

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-488

タービン翼冷却試験用高温高压翼列風洞 (I)
計画および設計製作

坂田公夫 ・ 吉田豊明 ・ 熊谷隆王
臼井弘 ・ 井上重雄 ・ 高原北雄
三村富嗣雄 ・ 能瀬弘幸

1983年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概 要	1
1. まえがき	1
2. 構成ならびに仕様	2
2.1 全体計画	2
2.2 空気源装置	5
2.2.1 圧縮機の構成	5
2.2.2 圧縮機制御装置	5
2.2.3 運転操作盤	5
2.2.4 補 機	8
2.2.5 保安装置	9
2.3 高温高圧翼列風胴本体	11
2.3.1 空気供給管	11
2.3.2 燃 焼 器	14
2.3.3 試 験 部	19
2.3.4 冷却空気供給系統	19
2.3.5 排気冷却器	22
2.3.6 背圧調整装置	26
2.3.7 運転制御盤	26
2.4 風胴周辺装置	28
2.4.1 燃料供給系統	28
2.4.2 冷却水供給系統	28
2.4.3 排水処理装置	28
2.5 データ計測および処理装置	33
2.5.1 データ処理装置	33
2.5.2 計測系の概要	33
3. ま と め	37
文 献	37
(付録) 世界の高温風胴	38

タービン翼冷却試験用高温高压翼列風胴 (I)

計画および設計製作*

坂田 公夫** 吉田 豊明** 熊谷 隆王**
臼井 弘** 井上 重雄** 高原 北雄**
三村 富嗣雄** 能瀬 弘幸**

概 要

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度による「航空機用ジェットエンジンの研究開発」の一環として、当研究所ではエンジン要素の性能向上を図るための種々の研究を進めてきた。これ等のうち、高压タービンの研究に関しては、冷却タービン翼の性能、信頼性、耐久性の向上を図ることを重要な目標の一つと定めて、研究を行ってきた。

本報告では、高压タービン冷却翼の二次元翼列ないしは三次元セクター翼列模型について、高压高温条件の下に定常ならびに非定常冷却性能の実験解析を行うために設計製作した高温高压翼列風胴試験装置の構成ならびに仕様について述べる。なお、本風胴の主な設計仕様は次の通りである。

主流空気流量	1.7 kg/sec (最大)
入口ガス圧力	1.072MPa (9.9 kg f/cm ² , G) (最高)
入口ガス温度	約 1,300 K (1,027°C) (最高)
試験部	寸法 100mm × 60mm

1. まえがき

航空機用ジェットエンジンの推力重量比の向上と燃料消費率の改善は、エンジンの研究開発の歴史を通じて常に、エンジン性能向上の中心的課題であった。とりわけエネルギー問題が表面化して化石燃料が高騰し、航空機の運航経費に占める燃料費の割合が大巾に増大して以来、その重要性はますます高まっている。これ等の課題に対して、エンジンのサイクル圧力比を増加し、それに対応して上昇する最適

サイクル最高温度（高压タービン入口温度）に対処することが、エンジンの性能向上にとって極めて有効な手段であることは、ガスタービンのサイクル計算結果から良く知られている通りであり、既存エンジンのタービン入口温度の変遷にもその事実が反映されている。

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度による「航空機用ジェットエンジンの研究開発」⁽¹⁾⁽²⁾においても、設計タービン入口温度は第1期開発エンジンの1,353K (1,080°C) から第2期の最終目標値1,523K (1,250°C) へと高温化が図られることとなった。そのため、高压タービン翼の冷却に関しては、一段と性能の向上を図ることが必要となった。

* 昭和57年11月16日 受付
** 原動機部

タービン入口温度の上昇によって、タービン翼などの高温部材の冷却のために必要とされる空気量は一般に増加するが、その結果タービンの主流流量が減少してタービン出力が低下するほか、冷却空気と主流との混合による空力損失の増加が懸念される。さらに、ガスから冷却翼へ流入する熱量が増加する結果、タービン翼材内部において温度勾配が大きくなり、熱応力の増大を招くことなども懸念される。

本プロジェクトの目標の一つは、高性能で、かつ、航空機の頻繁な離着陸に伴う加減速運転に対して十分な耐久性を有する、我が国の国情に合ったエンジンを研究開発することであり、従ってエンジンの起動、停止、急加減速に伴う非定常時の熱応力に関しては特に配慮が必要とされる。これらの問題に対処するために、高圧タービン翼の冷却設計に関しては、出来る限り少量の冷却空気を用いて翼材温度を許容値以下に保つと共に、定常、非定常運転時の翼材内部における熱応力を下げることが要求される。

航空宇宙技術研究所では、これまでに種々の装置、手法を用いて、高圧タービン翼の冷却に係わる流体現象、伝熱現象の解明ならびに冷却翼の設計資料の蓄積に努めてきた。本装置は、上記のような情勢の下で、これら一連の研究の一部として、高温、高圧、高亜音速のガス流の条件で、冷却タービン翼の二次元翼列ないしは三次元セクター翼列模型を用いて、定常および非定常作動時における冷却特性の測定、ならびに熱応力解析のための資料収集を目的として設計製作を行ったもので、ガス温度、翼列出口マッハ数、主流レイノルズ数を実機エンジンにおける高圧タービンの作動状態に模擬できることを必要条件とした。

この種の風胴の設計に於ける最大の困難さは、実験の安全性を確保した上で必要な実験条件を実現すると共に、装置の操作性を高め、製作コストと運転コストの低減を図らなければならないことにある。そのため空気源圧縮機については、信頼性、操作性に優れた必要最小限度の容量の圧縮機を標準仕様品の中から選定し、燃焼器については、広い作動範囲にわたり要求性能を満足するよう、当所原動機部燃焼研究室における燃焼器開発の豊富な経験を取り入れた。さらに試験部については、実機との空気

力学的および熱的シミュレーションを確保した上で最小の寸法で設計を行うと共に、耐圧設計の外側ケース内部に試験部流路を確保する構造を採用して、供試翼等の装着を容易にした。また試験部からの高温高圧ガス処理には、冷却器、排気消音筒、排水処理装置等を用いて、安全性の確保と騒音や廃棄物に対する万全の対策を施した。

本報告は、上記の目的と仕様で設計製作した、ガス最高圧力 1.07MPa (9.9 kgf/cm², G), ガス最高温度 1,300 K の高温高圧翼列風胴について、その計画、設計および製作について報告するものである。なお製作後に行った風胴性能評価実験の結果については第Ⅱ報⁽³⁾で、またデータ処理ソフトウェアについては第Ⅲ報⁽⁵⁾に述べる。

2. 構成ならびに仕様

2.1 全体計画

本風胴の計画にあたっては、試験の目的、装置の運用、設置環境等から、以下の点に留意した。即ち、

- (1) エンジンの実機翼試験が可能なこと。この場合、測定翼を含む最低 3 枚の供試翼を試験部に組み入れることが可能であること。
- (2) 冷却タービン翼の設計に必要な広い範囲の基礎的データの収集をも行えるよう、試験部におけるガス温度、レイノルズ数、マッハ数についての作動範囲が広く、かつ実機翼試験に於ては、これ等について実機作動条件との空力的および熱的シミュレーションが可能であること。
- (3) 装置、機器の運転が少人数で行い得るよう、制御性と操作性及び安全性に優れていること。
- (4) 騒音、排出物等には、十分の対策が講じられていること。

なおこれ等の点については、装置の安全性を第一として、限られた予算の範囲内で考慮したことは言うまでもない。

以上の結果、装置の基本構成として、表 2.1-1 の通り計画を決定した。図 2.1-1 に高温高圧翼列風胴の系統図を示す。なお同図中鎖線で囲んだ常圧系風胴は、空気源、燃料および冷却水供給系等を共用として、本風胴(高圧系)とは別に製作を行ったもので、詳細は別報に述べる予定である。

