

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-585

空冷タービンの空力特性に関する研究 (I)
タービン空力回転試験機と装置

井上重雄・臼井弘

養田光弘・能瀬弘幸

1988年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 試験装置の構成	2
2.1 空気系	2
2.1.1 主流空気	2
2.1.2 二次空気(冷却用およびシール用)	3
2.2 給油系	3
2.3 水動力計	6
2.4 運転制御盤	9
2.5 保安機器	10
3. 試験機	11
3.1 構成要素および設計点仕様	11
4. 計測装置	12
4.1 自動トラバース装置	16
4.2 計測センサー	16
5. 試験運転	16
5.1 試験機および動力計の振動測定	18
5.2 試験機の動翼先端隙間計測の例	18
6. おわりに	19
参考文献	19

空冷タービンの空力特性に関する研究 (I)*

タービン空力回転試験機と装置

井上重雄** 臼井弘**
養田光弘** 能瀬弘幸**

Effects of Coolant Injection on Turbine Aerodynamic Characteristics

Part I: Test Turbine and Apparatus

Shigeo INOUE, Hiroshi USUI,
Mitsuhiro MINODA and Hiroyuki NOSE

ABSTRACT

Effects of coolant injection on turbine aerodynamic characteristics were investigated with a test turbine. The main air flow was unheated and the temperature was about 100°C. The coolant (secondary air) temperature was kept at about 100°C, nearly the same as that of the main flow. The present investigation is concerned with effects of coolant injected from the following parts on turbine aerodynamic characteristics:

- (1) stator blades,
- (2) both stator and rotor blades,
- (3) stator casing and
- (4) rotor casing (shroud ring).

This paper mainly describes the test facility, the test turbine, and the measuring systems.

概 要

高効率ガスタービンのタービン空力性能向上の研究を行うために、タービン空力回転試験装置を整備した。

本試験装置は、高圧タービン実機大模型による試験を行うもので、非加熱空気を用いて空冷タービンの二次空気（冷却空気等）吹出しが、空力性能に及ぼす影響を詳細に調べることが目的として使用された。

本装置を用いて、

- (1) タービン静翼吹出し特性
- (2) タービン静翼及び動翼吹出し特性
- (3) 静翼端面吹出し特性
- (4) 動翼先端部の外周ケーシング（シュラウドリング）よりの吹出し特性

などを解析する一連の試験を行った。

本報では、本装置の構成、仕様、試験機並びに計測装置について述べる。

なお、本研究は通商産業省工業技術院の「高効率ガスタービンの研究開発」の一環である「タービン技術の研究開発」として行われたものである。

* 昭和63年1月29日受付
** 原動機部

1. まえがき

高効率ガスタービンではガスタービンの比出力の増加とサイクル効率の向上のために、タービンの作動条件はますます厳しいものとなり、高温高圧下での高速回転が要求される。このような高温化に対処するため、高温強度の向上を目指し新材料の開発も行われているが、必ずしも十分ではない。このためタービン翼の冷却技術の研究が盛んに行われており、翼以外の高温部、すなわち静翼端面や動翼先端ケーシング等の冷却も必要となってきた。

最近の冷却技術の進歩によって冷却効率は向上しているが、その一方で冷却機構もますます複雑になってきている。したがって、二次空気（冷却空気等）吹出しによる空力特性への影響を詳細に把握することは、性能向上の観点から極めて重要な課題である。この研究では実機大模型の空冷タービン空力回転試験機を用いて、二次空気吹出しがタービン空力性能に及ぼす影響を調べた。本装置は、既設空気源設備より供給される圧縮空気を用いて、実機マッハ数レベルに於ける空力性能試験ができるように設計・製作されたものである。試験機は、航空用ガスタービンエンジン(FJR710/20)の高圧タービン初段の静翼と動翼を組込んだ

もので、動翼先端部のシュラウドリングには二次空気吹出し可能な吹出孔を設け得る構造となっている。

本試験では、運転計測を効率的に行うために実時間モニターシステムを採用している。このシステムではマイクロコンピュータを用いて自動トラバースによる計測データ集録とともに、計測データを実時間処理してディスプレイ表示、プリンタに出力が行えるように考慮した。

本報では試験装置、試験機の概要とともに装置の試験運転について述べる。

2. 試験装置の構成

本装置は、当所原動機部の高負荷低圧タービン試験装置¹⁾の一部を利用して、前述のように非加熱空気をを用いた空力回転試験装置として設計・製作されたものである。本装置の構成を図1に示す。

2.1 空気系

2.1.1 主流空気：主流空気は既設の空気源設備（1800kW 軸流圧縮機、吐出圧力250KPa、流量18kg/s、吐出空気温度400K（約130°C））より導入した空気を作動流体として用い、電動ロータ弁、整流格子を経て、オリフィスによる流量測定のための試験機へ供給される。供試タービンからの

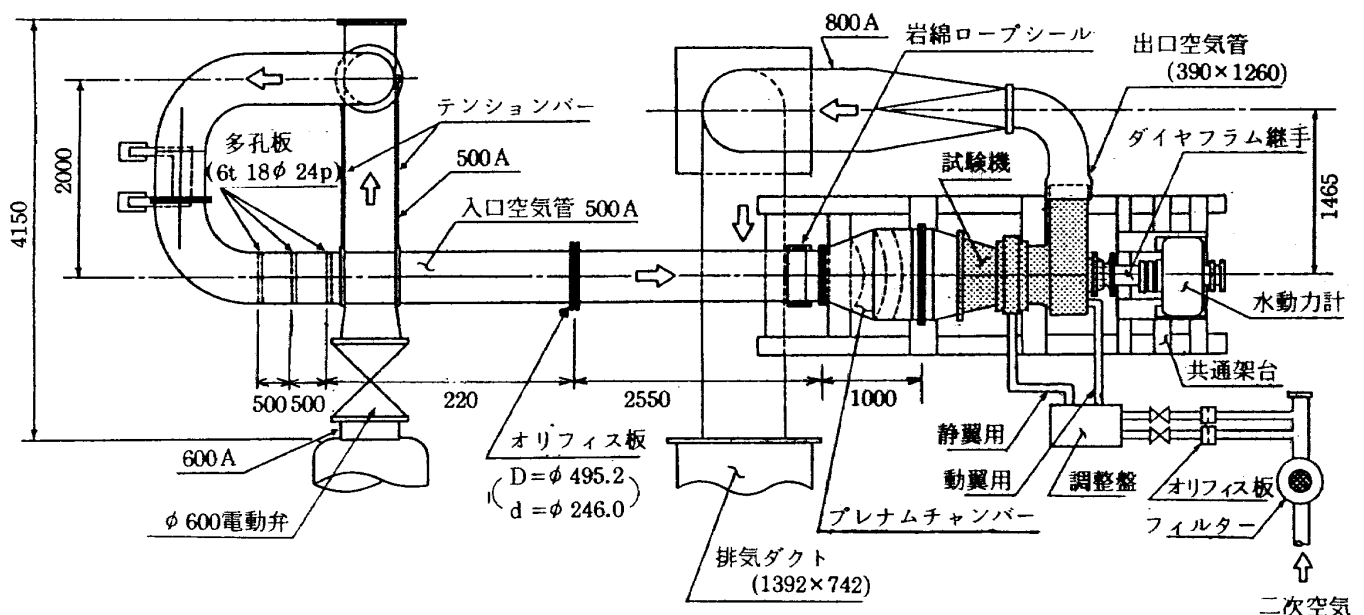


図1 空力回転試験装置（平面図）（単位：mm）

排出空気は出口空気管を通して、排気消音塔より大気中へ放出される。図2に試験機及び試験装置の外観写真を示す。

2.1.2 二次空気：二次空気系を図3に示す。二次空気は冷却空気及び試験機のシール用空気の2系統に分れており、主流空気制御電動ロート弁上流の主流空気管より分岐、配管されている。二次空気は整流フィルターを通り、それぞれオリフィス流量計で流量を計測して調整盤へ供給される。

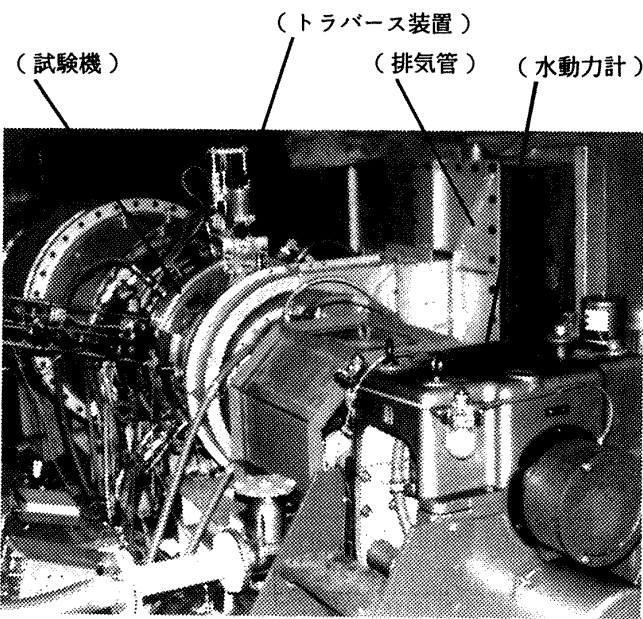


図2 空冷タービン空力試験機及び試験装置の外観写真

図4(1), (2)に二次空気調整盤の系統を示す。

翼冷却空気は、調整盤で流量調整されて、静翼へは円周4カ所、動翼へは円周6カ所より空気溜室に導入され、それぞれ翼部へ供給される。

試験機には、主流および冷却空気等の漏洩防止のため数カ所にラビリンスを設けている。

一方シール空気は、動翼冷却空気が流路の導入ベーンを通して回転部に流入する際のラビリンスからの漏れ防止及び試験機後部ベアリング(ボールベアリング)の潤滑油等の漏洩防止のために用いられている。シール空気は、ラビリンス上流側並びに下流側円周上にそれぞれ3カ所、および4カ所に設けたシール空気用配管により二次空気制御盤に於いて流量、圧力の調整を行い供給している。図5は二次空気調整盤の写真である。使用したオリフィスの諸元を表1に示す。

2.2 給油系

試験機は前部(ローラベアリング)、後部(ボールベアリング)の二個のベアリングで支持されている。図6に試験機の潤滑油系統を示す。試験機の潤滑は給油ポンプおよび排油ポンプにより行われている。同装置は危急時の給油のために、加圧給油タンクを備えている。なお、使用潤滑油はAero-Shell Turbine Oil 2(エッソ・スタンダード石油(株))を使用している。

