

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-540

環状(アニューラ形)燃焼器高压燃焼試験装置

鈴木邦男・堀内正司
松木正勝・鳥崎忠雄

1978年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

エンジン総合運転実験庁舎および環状燃焼器高圧燃焼試験装置 建設班	
班 長	松木 正勝*
副 班 長	島崎 忠雄** ・ 岡部祐二郎***
燃 焼 器 試 験 設 備	鈴木 邦男* ・ 堀内 正司** ・ 石井 茂五郎*
圧 縮 機 設 備	島崎 忠雄 ・ 吉田 晃* ・ 中山 普*
計 測 設 備	西尾 健二* ・ 武田 克己** ・ 越沼 成*
総合運転試験設備	島崎 忠雄 ・ 吉田 晃 ・ 中山 普
電 気 設 備	関 孝四郎* ・ 花松 武志**
建 屋	岡部祐二郎 ・ 石原 久蔵***
総 括	
(研究部門)	小出 勉* ・ 石原 久蔵
(管理部門)	門田 正志** ・ 坂元思無邪*** ・ 本田 邦夫** ・ 笠間 春雄** ・ 水野 繁高** ・ 中村 実**
項 目	担 当 者
燃料制御弁設計	下 平 一 雄*

- * 原動機部
- ** 航空機公害研究グループ
- *** 宇宙研究グループ
- * 元 管理部
- ** 管理部
- *** 科学技術庁(元 管理部)

環状(アニュラ形)燃焼器高圧燃焼試験装置*

鈴木邦男** ・ 堀内正司***
松木正勝**** ・ 鳥崎忠雄***

High-Pressure Annular Combustor Test Facility at NAL

By

Kunio SUZUKI, Shoji HORIUCHI, Masakatsu MATSUKI
and Tadao TORISAKI

ABSTRACT

A facility for testing annular combustors for turbofan engines is operated in the National Aerospace Laboratory (Tokyo).

The facility provides a maximum air-flow rate of 25 kg/s and an operating pressure up to 15 kg/cm² abs. can be attained. An air-temperature of up to 723 K at the combustor inlet is permitted. Special provision is taken at the facility to reduce both pollutants in the exhaust gas emissions, and noise, because the laboratory is situated in a residential district.

The main features of the facility and the planning involved in its design are described. Construction of the facility was sponsored by the Ministry of International Trade and Industry, which is handling the National Project for development of a turbofan engine.

1. はしがき

最近の民間航空機用ジェットエンジンは、燃料消費率の減少と騒音の低減を図るため、バイパス比の大きなターボファンに移りかわりつつある。わが国でも通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度において「航空機用ジェットエンジンの研究開発」がとり上げられ、FJR710ターボファンエンジンの研究開発が進められている。

ターボファンは、従来のジェットエンジンに比べてサイクル効率を高める目的からタービン入口温度を高くとり、また圧力比を高めていることが特徴である。燃焼器は、いわゆる“高圧燃焼器”になり、耐久性や排気特性

に厳しい条件が要求される。高圧状態における燃料の燃焼、大気汚染成分生成の様子は、燃焼器内部における現象が複雑なため、大気圧付近における燃焼実験から推定することがむずかしく、現在のところ、信頼性の高い資料を得るには、実機相当の高圧燃焼実験が不可欠になっている。

このような観点からFJR710研究開発の一環として環状(アニュラ形)高圧燃焼器試験装置を設計し、航空宇宙技術研究所内に設置した。

2. 基本設計

2.1 現用エンジンの燃焼器入口空気条件

ターボファンエンジンは、次の世代を対象にした試作機まで含めると推力 $T_h = 1000 \sim 24000$ kgf、全圧力比 $\pi_{ct} = 12.5 \sim 30$ の広範囲にわたっている。このようなエンジンの燃焼器単独試験装置としては、燃焼器入口における空気の圧力、温度、体積流量をどのように選定する

* 昭和53年6月20日 受付

** 元原動機部(現在機械技術研究所)

*** 航空機公害研究グループ

**** 原動機部

かが重要になる。

図1は、大気温度 $T_0 = 288\text{ K}$ 、圧縮機の断熱効率 $\eta_{ad} = 0.85$ を用いて算出した全圧力比と燃焼器入口空気の温度および体積あたり重量を示したものである。図2は、エンジン推力と設計点条件について図1から求めた燃焼器入口空気の体積流量の関係である。図中の破線は、エンジン推力に対し空気の体積流量最少の一つの限界を示す。図3は、全圧力比と燃焼器入口空気の体積流量の関係である。

図1～3から、現用エンジンの設計点条件の試験のできる燃焼器試験装置としては、次のようなものとなる。

- 燃焼器入口空気圧力 P_1 15～30 気圧
- 入口空気温度 T_1 700～850 K
- 空気体積流量 Q_1 1.5～12 m^3/s

現用ターボファンの全圧力比と空気の重量流量の関係を図4に示す。図中の破線は、全圧力比に対し流量の少

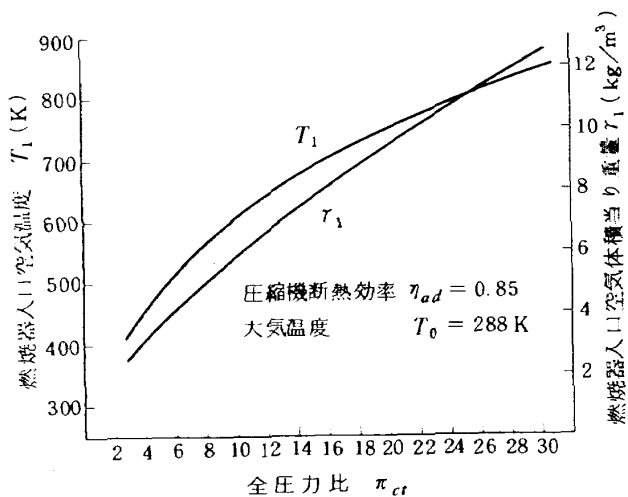


図1 燃焼器入口空気の温度と体積当り重量

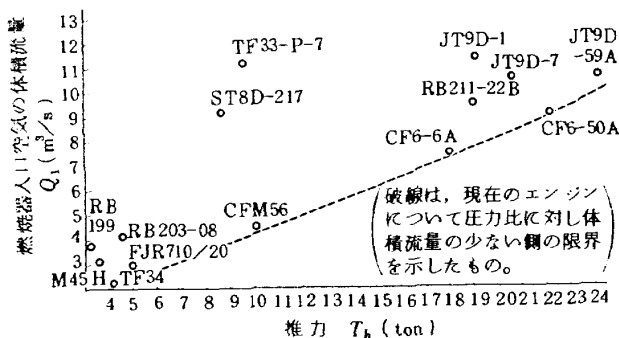


図2 エンジン推力と燃焼器入口空気の体積流量の実例(推定)

い側を示したもので、大型エンジンでは極めて多量(100～120 kg/s)の空気を必要とする。このように高圧、かつ多量の空気を利用できる試験装置を建設するには、膨大な建設費を必要とし、実用上、ある圧力-流量値で押えることになる。すなわち、大形エンジンに対しては設計点外の性能測定用とならざるをえない。しかし、設計点状態の性能推定のできることを望ましい。

2.2 燃焼器の一般的な性能の傾向から要求される試験装置の能力

2.2.1 燃焼器入口空気圧力 P_1

(1) 燃焼効率特性 燃焼効率 η_b は入口圧力 P_1 の増加とともに改善され、高圧力状態では $\eta_b \sim 100\%$ になる。したがって大気圧からあまり高くないエンジンアイドル付近の性能測定が重要になる。

(2) 燃焼器出口温度分布 蒸発形燃焼器や気流微粒化形燃料供給装置をもつ燃焼器では、 P_1 の変化にともなう

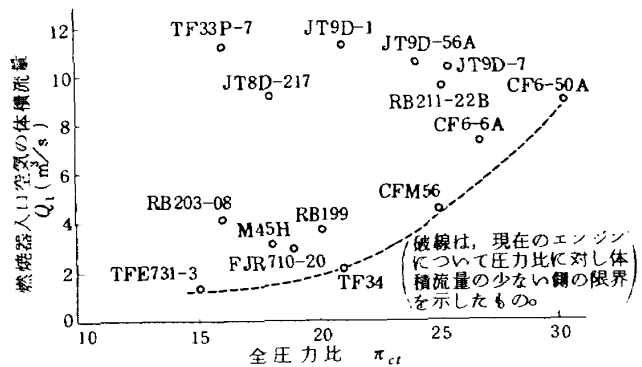


図3 実例から推定した燃焼器入口空気の体積流量

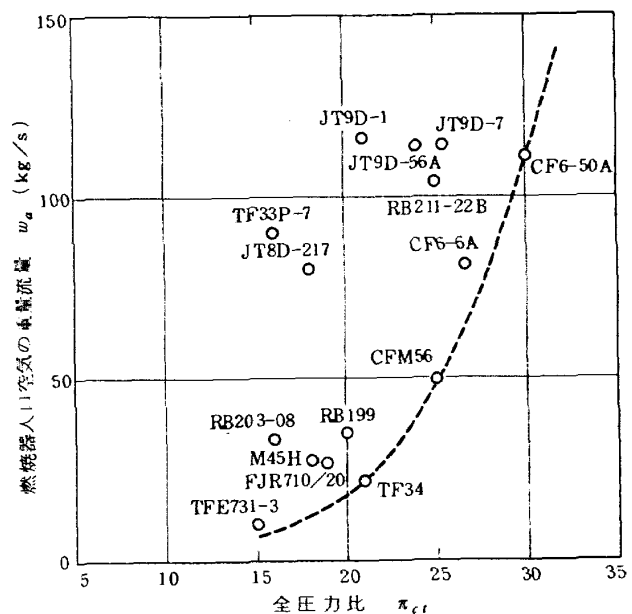


図4 現用ターボファンの全圧力比と空気流量

出口温度分布の変化が少ない¹⁾とされているが、噴霧形燃焼器では、燃料噴霧の形状が P_1 によって変化し²⁾、これにともなう出口温度分布の変化が予想される。この噴霧形状の変化と P_1 との関係には、噴射弁の流量-圧力特性、噴霧角、まわりの空気流の影響などが含まれており、複雑である。したがって、なるべく高い空気圧力まで試験する必要がある。

(3) 燃焼器の耐久性 燃焼器ライナ壁温は、 P_1 増加とともに上昇することが実験的に、また計算上出されているが³⁾、その代表的な傾向は図5に示す形であり、 $P_1=10$ atm以上の圧力では温度変化が少なく、この程度の圧力まで試験すれば、ほぼ満足できる。もちろん、前記噴霧形状の変化など、他の因子の影響を考えれば設計点圧力までの試験が必要になる。

(4) 排ガス組成 燃焼器出口ガスに含まれる大気汚染成分のうち炭化水素(未燃焼燃料分, HC)、臭気、一酸化炭素などは、空気圧力の低い、燃焼効率の低下する条件で多く排出されるので⁴⁾(1)の場合と同様、エンジンアイドル付近の実験が重要になる。一方、窒素酸化物(NO_x)の排出は、 P_1^m ($m=0.3\sim 0.5$)に比例し、圧力指数 m の求まる程度の P_1 まで実験する必要がある。排気中の煙は、燃焼器内部の一次燃焼領域で生成するスートの量とその重合状態、および二次燃焼領域でスートの燃焼により消滅する状態のバランスから決まるため、各燃焼器によって様子が異なり、その傾向は極めて複雑で

ある。したがって、排煙の点については、エンジン設計点圧力まで試験する必要がある。

2.2.2 燃焼器入口空気温度 T_1

(1) 燃焼効率特性 燃焼効率は、 T_1 の高いときほど向上するので、 T_1 の比較的低いときの燃焼効率が重要になる。この点については、 T_1 の高いときの試験は省略できる。

(2) 燃焼器出口温度分布 これは、 T_1 にあまり依存せず、 T_1 上昇に対し、どちらかという分布の均一になる傾向を示す。したがって T_1 の低い状態で実験すれば安全側になる。

(3) 燃焼器の耐久性 ライナの冷却は燃焼器に流す空気の一部を用いて行っている。燃焼器入口空気温度 T_1 によるライナ壁温の変化の計算例を図6に示す⁵⁾。図6の圧縮機出口温度が T_1 に相当する。図7は、燃焼器入口空気圧力と T_1 とが圧縮機特性に対応して変化した場合の計算例で⁶⁾、これでは、圧力10気圧、 $T_1 \cong 600$ K以上の範囲に