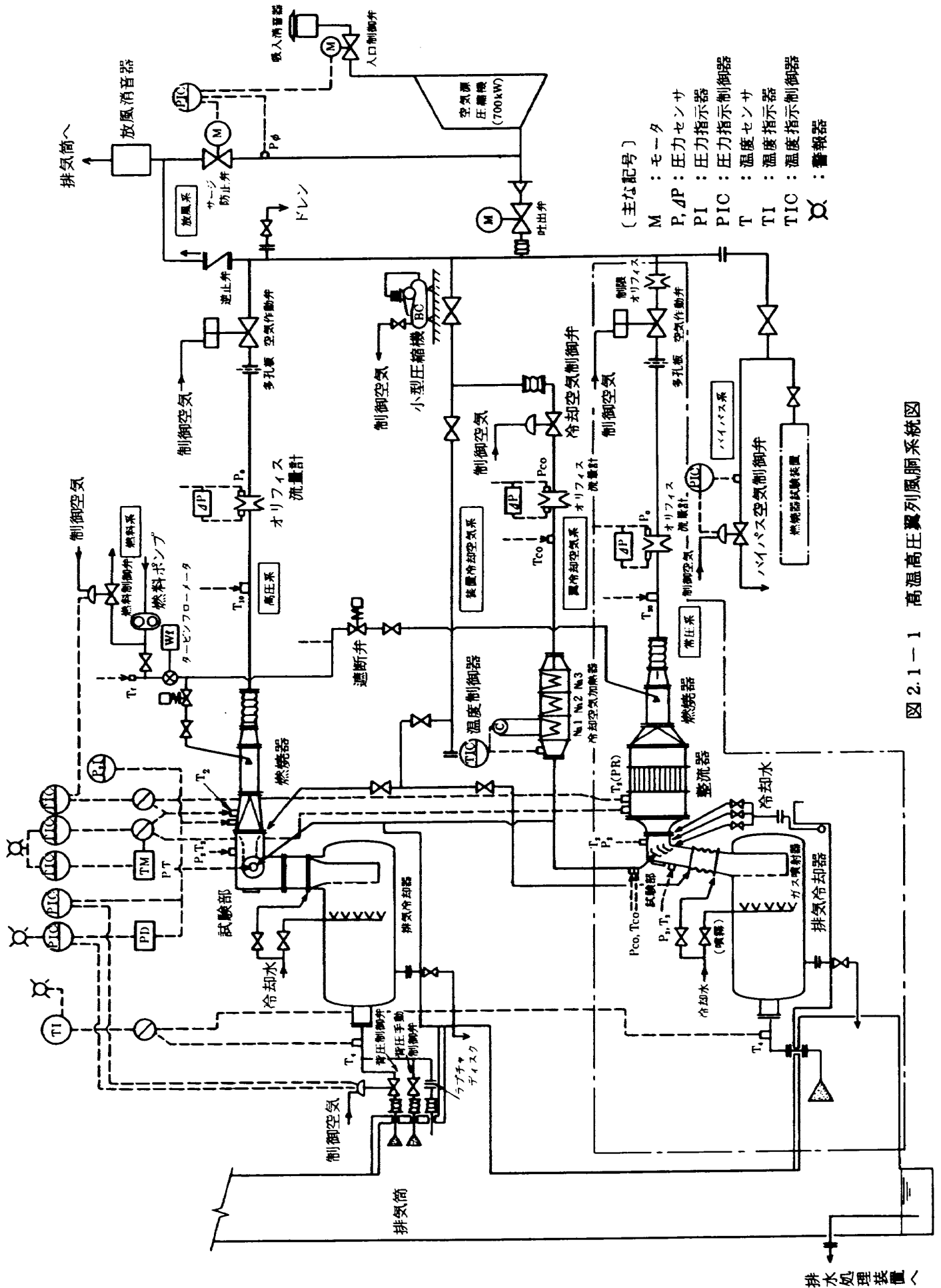


図 2.1-1 高温高圧翼列風胴系統図

表 2.1-1 高温風洞の基本構成

(I) 空気源	700kWパッケージ型ターボ圧縮機 空気流量 5500m ³ /Hr (標準大気条件) 吐出空気圧力 1.072MPa(9.9 kg f/cm ² G)(最大)
(II) 高温風洞本体	
(1) 風洞供給圧設定バイパス系構成	
主空気管系	主空気管 : 125A SGPT管 流量制御弁: 電動絞り弁 流量計 : JIS丸型オリフィス 燃焼器 : キャン型単筒 試験部 : 二重管構造
冷却空気系	空気管 : 50A SGPT管 流量制御弁: 自動ニードル弁 流量計 : 1/4 円低レイノルズ数オリフィス3系統 加熱器 : サイリスタ制御 空気加熱器
排気系	排気冷却器 背圧調整装置 排気煙道
(2) 燃料系	燃料移送ポンプ 主燃料ポンプ 流量制御用バイパス弁
(3) 冷却水系	冷却水ポンプ 冷却水制御監視ユニット
(4) 制御系統	表示装置: 装置系統監視グラフィックパネル 監視装置: 流量, 圧力, 燃焼温度, 冷却空気温度設定監視装置 保安装置: 最高温度, 最高圧力, アラームトリップ装置
(III) 計測処理装置	CPU : 16ビット 96k word ミニコンピュータ(PDP-11/34) 入力装置: スキャナ/AD変換器 表示装置: CRTディスプレイ 出力装置: ラインプリンタ 測定機器: 赤外線温度計測処理装置, 圧力変換器等

表 2.1-2 燃焼器の計画作動範囲

項目	仕様
空気全圧 P	0.39 ~ 1.07MPa (3.0 ~ 9.9 kg f/cm ² G)
空気流量 G	0.28 ~ 1.7 kg/s
断面風速 U	3.5 ~ 7 m/s
空燃比 a/f	30 ~ 120
出口ガス温度 T _g	723 ~ 1,473K(450 ~ 1,200°C)

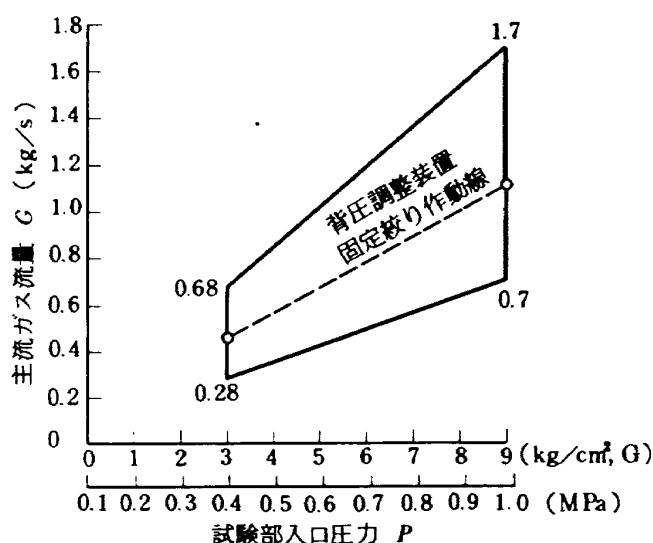


図 2.1-2 主流流量および圧力の計画作動範囲

表 2.1-2 に燃焼器の計画作動範囲を、図 2.1-2 に風洞試験部における主流の流量と圧力計画作動範囲を示す。

なお、装置の計画にあたっては、世界各国に於て用いられている高温翼列風洞等について文献調査を行い、その結果を参考にした。これ等の調査結果については、付録に述べる。

2.2 空気源装置

風洞の基本計画仕様から、空気源装置の仕様として、表 2.2-1 の通り決定し、下記の点を考慮して圧縮機を選定を行った。即ち、

- (1) 起動ならびに通常の停止を除いて、無人運転ができるシステムであること。
- (2) 機器の信頼性、安定性ならびに経済性から、生産実績が多く、標準品であること。
- (3) 設置場所の制約から、小型軽量のパッケージ

表 2.2-1 空気源圧縮機の計画仕様

吸込空気状態	圧力 (MPa)	0.101
	温度 (K/°C)	293/20
	相対湿度 (%)	65
吐出空気状態	圧力 (MPa)	1.07 (最大)
	温度* (K/°C)	約 408/135
	流量† (m ³ /H)	5.500

* 吐出圧力 1.07 MPa において

† 標準状態 (0.1013 MPa, 288 K (15°C)) にて

型であること。

(4) 低騒音、低振動であること。

などである。空気源装置の全体図を図 2.2-1 に示す。また、本体外観写真を図 2.2-2 に示す。

空気の吸入は、屋内設置の吸入サイレンサ・フィルタから行い、放風は既設消音塔を通じて大気へ放出する。圧縮機、電動機、起動器盤の型式、仕様を表 2.2-2 に示す。なお電動機は、リアクトル減電圧起動方式を採用した。表 2.2-2 に、圧縮機、電動機、起動器盤の型式、仕様を示す。

2.2.1 圧縮機の構成

圧縮機は、中間冷却器 2 個を内蔵したベッド上に置かれ、潤滑油タンクおよび潤滑油供給装置を内蔵した主電動機用ベッドと圧縮機用ベッドが接続されてパッケージ化されている。

圧縮機は斜流羽根車 (第 1 段) および遠心羽根車 (第 2・3 段) を用いた 3 段ターボ圧縮機で、流体は各段圧縮機の段間で中間冷却機を通過する。構造及び流体の流れを図 2.2-3 に示す。また圧縮機の部品構成を、図 2.2-4 に示す。

2.2.2 圧縮機制御装置

風洞の実験条件を、広い作動範囲で安定して設定するため、入口絞りによる定圧力制御装置と、放風制御によるサージ防止装置を用いている。

(i) 定圧力制御装置 圧縮機作動線概念図 (図 2.2-5) に示すように、圧縮機からの吐出空気流量変化に対して吐出圧力を一定に保つために、圧縮機の吸込弁を制御して圧縮機作動点を移動 (A 点 → B 点) させ、さらに少流量域での制御に対しては、圧縮機のサージ防止設定点 (C 点) で吸込弁を固定して圧縮機作動点を設定すると共に、放風弁の開閉制御によって定圧力制御を行っている。

なお、空気流量の検出は、圧縮機吸込管路に設けてあるベンチュリー管によって行われる。

(ii) サージ防止装置 圧縮機のサージ防止のため、吐出圧力および流量の作動域でサージ防止設定線を設け、吐出圧力および吸込流量 (ベンチュリー管差圧) の検出値によって判定を行い、サージ領域への突入を避けるため必要に応じて放風弁を開放する。

2.2.3 運転操作盤

表 2.2-2 圧縮機, 電動機, 起動器盤の型式仕様

圧縮機	型式	3 段ターボ圧縮機 (KHI-MGM-20S)
	回転数	1 段 34,166 rpm (斜流) 2 段 34,166 rpm (遠心) 3 段 41,833 rpm (遠心)
	動力	590kW
	冷却器	中間冷却器 2ヶ
電動機	型式	防滴カゴ型誘導電動機 (富士電機製造 - MTA 2624 Z)
	出力	700kW (3,300V, 3相 50Hz)
	回転数	2,975 rpm
	絶縁	F 種
断路器	容量	1,000 A (インタロック機構付)
遮断器	容量	200 MVA 以上 (3,300V に於て)
	種類	極小油量方式 交流 200V 作動*
起動器	方式	減電圧起動