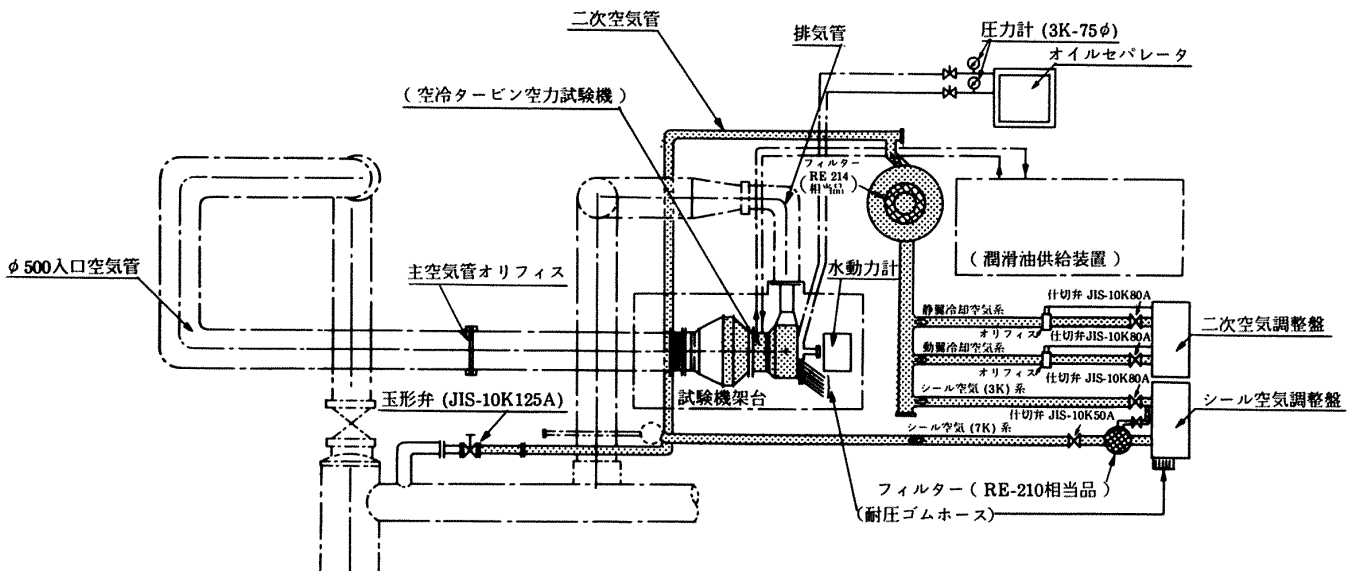
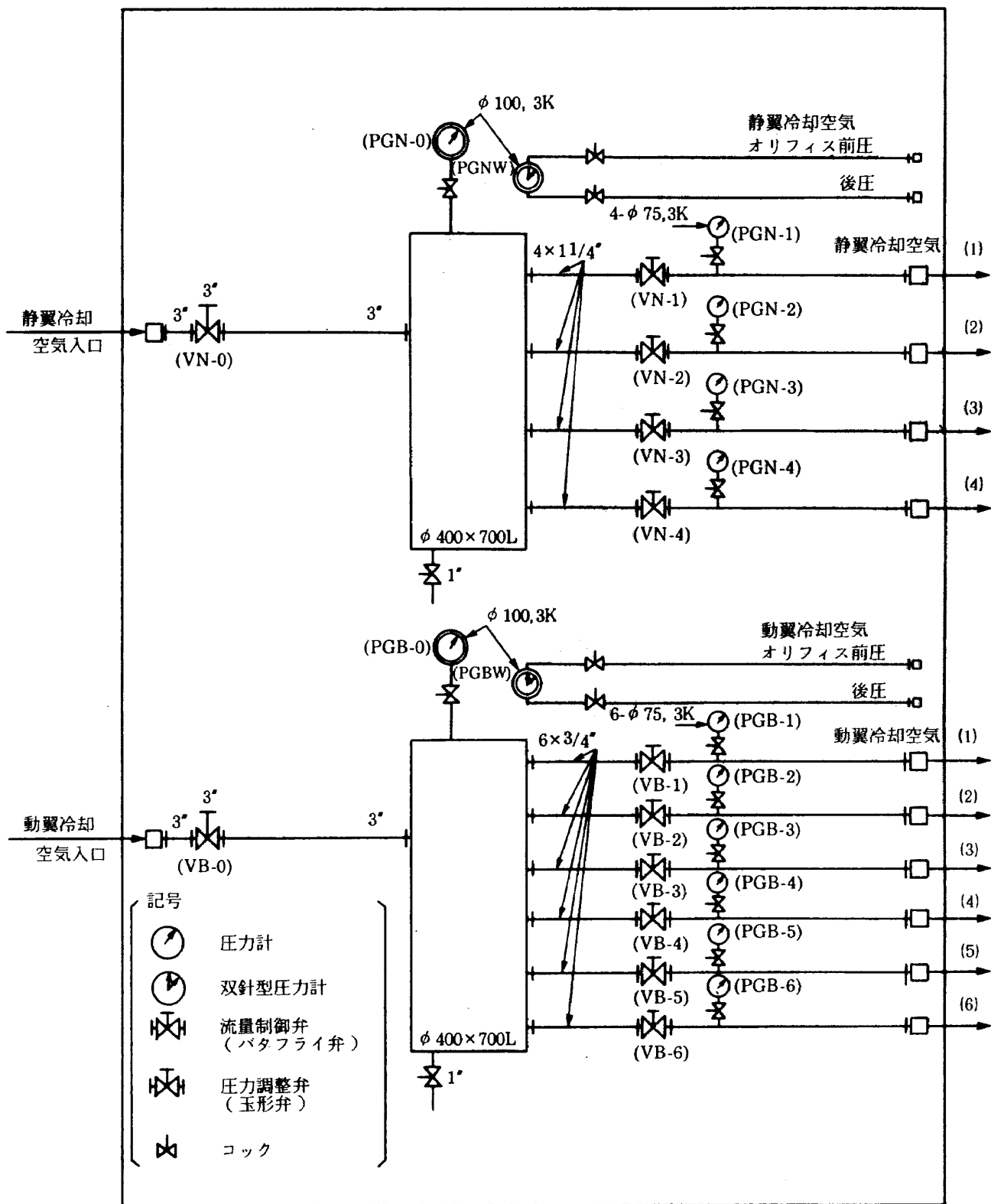
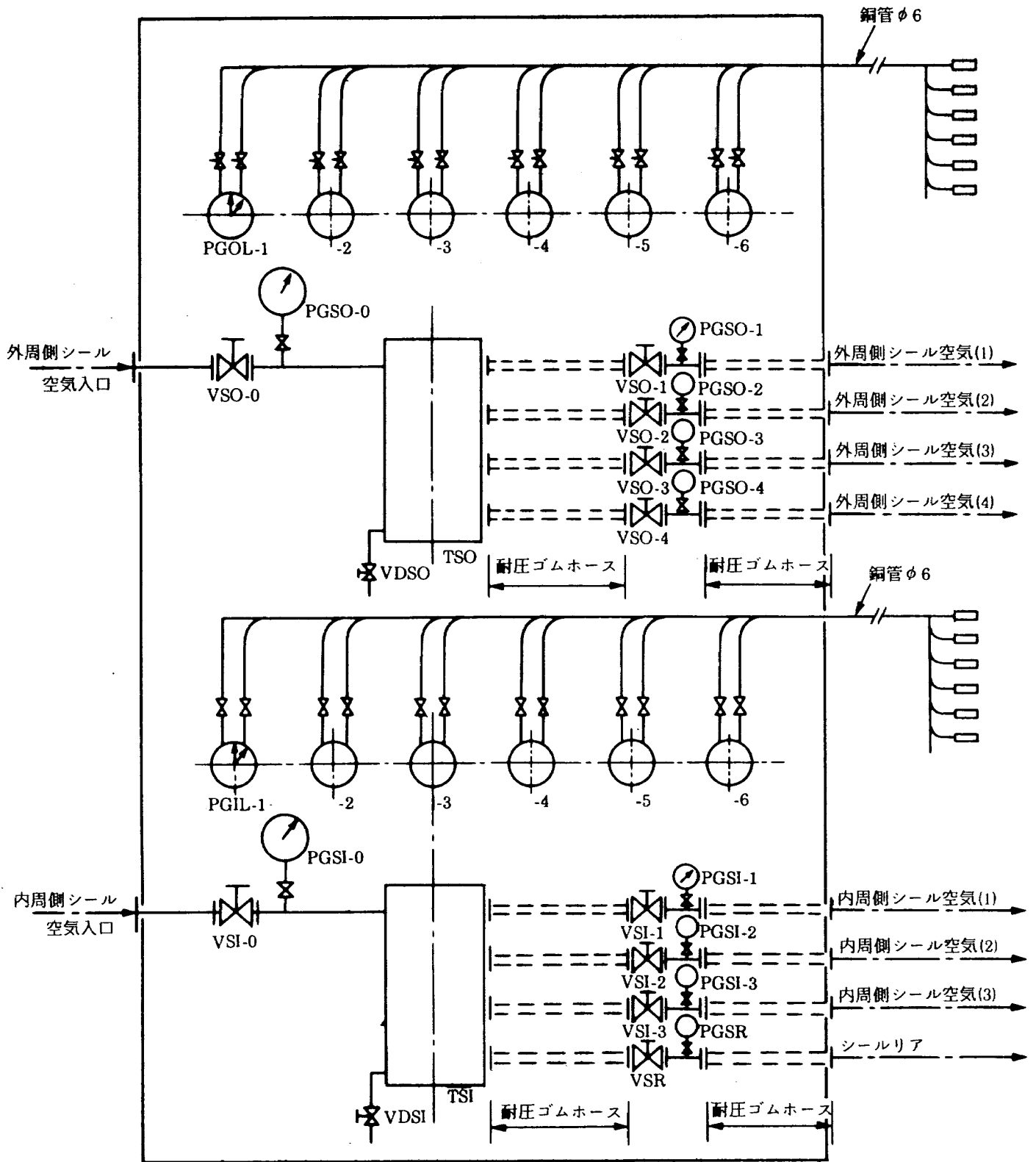


図3 二次空気配管系統図



(1) 翼冷却空気用

図4 二次空気調整盤系統図



(2) シール空気用

図4 二次空気調整盤系統図

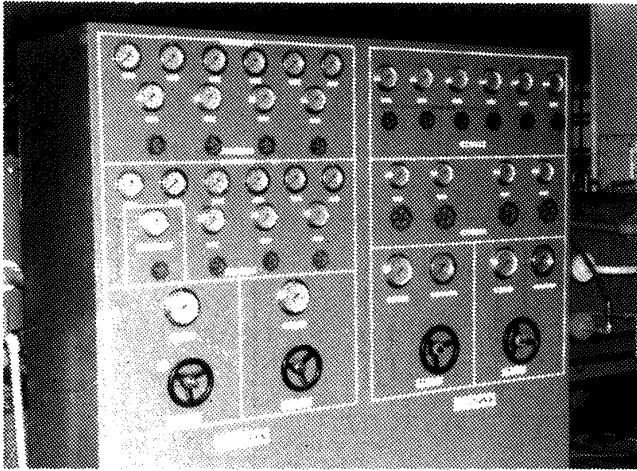


図5 二次空気調整盤の写真

2.3 水動力計

試験機の出力の吸収，トルク計測，回転数の制御を水動力計（フラウドエンジニアリング社 F 0271 型）によって行っている。なお，水動力計は，フレキシブルダイヤフラム継手を介して試験機と結合されている。動力計の主な仕様を表2に，精度，安定性，レギュレーション等仕様を表3に，また図7に制御システム機構を示す。

図7，表2に示すように制御モードには定回転，定トルク，パワーロウ，排水弁開度一定の四モー

表1 オリフィスの諸元

	外径 (m)	内径 (m)	開口比(β)	開口面積 A (m ²)	流量係数 α	縮流係数 ϵ
主流測定用	4.92×10^{-1}	2.46×10^{-1}	0.25	4.76×10^{-2}	0.624	0.391
二次空気測定用	6.25×10^{-2}	4.84×10^{-2}	0.60	1.84×10^{-3}	0.650	0.411