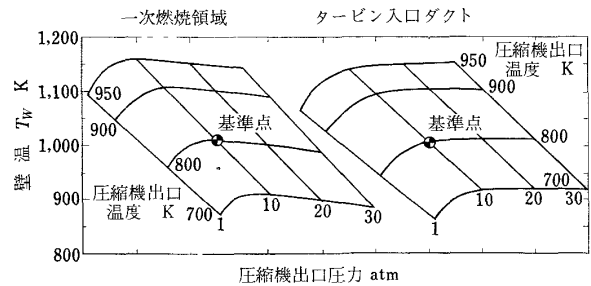


図6 圧縮機出口温度と圧力が壁温に及ぼす影響

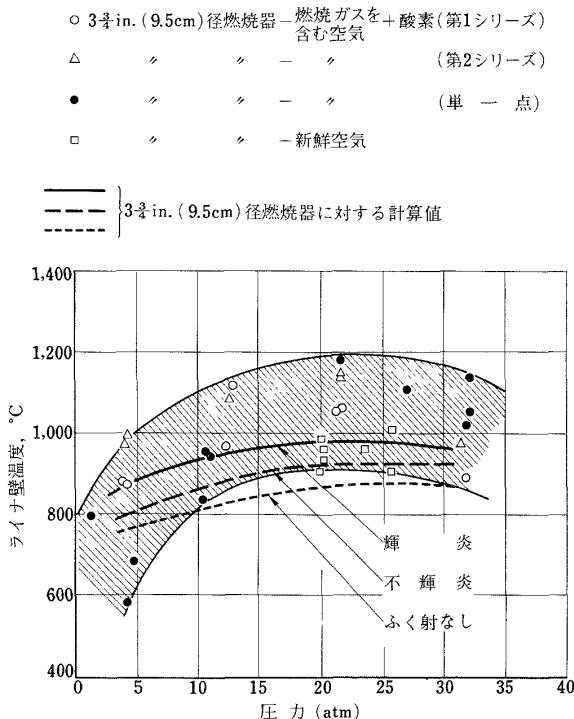


図5 平均壁温と圧力の関係および計算値との比較³⁾

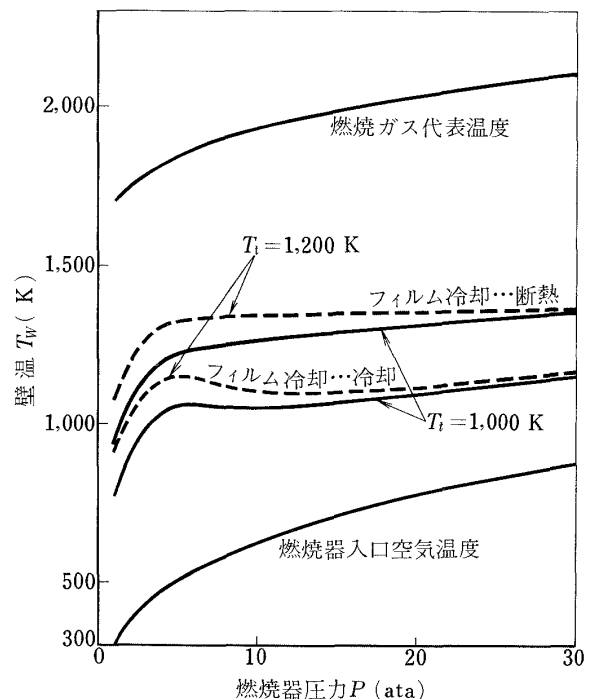


図7 ライナ壁温

おける壁温変化は少く示されている。すなわち、 $T_1 \approx 600$ Kまで試験できれば一応の耐久性の試験はできることになる。

(4) 排ガス組成 HCやCOの排出は、 T_1 上昇によって急激に減少するので、エンジンアイドル付近の T_1 の低い状態の実験が重要になる。NO_xの排出は、 T_1 上昇によって急激に増加する。その傾向として $\exp(T_1/288)$ とか $T_1^{2.5}$ の因子が提案されており⁷⁾、実用上、これらの因子の形が判明するまでの温度範囲の実験を必要とする。排煙は、 T_1 の高いときほど出やすいという報告があるが、この傾向についての資料はほとんどない。排ガス組成の面からは、設計点状態の T_1 まで試験できるほうが好ましい。

2.2.3 燃焼器に流れる空気の体積流量

燃焼器内風速の変化は、設計点風速±50%以内の範囲では、高圧・高温条件時、燃焼性能にはほとんど影響を与えないが、風速を高めるとライナ壁温の低下、ライナ壁面上の炭素堆積の減少、NO_x排出量の減少などの効果をもたらす。煙の排出に及ぼす風速の影響は、燃焼器により、また試験時の空燃比により異なる。以上を総合して判断すると、実験条件として風速を実機の場合に合わせるのが一つの基準になろう。

供試燃焼器の大きさは、その性能に及ぼす寸法効果が複雑なため、信頼性の高い結果を得るには、実物模型が必要となる。これから、燃焼器に流す空気の体積流量としては、実機の場合と同一に保つことが望ましい。

2.2.4 燃焼器の性能測定上必要な試験装置の能力

燃焼器の性能を調べる実験条件として、上記の事柄をまとめると、次の3点が特に意味をもつ状態になる。

- (1) $P_1 = 3 \text{ atm}$, $T_1 = 420 \text{ K}$ 前後のアイドル条件
- (2) $P_1 = 7 \sim 10 \text{ atm}$, $T_1 = 550 \sim 600 \text{ K}$ の条件
- (3) 設計点条件

表1 常圧セクタ燃焼器試験装置の要目

項 目	数 値
燃焼器入口空気圧力 P_1	1.3 kgf/cm ² abs
入口空気温度 T_1	300 ~ 330 K
T_1	600 K (MAX)
	(予熱燃焼器使用)
空気流量 w_a	0.3 ~ 2.0 kg/s
燃料圧力 P_f	100 kgf/cm ² G
流量 Q_f	300 l/hr
使用燃料 (標準)	Jet A-1

条件(1)は、燃焼効率やHC、COなどの排出特性を調べる上に重要である。条件(2)は、この付近の状態まで試験すると、それ以上の入口空気圧力、温度のときの性能の推定ができることで意味がある。条件(3)は、入口空気圧力、温度がもっとも高く、燃料流量最大の条件であり、燃焼器としてもっとも厳しい作動状態になっている。したがって、この条件まで試験することが、信頼性の高い資料を得る上で必要になる。

燃焼器入口空気の体積流量は、図2から、 $Q_1 = 1.5 \sim 11 \text{ m}^3/\text{s}$ となる。

2.3 航技研における他の燃焼器試験装置とのかね合い

航技研における既設の燃焼器試験装置は、基礎研究用を除いて、次のようなものである。

(1) 常圧セクタ燃焼器試験装置 これは大気圧実験用のもので表1に示す要目をもっている。使用する燃焼器模型は、環状の $1/4 \sim 1/6$ の分割模型に相当する箱形またはセクタ(扇形)燃焼器である。この燃焼試験から、エンジンアイドル条件の性能を推定することが可能である。ただし、模型形状として環状との違いに起因する性能の差異が含まれる。

(2) 円環型燃焼器試験設備 これは大量の空気を流すことのできる大型設備で、その要目を表2に示す。詳しくは文献9を参照されたい。大型エンジンの実物燃焼器のアイドル条件付近までの試験ができる。

(3) 高圧セクタ燃焼器試験装置 ブローダウン方式の高圧燃焼試験装置で、その要目を表3に示す。セクタ模型を用いるが、ほぼ設計点条件までの試験を行うことができる。試験時間が短いため、耐久性を調べることはむずかしい¹⁰⁾

本装置は、実寸の環状燃焼器を用い、高圧状態で連続運転を行うことができるものとし、これまでの燃焼器試

表2 円環型燃焼器試験設備の要目

項 目	数 値
燃焼器入口空気圧力 P_1	2.7 kgf/cm ² abs
入口空気温度 T_1	370 ~ 410 K
T_1	620 K (MAX)
	(予熱燃焼器使用)
空気流量 w_a	1.5 ~ 35 kg/s
入口空気体積流量 Q_1	13 m ³ /s (MAX)
燃料圧力 P_f	100 kgf/cm ² G
流量 Q_f	4700 l/hr
使用燃料 (標準)	Jet A-1

表3 高圧セクタ燃焼器試験装置の要目

項 目	数 値
燃焼器入口空気圧力 P_1	1.5 ~ 30 kgf/cm ² abs
入口空気温度 T_1	723 K (最高)
空気流量 w_a	10 kg/s(最大)
入口空気体積流量 Q_1	0.6 m ³ /s
燃料圧力 P_f	100 kgf/cm ² G
流量 Q_f	400 l/hr
使用燃料 (標準)	Jet A-1
実験時間	60 ~ 100 秒

験装置では行い得なかった範囲をカバーするように考えた。

2.5 環状高圧燃焼器試験装置主要項目の決定

これまでに検討した各種因子を考慮し、本試験装置として次の性能を計画した。

(1) 燃焼器入口空気圧力 最高15気圧までの試験を行い得るものとする。この圧力はFJR710ターボファンの設計点状態に近く、また、この圧力までの範囲を試験すれば、それ以上の圧力範囲(約18気圧まで)の性能推定をする時にも精度の低下が少ないものと判断した。実用上は、2.2.4に述べた7~10気圧の試験を多く行うことになると思われ、この程度の圧力までの試験が容易にできるより考慮する。

(2) 燃焼器入口空気温度 15気圧に対応する温度としては、図1から687Kになるが、少し余裕をみて(冷却損失を考えて) $T_1=723\text{K}$ 程度と高めにとる。

(3) 燃焼器入口空気の体積流量 これは大きなほど利用範囲が広がる。しかし、空気源動力、実験圧力の効果および実験時の体積流量を考え、FJR710ターボファンを対象に15気圧のとき $Q_1 \div 3\text{m}^3/\text{s}$ までとることとした。これから装置空気流量は最大 $w_a = 25\text{kg/s}$ になる。図8は $w_a = 25\text{kg/s}$ としたときの圧力(圧力比) ~ Q_1 特性を示したものである。

表4は、本装置の要目をまとめたものである。

2.6 装置設計方針

本試験装置の具体的な設計にあたり、次の事柄を考慮した。

- (1) 安全性を確保すること。
- (2) 装置の排気中に含まれる大気汚染成分の低減化を図ること。
- (3) 騒音が外部に出ないこと。
- (4) 排水を捨てないこと。
- (5) 実験時間の短縮化を図ること。

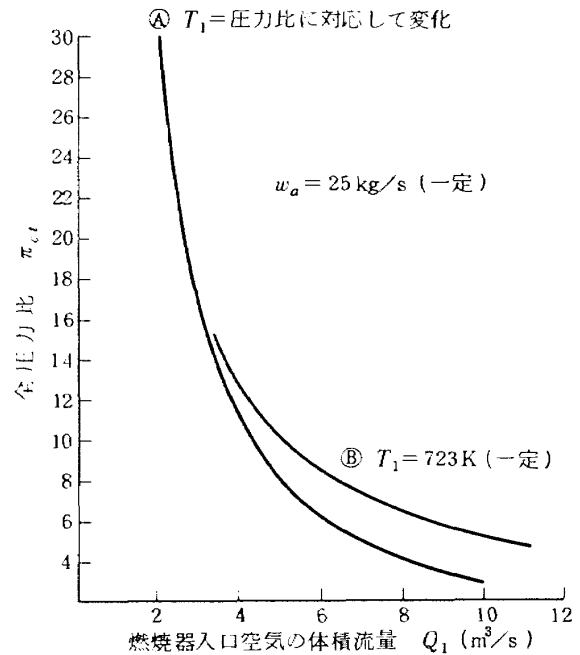
図8 $w_a = 25\text{kg/s}$ のときの $\pi_{ct} \sim Q_1$ の関係

表4 環状高圧燃焼試験装置の要目

項 目	数 値
燃焼器入口空気圧力 P_1	1.5 ~ 15 kgf/cm ² abs
入口空気温度 T_1	723 K (最高)
空気流量 w_a	25 kg/s(最大)
入口空気体積流量 Q_1	3 m ³ /s
燃料圧力 P_f	60 kgf/cm ² G
流量 Q_f	3500 l/hr
使用燃料 (標準)	Jet A-1

(6) 扱い易く、運転に必要な人員の少ないこと。

(7) 経費の節約を図ること。

本試験装置の主要項目を満足させる空気流量は、前節からほぼ $w_a = 25\text{kg/s}$ でよく、この流量から既設の3700kW空気源($w_a = 25\text{kg/s}$, $P_a \div 2.5\text{kgf/cm}^2\text{abs}$)⁹⁾の利用を考えた。すなわち、3700kW空気源の吐出側に高圧圧縮機をおき、15気圧の空気を得る形である。この高圧圧縮機の入口側を大気圧で運転すると、吐出圧力 $7.5\text{kgf/cm}^2\text{abs}$ 、流量 12kg/s 程度が得られると推定され、2.2.4に述べた(2)の実験条件を満足することができる。

供試燃焼器出口側の排ガス処理装置は、滞留時間の確保を考えると大きな容積を必要とする。これをなるべく小型に押えるため、内部圧力を最高 $8\text{kgf/cm}^2\text{abs}$ 程度まで高め、燃焼ガスの体積流量を小さくするようにした。

この $8 \text{ kgf/cm}^2 \text{ abs}$ という圧力は、次の理由から選定した。

- (1) 高圧圧縮機の単独運転条件に合うこと。
- (2) 最高 1573 K の燃焼ガスの処理に対し、これ以上の圧力では、技術的な問題が急増すること。
- (3) $10 \text{ kgf/cm}^2 \text{ G}$ 以上は、高圧ガス取締法の対象になるような圧力であり、安全性の確保からも保守作業量が大幅に増加すること。

$8 \text{ kgf/cm}^2 \text{ abs}$ から大気圧までの減圧は、排ガス冷却器の下流側におく出口調圧弁で行うこととする。

$15 \text{ kgf/cm}^2 \text{ abs}$ から $8 \text{ kgf/cm}^2 \text{ abs}$ までの減圧は、排ガス処理の関係上、高温状態で行うようになったが、信頼性の高い減圧弁が見当たらないため、固定絞りをもつ減圧ダクトを用いることとした。

排ガス処理装置として、未燃焼燃料分および臭気の除

去を図るためのアフターバーナと、はいじんおよび二酸化窒素 (NO_2) など水溶性物質の除去を図る排ガス洗浄塔を考えた。洗浄水は処理したのち、冷却水槽へ戻す。外部への騒音防止のための出口消音器は、十分な容積をもつ迷路型とする。これに加えて装置設置場所を敷地境界から離すことを考え、排気塔から境界までの距離を約 100 m にとった。