* 直流 100V 動作から後日改造

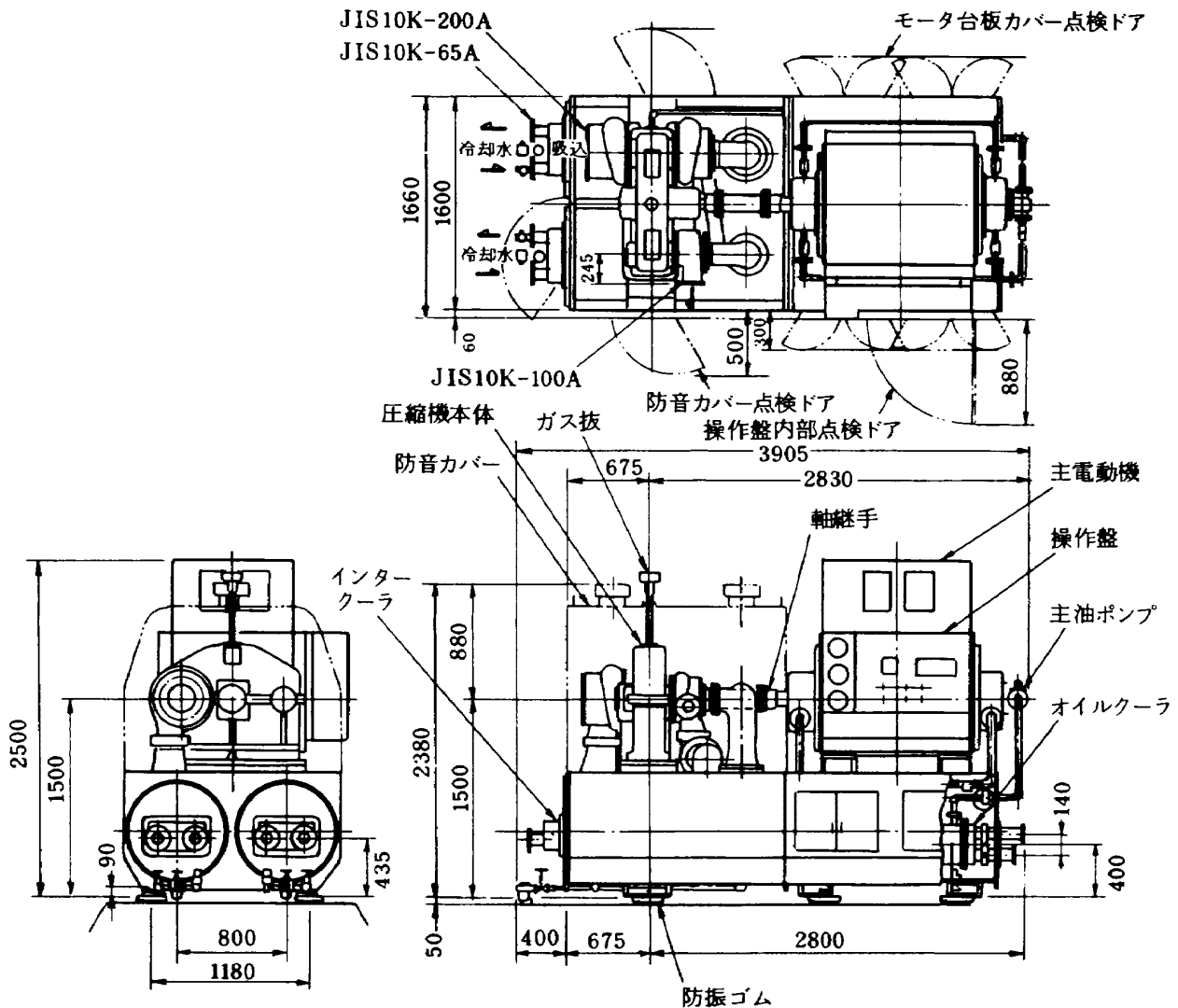


図 2.2-1 空気源装置全体図

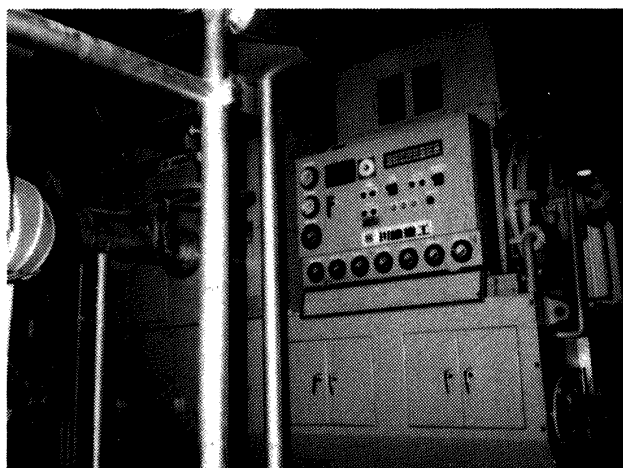


図 2.2-2 空気源装置本体外観写真

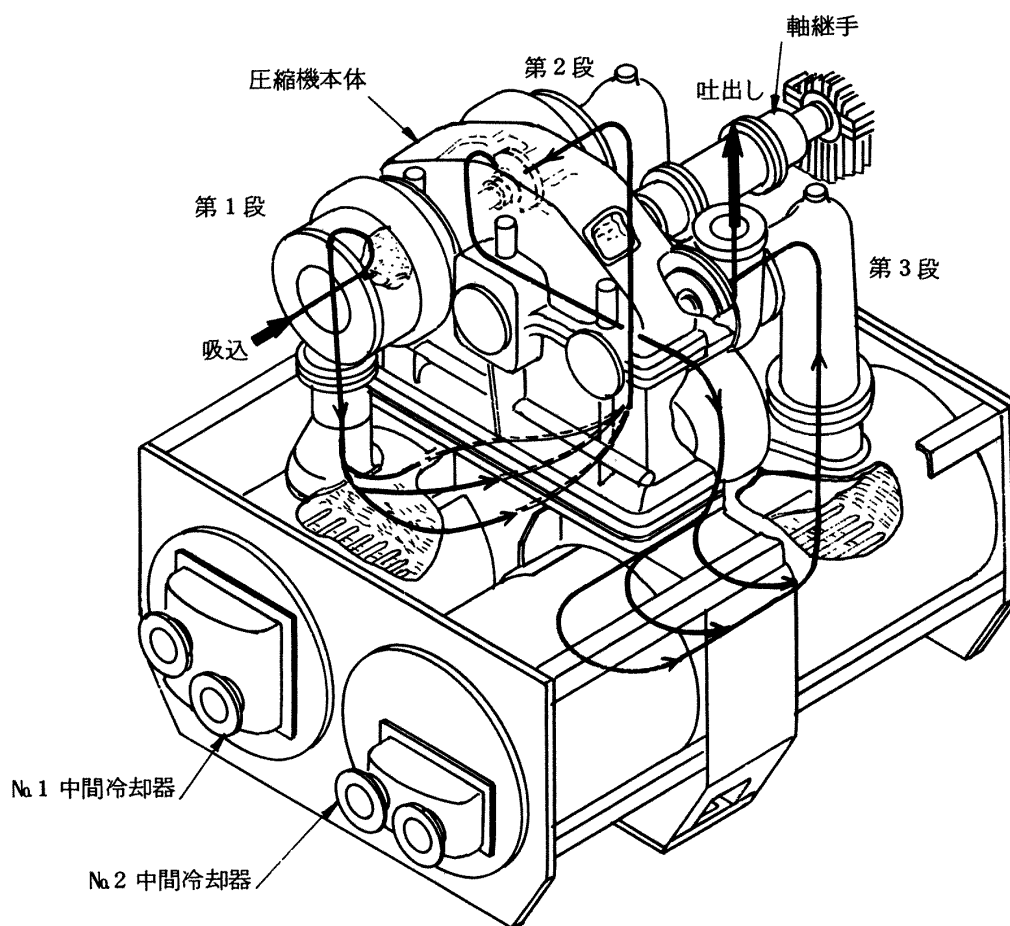
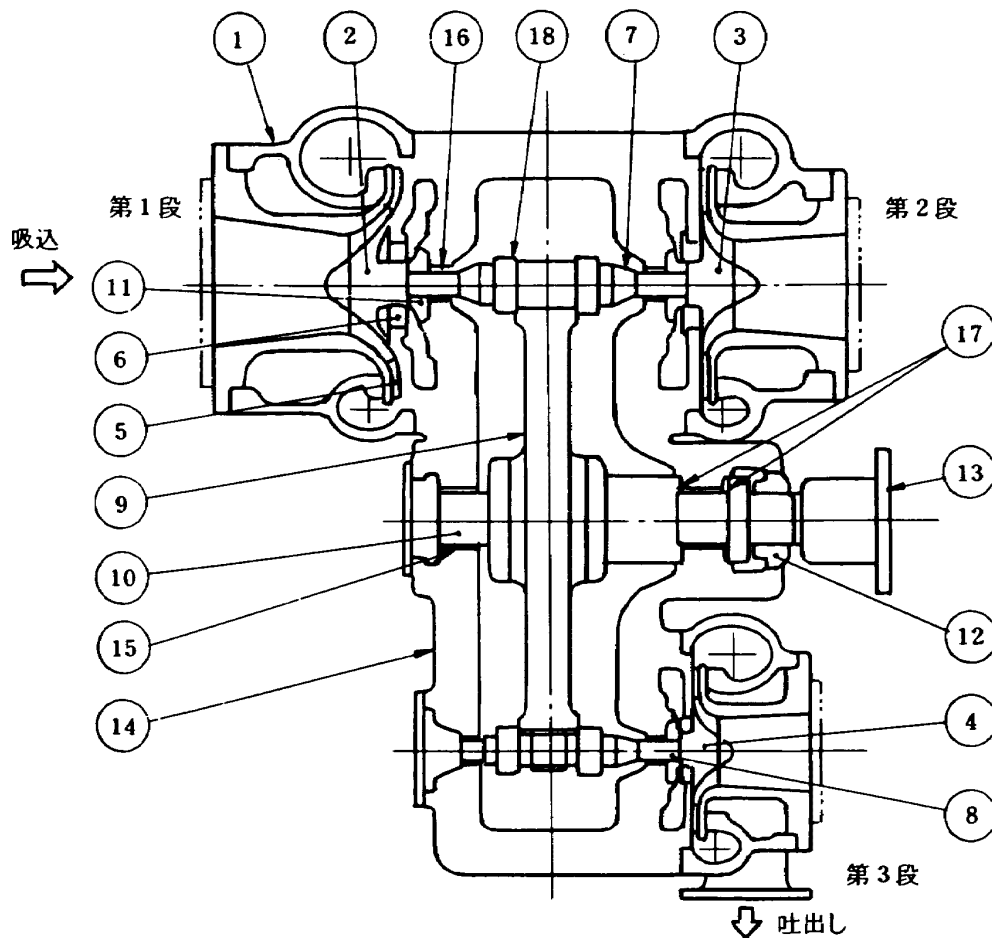