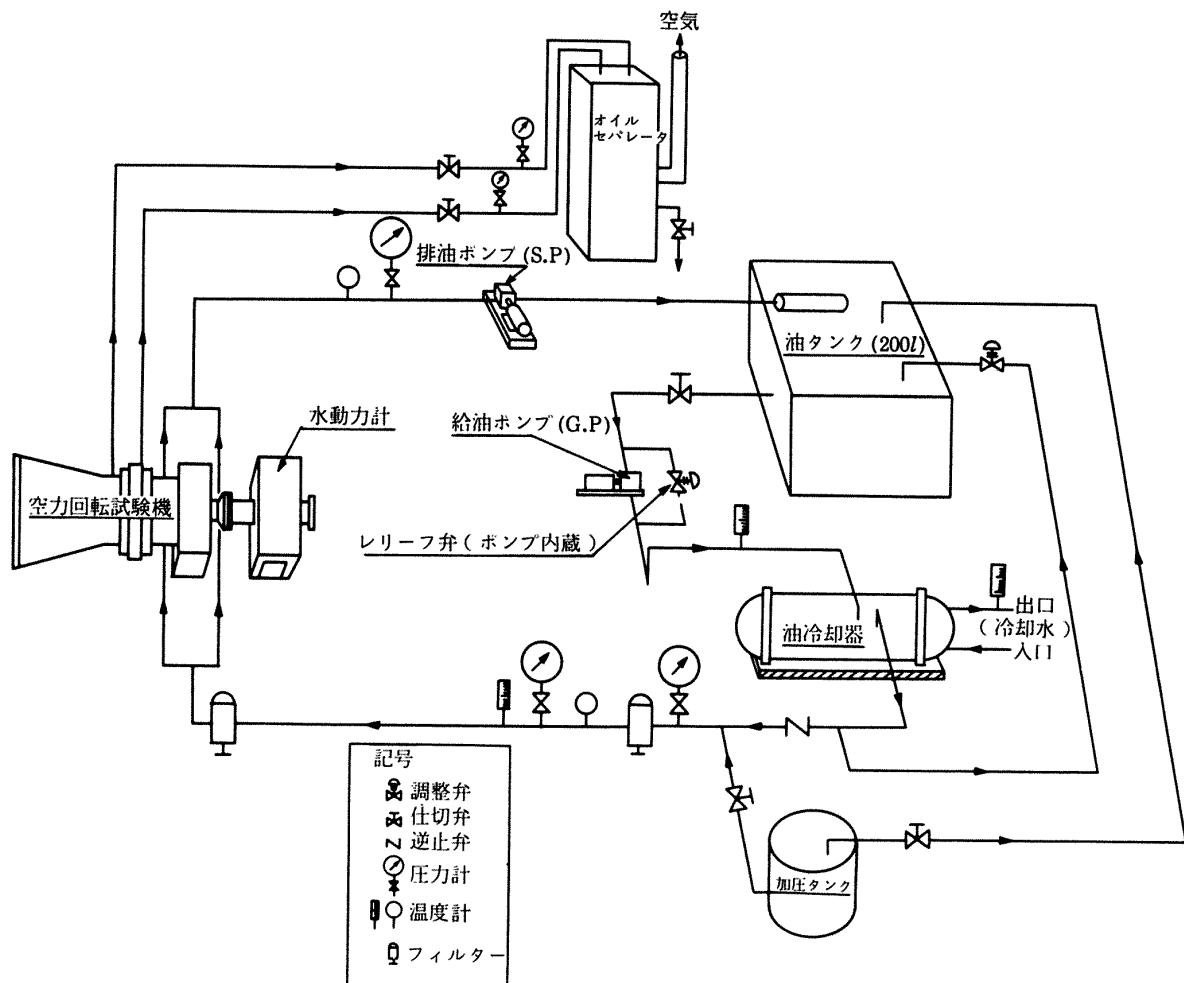


図6 試験機潤滑油系統図

ドがあり、制御盤から選択指令を行う。動力計の回転数、トルク及び排水バタフライ弁開度はピックアップセンサーやポテンシオメータ等により検出され、電気信号として制御盤へ送信される。受信された信号は制御盤にデジタルおよびアナログ

表示される。制御盤からの制御指令に従ってサーボバルブが作動して、油圧によりアクチュエータを駆動し、排水バタフライ弁を制御することにより、回転等の制御を行う。図8に制御盤の外観写真を示す。

表2 水動力計仕様

項目	仕様
型式	Froude Engineering 社 F0271型
性能	回転数 8,000rpm (最高) 吸収動力 970kW (最大)
制御	モード 定回転制御, 定トルク制御, パワーロウ制御, 排水弁開度制御 方式 電気-油圧変換, 油圧作動ロータリーアクチュエータによるバタフライ排水制御弁の制御
機構	ステーター, ローター 各ベーン付き, 2組タンデム 軸ベアリング 深溝玉軸受 2ヶ, マイクロフォグ潤滑 揺動ベアリング 玉軸受 2ヶ, グリス潤滑
電源	3相 50Hz, 110V 又は 220V, 5 アンペア (制御盤最大)
給水	圧力 2.5bar (定格) 水量 13.6m ³ /h (最小), 0.0194m ³ /h/kW (入口水温16°C) ~ 0.0390m ³ /h/kW (入口水温38°C)
計測方式	回転数 電磁パルスピックアップ (60パルス / 回転) 負荷 スtrenゲージ・ロードセル

表3 水動力計の精度, 安定性, レギュレーション仕様

項目	仕様
精度	ロードセル 指示計器 最大トルクの±0.25%, 温度係数0.01%/°C トルク, 回転数のアナログ指示計: フルスケールの±1% トルクのデジタル指示計: 最大トルクの±0.25% 回転数のデジタル指示計: ±1rpm
安定性	定回転制御 最大回転数の±0.25% 定トルク制御 最大トルクの±0.25% 設定値ドリフト ±0.05%/24 h 設定値温度係数 ±0.01%/°C (制御装置動作温度0°C~50°C)
レギュレーション	定回転制御 10%から100%へのトルク変動に対して, 最大回転数の±0.25% 定トルク制御 800rpm から最高回転数への速度変動に対して, 最大トルクの±0.25%

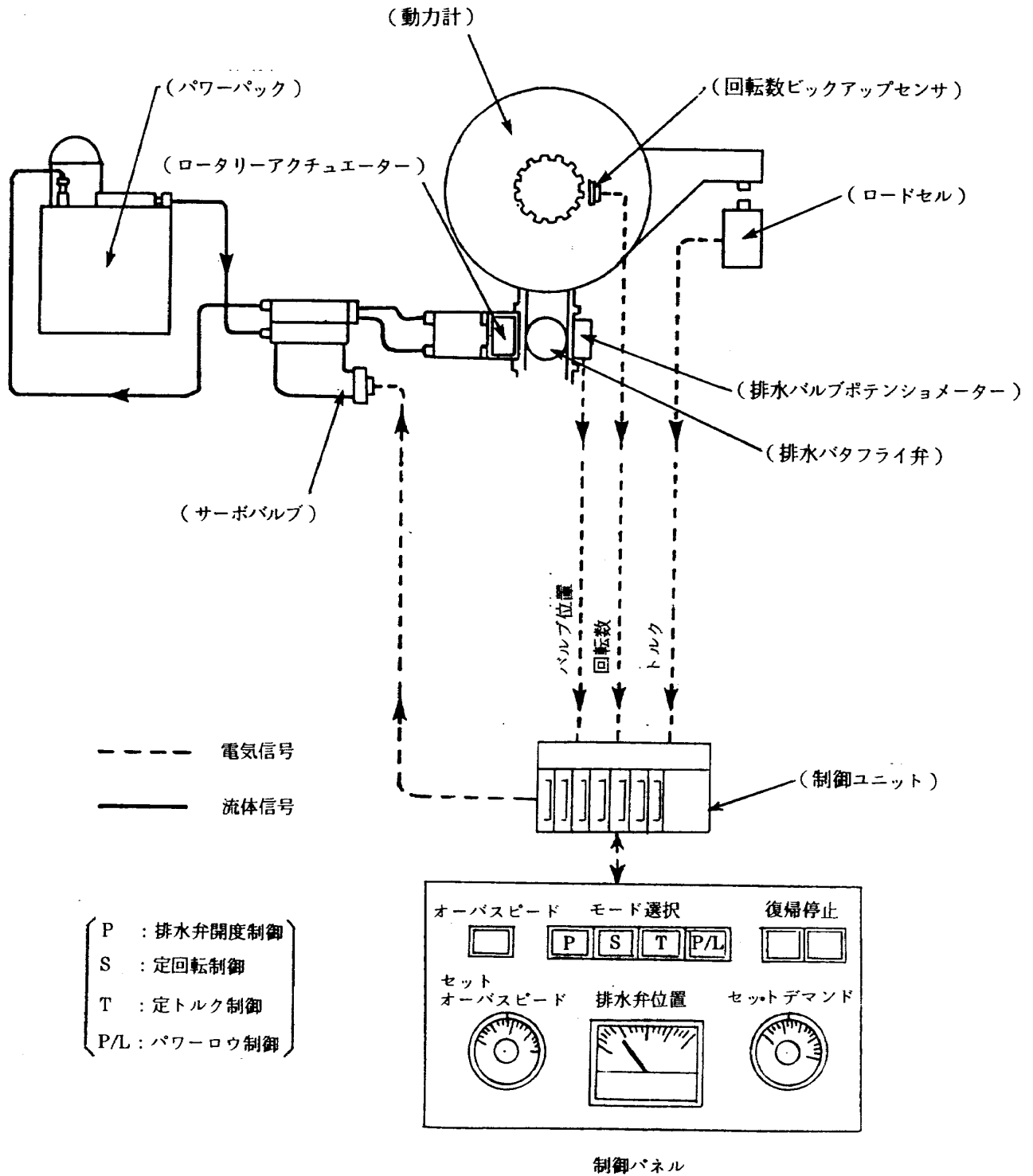


図7 水動力計の制御システム機構図

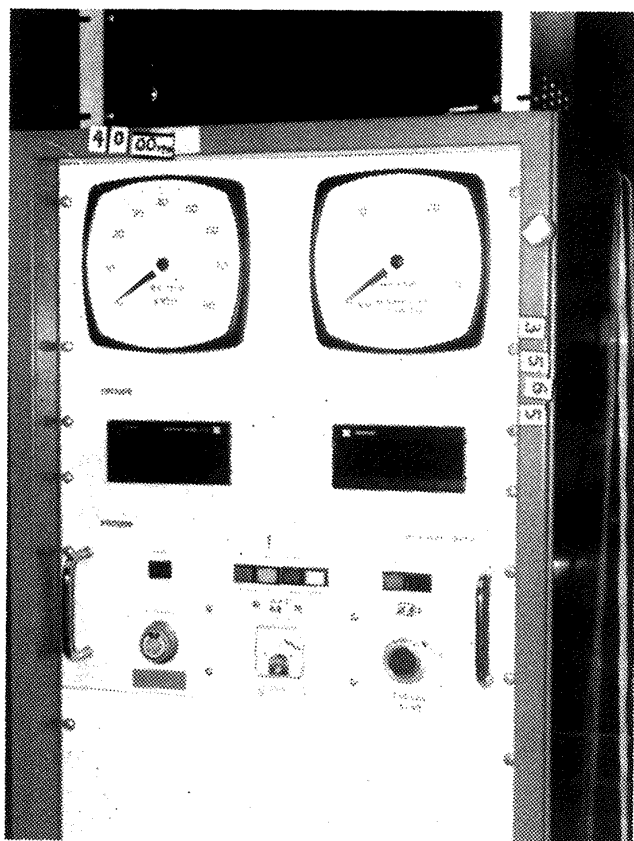


図8 水動力計制御盤の写真

動力計の給水系統を図9に示す。貯水槽より給水ポンプ（吐出圧7.45kg/cm²G，吐出水量最大50m³/h）により給水された水は調整弁で水圧調整された後，動力計へ供給される。図10に水動力計必要給水量を，図11に制御範囲を示す。動力計の荷重検定による特性曲線を図12に示す。実荷重による指示値の精度は±0.25%以内である。