安全装置として、各種の警報、シャ断回路のほか、可燃ガスの滞留を防ぐ常時点火のトーチバーナ、圧力過上昇を防止するラブチャディスク (安全薄板) を設ける。

なお、装置の運転、実験計測については、自動化を図り、実験時間の短縮化を考える。

以上の設計方針に基いて作られた装置系統図を図9に、高圧圧縮機以後の装置配置図を図10に示す。

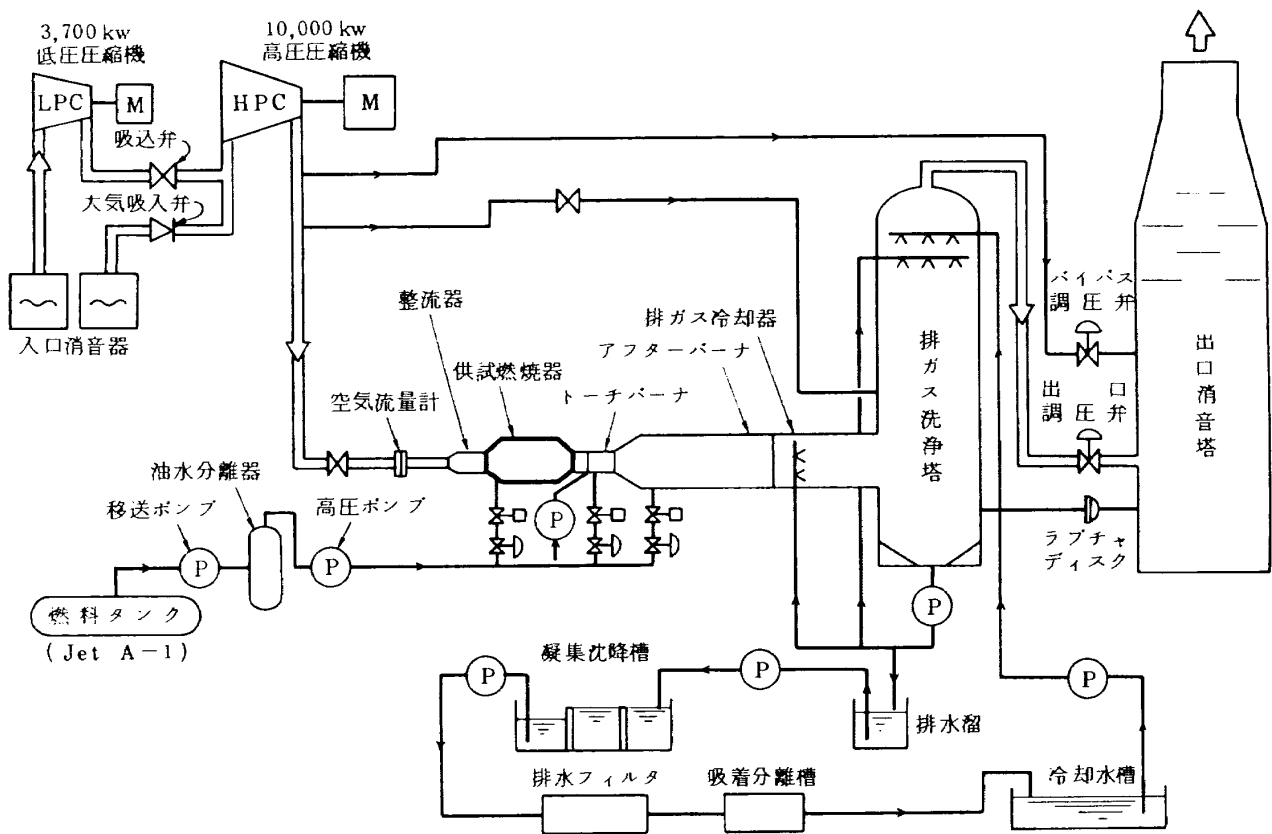


図9 アニュラ形高圧燃焼器試験装置系統

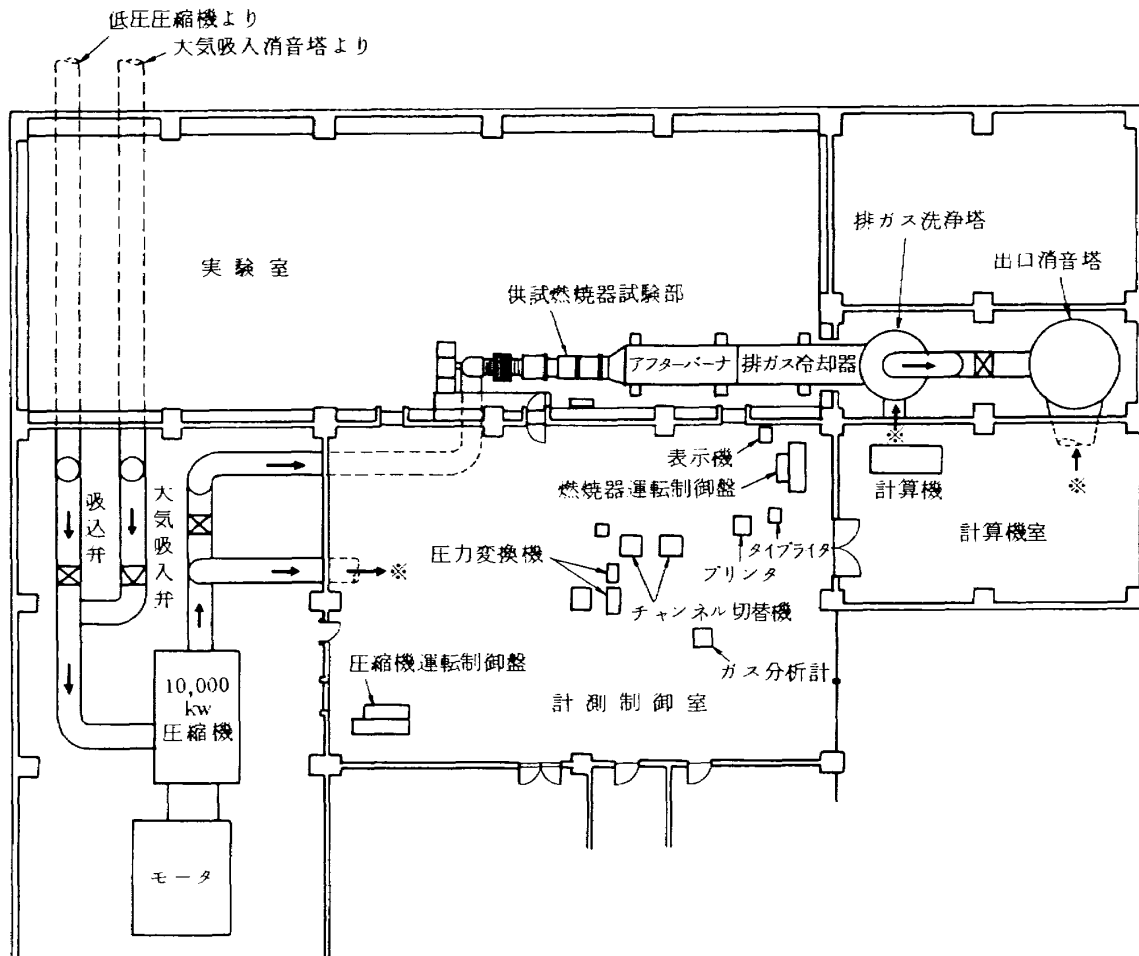


図10 実験装置配置図

3. 主要構成要素・操作系

本試験装置の主要機器について、次に詳述する。

3.1 空気源

空気源は、低圧圧縮機(LPC)と高圧圧縮機(HPC)をシリーズに接続しており、LPCは3700kW、軸流10段、全圧力比3.1、空気流量25kg/sの既設のものを用いる⁹⁾。新設の高圧圧縮機は、10000kW、遠心8段、設計点圧力比6、流量25kg/sである。この駆動モータは、連続定格10000kW、11000V、4極、1490rpmである。圧縮機は、航空用エンジンのターボ圧縮機出口圧力・温

度特性に合わせるため、中間冷却を行っていない。各圧縮機はそれぞれの単独運転および両圧縮機のシリーズ運転が可能であり、シリーズ運転時、最高15kgf/cm² abs、流量25kg/s、温度723Kの空気が得られる。

10000kW圧縮機駆動電動機の要目を表5に、高圧圧縮機の要目を表6にそれぞれ示す。図11は起動および実験シーケンス、図12は停止シーケンスである。操作を容易にするため、なるべく自動化するとともに、各機器の単独試験等に必要で、規定シーケンス以外の操作も容易に行い得るよう考慮されている。各段階の操作には、誤動作のないようすべてインターロックを施してある。補助

機器操作を含めて起動は 4 操作、停止は 2 操作で終了し、各部の故障および異状は自動的に警報または停止（重故障の場合）させるようになっている。この保安動作の種類を表 7 に示す。これらを取付けた運転制御盤は、小型化を図り、必要最少の表示器、監視計器、スイッチ類を取付けた。盤の幅は 1300mm におさまっている。図 13 に制御盤を示す。

図 14 は、高圧圧縮機室の配置図である。高圧圧縮機、モータおよび受電盤は、地上面付近に設置し、液体抵抗器、潤滑油タンクおよび各種配管、弁類は地面から 4 m ほど下った地下室床面上に設置してある。

図 15 は高圧圧縮機の外観で、手前から駆動電動機、増速装置、高圧圧縮機になっている。図 16 は高圧圧縮機内部の様子である。

図 17 は高圧圧縮機の大気吸気時と 3700 kW 圧縮機とのシリーズ運転時の試験結果である。いずれも要求性能値を満足している。また、同図中の No.1~No.4 は、FJR 710 燃焼器を対象にしたときの主実験条件で、これらの条件で運転制御がしやすいよう考慮されている。

3.2 空気圧力および流量制御

供試燃焼器入口空気圧力と流量を同時に制御するため、上流側に流量制御弁を、下流側に調圧弁をおく必要がある。本装置の場合、燃焼器出口側は最高 1570 K、15 気圧になり、このような条件において作動する信頼性の高い調圧弁は、現在のところ見当たらないこと、および高温・高圧箇所は装置の安全性向上の点から極力減少させる必要のあることから、調圧弁にかえて固定断面積のセラミック製またはセラミック張り多孔ノズル（減圧ノズルと称している）を設け、8 気圧までの減圧を行うことにした。減圧ノズル部のガス流量（= 供試燃焼器を流れる流量）は、次の条件により決まる。

- i) ノズル前のガス組成、温度および圧力
- ii) ノズル出口圧力
- iii) ノズル面積

本装置では、実験前に実験時の流量に合せた面積のノズルを取付けておき、実験中の流量変化は、ノズル出口圧力を変えることにより行っている。ノズル出口圧力の制御は、排気消音塔入口部分に取付けた調圧弁（油圧駆動ロート弁）により行う。調圧弁を流れるガスは、400 K 以下に冷却されているため、弁の作動に対して問題はない。

航空用ガスタービンの燃焼器では、空気流量-圧力の作動線が一定面積絞りの特性に近いため、一機種の燃焼実験においては、減圧ノズルの交換を頻繁に行う必要はない。図 18 は、減圧ノズルと出口調圧弁を組合せたとき

の流量-圧力制御範囲の例である。

3.3 供試燃焼器取付部

供試燃焼器取付部分は、入口フランジ呼称 450 A、出口フランジ呼称 600 A、入口-出口フランジ間隔 2000 mm である。フランジ寸法を図 19 に示す。燃焼器入口部分には、圧力平衡形伸縮接手と整流器をおいた。なお、取付部分のダクト中心は床面上 2300 mm のところにある。

図 19 のダミーダクトを取付けた状態を図 20 に、燃焼器模型を取付けた状態を図 21 に示す。図 21 では、作業が安全、容易に行えるように作業台（手摺りが見える）を設置している。また、図 21 中には、内部に組込んでいるライナ相当品も示している。

表 5 高圧圧縮機駆動用電動機 要目

型式 :	TIM-RCCP-V 三相、誘導、巻線形回転子、 全閉空気冷却器式、 直結接続、 強制給油性・潤滑方式、 ベデスタル・ベアリングタイプ
容量 :	10,000 kW
電圧 :	11,000 V
電流 :	600 A
周波数 :	50 Hz
絶縁 :	B 種
定格 :	連続
回転数 :	1,490 rpm
極数 :	4 P

表 6 高圧圧縮機 要目

形式 :	遠心 8 段
空気流量 :	25 kg/s
全圧圧力比 :	6 (設計点)
回転数 :	7,674 rpm
入口全圧 :	2.5 kgf/cm ² abs
入口空気温度 :	373 K (標準)
出口空気温度 :	723 K (最高)