図 2.2-3 空気源圧縮機の構造および内部の流体の流れ



符号	品名	材質	符号	品名	材質
1	うず巻ケーシング	鋳鉄	10	大歯車軸	炭素鋼
2	羽根車(1)(斜流)	ステンレス精鑄	11	小歯車油切り	アルミ合金
3	羽根車(2)(遠心)	ステンレス精鑄	12	大歯車油切り	アルミ合金
4	羽根車(3)(遠心)	ステンレス精鑄	13	軸継手	鍛鋼
5	ディフューザ	炭素鋼	14	増速機ケーシング	鋳鉄
6	ラビリンス	アルミ合金	15	大歯車軸ジャーナル軸受	ホワイトメタル他
7	1,2段小歯車軸	クロモリブデン鋼	16	小歯車軸ジャーナル軸受	ホワイトメタル他
8	3段小歯車軸	クロモリブデン鋼	17	スラスト軸受	ホワイトメタル他
9	大歯車	炭素鋼	18	スラストカラー	クロモリブデン鋼

図 2.2-4 圧縮機の部品構成

運転操作盤は、機側運転盤と遠隔運転操作盤の二面を併置し、常時切換使用を可能とした。遠隔運転操作盤は、実験計測室に設置して圧縮機の起動、停止、圧力設定などの操作を遠隔により行う。表 2.2-3 にそれぞれの操作機能を、図 2.2-6 に遠隔運転操作盤の前面写真を示す。

2.2.4 補機

(i) 潤滑油供給装置 圧縮機本体および主電動機の潤滑給油は、主電動機反負荷側軸に直結した主潤

滑油ポンプ(ギヤポンプ)で行う。但し、圧縮機の始動時および停止時、又は主潤滑油ポンプの油圧低下時の給油のため、モーター駆動による補助油ポンプを設けてある。また冬期などの気温の低い場合、一定の潤滑油粘度を得るためオイル加熱用電熱ヒーターを設けてある。なお油タンクは、圧縮機本体ベッドを兼用している。潤滑油フローシートを図 2.2-7 に示す。

(ii) 冷却水供給装置 圧縮機本体と主電動機の冷

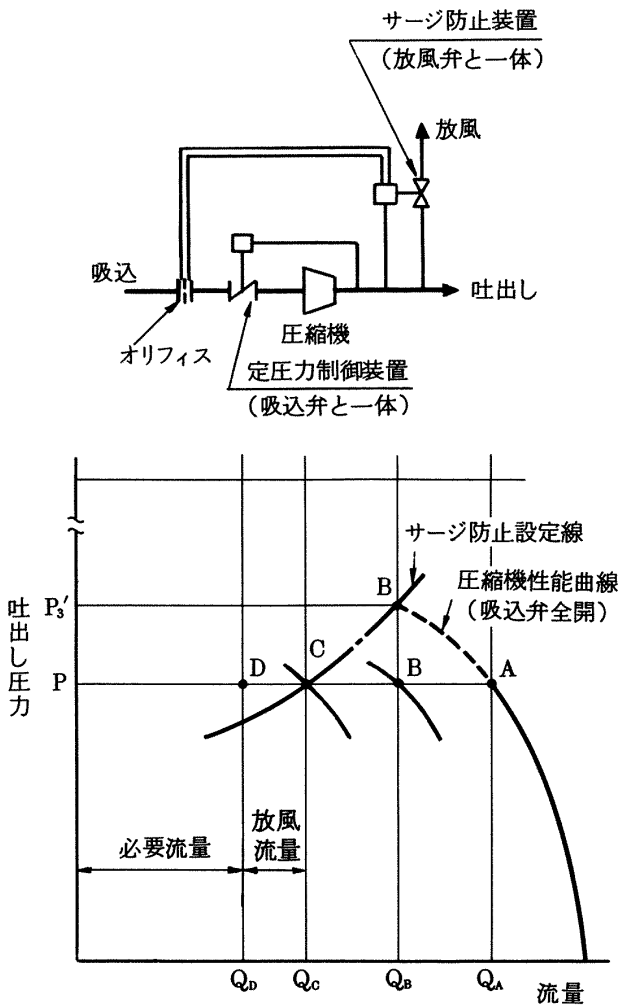


図 2.2-5 圧縮機作動線概念図

却水ならびに中間空気冷却器(2ヶ)と油冷却器への冷却水には、貯水槽を循環使用することとした。なお給水装置には既設の装置(渦巻ポンプ、吐出圧力0.30MPa(2.0kgf/cm²,G)、容量100トン/時、電動機出力11kW)を用いることとした。本装置への必要冷却水は、最大33トン/時(296kPaにおいて)である。

(iii) 冷却器 圧縮機第1段出口および第2段出口に、それぞれ中間空気冷却器を、また潤滑油供給系統に油冷却器を設けてある。

なお主な補機器の仕様は、表2.2-4の通りである。

2.2.5 保安装置 圧縮機の保安と、万一の故障時に対する対策として、図2.2-8に示す様に保安用センサを備え、異常検知と同時に、警報ブザー(軽故障)又は自動危急停止(重故障)操作が行われる。

表 2.2-3 空気源圧縮機操作盤機能

項目	運転盤	遠隔運転操作盤
補機、主電動機 起動 / 停止	○	○
非常停止	○	○
吐出圧力設定機構		○
吐出電動制御弁 操作機器および開度計		○
指示計器		
吸入空気流量		○
吐出空気圧力		○
吐出空気温度		○
保安機器		
アラームトリップ表示器	○	○
リセット機器	○	
給油圧力指示器	○	
中間冷却器出口空気温度 指示計(2ヶ)	○	
故障内容表示器	○	

