と操作用機器および配管で構成されている。放風弁は図 8 に示すように試験機の出口スクロール部に設置され、通常は全閉の状態では試験機の運転を行い緊急時にスイッチ操作によって電磁弁を作動させ全開する。放風弁の流路面積は全開状態における吐出弁流路面積の約 20% であって、試験機はどのような運転条件にある場合でも放風弁の全開によって安全な作動点に移動できる。緊急スイッチは駆動動力装置の運転盤、可変静翼制御装置の制御盤および非正常現象監視装置の 3 ケ所に設置され、運転、計測あるいは監視担当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。

5.3.2 非正常現象監視装置

圧縮機の非正常現象には翼列の失速・旋回失速、サージ、翼の共振あるいは失速に基因する強制振動などがあ

るが、これらの現象を計測器で検知できるのは内部流路内気流の圧力変動、速度変動および翼の振動応力である。

内部流れの非正常な現象の計測および監視には主として圧力変動および速度変動の計測が大きな役割を持ち、試験機の安全強度上の面からは翼の共振あるいは強制振動に基因する振動応力の測定および監視が重要である。本装置では試験機内部の監視センサーの配置を図 21 に示すように計画し計測器を整備した。図 28 は非正常監視装置の計測系統図である。

6. あとがき

既設の圧縮機試験設備の一部を利用して高圧力比の軸流圧縮機試験装置を計画し運転試験に必要な機器を設置した。利用した既設の設備および新規に設置した装置はそれぞれ計画どおり機能を発揮し、現在ファンエンジン用高圧圧縮機の性能試験が順調に行われている。

文 献

- 1) 航技研原動機部：航空技術研究所のターボジェットエンジン要素試験設備，航技研報告，TR-24，(1962.2)
- 2) 西尾：ジェットエンジン要素計測の自動化，日本ガスタービン会議第 1 回定期講演会論文集 (1973.6)

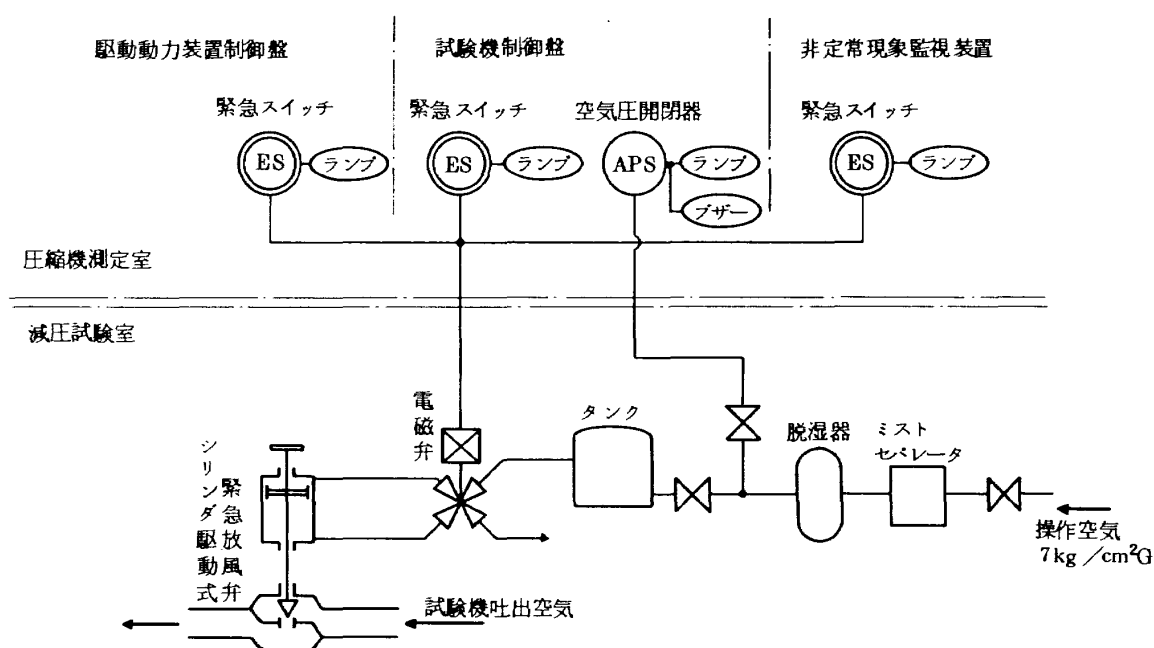


図 27 緊急放風装置系統図

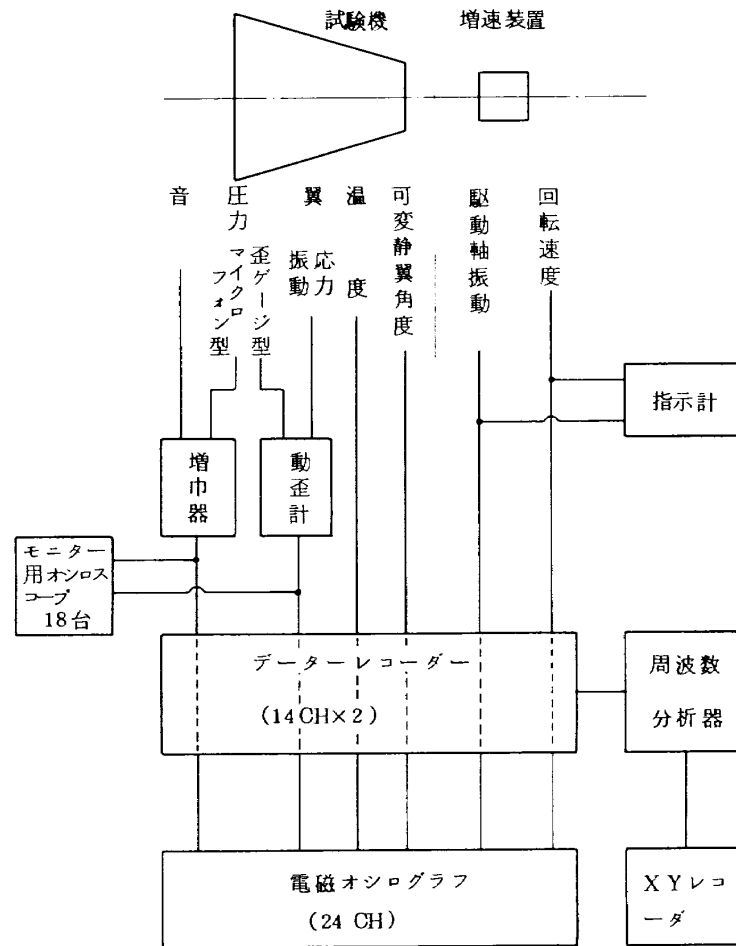


図 28 非定常現象計測系統図

航空宇宙技術研究所報告536号

昭和53年6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 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