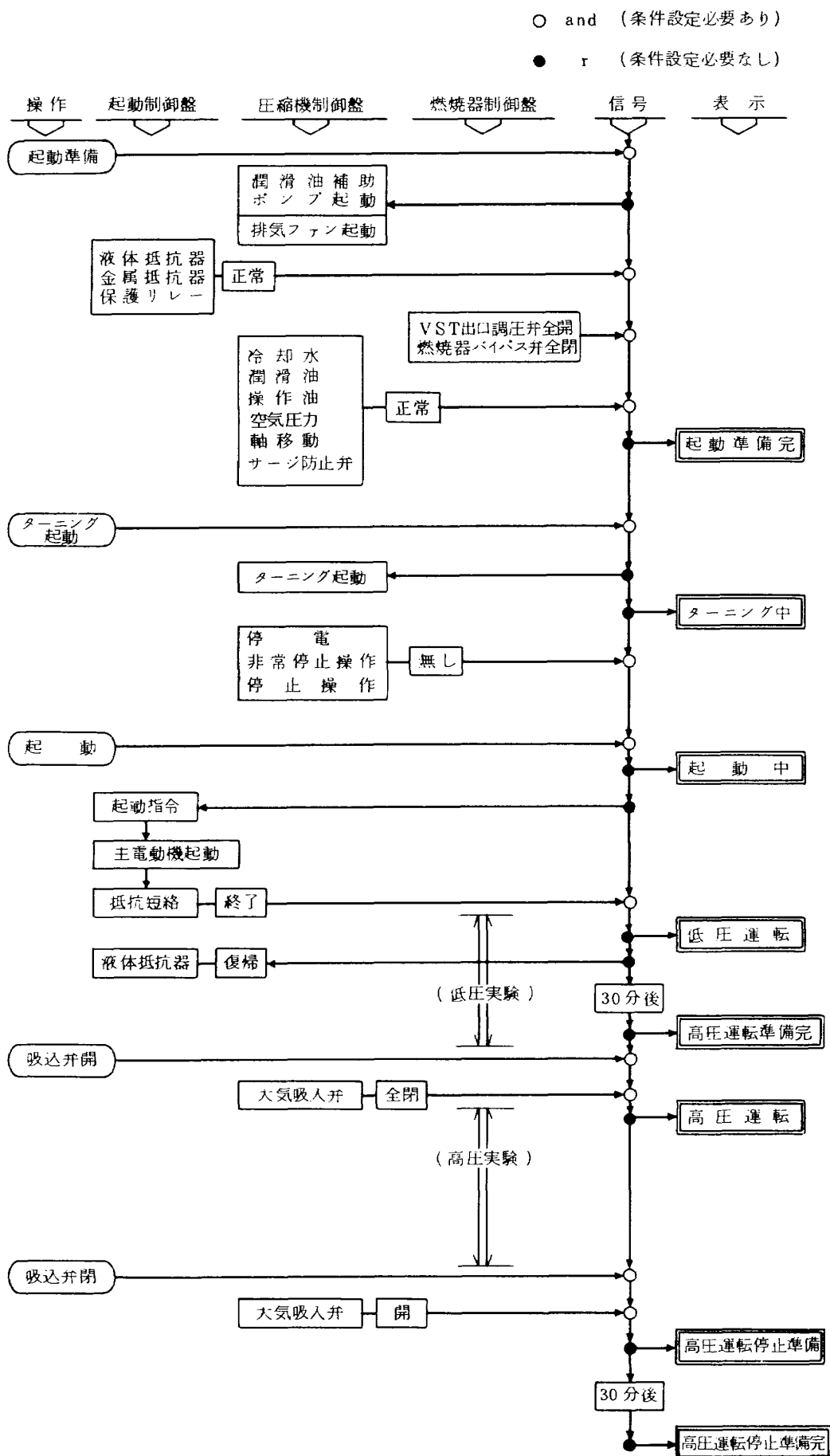


図 11 高圧圧縮機起動および実験シーケンス

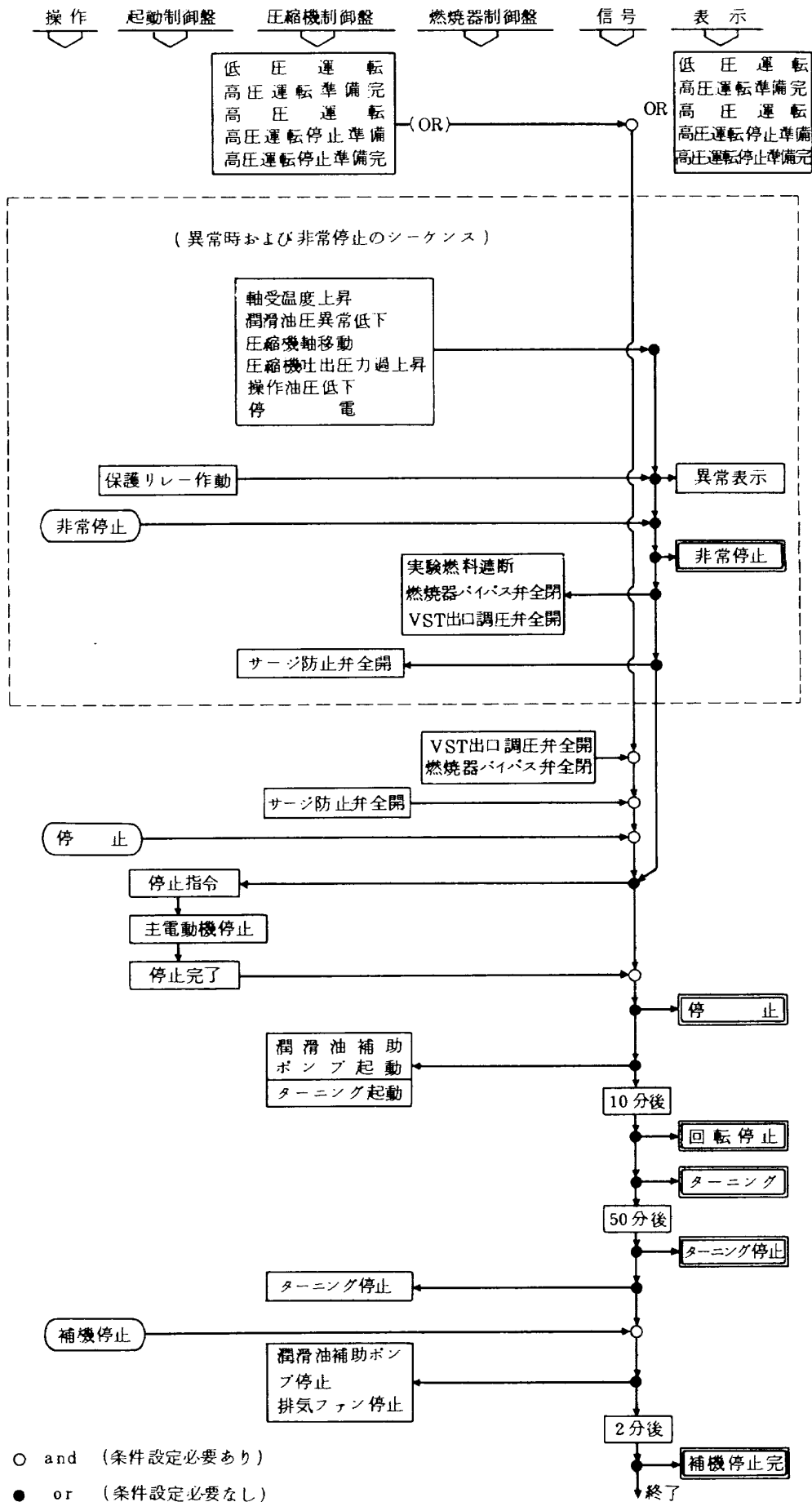


図 12 高圧圧縮機停止シーケンス

表7 保安動作一覧

故障区分		警 報	非 常 停 止
高圧 圧縮 空気機	軸受温度過昇	75°C	85°C
	軸 移 動 吐出空気圧過昇 調圧弁操作油圧低下		0.8 kgf/cm ² G (0.5 mm) 15 kgf/cm ² abs 8.0 kgf/cm ² G
駆電 動機 動機	軸受温度過昇		85°C
	過 電 流 比 率 差 動		保護継電器動作 "
そ の 他	潤滑油圧低下 潤滑油温過昇 潤滑油量減少 吸込空気温度上昇 吐出空気温度上昇 吸込空気圧上昇 給排水温度上昇 給水圧低下 補機類停電	1.0 kgf/cm ² G 48°C (給), 65°C (戻) 2700 ℓ 120°C 450°C 2.5 kgf/cm ² G 35°C (給), 40°C (排) 1.5 kgf/cm ² G	0.5 kgf/cm ² G 作 動
	液体抵抗器液面 " " 液温度上昇 起 動 渋 滞	低下(ターゲット表示) 70°C(") 7 分	作 動 作 動 作 動