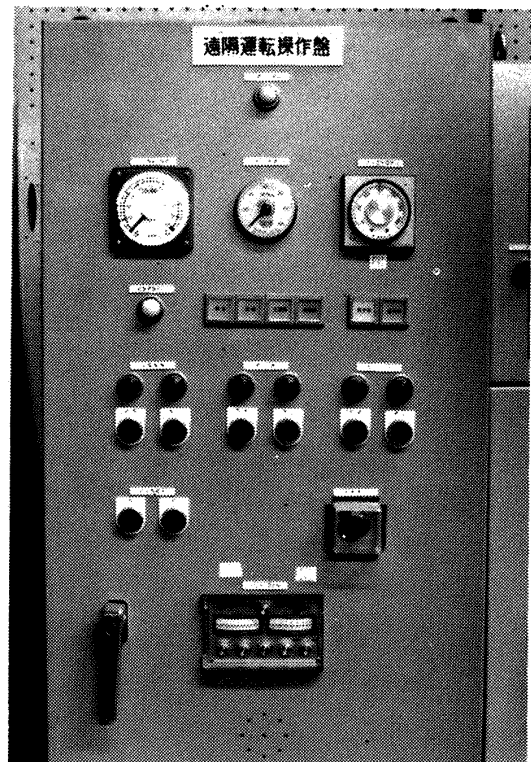


図 2.2-6 空気源圧縮機遠隔運転操作盤

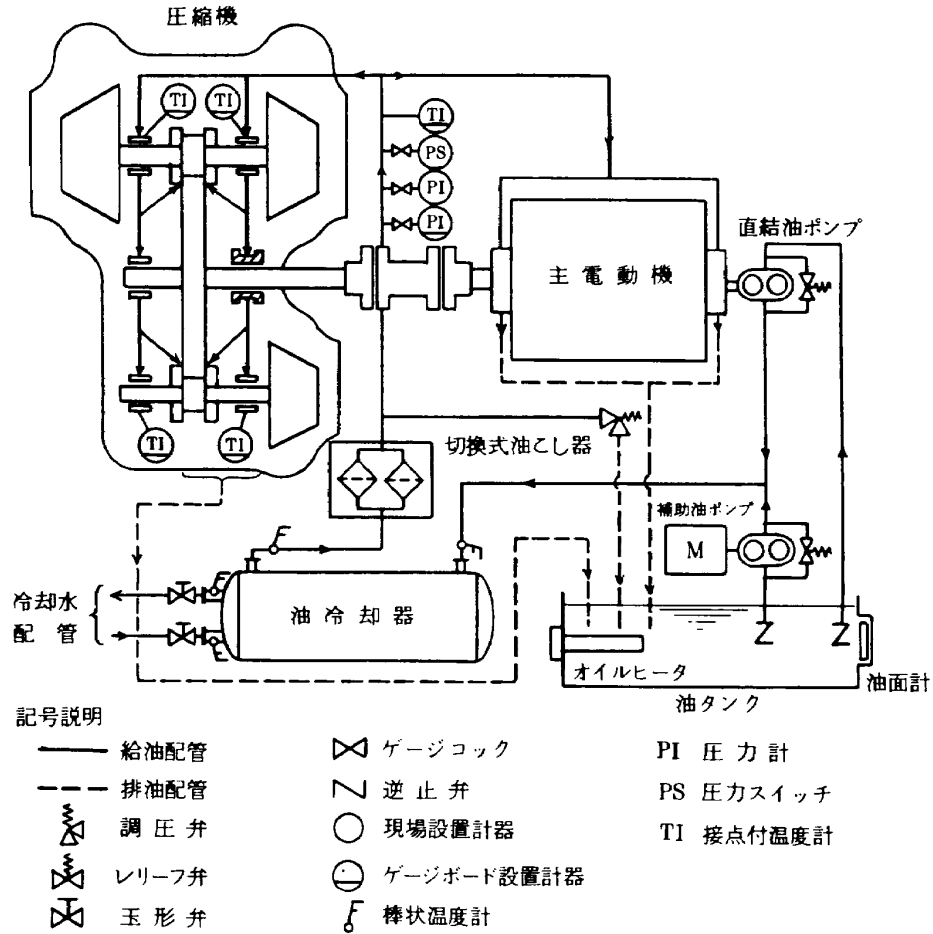


図 2.2-7 空気源圧縮機潤滑油フローシート

表 2.2-4 空気源圧縮機補機器の仕様

制 御 装 置	定圧力制御装置	吐出圧力設定範囲 0.35 ~ 1.07 MPa (2.5 ~ 9.9 kg f/cm ² , G) (遠隔設定可能) 電動バタフライ弁 (300 A)
	サージ防止装置	油圧リフト弁 (65 A) 全量放風可能
	吐 出 電 動 弁	電動仕切弁 (100 A) (遠隔設定可能)
主潤滑油ポンプ	型 式 流量, 圧力	軸端直結ギヤポンプ 55 (ℓ/min), 2 (kg f/cm ² , G)
補助潤滑油ポンプ	型 式 圧 力	電動機 (200V, 3相 1.5 kW, 50 Hz) 駆動ギヤポンプ 2 (kg f/cm ² , G)
潤滑油タンク	容 量 ヒータ容量	500 ℓ (#140 添加タービン油) 200 V, 3相, 5 kW
潤滑油冷却器	型 式 冷却水量	フィンチューブ 6 (トン/時) (入口温度 30°C 入口圧力 2 kg f/cm ² , G)
中間冷却器	型 式 冷却水量 数 量	フィンチューブ 27 (トン/時) (入口温度 30°C 入口圧力 2 kg f/cm ² , G) 2

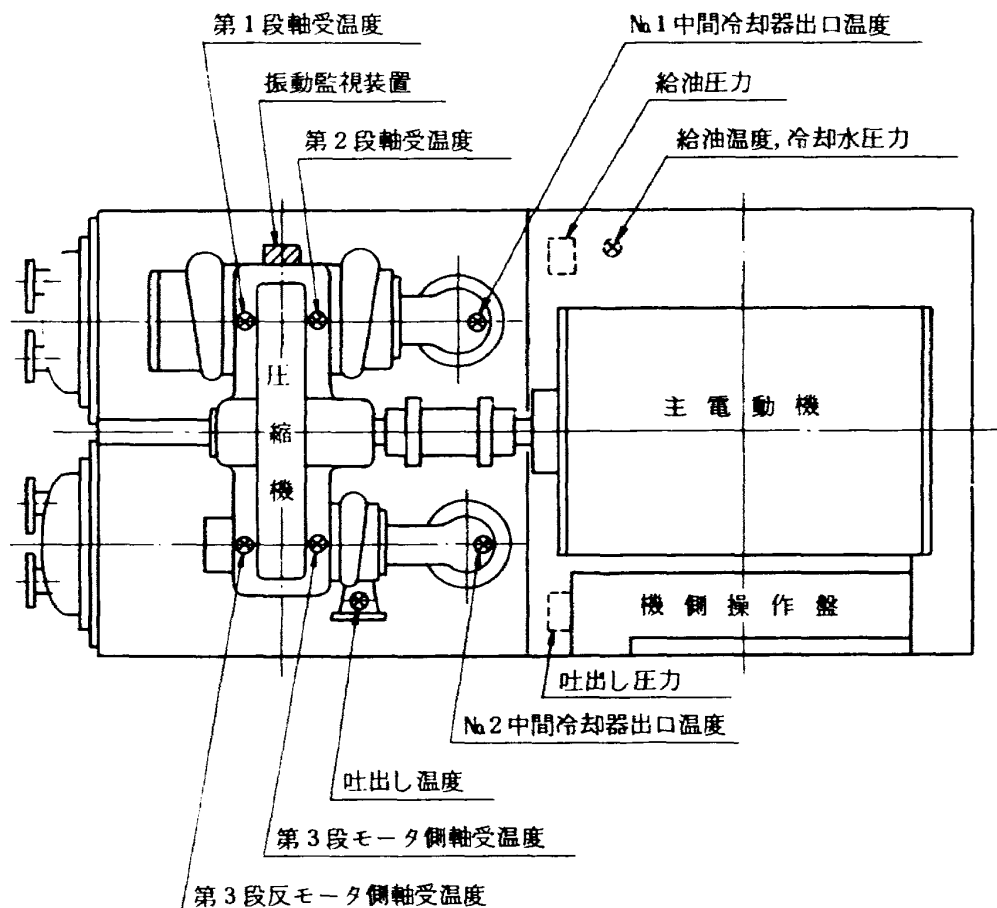


図 2.2-8 保安装置とセンサー位置

2.3 高温高圧翼列風胴本体

本風胴を設置した原動機部3号館の実験場は、従来円環型燃焼器実験場として使用されてきたが、同装置の撤去に伴って本装置の設置場として使用することとした。なお建物に付属する排気筒は冷却後の排ガス排出に使用し、全体の機器配置は、実験場の形状などを検討し決定した。

風胴の本体を、空気供給用プレナム管、主空気供給管、燃焼器、試験部、排気冷却部および背圧調整装置から構成し、これとは別に、冷却空気供給系統を空気供給用プレナム管から分岐して設けた。図2.3-1に高温高圧翼列風胴主要部の鳥観図を示す。同図には、風胴建設時以後昭和56年までに加えられた改修内容が全て含まれている。

なお、風胴の設計製作にあたって考慮した基本的事項は、下記の通りである。

- (1) 空気配管および継ぎ手フランジの耐圧は全て 2.0 MPa (20 kg f/cm^2)とし、配管はシームレス管とした。
- (2) 試験部は空気冷却式二重構造とした。

(3) 燃料系および冷却水系の元弁、遮断弁、圧力計などの機器はユニット化して、作業性、整備性の向上を図った。

(4) 供試部入口空気流量の設定は、制御性と安定性を考慮して、供試部上流でのバイパス流量を制御するバイパス制御方式によることとした。

(5) 装置の安全性の観点から、配管系に安全弁とラプチャーディスクを設けた。また配管系の熱膨張と変形を吸収するため、必要個所にベローズ形式の可撓管を設けた。

図2.3-2に、風胴配管系の平面図ならびに側面図を、図2.3-3に、風胴本体主要部の写真を示す。

2.3.1 空気供給管

空気供給管は、圧縮機の電動吐出弁から、主流空気および冷却空気系の各系統に分岐するための共通マニホールドであり、この部分の設計に要求される主な事項は次の通りである。