なお，保安装置として，非常停止制御が作動した場合に動力計排水弁をそのままの状態に保持する，ロックアップ機構（ロッキングシステム）を備えている。又，給水ポンプ停止時には，ヘッドタンクにより約2分の給水が可能である。

2.4 運転制御盤²⁾

本装置の運転制御は，動力計の油圧源（パワーパック）起動，停止等一部を除きすべてタービン運転制御盤及び動力計制御盤により行われる。タービン運転制御盤に収められている機器の内，主

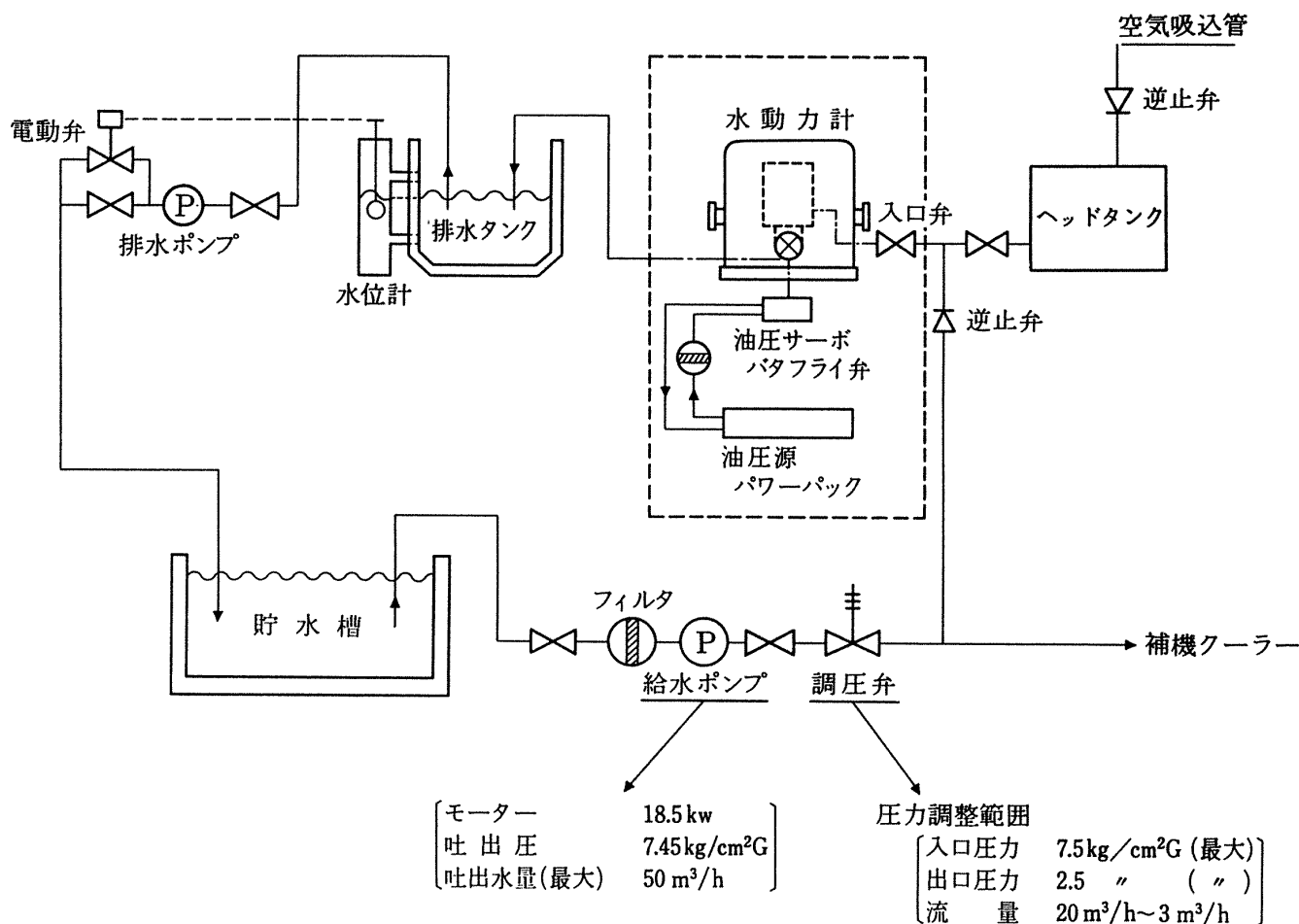


図9 水動力計給水系統図

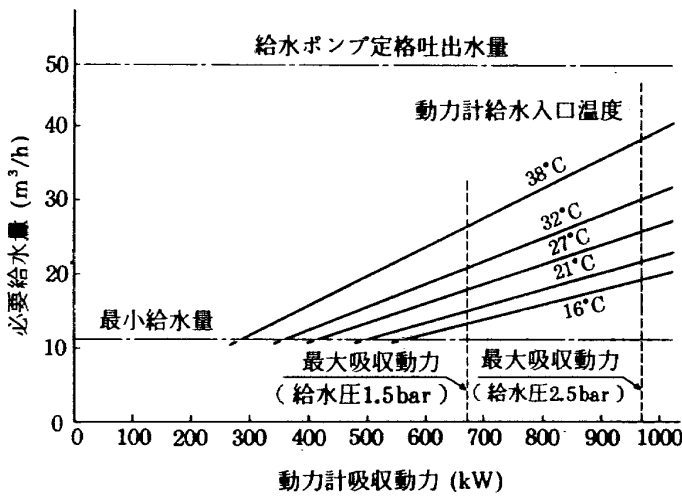


図10 水動力計必要給水量

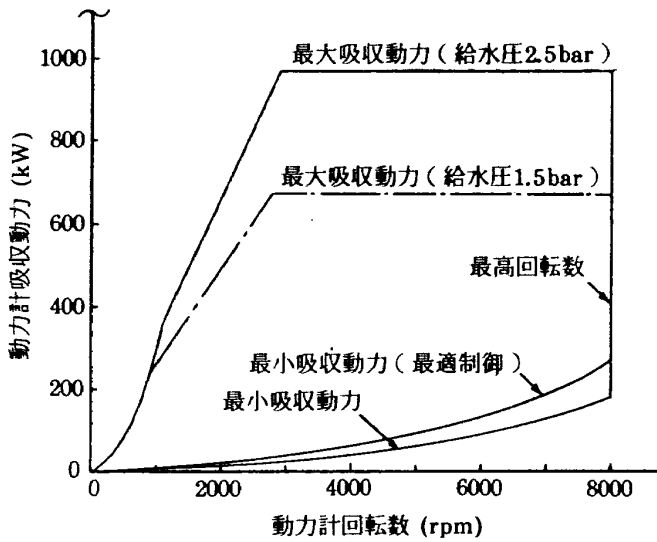


図11 水動力計制御範囲

なものは次の通りである。

- (a) 空気関係
 - i) 空気流量制御用電動ロート弁開閉スイッチ及び弁開度計
 - ii) 空気流量制御前空気圧力計
 - iii) 危急停止用放風電磁弁開閉ボタン (保安装置)
- (b) 潤滑油関係
 - i) 給油, 排油ポンプ起動停止ボタン
 - ii) 給排油圧力計
- (c) 給水関係
 - i) 水動力計の給排水ポンプ起動停止ボタン
 - ii) 給排水圧力計
- (d) その他
 - i) タービン回転数指示器 (過回転トリップ

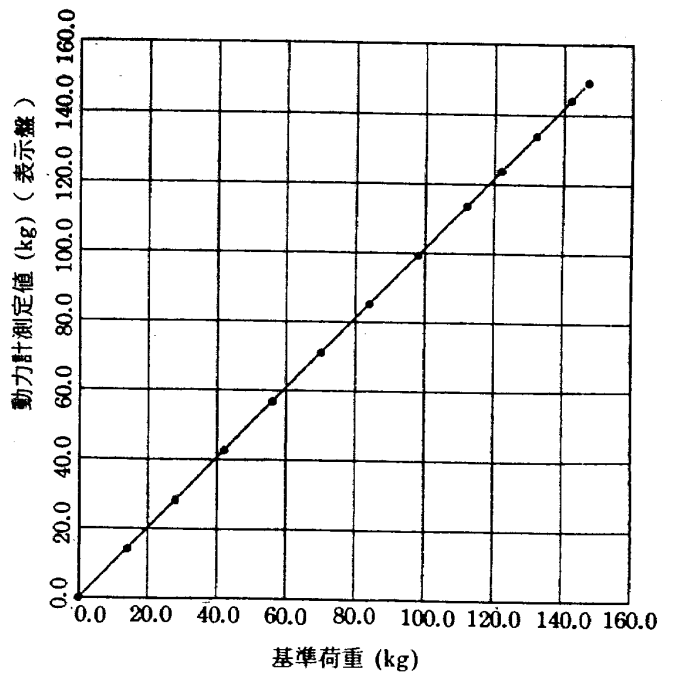
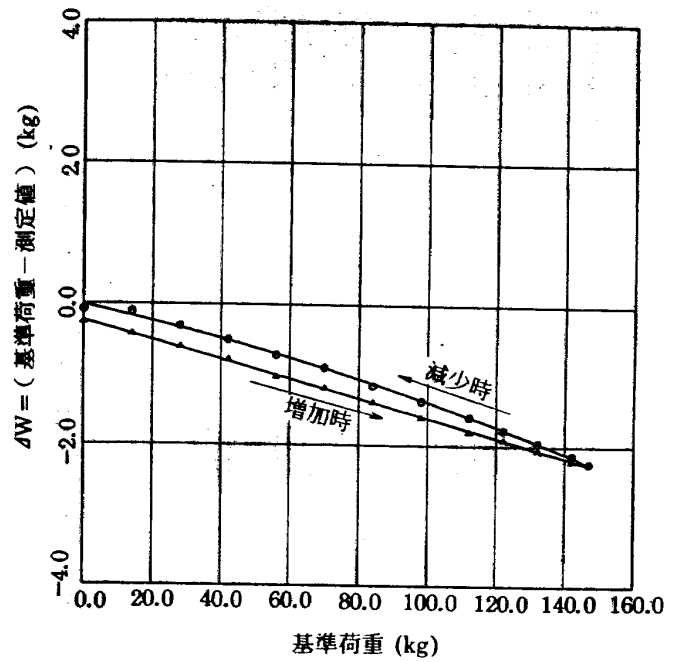