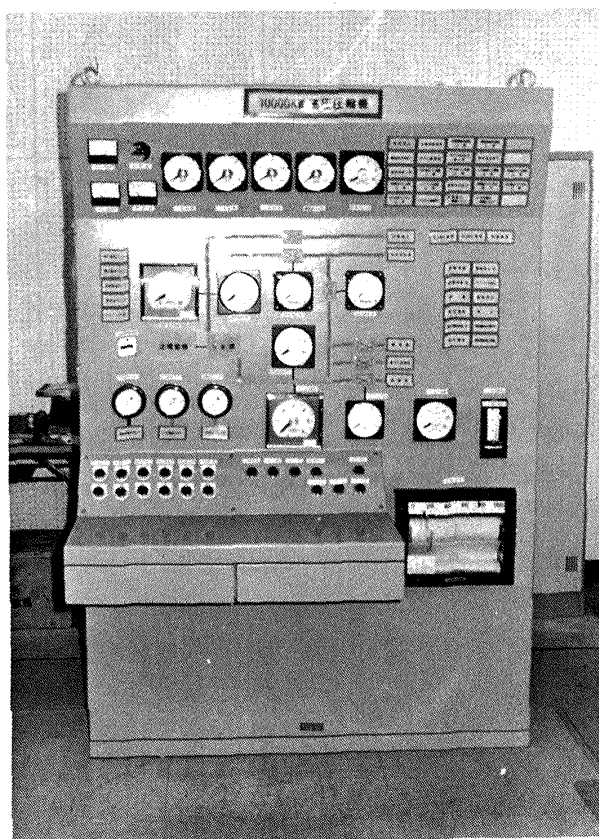


図13 高圧圧縮機制御盤

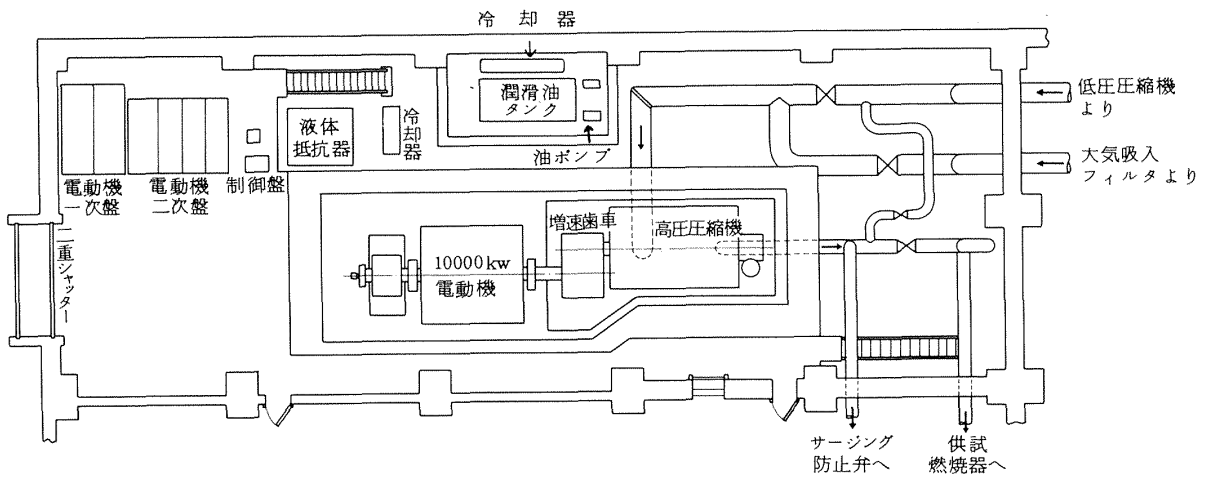


図 14 高圧圧縮機配置図

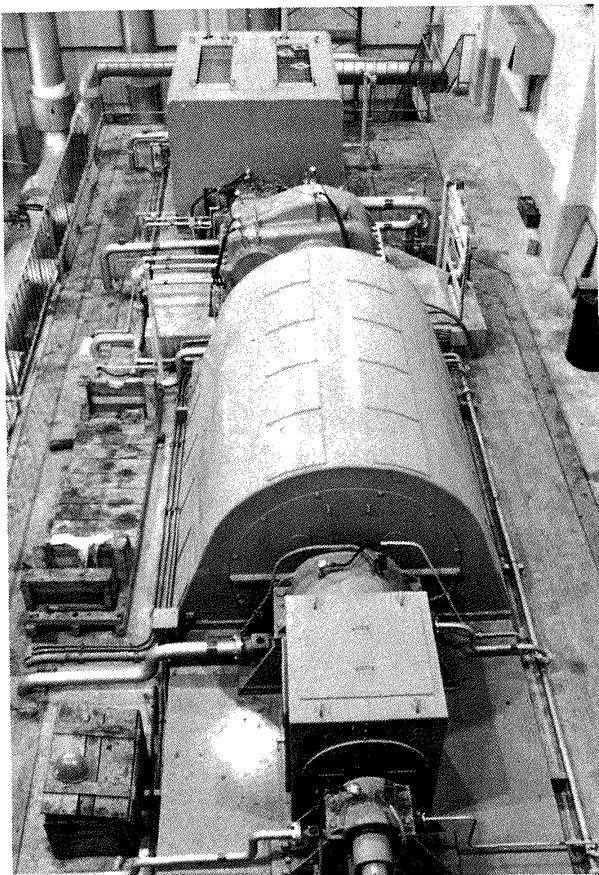


図 15 10,000 kW 高圧圧縮機装置外観

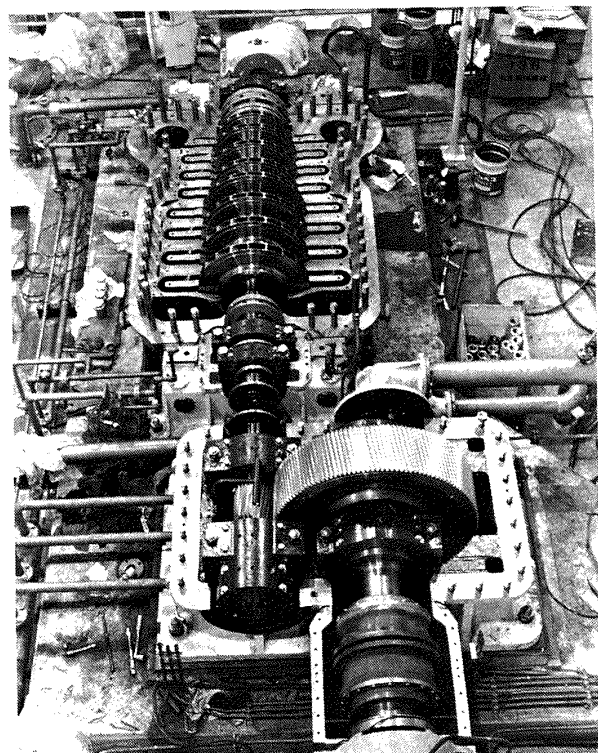
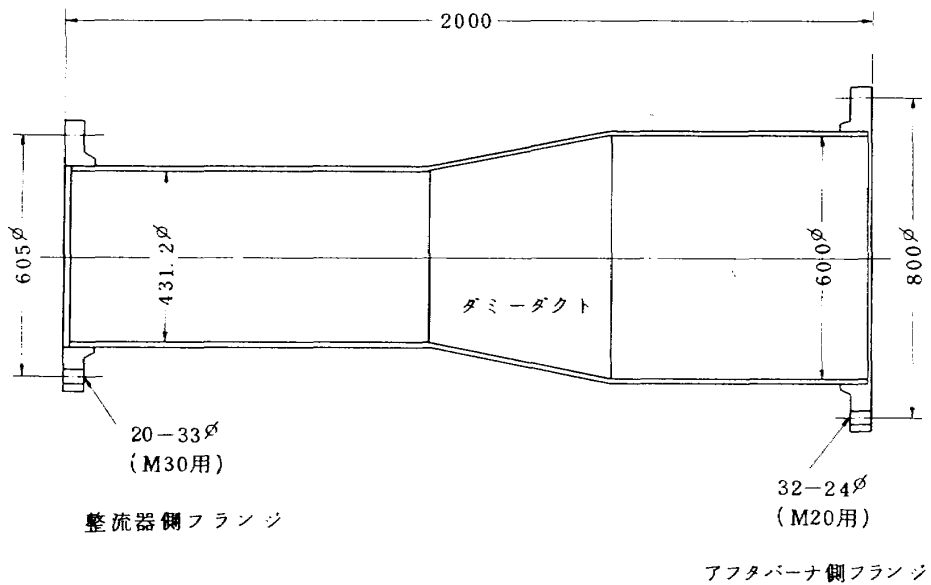
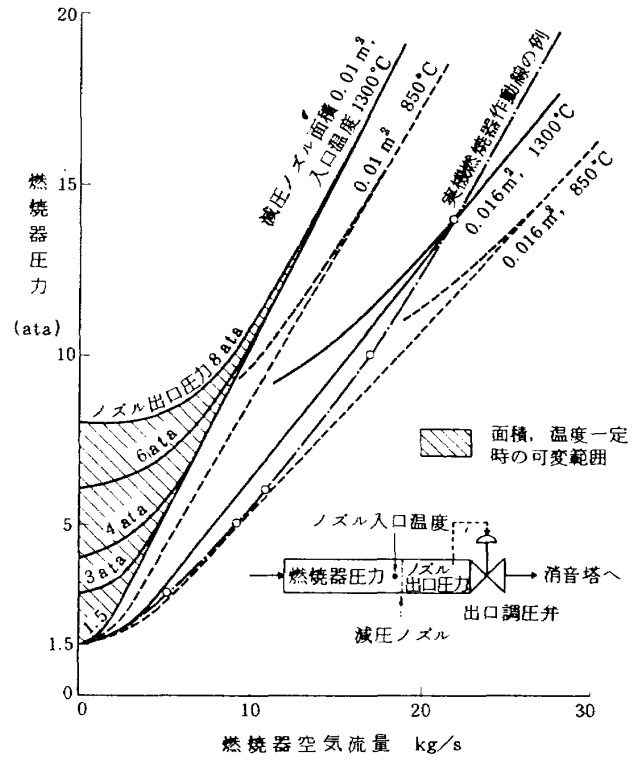
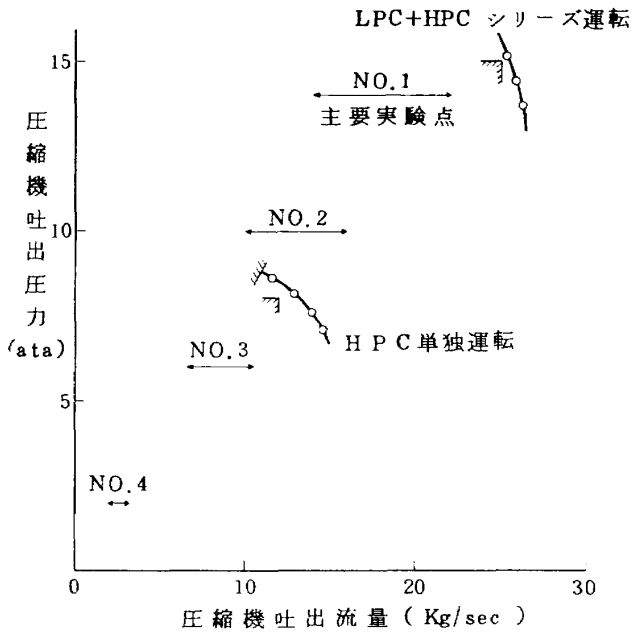


図 16 10,000 kW 高圧圧縮機内部



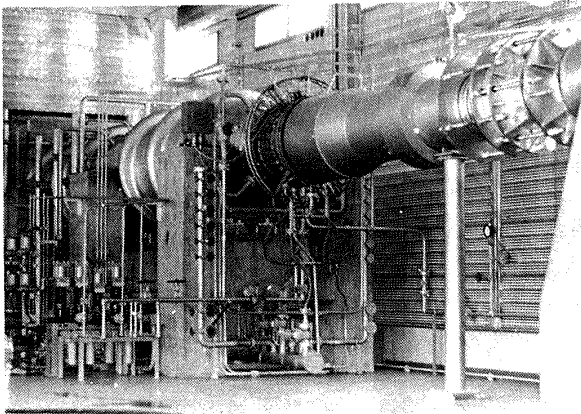


図 20 供試燃焼器取付部 (ダミーダクト付)

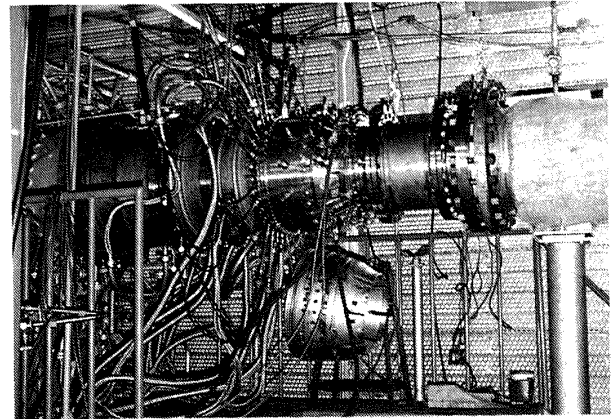


図 21 供試燃焼器取付状態

3.4 トーチバーナ

供試燃焼器および後記のアフターバーナが失火した場合、下流側の大きな容積をもつダクトや洗浄塔内に可燃混合気が充満し、爆発する恐れがある。この危険性を防止するため、次の事柄を考慮した。

- i) 可燃混合気の発生を防ぐこと。
- ii) 可燃混合気が充満する以前に燃焼してしまうこと。

このii)に対するものとして、燃料危急しゃ断弁をすべての燃料系に設置し、ii)に対して、常時火炎を保持しておく2本のトーチバーナをおいた。この火炎の先端は、アフターバーナの保炎器直後にあり、アフターバーナの点火も、これで行う。アフターバーナが減圧ノズルの下流側にあるため、トーチバーナ部の空気圧力も1.5～8気圧まで変化するが、その空燃比は内圧変化に左右されず常に一定であることが望ましい。このため、定容量式圧縮機をもったベピコンを空気源に選んで空気流量を一定とし、トーチ燃料噴射弁前圧力を20 kgf/cm² Gとして燃料流量の、空気圧変化にともなり変動を少くした。なお、安全性確保のため、失火確認用火炎検出器と燃料しゃ断弁を連動させている。図22は、トーチバーナの概要図である。トーチ用燃料噴射弁は、デラバン社製の市販品を用い、噴射弁容量および噴霧角は実験的に定めた。トーチバーナのライナは内径40mm、長さ約190mmの筒で、噴射弁近傍に小さな空気孔を多数あけた。この空気孔配置も実験的に求めた。

トーチバーナとしては、

- 1) 着火性能の良好なこと。
- 2) 火炎長さが充分に長く、アフターバーナライナ内部に出ること。
- 3) 火炎の吹消えが起きにくいこと。
- 4) 不安定燃焼をしないこと。
- 5) ライナに過熱箇所のないこと。

- 6) トーチライナ内部に炭素堆積の生じないこと。

- 7) 空気および燃料系に対し、実験条件に応じた制御をしなくて済むこと。

などが要求され、これらを前もって予測して設計することは困難である。トーチバーナの調整は、初め大気圧燃焼で行い、のち、加圧条件で行った。

3.5 アフターバーナ

供試燃焼器の実験条件によっては、その出口ガス中に未燃焼燃料分、臭気をもつ成分、一酸化炭素など混入することがあり、これらの成分を燃焼・除去するため、アフターバーナを設けた。バーナの構造は、排気が通過する600mmφのダクト内周に保炎器を突出した形状のもので、別の燃焼試験設備に用いて有効であった形式である。アフターバーナの保炎領域は、アフターバーナ出口温度に関係なく1770K以上にも達しているため、保炎器を水冷にし、外周にふく射保護板を巻いて火炎と水冷壁ダクト間をしゃへいしている。燃料は、保炎循環流領域内へ26個のうず巻噴射弁により噴射する。燃料供給系は供試燃焼器用から分岐し、それを二系統に分け、燃料流量の調整範囲を広げている。アフターバーナ作動時のバーナ出口ガス温度は1100～1500Kとしている。この温度制御は、手動で行う。

アフターバーナ出口は、直径1000mm、長さ4mの水冷ダクト(内壁にしゃ熱板内張)に接続し、ここで、不完全燃焼物の燃焼を行う。最大ガス流量時の平均滞留時間は約0.3秒である。

アフターバーナ主要部を図23に示す。

3.6 排ガス冷却器

1100K～1570K、最大25kg/sの燃焼ガスを400K以下まで冷却することを目的としたものである。直径1000mm、長さ4mの水冷壁ダクト内に冷却水噴射ノズルを設けている。水噴射ノズルは、ダクト壁面に18個、ダク

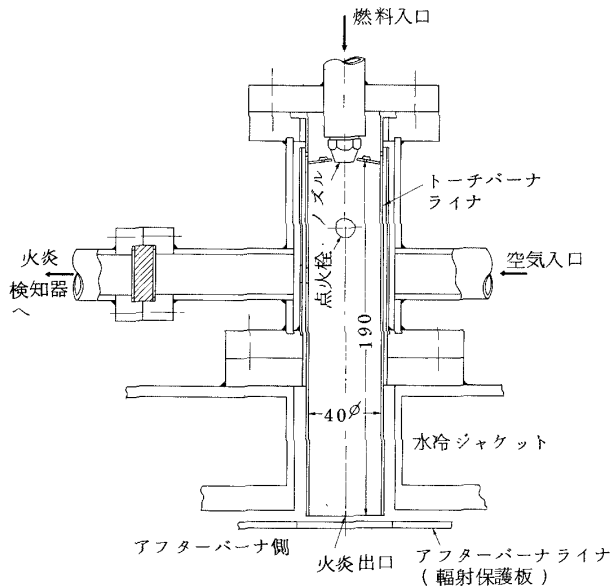


図22 トーチバーナ概要

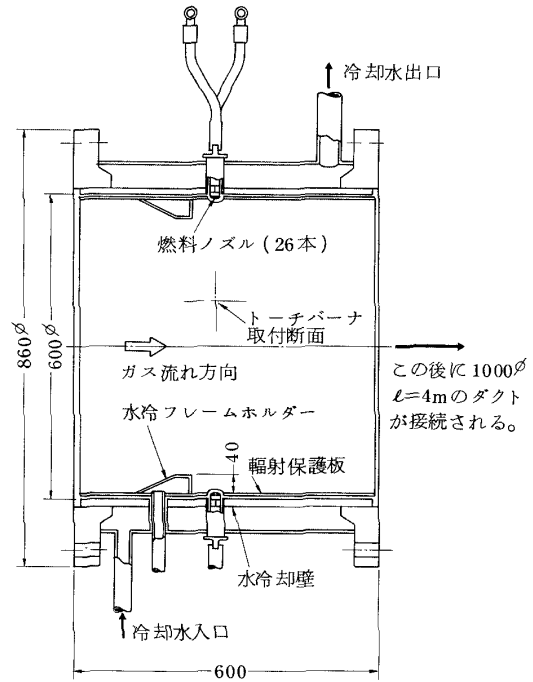


図23 アフターバーナ主要部

ト中心部にガス主流に対向して4個あり、最大55 t/hrの冷却水を噴射する。未蒸発冷却水は下流側に流れ、後記の排ガス洗浄塔下部に設けた溜部に入る。水噴射をした場合、複雑な2相流になってダクト壁面への伝熱量の見積りはむずかしいが、熱の所要除去量のほぼ94%を噴霧水の蒸発潜熱で、1.3%を排ガス冷却器の壁面で、5%をアフターバーナダクト壁面でとっていると見積られる。

3.7 排ガス洗浄塔

これは、排ガス中に含まれるすすおよび水溶性物質を除去する目的のもので、直径2.6 m、高さ8 m、内部に3層の新形トレイ¹¹⁾およびデミスター層をもっている。入口ガス温度最高400 K、内圧最高8 ata、最大ガス流量40 kg/sの処理能力がある。洗浄水は各トレイ毎で循環されるほか、塔底の溜から水ポンプで上段まで揚げて循環させている。排ガス冷却器の噴霧水もこの水ポンプ出口から分岐している。洗浄水の循環量は4 t/hr、冷却水蒸発量は最大30 t/hr、排水1 t/hrとなっている。水の補給は、洗浄塔最上段から行い、塔底の水位を一定に保つよう制御している。

なお、ガス流量最少時の洗浄能力保持のため、洗浄塔出口ガス流量を検出してバイパス空気を供給するようにした。

洗浄塔の概要を図24に示す。排ガス冷却器からの燃焼ガス・水蒸気混合気は多孔壁から流出させ、洗浄塔内に均一な流れを作ること、および低周波騒音の防止を図っ

ている。

3.8 排気消音塔・騒音防止対策

排気消音塔は図25に示す迷路形構造のもので、内部に吸音材を張った棚を12段設けている。この消音特性の実測結果を図26に示す。消音のむずかしい1 kHz以下の低周波でも十分な消音特性を有していることがわかる。

この排気消音塔によって主騒音発生源の減音を行っているわけであるが、その他、騒音発生箇所として考えられるものは、

- | | |
|--------------|---------------|
| i) 高圧圧縮機本体 | ii) 空気配管 |
| iii) 空気流量制御弁 | iv) 供試燃焼器 |
| v) 減圧ノズル | vi) アフターバーナ |
| vii) 排ガス冷却器 | viii) 排ガス洗浄塔 |
| ix) 圧縮機放風弁 | x) 排ガス洗浄塔用パイプ |
| xi) 圧力調整弁 | ス弁 |

などである。このうち、i)には本体の2倍程度の大きさの吸音材を内張りしたカバーをつけた。ii), iii), viii), ix), x), xi)の表面には吸音材を張った。v), vi), vii)は水冷二重壁で製作しており、管外へ洩れる騒音は少ないと推定される。空気・ガス流路でもっとも大きな騒音発生箇所は、ix), x), xi)の制御弁である。これらの弁の出口部には、適当な開口面積を有する多孔板を取付け、弁出口の流れの片寄りを是正し、均一にすることにより騒音の低周波成分を少なくすると共に、高い周波数成分に変えて消音を容易にしている。同様な配慮に基づき多孔板は、排ガス冷却器出口、ラブチャディスク出口部にも設けた。