- (1) 圧力損失が小さく、各系統への分岐が支障なく行われること。
- (2) 下流に接続する配管の熱膨張等による変形に

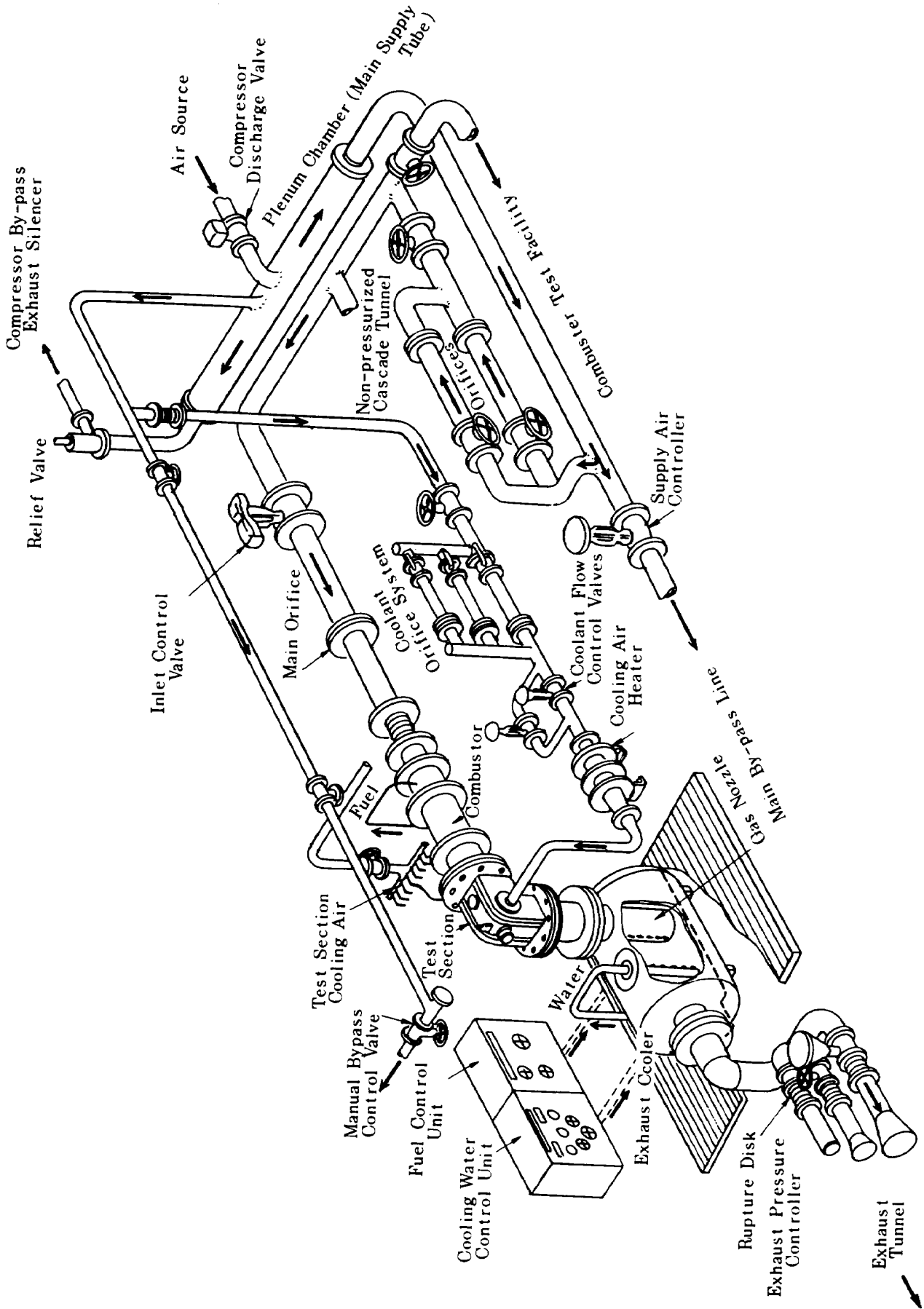


図 2.3-1 高温高圧翼列風洞主要部鳥観図

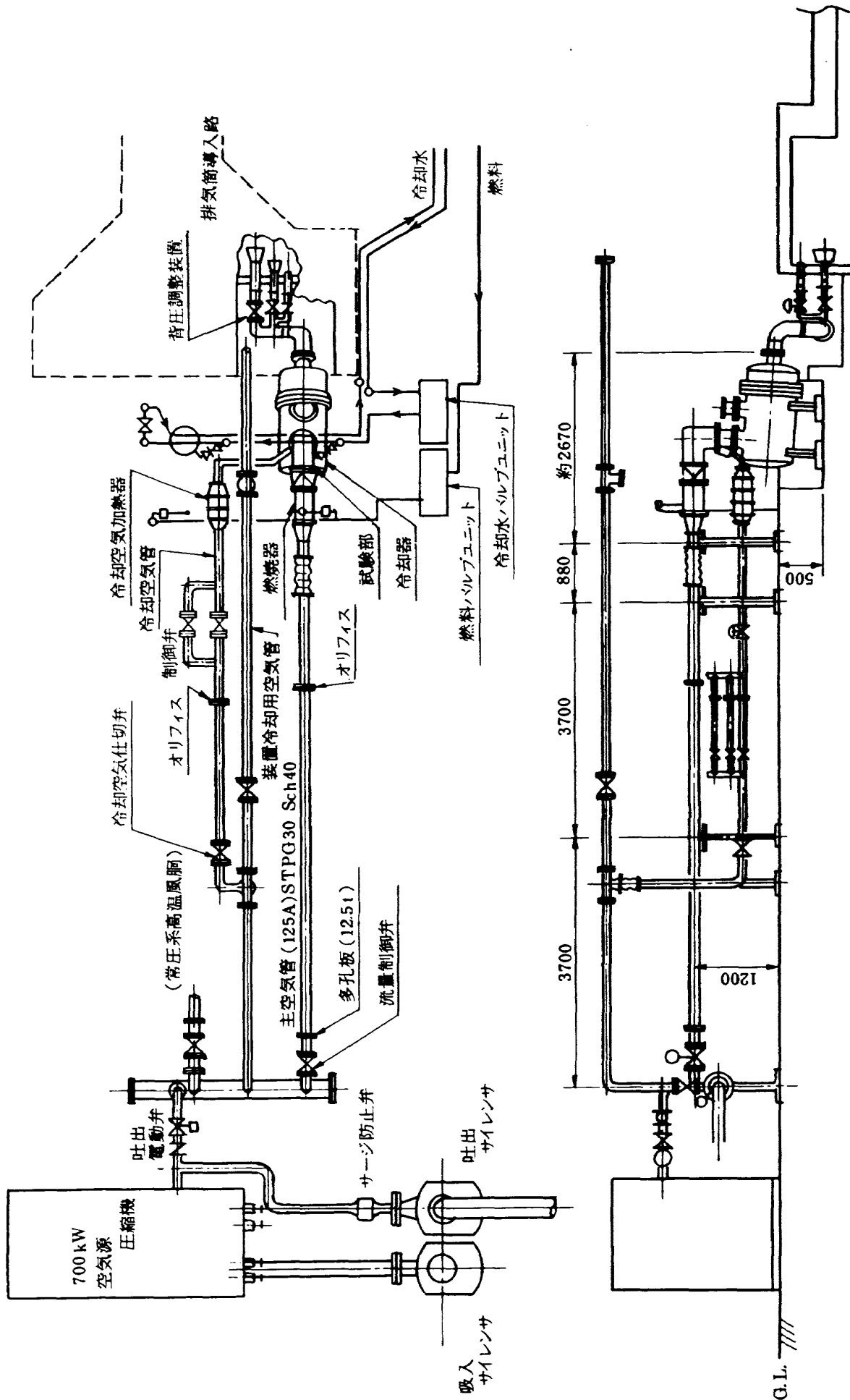


図 2.3-2 高温高圧翼列風胴配管系平面図および側面図 (単位: mm)

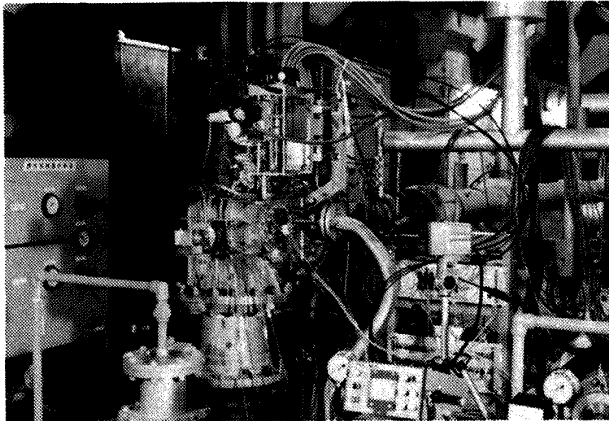


図 2.3-3 高温高圧翼列風胴主要部写真

対して、基準の支持点となること。

(3) 作動空気に含まれる塵埃、水などを除去する構造であること。

(4) 作動空気系の圧力を制御するためのバイパス系が設置されること。

以上のことから、この系の配管母管を出来る限り大口径(250A)とし、内部圧力損失を極力小さくすると共に、ドレンや支持部を有し、バイパス系の設置を考慮した耐圧構造の設計を行った。諸元を表 2.3-1 に示す。

2.3.2 燃 焼 器

高温高圧翼列風胴の燃焼器は、主流空気供給管の

表 2.3-1 空気供給管仕様

母 管	管径：250A, STPG 20 耐圧：2.1 MPa (20 kg f/cm ²)
構 成	分岐管口：6コ 圧縮機との接続：100mm SUS 可撓管 支持：水平方向耐力 10 ton
バイパス系	管：125A STPG 20 弁：空気圧制御125A ニードル弁 制御方式：定圧フィードバック制御
安全弁	バネ式安全弁：100 A 作動圧力：1.1 MPa (10 kg f/cm ²)

途中で試験部の直前に配置し、高温部の占める容積ができるだけ小さくなるよう計画した。設計に際しての基本計画仕様は表 2.3-2 の通りである。この仕様により製作した燃焼器は、ライナーの全長約 640mm、燃焼器外筒内径約 200mm φで、圧力噴霧方式となっている。これを以後タイプ I と称する。図 2.3-4 にタイプ I 燃焼器の全体構造図を示す。高圧タービン冷却翼性能向上の研究では、第 1 段の静翼・動翼についてこの高温高圧風胴を用いて、燃料着

表 2.3-2 燃焼器基本計画仕様

(1) 型 式	直流単キャン形
(2) 作動範囲	仕様性能
空気流量	0.8 ~ 1.5 kg/s
入口空気圧力	0.25 ~ 0.98 MPa (1.5 ~ 9.0 kg/cm ² , G)
入口空気温度	410 K (137°C)
出口ガス温度	723 ~ 1,323 K (450°C ~ 1050°C)
燃焼効率	95% 以上
圧力損失	入口全圧に対して 5% 以下
使用燃料	Jet - A1
(3) その他	
(イ) 火炎監視用覗き窓(有効直径 15mm φ)およびボアスコープ点検用窓をつける。	
(ロ) 防熱加工を行い、外気温度 20°C の時、外被温度 50°C 以下とする。	