図12 動力計荷重検定特性

- スイッチ付)
- ii) 故障表示盤
- iii) 故障表示ベル停止ボタン
- iv) 危急停止回路リセットボタン

2.5 保安機器

運転制御盤に表示している試験装置の保安機器の内, 主なものの機能を表4に示す。

試験機の保安機能は, 試験装置の故障内容をラ

表4 試験設備の主な保安機器と機能

内容	故障表示		センサ/スイッチ	機能	
	(ランプ)	ベル		危急放風弁	ロックアップ
動力計	水動力計電源断	ON	リレー	作動	作動
	動力計給水圧力低下	ON	圧力スイッチ	—	—
	水動力計潤滑油加圧空気圧低下	ON	圧力スイッチ	—	—
	パワーパック油圧低下	ON	圧力スイッチ	—	—
試験体	タービン過回転	ON	リミット接点付き アナログ回転計	作動	作動
	タービン潤滑油給油圧低下	ON	圧力スイッチ	作動	—
	排水タンク水位高低	ON	水位計用リレー	—	—
主電源	AC200V断	ON	リレー	作動	作動
その他	危急停止を要する場合	ON	手動ボタン	作動	作動

ンプ表示すると共にベルを鳴らす。保安機能は故障内容の軽、重によって異なり、軽故障では故障表示のみであり、重故障では危急放風弁が作動して供試タービン上流において作動空気を大気に放出する。

3. 試験機

3.1 構成要素および設計点仕様

本試験機は、非加熱空気を用いて二次空気（冷却空気）吹出しが空力性能に及ぼす影響を詳細に調べるため、設計製作されたものである。試験機には、ターボファンエンジン FJR 710/20 の高圧 2 段タービンの内、初段静翼及び動翼を組込んで空冷タービン空力回転試験機としたものであり、その冷却構造や寸法等³⁾は、基本的に FJR エンジンと同一である。

なお、試験機の動翼先端ケーシング部（シュラウドリング）は、吹出孔付きリングと交換可能な構造とした。

図13に空冷タービン空力試験機の概略を示す。その外観写真を図14に示す。試験機の軸受のシールや主流及び冷却空気等のシールにはラビリンズシール並びにカーボンシールを採用した。

本試験機並びに装置の設計点仕様を表5に、翼及び翼列諸元を表6に示す。図15に平均径に於ける翼配備と速度三角形を示す。設計点における速度三角形決定に用いた条件は FJR 710/20 の高圧初段タービンの要目⁴⁾と同一である。試験機には内部流動を迅速かつ正確に測定するため、円周方向並びに半径方向の自動トラバース計測装置を備えている。冷却空気及びシール空気は二次空気調整盤で流量等の設定を行う。本試験機は、翼および高温部材の冷却も可能な構造をしている。二次空気の空力的影響を調べるためには、その複雑な流路の形状等を充分把握する必要がある。静翼冷却空気は翼先端外周部空気溜りより翼部へ導入される。動翼冷却空気は冷却空気導入ベーンによってタービンディスク回転方向への旋回を与えられて、タービンディスクに沿って外周側に向い動翼ダブテイル底面から動翼冷却通路に導入される。翼部を冷却した二次空気はすべて翼外部へ流出して主流と混合する。なお翼の冷却構造については文献3)を参照されたい。動翼先端部外周部のシュラウドリングに於いては、リングに設けた吹出孔より主流へ二次空気を吹き出す構造とした。図16は試験機の回転部（動翼とディスク）とシュラウドリン

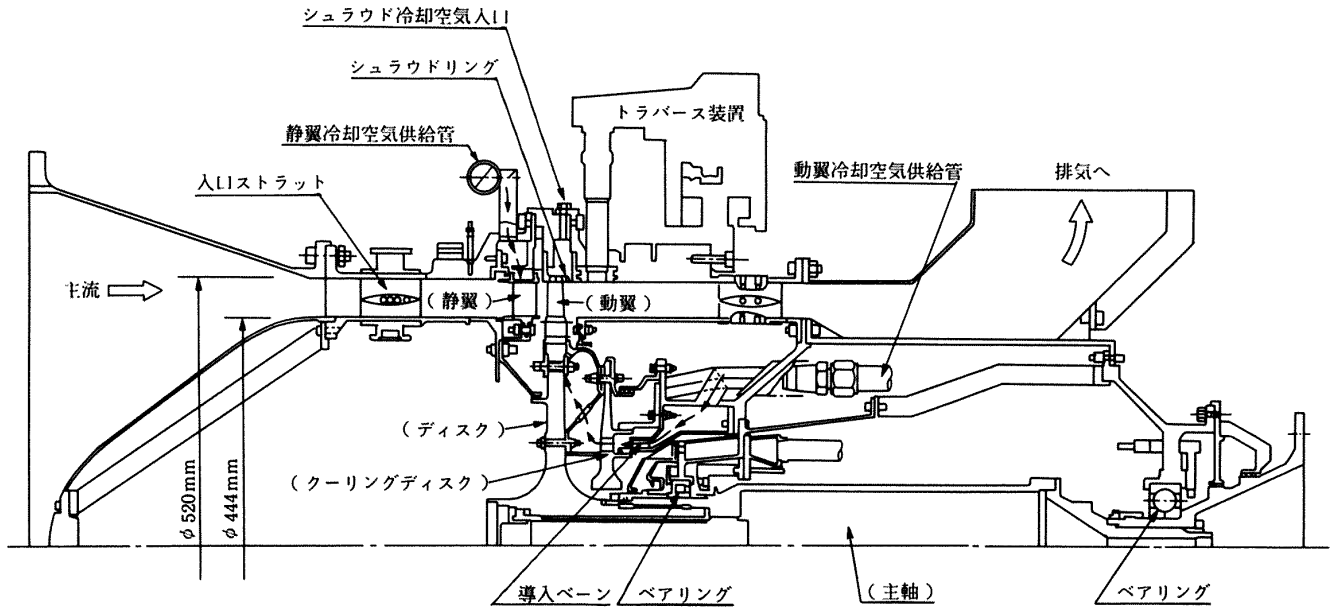


図13 空冷タービン空力試験機の概略図

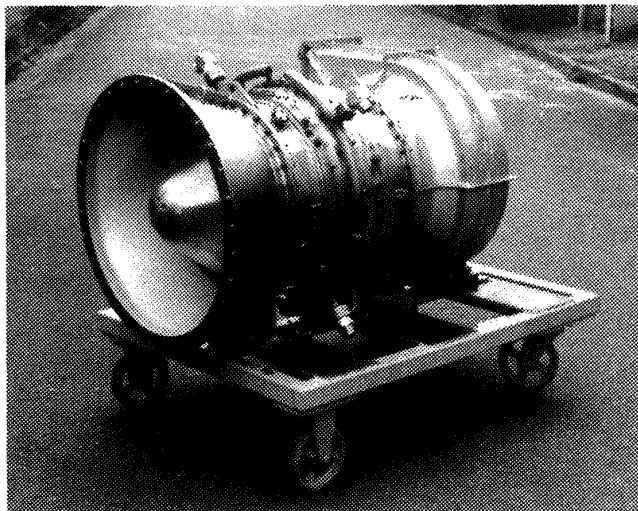


図14 空冷タービン空力試験機の外観写真

表 5 試験機及び装置の設計点仕様

(イ) 試験機入口主要空気	
圧力	235KPa (2.4kg/cm ² · abs)
温度	410K (137°C)
流量	6.5kg/S
(ロ) 翼面吹出し試験用供給二次空気	
圧力	245KPa (2.5kg/cm ² · abs)
温度	410K (137°C)
流量	3% (タービン入口流量比)
(ハ) タービン仕様	
回転数	7300rpm
全圧膨張比	1.92
動翼先端直径	φ 514mm
ボス比	0.88
回転方向	前視反時計方向
(ニ) 動力計仕様	
回転数(最高)	8000rpm
吸収動力(最大)	970kW
型式	水動力計

表 6 翼および翼列諸元

項目	静翼	動翼
半径 r (mm)	242.5	242.5
翼枚数	66	114
ピッチ s (mm)	22.94	13.03
翼弦長 c (mm)	31.80	19.08
スロート巾 o (mm)	7.37	5.57
ソリディティ σ	1.378	1.427
前縁厚さ d_f (mm)	4.1	2.0
後縁厚さ d_r (mm)	1.0	1.0
翼前縁角 β_f (deg)	9.75	34.75
喰違い角 ξ (deg)	47.5	31.8

グを示す写真である。図17はそのリング拡大写真であり、軸方向に円周 3 列の吹出孔を示している。

4. 計測装置

図18に試験機計測断面並びに空気の流れを示す。試験では同図に示す測定断面で圧力並びに温度を測定している。タービン入口、出口の状態量を正確に把握するために、主流空気圧を静翼上流(②断面上流 90mm)にある 6 本のストラット(円周

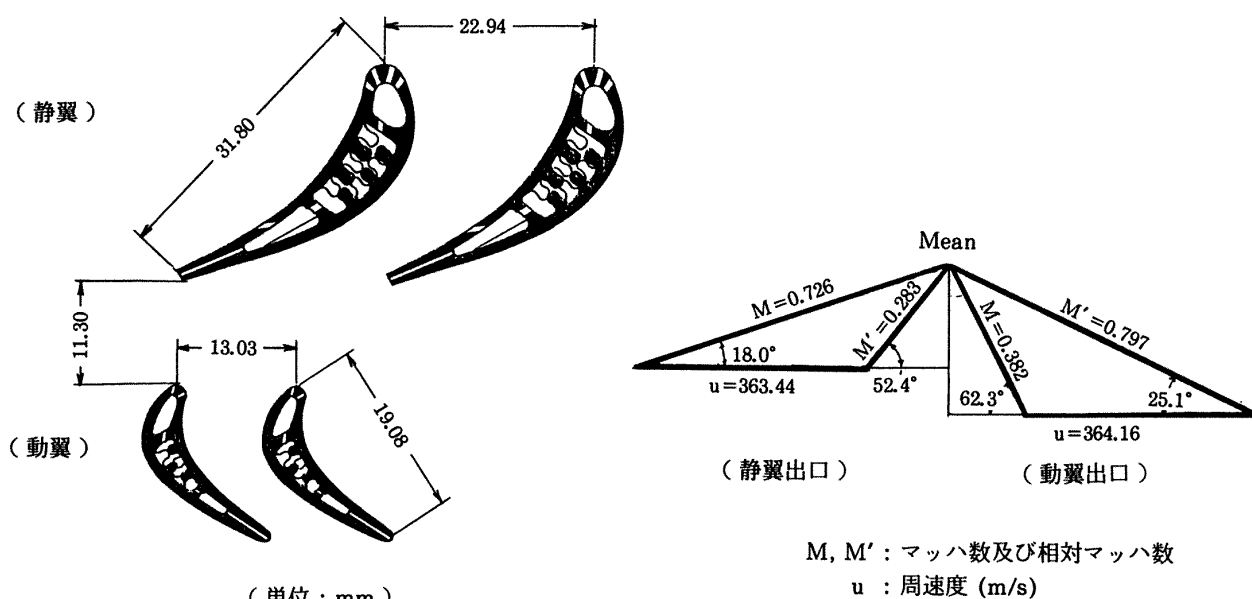


図15 翼配備と速度三角計(平均径)