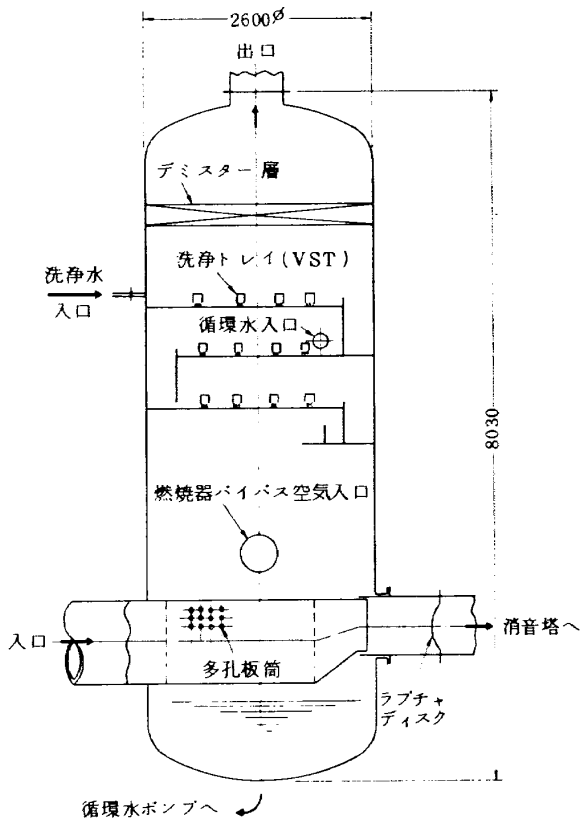


図 24 排ガス洗浄塔

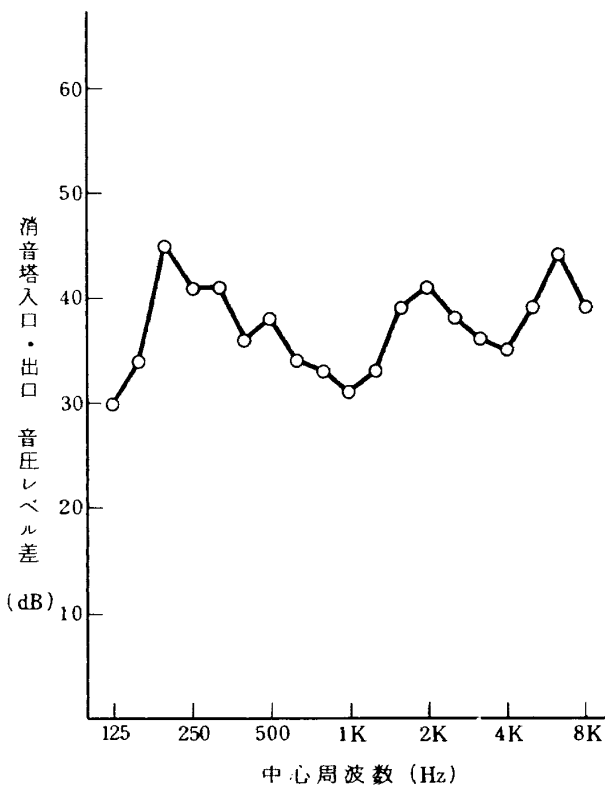


図 26 出口消音塔の減音量

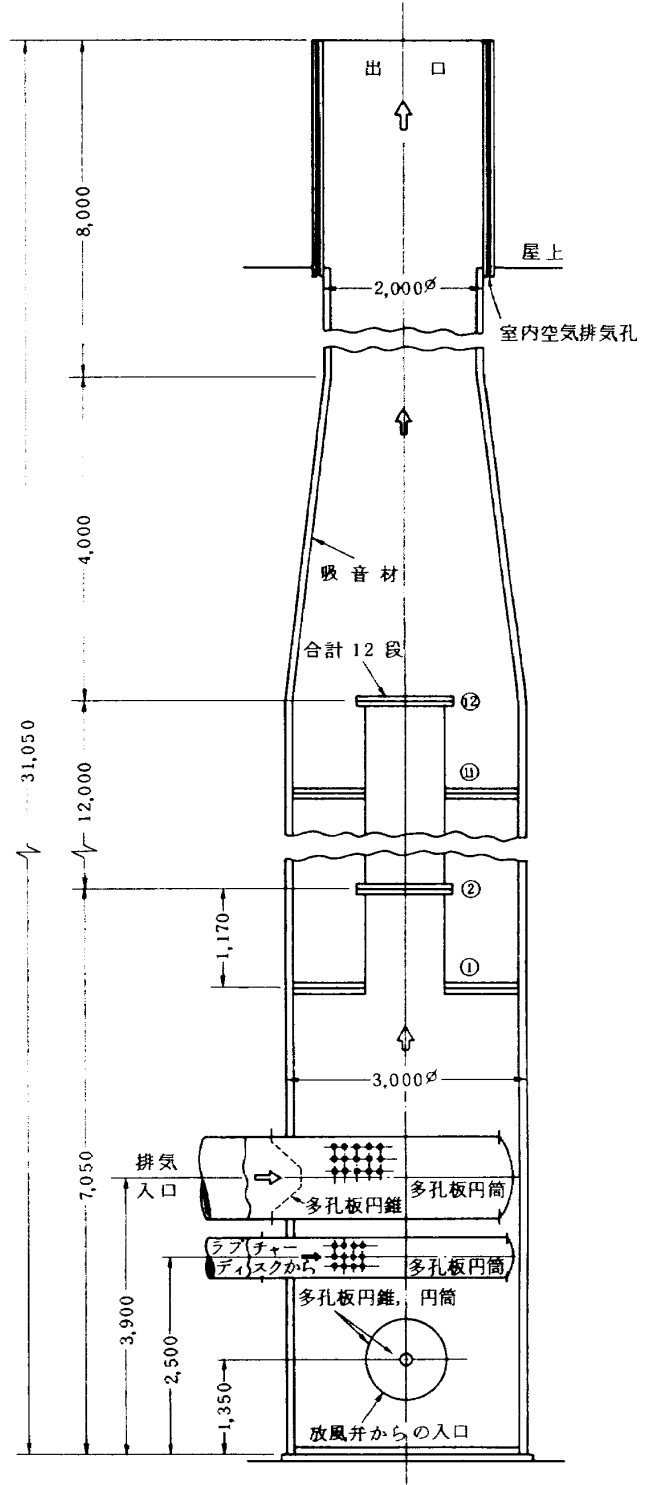


図 25 排気消音塔

これら装置を収納している実験室・機械室は、床面を地面から4mほど下げ、また、外壁を厚み320mmの鉄骨コンクリートと軽量ブロック、吸音パネル内張りの三重構造とし、屋外への音の透過を防止している。

燃料ポンプ、洗浄水ポンプ等屋外で騒音を発生するものには、防音カバーをつけた。

3.9 燃料系統

既設の30t地下タンクから燃料をウエスコ形移送ポンプで高圧ポンプに送る。高圧ポンプはスクリー形で吐出圧力60 kgf/cm²G、流量3500 L/hrの容量をもっている。燃料系は、次の三つに分れている。

- i) 供試燃焼器供給系
- ii) トーチバーナ用燃料系
- iii) アフターバーナ用燃料系

このうち、i)は流量制御範囲が広く、また燃焼器内圧が変化することから、燃料流量と燃料圧力とは対応せず、特殊な流量制御弁が必要になる。また、実験に必要な燃料流量制御範囲は、流量比で1:30、流量特性値(C_v値)にして1:100以上の値が要求される。このため、燃焼器の形式や実験条件に合わせて燃料制御特性曲線をかえることのできる遠隔制御弁が必要になり、図27に示す流量系をもつ制御弁を試作した。その流量特性の一例を図28に示す。これは、燃焼器内空気圧力一定の条件で風速や空燃比をかえる実験法に適するようにしたものである。燃焼器着火から一つの主要実験線(図17参照)上の燃料制御が経路の選定をあらかじめ行うことにより、単一操作で可能である。遠隔操作は、手動油圧の回転伝達器により運転制御盤から行う。

トーチバーナ系は、現場手動の調整弁で、バーナ調整

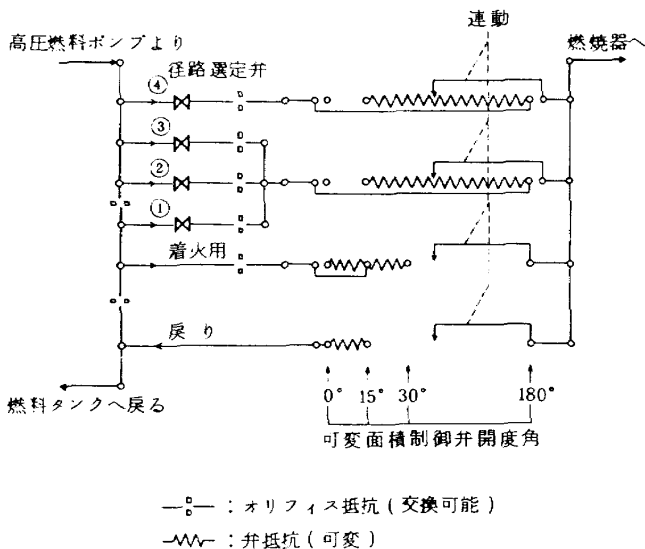


図27 燃料制御弁流路

の際に設定する。

アフターバーナは、燃料噴射弁を1個おきに2系統に分け、そのそれぞれの系統を独立して制御できるようにした。燃料制御弁は市販品で、手動油圧の回転伝達器により運転制御盤から遠隔操作する。

各燃料系には、それぞれ油圧駆動のシャ断弁をつけ、緊急時のシャ断が行えるようになっている。

3.10 排水処理

排ガス洗浄水は循環式であるため、使用していると水が汚れて次第に洗浄能力が低下する。このため、洗浄水の一部を取出し、再生処理をして冷却水槽へ戻すクローズドサイクルを採用している。

排水は一旦、容積20m³の排水溜りに入れ、実験終了後、汲出して処理する。処理は、まずすすなどの固形物および酸性物質を除去するためパッチ式混合槽で中和剤、凝集剤と混合し、容積10m³×2基の沈降槽に送り、沈降分離する。次に、ペーパーカートリッジ形フィルターおよび活性炭層を通し油分、その他固形物を分離する。

排水処理能力は0.67 t/hrである。

3.11 安全装置

本装置では、運転要員を少なくするため、自動操作系を多く取入れているが、これらは始動に際し、必要条件が満足されないと次のステップに進まないようになっている。運転中の故障に対しては、軽故障、重故障の2種に

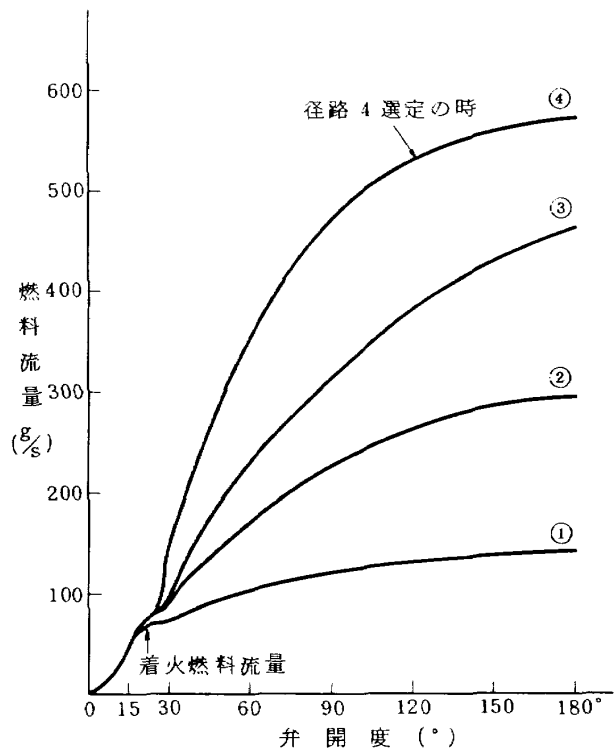


図28 燃料制御弁流量特性の例

分けて表示し、重故障の場合は自動的にしゃ断回路が働く。

装置の運転および実験計測は、すべて計測室内にて行い、運転中に機械室や実験室に立入る必要はない。

供試燃焼器内の火炎の確認は、燃焼器ケーシングに設けたのぞき窓から直接計測台まで導いた火炎検知ファイバ（図29）を用いている。これはプラスチック繊維製で、複雑な電気系や光学系を用いず確度が高い。

燃料供給部分以後は、危険度の高い部分であり、ここには、前記のトーチバーナおよびその火炎検出器に連動した燃料しゃ断弁を設けている。燃焼ガス側の出口調圧弁は、排ガス洗浄塔内の圧力過上昇を防ぐため、弁座を外し、全閉状態でも相当量の洩れのある形にしている。さらに高精度のラプチャディスク（呼称圧力±3%で破壊）を設けて $8 \text{ kgf/cm}^2 \text{ G}$ 以上にならないようにした。

3.12 運転制御系

燃焼実験の開始シーケンスおよび停止シーケンスをそれぞれ図30 および図31に示す。実験開始シーケンスは3段階からなり、それぞれの段階で所要条件を確認し、条件が満足されないときはインターロックがかかるようになってい

る。燃焼実験装置の運転制御は、高圧圧縮機とは別の制御盤で行っている。これを図32に示す。盤の主要部はセミグラフィック形とした。各機器の起動・停止スイッチは、その表示灯または計器の近くにおき、誤操作のないよう

にしている。

なお、実験条件の設定は、データ処理系から供試燃焼器入口空気圧力、空気温度、最大断面平均風速、空燃比および出口最高温度の5項目をとってデジタル表示させ、これのみで手動で行う。