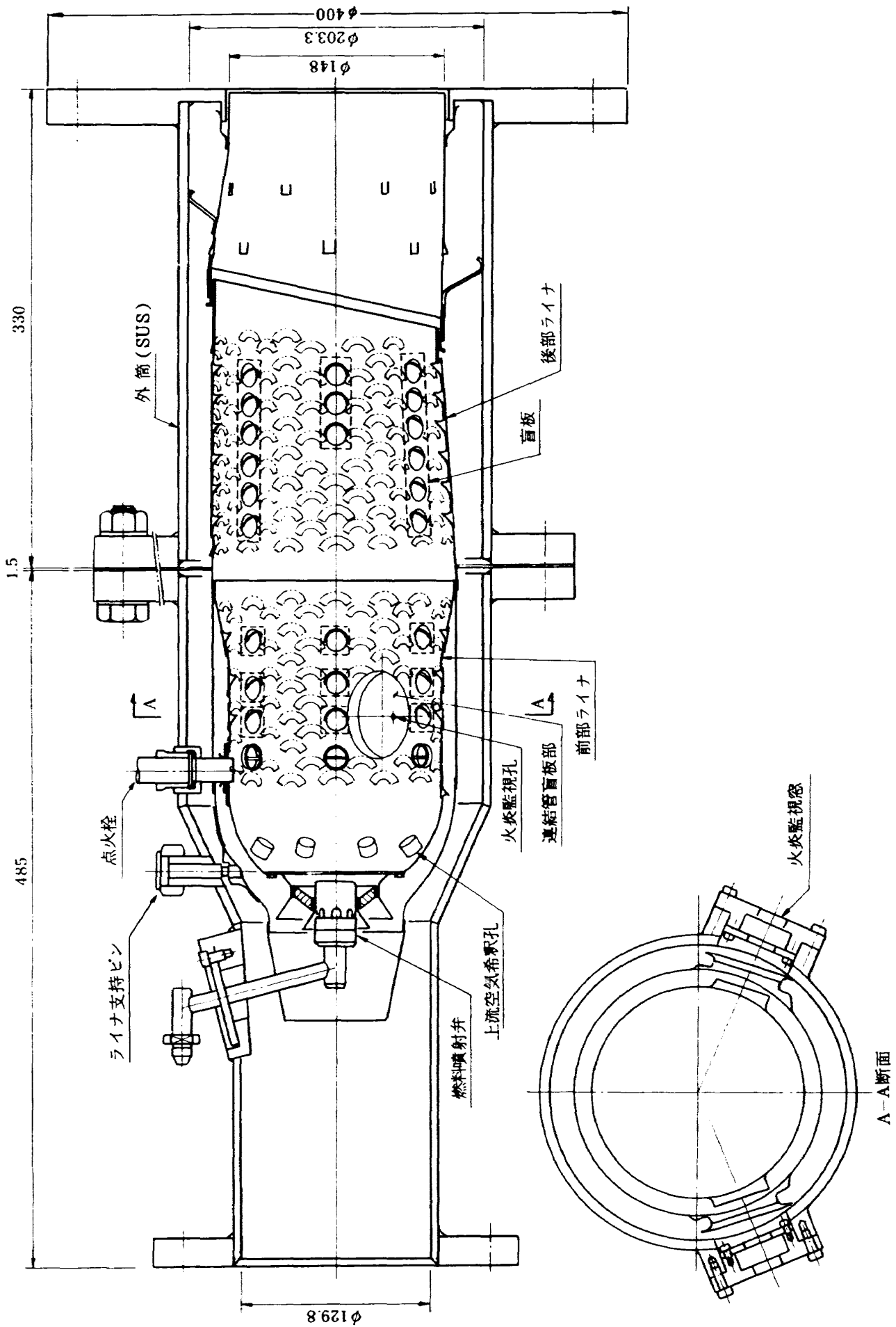


図 2.3-4 燃焼器 (タイプI) 全体構造図 (単位: mm)

火・消火時の翼材温度の非定常特性を実験計測することが主要な実験内容であり、作動ガスの流量・圧力の実験範囲は、およそ図 2.3-5 に示す通りである。表 2.3-2 に示す計画仕様は、試験部の供試模型による絞りが小さくて圧力損失が小さい場合を想定したものである。表 2.3-2 の範囲で特に流量の少ない場合には、最大断面平均風速が小さいためス、

の発生、ライナーの局所的な焼損をきたした。

流量の少ない範囲で最大断面平均風速を増加させて良好な燃焼効率を得るためには、タイプ I の大きさの燃焼器では無理があるので、燃焼器外筒内径の小さい新たな燃焼器を設計製作することとし、かつタイプ I 燃焼器の改修を図って、流量の多い範囲でこれを使用することとした。タイプ I の改修型をタイプ II と称し、新しい小型燃焼器をタイプ III と称する。タイプ III 燃焼器は外筒内径約 130mmφ、ライナー長さ約 450mm で、圧力噴霧方式燃料噴射弁を用いている。図 2.3-6 にタイプ II、タイプ III 燃焼器の計画使用範囲を示す。タイプ II、タイプ III については、原動機部燃焼研究室により常圧燃焼試験が行われ、その詳細が決定された。図 2.3-7、図 2.3-8 a, b にそれぞれタイプ II、タイプ III 燃焼器の全体概要図を示す。タイプ II 燃焼器のタイプ I からの改修事項は次の通りである（図 2.3-4、図 2.3-7 参照）。