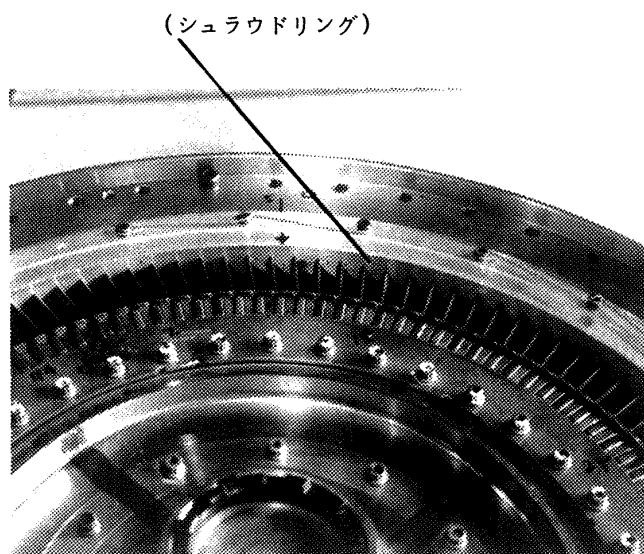


図16 試験機の回転部(動翼とディスク)とシュラウドリングの写真

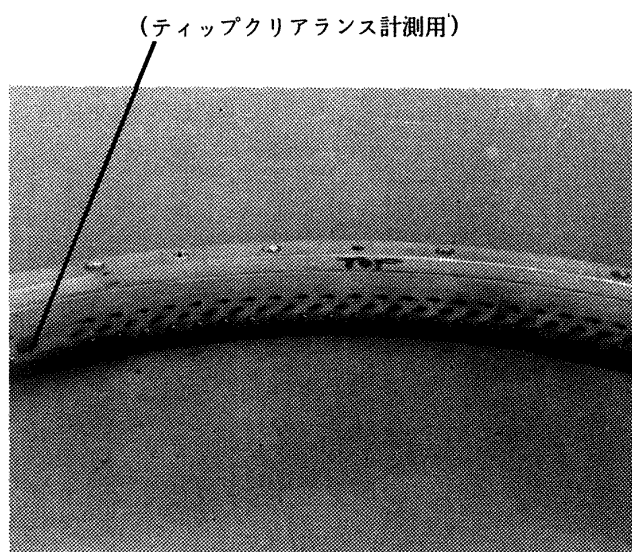


図17 シュラウドリングの拡大写真

方向に等間隔)にそれぞれ埋め込まれた5点楕型全圧管を用いて、合計30点で測定している。また、流路の内外壁には円周上にそれぞれ各8カ所、計32点の静圧孔を設けている。なお、動翼先端隙間を計測するために円周6カ所に計測座を備えている。空気温度はタービン入口(②断面)、出口(④断面)に於いて、5点楕型熱電対(C-A)温度計により計測した。図19に計測系統図を示す。本試験の全体性能計測では、マイクロコンピュータ(2台)を用いたオンライン自動計測システムを採用

して試験の能率化を図った。このシステムは、圧力、温度等をほぼ同時に自動計測し集録すると共に、タービン修正回転数、修正流量、修正トルク、膨張比およびタービン効率等、実験条件に関するデータを実時間処理してディスプレイに表示、プリンターによる印字が行い得るようにしたものである。また内部流動計測のための自動トラバース装置は独立したマイクロコンピュータによる制御指令により、二次元の自動計測(円周方向及び半径方向)が可能となっている。これによって実験

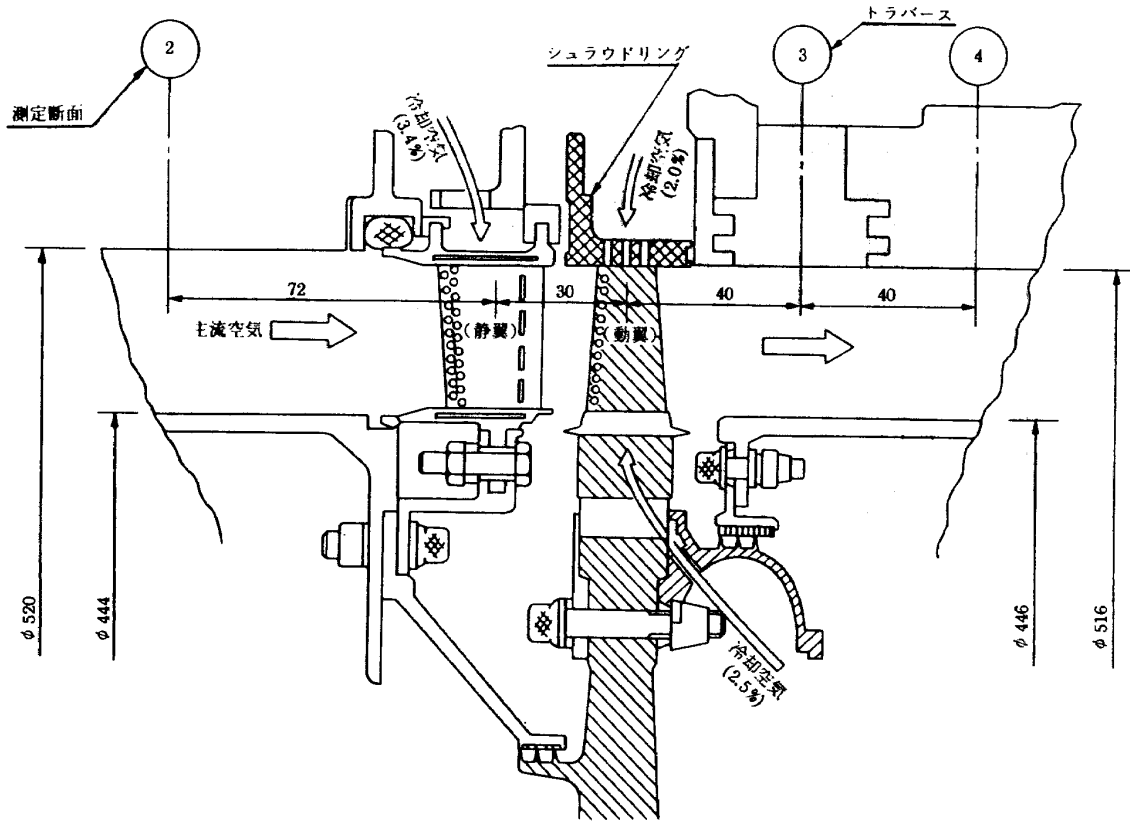


図18 試験機の計測断面(空気の流れ)