3.13 実験計測

供試燃焼器の計測系統を図33に示す。供試燃焼器の空気流量は、オリフィス形流量計で測定する。このほか、燃焼器入口空気圧力、圧力損失、風速分布などを圧力測定から求めている。測定部のライン圧が最高 $15 \text{ kgf/cm}^2 \text{ abs}$ になり、最小測定圧が 0.05 kgf/cm^2 以下になることを考慮して圧力測定器を選択した。圧力変換器の仕様は表8に示す通りで、供試燃焼器各部の圧力は、燃焼器入口圧力を基準にし、この入口圧からの差圧力として測定している。配管破損やリークなどによる過圧では、変換器は破損しない。入口圧の測定は、精度を高めるため、変換器を $1 \sim 8 \text{ kgf/cm}^2 \text{ abs}$ と $8 \sim 15 \text{ kgf/cm}^2 \text{ abs}$ の二つに分割して用いている。

各部の温度測定には、熱電対を用いている。900Kまでの低温用にはCA（クロメル・アルメル）を用い、1800K程度までの高温用にはPR（白金・白金ロジウム）を用いている。特に、供試燃焼器出口では、高温・高圧ガスが 100 m/s 以上の高速で流れるため、熱電対保護管も白金ロジウム合金で製作した。これを図34に示す。素線径は 0.3 mm である。

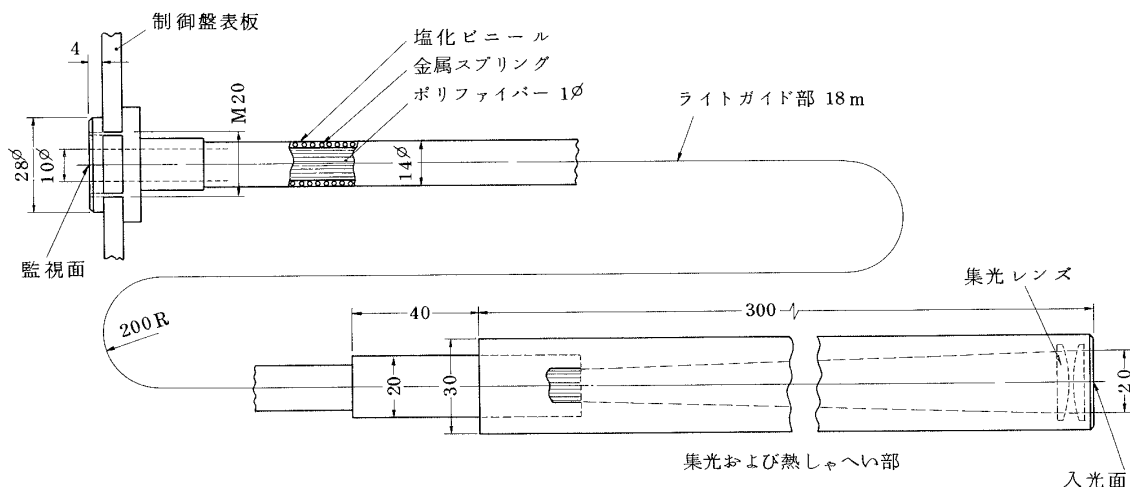
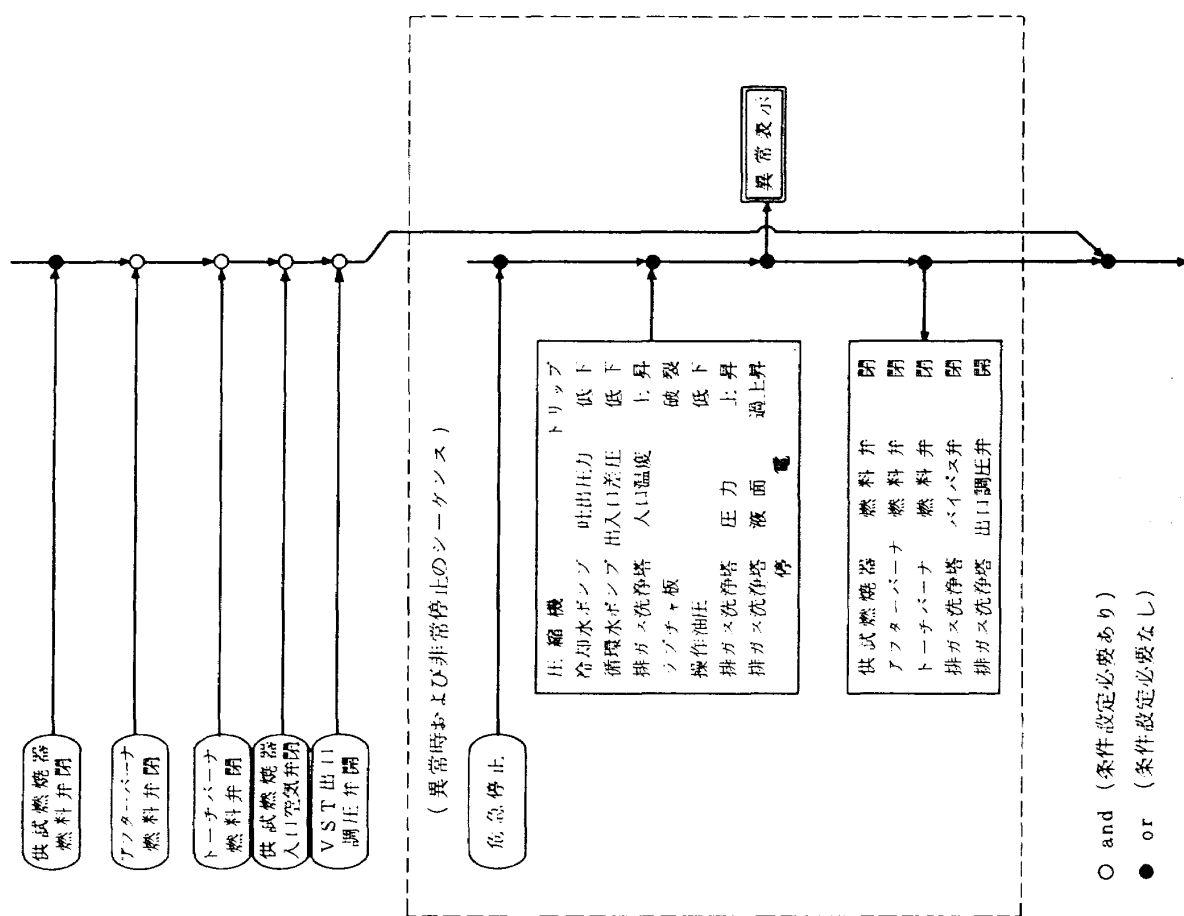


図29 火炎検知ファイバー

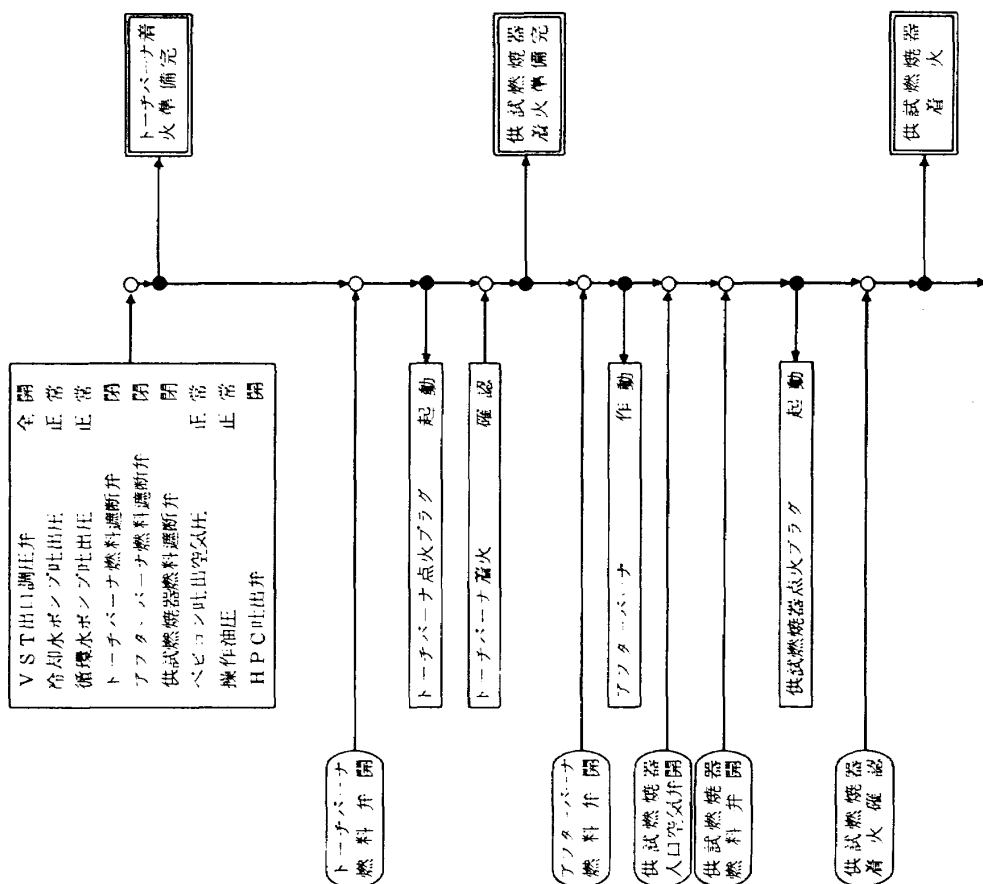
操作 信号 表示



○ and (条件設定必要あり)
● or (条件設定必要なし)

図 31 燃焼器実験停止シグナルス

操作 信号 表示



○ and (条件設定必要あり)
● or (条件設定必要なし)

図 30 燃焼器実験開始シグナルス

表 8 圧力変換器の仕様

仕 様	数 値	
	差圧力 2 kgf/cm ² 以下のもの	差圧力 2 kgf/cm ² 以上のもの
過圧の許容範囲	真空~140 kgf/cm ²	同 左
精 度 (直線性, ヒステリシス および再現性を含む)	スパンの±0.2%	スパンの±0.25%
電源変動の影響	0.005%/VDLT以下	同 左
許容温度範囲 (センサー部)	-40°C~+105°C	同 左

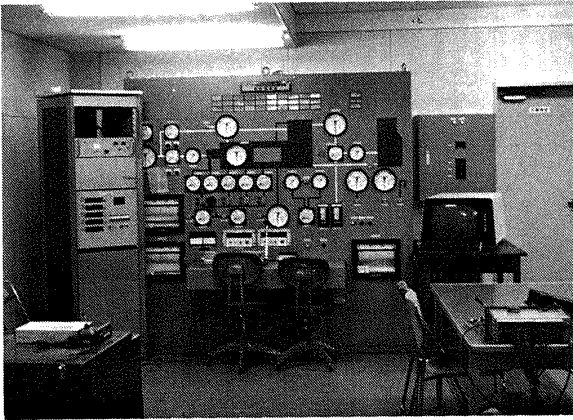


図 32 燃焼器制御盤

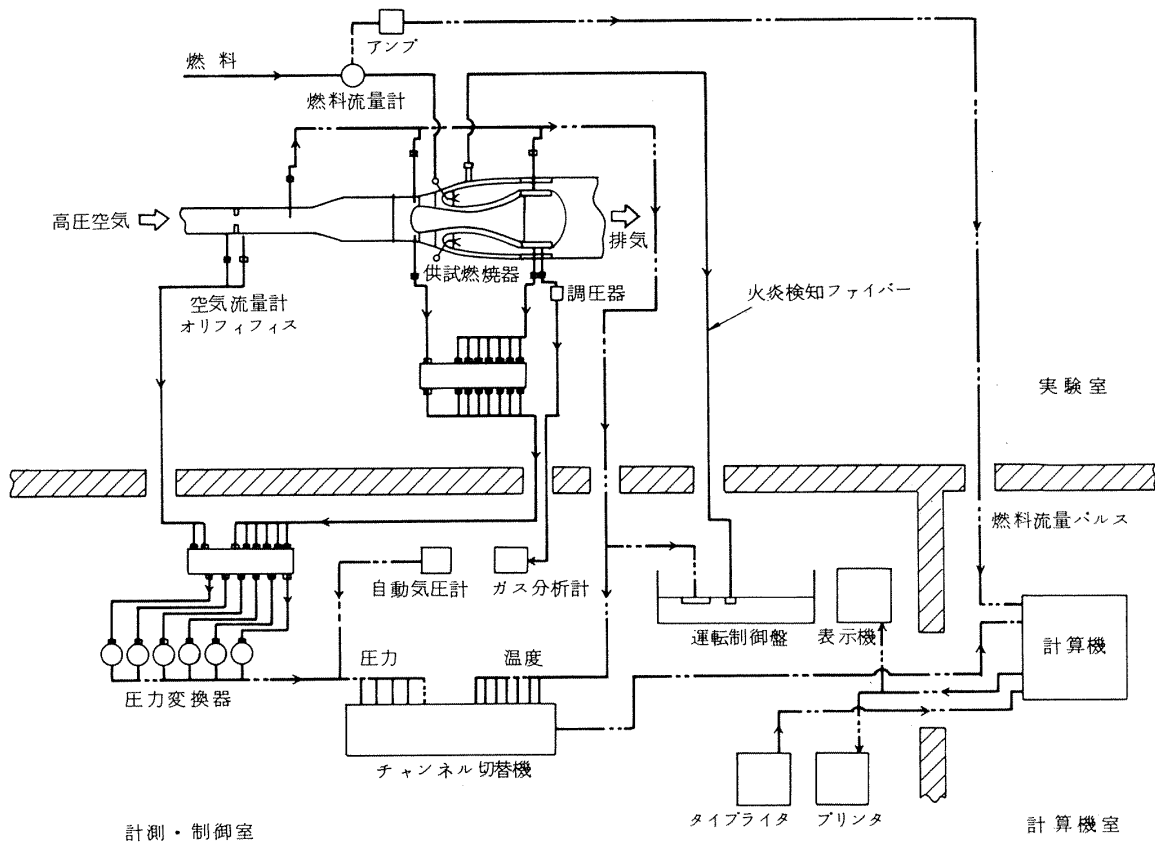
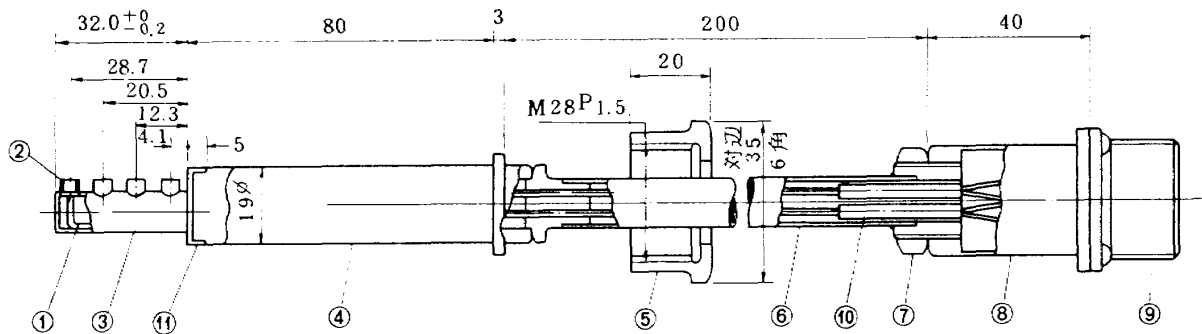