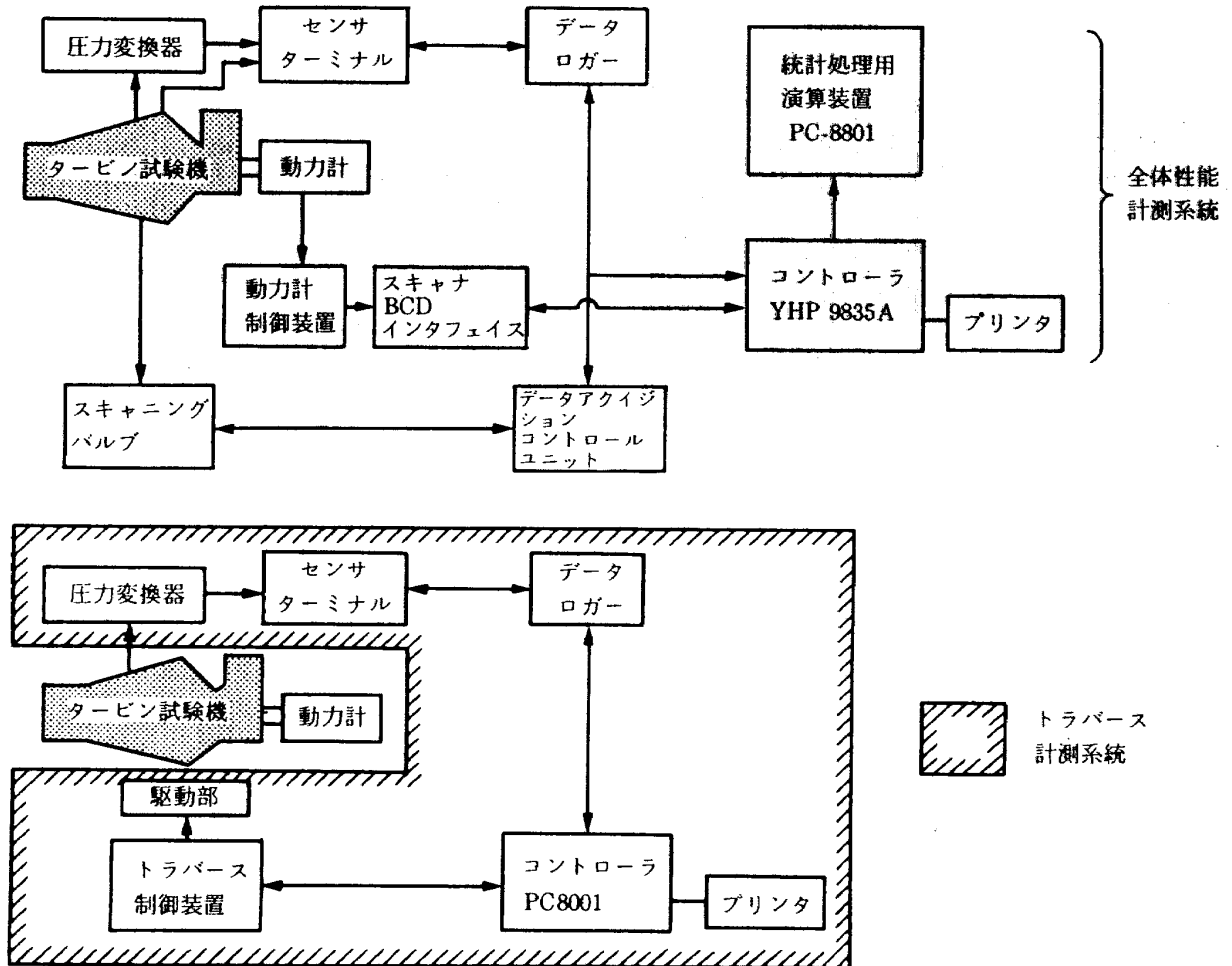


図19 計測装置系統図

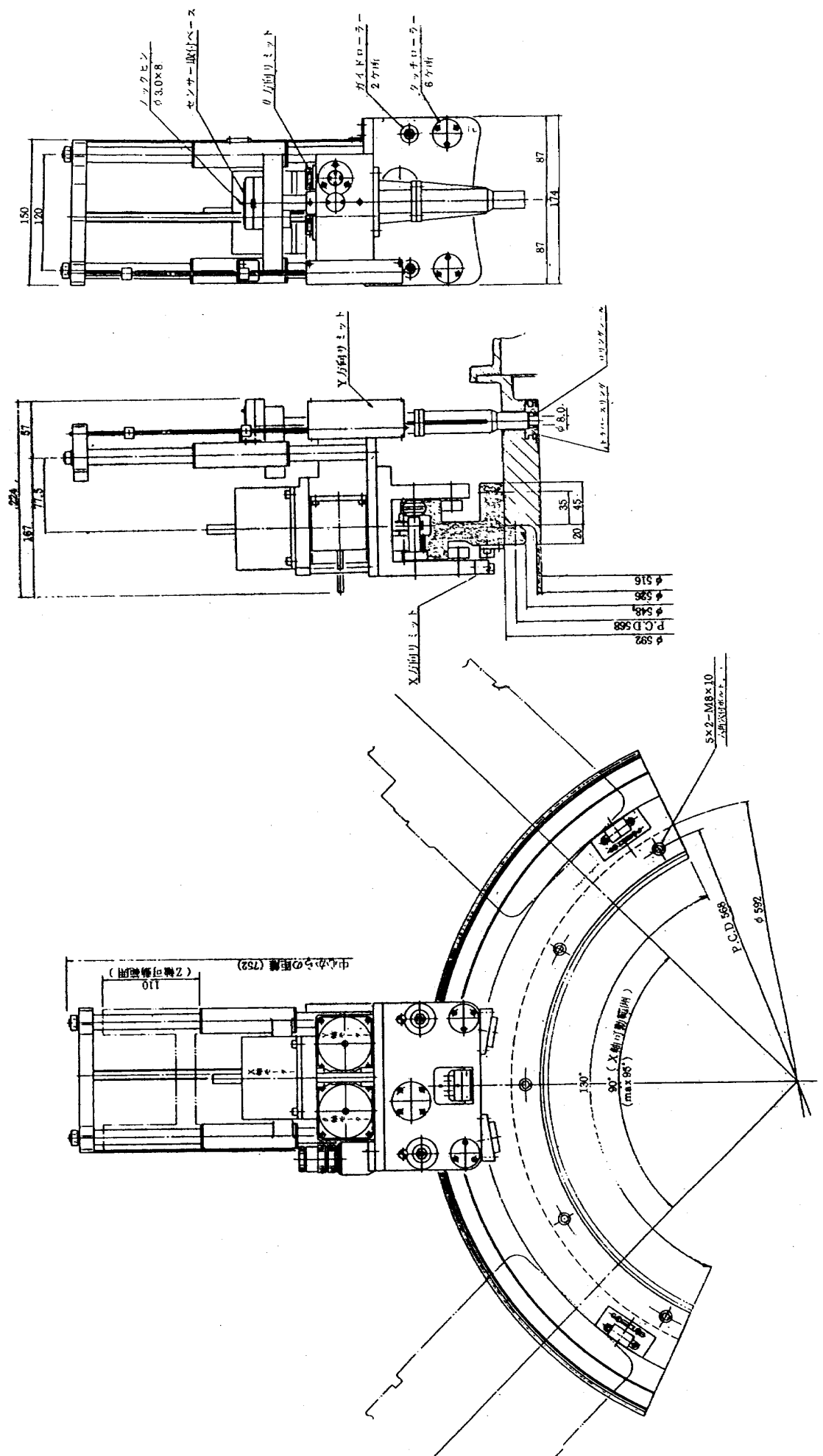
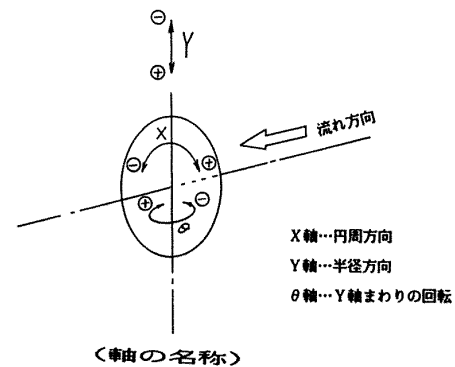


図20 自動トラバース装置の駆動部図

表7 自動トラバース装置の仕様(機能)

	移動量	精度	速度	最小移動量
X 軸	±45°	±0.04°/10°	0.25°~0.5°/S	0.01°
Y 軸	0~110mm	±0.1/FS	2mm/S	0.1mm
θ 軸	±90°	±0.2°/90°	2.5°/S	0.1°



点の選択から設定までを迅速かつ正確に行うことができ、計測の精度及び信頼性の向上を図ることが出来た。

なお、本計測システムについては別に報告を予定している。

4.1 自動トラバース装置

動翼出口断面(動翼中心より40mm 下流にある③断面)に於いては三次元流れの内部流動を詳細に調べるために、トラバース装置を設置している。同装置は、全圧ピトー管(アローヘッド型5孔ピトー管)を用いて円周方向及び半径方向のトラバース計測が可能な構造となっている。これをマイクロコンピュータにより制御して自動計測を行う。トラバース装置の仕様(機能)と軸の名称を表7に示す。同装置の駆動部の機構図と装着時の写真を図20, 21に示す。

4.2 計測センサー

内部流動の計測には、ピトー全圧管、流路内・外壁に設けた静圧孔により圧力を計測し、また温度は熱電対(C-A)温度計により計測した。図22に5点楕型全圧管、5点楕型全温計および2種のアローヘッド型5孔ピトー管の先端部の写真を示す。

なお、ピトー管及び温度計は流入角度の広い範囲にわたって全圧あるいは全温を示すように先端部を拡大⁴⁾したものである。

5. 試験運転

本試験機を用いた一連の空力特性試験は主パラメータとしてタービン修正回転数(N)と膨張比(π)

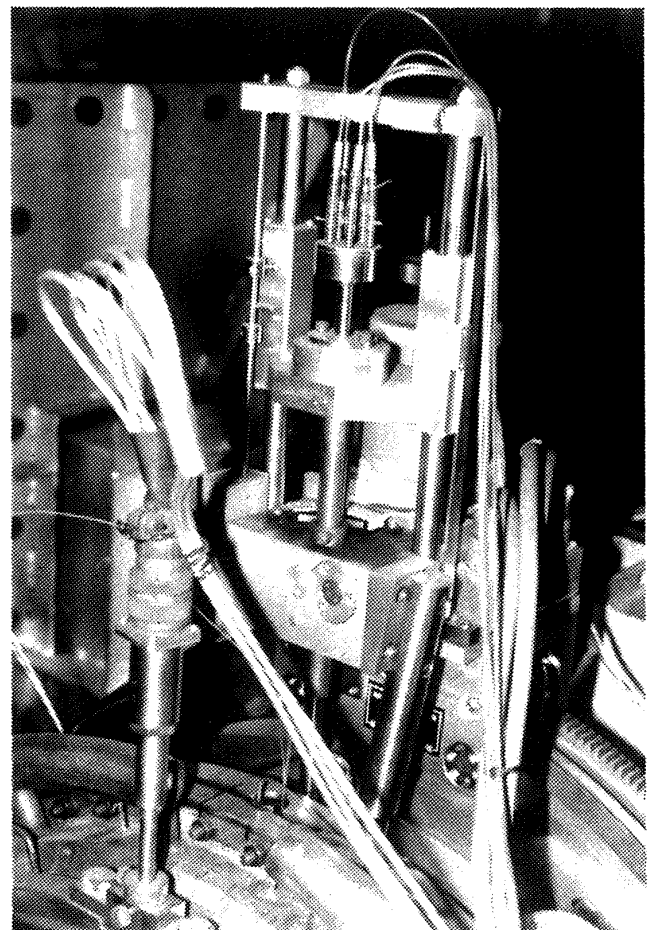


図21 自動トラバース装置の装着写真

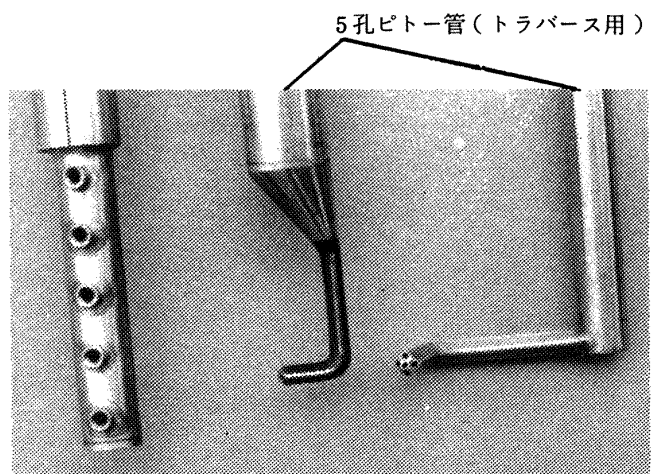


図22 圧力, 温度, 計測センサー

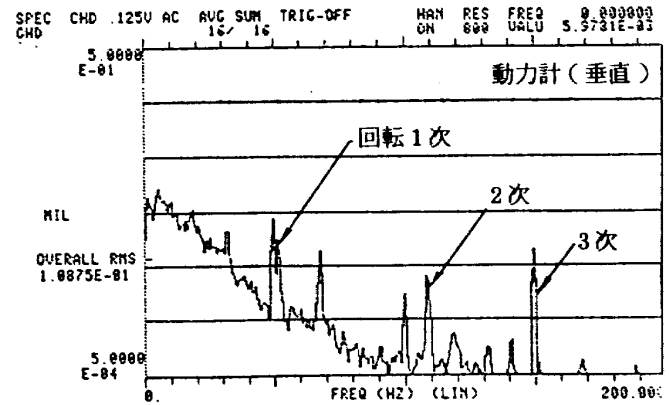
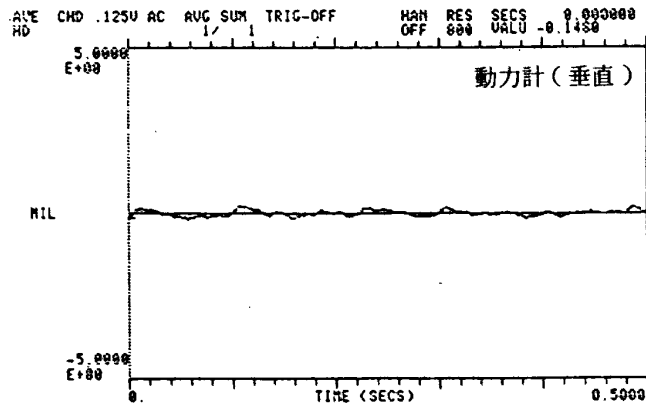
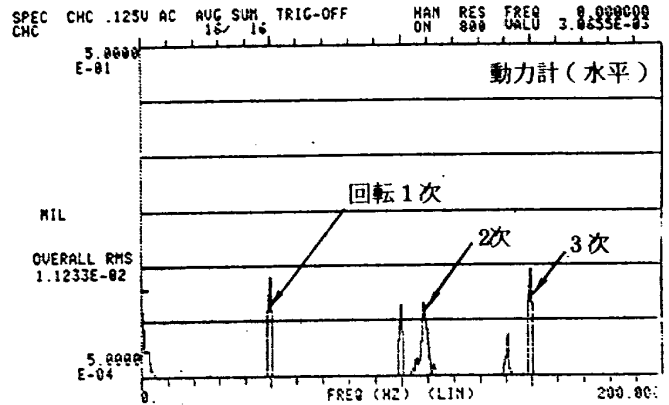
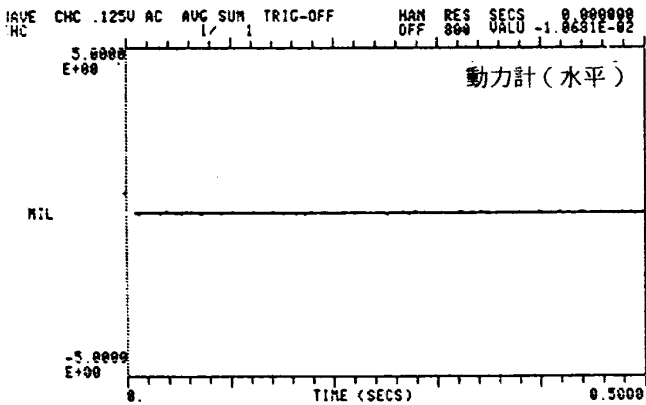
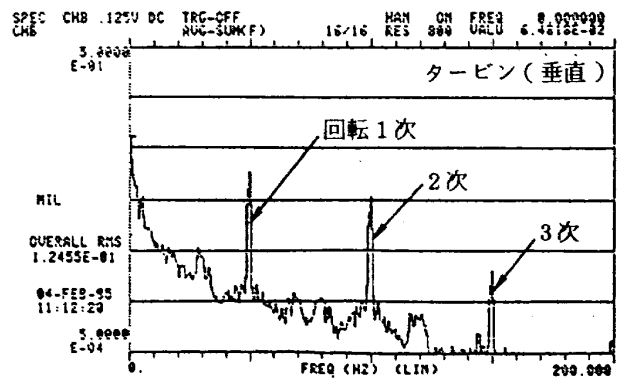
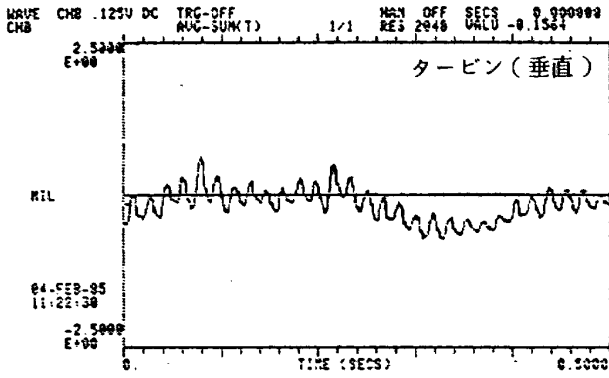
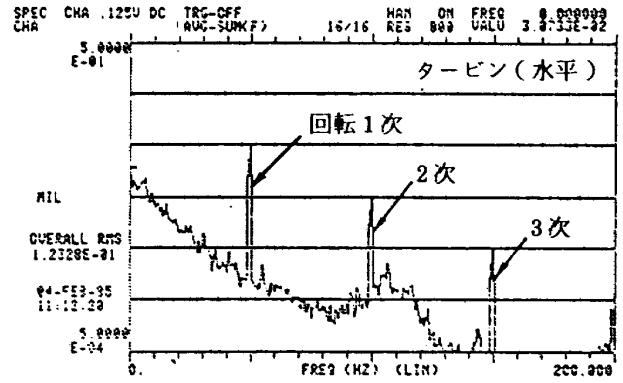
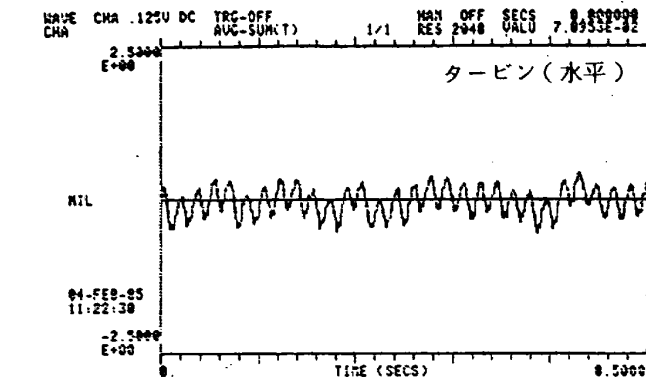