図 33 実験計測系統



11	当 金	Pt 90 Rh 10	1	
10	スリーブ	SUS 304	1	
9	キャノンプラグ	—	1組	
8	ネック	SUS 304	1	
7	ロックナット	SUS 304	1	
6	パイプ	SUS 304	1	12φ/10φ
5	袋ナット	SUS 304	1	
4	サポート	SUS 304	1	
3	保護管	Pt 90 Rh 10	1	10φ/8φ
2	パッド	Pt 90 Rh 10	4	
1	シース熱電対	シース Pt 90 Rh 10	4	PR13% 1.6φ
NO	名 称	材 質	数 量	摘 要
高圧燃焼実験用高温熱電対				

図 34 燃焼器出口4点式温度計

3.14 データ処理システム

本システムは、燃焼実験における大量のデータを処理し、供試燃焼器の特性をオンラインで計測するものである。主要機器要目を表9に、データ処理装置系統図を図35に示す。

データ処理ソフトウェアとしてCRDASおよびRPLLOTを整備している。CRDASは、燃焼実験計測のための汎用プログラムで測定点数、測定レンジ、測定積分時間、計測器の変換係数、演算処理方法、ディスプレイ表示、プリンタ出力形式等すべてカード入力の形で指定するこ

とができる。試験中に発生する不良データの除去等の操作は、オンラインで行うことができ、特別のオペレータを必要としない。PRLOTは、データの図形記録を目的として作られたソフトウェアパッケージである。図形は、静電プリンタVERSATEC 1100 Aにオンラインで出力するもので、計測を中断することなく並行して図形を出力することができる。パッケージは、FORTRAN IVでコールするサブルーチンの形をとっており、図形出力に特別の知識や経験を必要としない。

表9 データ処理主要機器要目

		機 器 要 目
検 出 器	圧 力 差 圧 大 気 圧 温 度	静電容量型変換器 静電容量型変換器 サーボ式バロメータ 熱電対 (CA, PR)
ス キ ャ ナ 電 圧 変 換 器		リードリレー方式 100 CH, 2台 積分型デジタル電圧計 サンプル時間 10 ms, 40 ms, 100 ms
高速スキャナ A D 変 換 器		32 CH, ±10V 11ビット, 変換時間 30 μs
主 計 算 機		PDP 11/35, 64 K語
デ ィ ス ク プ リ ン タ 　 プ ロ ッ タ		記憶容量 1.2 M語, 2台 印字速度 500 ライン/分

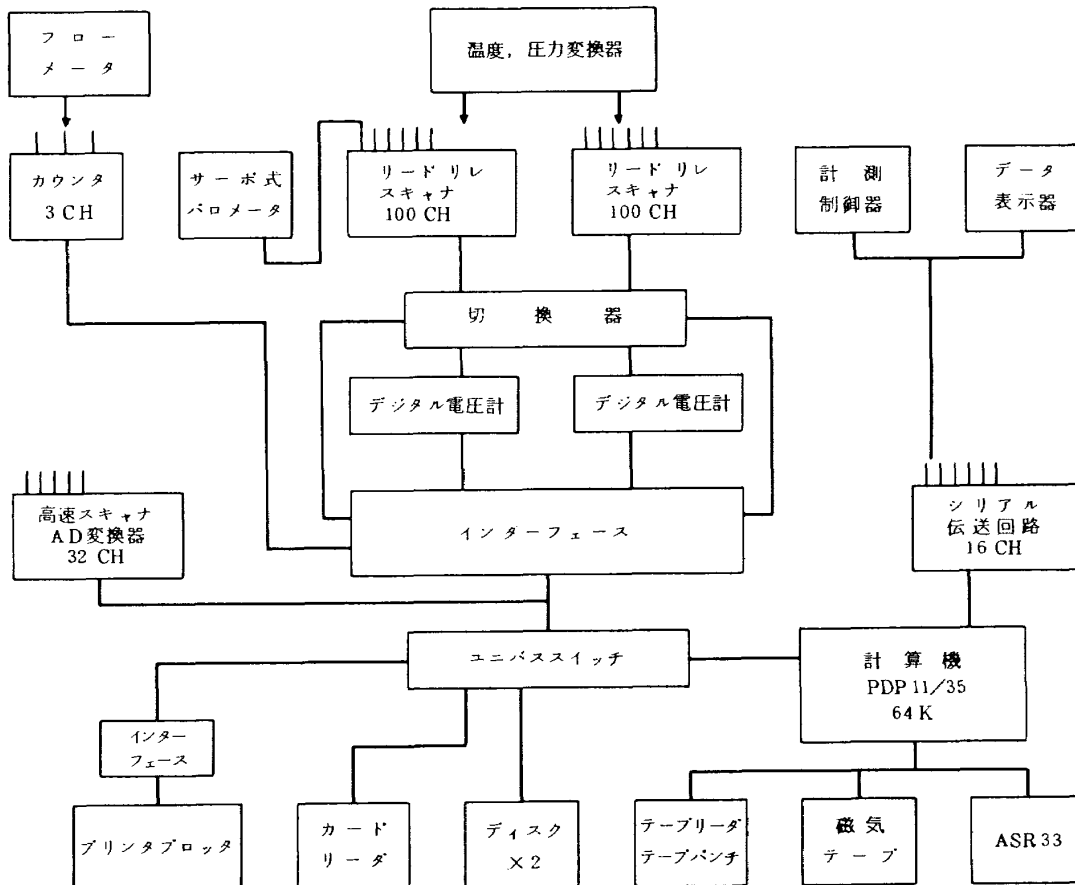


図35 データ処理装置系統

4. 使用実績

本装置は完成すると直ちに、FJR 710 ターボファンエンジンの燃焼器試験に用い、現在に至っている。設計初期に考えたように、実験の多くは、高圧圧縮機の単独運転で行い、必要に応じてシリーズ運転を行っている。装置全体として、所要性能が得られているが、夏季には 3700 kW 圧縮機出口温度が高く、高圧圧縮機入口空気温度が 373 K を超える。そのため、高圧圧縮機出口温度が制限値の 723 K を超えるようになり、この温度制限から、高圧圧縮機の圧力比を十分高くとることができず、設計点である $15 \text{ kgf/cm}^2 \text{ abs.}$ の圧力を得ることがむずかしい。

冷却水系は、供試燃焼器および計測器冷却用として最大 20 t/hr を見込んでいたが、供試燃焼器の構造；特に減圧ダクトまわりの構造によっては、不足気味であることが判明し、改めて冷却水ポンプを設置した。追加した冷却水ポンプは 50 t/hr、吐出圧力 $5 \text{ kgf/cm}^2 \text{ G}$ である。

供試燃焼器用燃料制御弁は、流路切替点で接続のスムーズさにやや欠けるが、良好に作動している。回転部と固定部間のリークはほとんどない。

トーチバーナ部の火炎検出が、ガラス窓の汚れや火炎が青色になった際の検出器の感度低下により作動しないときがある。些細なことであるが、これからインターロック(図 30 中のトーチバーナ着火不確認)がかかって次の段階に進まないため、何らかの改修を行う必要がある。

20 m³ の排水溜は、初めの計画では 1 t/hr の排ガス洗浄塔からの水抜きを流し込むことを考えていたが、実際には、アフターバーナダクトの水冷ジャケットの空気抜き、蒸気抜きなどで相当量の水が流入し、実験時間が長引くと汲出ポンプの能力不足(1 t/hr)が現れた。しかし、設計運転時間 2 時間の間には、このようなことはなく、実験技術が確立し、実験中断のトラブルがなくなった最近では、問題になっていない。

装置運転要員は、3700 kW 圧縮機の運転に 2 名、10000 kW 高圧圧縮機の運転制御盤に 1 名、燃焼試験装置制御盤に 2 名、装置および模型監視 1 名、データ処理に 1 名の計 7 名が最少限必要である。

実験時間は、ひとつの条件設定に 1～3 分、それに要する計測時間は、スモーク測定およびガス分析を行うと、1.5～2.0 分かかり、平均して実験点 1 点につき、4 分を少し下まわる程度である。したがって、1 回の実験で 20 点以上をとることができる。

これまでに、FJR 710 ターボファンエンジンの燃焼器

の高圧燃焼実験を行い、燃焼器性能の空気圧力による変化や排気中の大気汚染成分の濃度変化を調べ、実機運転結果との相関を求めている。この結果から、本装置は、今後ますます有用なものとなることが明らかになり、本装置による成果が期待されている。

5. あとがき

現在から将来のターボファンエンジンの燃焼器試験を目的に製作・設置した環状(アニュラ形)高圧燃焼器試験装置は、完成以後、運転技術の確立、より使い易くするための部分的な改修を行い、現在に至っている。

本装置の製作および据付については、三井造船株式会社担当したが、何分にも前例のない特殊装置であるため、細部においても種々な改良を加えて製作を願った。

また、本装置のデータ処理系統は、株式会社明電舎が担当し、当所の制御研究室の協力を得て完成したものである。このほか、本装置計画の段階で、所内の関係者を集めた呼称「E-6 班」を組織し、これによって工事をスムーズに進めることができた。このように、本装置の設置については、極めて多くの方々の献身的な御協力を得ており、ここに厚くお礼を申上げる次第である。

なお、本装置は、通商産業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」の一環として設置したもので、ここでも関係各位の御協力を得ていることを申し添える。

文 献

- 1) A. H. Lefebvre; Design Considerations in Advanced Gas Turbine Combustion Chambers, Combustion in Advanced Gas Turbine Systems, Pergamon Press (1968).
- 2) 堀内正司, 中野篤治; 高圧燃焼器におけるうず巻噴射弁の作動, 航空宇宙技術研究所資料 TM-253 (1973-12).
- 3) J. Marsland, J. Odgers and J. Winter; The Effects of Flame Radiation on Flame-Tube Metal Temperatures, 12th Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute (1969) pp. 1265～1276.
- 4) 航空機排出ガス研究会; 航空機排出ガス調査報告書 (1973-3), 昭和 47 年度環境庁委託.
- 5) M. Whittaker; Theoretical Assessment of Flame Tube Temperatures in a Combustor Operating at Typical SST Conditions, Combustion and Heat Transfer in Gas Turbine Systems, Edited by E. R. Norster, Pergamon Press (1971) pp.

既 刊 報 告

- TR-530 200mm径固体ロケットのスピン燃焼実験
Spinning Combustion Tests of 200mm-dia
Solid Propellant Rocket Motor 1978年3月 泉川 宗男・高橋 守
三谷 徹・新岡 嵩
- TR-447T Boundary Layer Separation and Shock Wave
Formation due to External Disturbances in
Rocket Nozzle Flow and Their Utilizations
for the Thrust and Thrust-Vector Control
Systems 1978年March Tetsuji NARASAKI
- TR-531 航空宇宙技術研究所のジェットエンジン要素試験
用空気源設備の運転と保守 1978年3月 小倉 五郎・黒沢 要治
鈴木 邦男
Operation and Maintenance of Air-Source
Facilities for Jet-Engine Component Test-
Rigs
- TR-532 ストラップダウン慣性方式のための慣性センサ用
インタフェース装置の研究試作とその応用 1978年4月 本間 幸造・中 正夫
山本 浩通
The Implementation and Application of a
Sensor Interfacing Unit for Strapdown
Inertial Systems
- TR-533 中空翼の構造解析
— ファン動翼のねじり圧力解析 — 1978年5月 小河 昭紀・磯部 俊夫
祖父江 靖
Structural Analysis of Hollow Blades
(Torsional Stress Analysis of Hollow Fan
Blades for Aircraft Jet Engines)
- TR-534 VTOL用リフトエンジン動力装備実験 1978年5月 新型航空機研究グループ
原動機部・
飛行実験部
機体第一部
空気力学第二部
Simulation Tests on the Ground of In-
flight Starting of Lift Engines for VTOL
Aircraft
- TR-535 2014-T651 アルミニウム合金と SUS 301-H ス
テンレス鋼の室温および77Kにおける破壊じん性 1978年5月 角田 義秋・寺田 博之
中井 暎一・堀 武敏
Fracture Toughness and Mechanical Prop-
erties of 2014-T651 Aluminum Alloy and
301-H Stainless Steel at Room and Liquid
Nitrogen Temperature (-196°C)
- TR-536 高圧力比圧縮機試験装置 1978年6月 大山 耕一・菅原 昇
On the Test Installation of the High Pre-
ratis Compressor
- TR-537 推力中断型固体ロケット用プロペラントの圧力指
数への寸法効果 1978年7月 五代 富文・清水 盛生
伊藤 克弥・種村 利春
藤原 勉
Scale Effects on Pressure Exponent of
Controllable Solid Rocket Propellant
- TR-538 高温・高圧の静止および流動雰囲気中での燃料液
滴の蒸発 1978年8月 林 茂
Fuel Droplet Evaporation in High-Temper-
ature and Pressure Stagnant and Flowing
Environments
- TR-539 積分関係法による非軸対称平頭物体まわりの流れ
— 迎角のない場合 — 1978年8月 河本 巖・清水 福寿
原 巨利・関根 英夫
Calculation of the Flow on a Non-Axisym-
metric Flat-Faced body in a Supersonic
Flow by the Method of Integral Relations

航空宇宙技術研究所報告540号

昭和53年8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)

Printed in Japan