図23 試験機および動力計の振動解析

及び二次空気流量比(β)と三個を選んで行った。

先ず既設空気源より供給される圧縮空気を主空気に設けてある電動ロート弁によって目的とする膨張比に設定し、タービン回転数の制御を動力計運転制御盤で行い、二次空気は調整盤によりバルブを操作して流量を変える方式であり、これ等をコンピュータによってモニターして実験状態の設定を行った。主流空気温度は空気管部の熱容量の影響等のため安定するのに時間を要した。回転数制御モード運転では膨張比の範囲によって、水動力計の給水を調整しながら、動力吸収の安定領域に於いて行った。

試験結果については、続報で述べる。ここでは、試験運転によって確認された試験機等の振動特性や試験機静止中の動翼先端隙間計測について述べる。

5.1 試験機及び動力計の振動測定

高速回転での試験を安全に行うため、試験機及び動力計にはそれぞれ振動計ピックアップ(CEC-4-126及び128型)を用いて水平成分並びに垂直成分の振動計測を行っている。図23に加減速時に於ける試験機並びに動力計の振動測定結果例を示す。左側に振動波形を表示し、右側にその周波数分析を示している。回転1次、2次、3次成分が顕著であり、試験機および動力計の共振点振動は現れていない。また、試験装置の共通架台等の振動によるものと推定される100Hz以下の振動が現れている。

5.2 試験機の動翼先端隙間計測の例

タービン動翼先端隙間(ティップクリアランス)はその性能に大きく影響を及ぼすため、隙間制御と共に隙間計測⁶⁾は重要な課題である。

静止時のティップクリアランスはスキマゲージ等により正確に測定できる。これは組立状態のチェック及び回転時のクリアランス計測の基準データとして重要である。回転時(運転時)には遠心力、熱膨張等により、隙間は時間的に変動するため、非接触法で実時間測定を行う必要がある。

表8(1)、(2)に、3種類の供試シュラウドリング組込状態について円周6カ所に於いて行ったティップクリアランス計測結果を示す。

なお表8(2)の(b)はティップクリアランスを変化させた場合に内部流動に及ぼす空力的影響を調べるために、クリアランス拡大加工したものである。

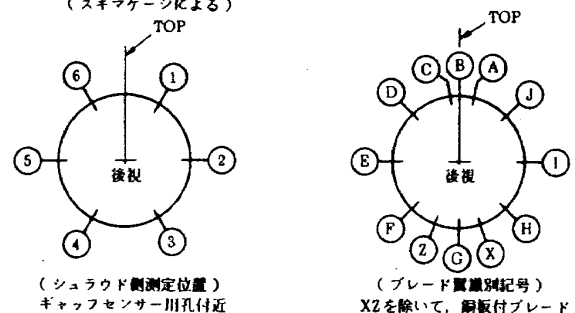
動翼114枚の中よりA, B, C, D, E, F, G, H, I, Jと10枚の翼を選び、翼先端に0.3mm銅板をロウ付加工を施している。

これは回転中(運転時)のティップクリアランス計測時の計測精度の確認と個々の翼の識別のためである。X, Zの翼は銅板を取り付けていない通常翼のうちより選んだ代表的な翼である。なお、回転中(運転時)のティップクリアランス計測については別報で述べる。

表8 ティップクリアランス計測結果

(1) 吹出孔が円の中心方向のシュラウドリング

分解前、クリアランス計測結果(S/NO. 05870)
(スキマゲージによる)



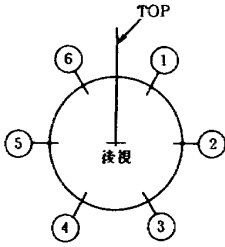
計測位置 翼, No.	1	2	3	4	5	6
A (2)	0.34	0.33	0.32	0.33	0.30	0.33
B (1)	0.34	0.33	0.32	0.33	0.30	0.33
C (114)	0.34	0.33	0.32	0.33	0.30	0.33
D (100)	0.35	0.33	0.34	0.34	0.31	0.35
E (86)	0.35	0.33	0.34	0.34	0.31	0.35
F (72)	0.35	0.35	0.34	0.35	0.32	0.36
G (58)	0.34	0.33	0.33	0.34	0.30	0.35
H (43)	0.33	0.33	0.33	0.33	0.30	0.34
I (29)	0.33	0.33	0.32	0.33	0.30	0.34
J (15)	0.35	0.34	0.34	0.34	0.30	0.34
X (49)	0.65	0.55	0.55	0.55	0.48	0.55
Z (66)	0.65	0.60	0.53	0.55	0.50	0.57

(単位: mm)

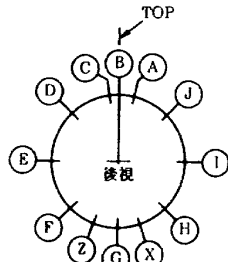
表8 ティップクリアランス計測結果(続き)

(2) 吹出孔が円の接線30°方向のシュラウドリング

組立後、クリアランス計測結果 (S/NO, 047613)
(スキマゲージによる)



(シュラウド側測定位置)
ギャップセンサー用孔付近



(ブレード翼識別記号)
XZを除いて、編成付ブレード

計測位置 翼, No.	1	2	3	4	5	6
A (2)	0.48	0.41	0.42	0.45	0.40	0.50
B (1)	0.48	0.40	0.40	0.44	0.40	0.49
C (114)	0.48	0.42	0.38	0.44	0.40	0.49
D (100)	0.50	0.40	0.43	0.45	0.45	0.50
E (86)	0.50	0.39	0.40	0.45	0.40	0.50
F (72)	0.55	0.47	0.44	0.50	0.47	0.53
G (58)	0.49	0.43	0.40	0.43	0.45	0.49
H (43)	0.45	0.40	0.38	0.43	0.40	0.50
I (29)	0.45	0.39	0.36	0.43	0.40	0.47
J (15)	0.48	0.40	0.40	0.44	0.43	0.50
X (49)	0.65	0.66	0.62	0.62	0.62	0.75

(a)

計測位置 翼, No.	1	2	3	4	5	6
A (2)	0.63	0.68	0.74	0.70	0.78	0.80
B (1)	0.63	0.68	0.74	0.70	0.78	0.80
C (114)	0.63	0.68	0.74	0.70	0.78	0.80
D (100)	0.64	0.68	0.72	0.72	0.80	0.84
E (86)	0.63	0.69	0.72	0.72	0.76	0.84
F (72)	0.65	0.69	0.74	0.75	0.80	0.85
G (58)	0.63	0.68	0.72	0.70	0.76	0.83
H (43)	0.61	0.68	0.74	0.71	0.76	0.83
I (29)	0.61	0.68	0.70	0.68	0.76	0.83
J (15)	0.63	0.70	0.75	0.70	0.78	0.83
X (49)	0.90	0.90	0.97	0.98	1.03	1.06
Z (66)	0.95	0.95	0.96	0.96	1.00	1.05

(b) (単位: mm)

(クリアランス拡大加工後)

6. おわりに

本研究は通商産業省工業技術院の「高効率ガスタービンの研究開発」に基づく「タービン技術の研究開発」として行ったものであり、関係各位の御支援に感謝します。

試験機の製作に当たっては石川島播磨重工業株式会社、航空宇宙事業部、トラバース装置及び計測センサーの製作には理化学精機工業株式会社並びに株式会社鈴木精器工業所。また試験装置及び試験機の据付、調整に於いては丸三機械建設株式会社の関係各位の多大な御協力を得たことを付記して謝意を表します。

また、当所原動機部の山本孝正主任研究官、柳良二技官には本研究の企画を含めて終始、御協力を頂いた。

参考文献

- 1) 能瀬, 高原, 養田ほか: 高負荷低圧タービンの研究開発(I)空力回転試験機 (LT-600) および試験装置の設計製作, 航技研資料 NAL TM-491 (1983.3)
- 2) 航技研原動機部: 高温試験タービン試験設備およびその計測装置, 航技研報告 NAL TR-282 (1976.6)
- 3) 吉田, 井上, 三村ほか: 高圧タービンの研究開発(III)供試タービン HT-20空力性能および翼冷却性能, 航技研資料 NAL TM-486 (1983.3)
- 4) 能瀬, 高原, 吉田ほか: 高圧タービンの研究開発(I)供試タービン HT-10Hの空力性能試験, 航技研資料 NAL TM-484 (1983.3)
- 5) 臼井, 井上, 養田ほか: 空冷タービンの空力特性に関する研究II 動翼シュラウドリングからの吹出しの影響(吹出し角30°の場合), 航技研資料 NAL TM (投稿中)
- 6) 越沼, 井上, 臼井: 渦電流センサーを用いたブレードティップクリアランスの計測, 第27回航空原動機に関する講演会講演集

航空宇宙技術研究所資料585号

昭和63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東町7丁目44番地1
電話三鷹(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12三河ビル