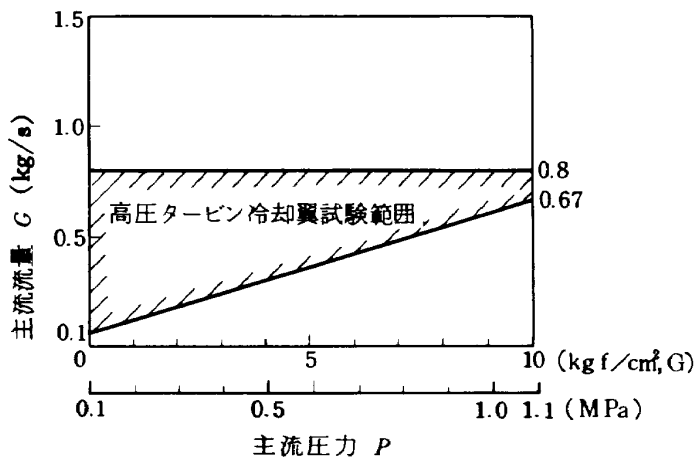


図 2.3-5 高圧タービン冷却翼試験範囲

- (イ) スワラー流入空気絞り板を設けた。
- (ロ) スワラーが着脱できるようネジ止め構造とした。

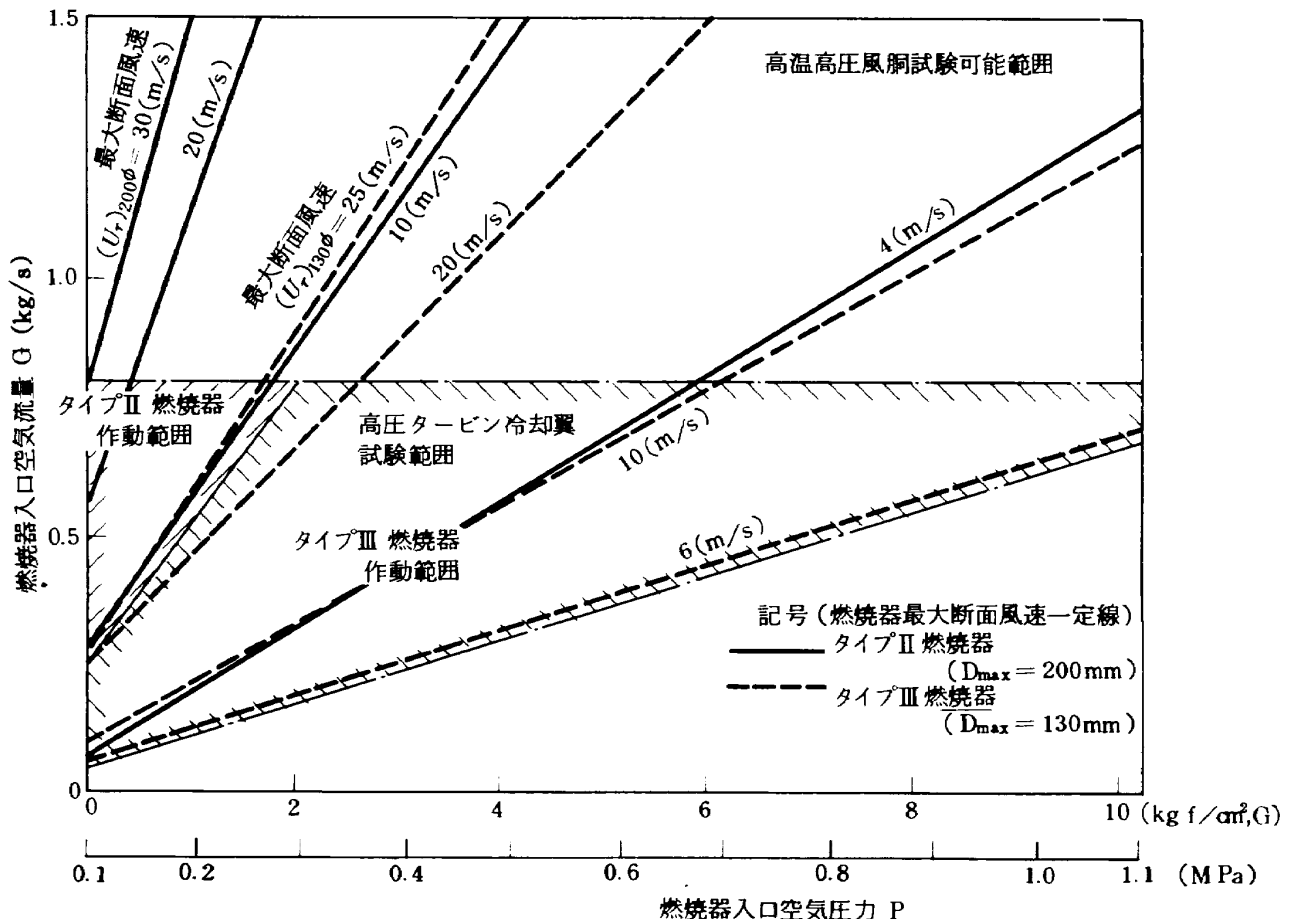


図 2.3-6 高温高圧翼列風洞試験計画範囲

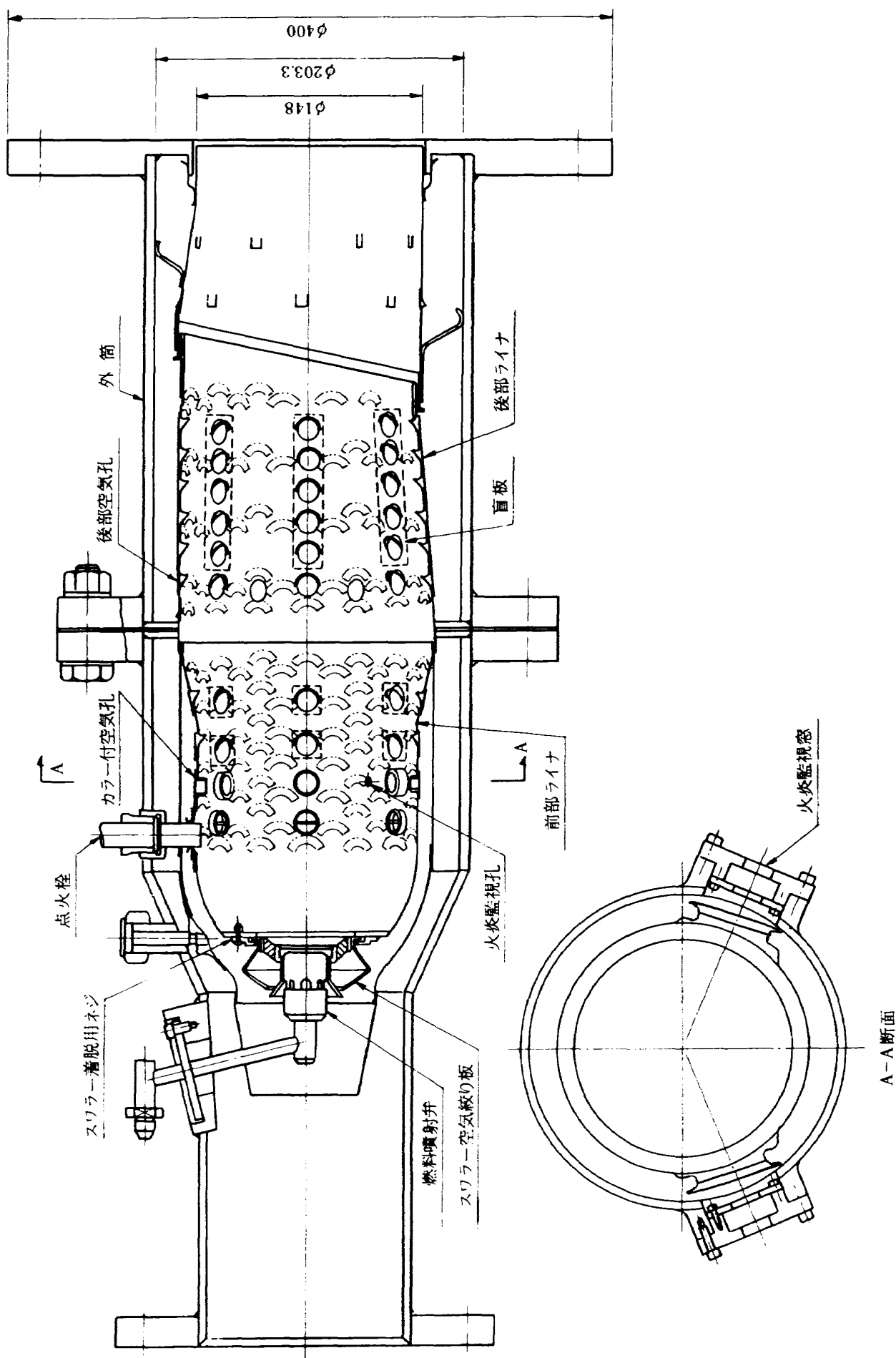


図 2.3-7 燃焼器 (タイプⅡ) 全体構造図 (単位: mm)

- (イ) 前流空気希釈孔をなくし、盲とした。
- (ロ) 中間空気孔のカラー溶接を補強した。
- (ハ) 連結管盲板部(2ヶ所)の陥没部をなくし、盲板にはルーバを設けた。
- (ニ) 後部ライナ出口部外縁の空気モレを止めるため円周状にシールを施した。

タイプ I, II, III 燃焼器の実際の特性については、第 II 報⁽¹⁾にまとめた。

2.3.3 試験部

試験部は、耐圧、耐高温および翼列の取り付け、冷却空気の供給、各種測定用プローブの装着などの仕様、性能を満足しなければならないため、最も注意深く設計を行った部分である。基本構造は、耐圧性を保証する外筒と耐熱性内筒からなる二重構造とした。外筒は、厚肉材でリブ補強を有する角形とし、内筒は、高温ガス流導風管として耐熱性を有する必要から材料に耐熱金属(Hastelloy-X)を用いた比較的薄肉の構造とした。

(1) 試験部(I)

風胴の特性(流量、温度、耐圧、耐熱等)を検査するため、試験部内筒をダミーダクトとした試験部(I)を製作した。供試模型(タービン翼)による主流の転向を考慮して、試験部出口角度は入口角度に対し90°に曲げた構造とした。試験部の概要を図2.3-9に示す。燃焼器出口側継ぎ管と測定部外筒とを接続するフランジには冷却空気供給の座を円周上に8ヶ所設けてあり、ここからの冷却空気は測定部外筒と内筒の間を流れ、測定部下流のインナーパイプで内筒内を流れてきた高温ガスと合流する。これにより、測定部外筒は直接高温ガスに影響をうけることはない。この試験部を用いて耐圧、耐熱、燃焼状態と試験部における温度分布、流量制御等の試験を行い、試験装置の検査と試験方法の習熟を図った。

(2) 試験部(II)

試験装置の完成の後、FJR710エンジン高圧タービン第1段静翼の高温翼列試験を行うための試験部を設計・製作した。測定部外筒は既存のものに追加加工を行い、内筒は全体に新しく製作した。図2.3-10にその概要を示す。供試翼列部は4枚組で、3つの流路を形成するようになっている。上下両端の翼はダミー翼とし、冷却空気は中央の2枚に供給する。

供試翼列を4枚組としたのは、本試験装置で得られる作動ガス条件(流量・温度・圧力)から、試験部の構造・寸法に適合し、かつレイノルズ数、圧力分布などの空力的な設計条件を満足するための考慮・検討により決定したものである。

第1段静翼の空力性能・伝熱性能についてはすでに別途研究がされているので、^{(4),(5)}4枚組3流路で得られる作動ガスの入口・出口条件がそれらの研究におけるデータと特性的に著しい差異がないことを検討して本実験に移行することとした。

供試翼列は実機相当翼を使用するので、ガス通路はセクタ形(扇形)となっている。これらを保持する翼列格納箱の翼外径側には冷却空気供給用のチャンバーがあり、このチャンバーには、冷却空気配管系から測定部外筒を貫通して接続される冷却空気供給管を設けている。

図2.3-10の右方にある赤外線透過窓は、供試翼列中央の冷却翼2枚の背側後縁寄り翼表面の二次元温度分布を赤外線温度計で測定するための観測窓である。耐圧耐熱性を保持するため外筒で水冷を行い、かつ、内部へは窒素ガス又は空気を吹出して冷却と透過窓材の汚染防止を図っている。透過窓材には、透明で耐圧・耐熱・耐水性の良いフッ化カルシウムを適用している。⁽⁶⁾

(3) 試験部(III)

次にFJR710エンジン高圧タービン第1段動翼の高温翼列試験を行うための試験部(III)を設計・製作した。図2.3-11にその概要を示す。静翼用の試験部との基本的な相異は、供試翼の大きさ・翼配備の違いによるもので、測定部内筒は翼列格納箱の支持板を除いて全部新たに製作した。供試翼列は6枚組5流路からなり、上下両端の2枚はダミー翼、中央の4枚を供試冷却翼とした。赤外線温度計で観測できる翼は、上から2番目を含み下へ3枚分である。

2.3.4 冷却空気供給系統

前掲図2.3-1中に示した冷却空気供給系統は、系統開閉用手動弁、流量制御弁、オリフィス群、空気加熱器、接続用可撓管よりなっている。基本仕様を表2.3-3に示す。配管等構成流路を全て2.1MPa(20kgf/cm²)耐圧とし、流量を考慮して50AのSTPG20管とした。流量制御弁は、広い流量範囲に

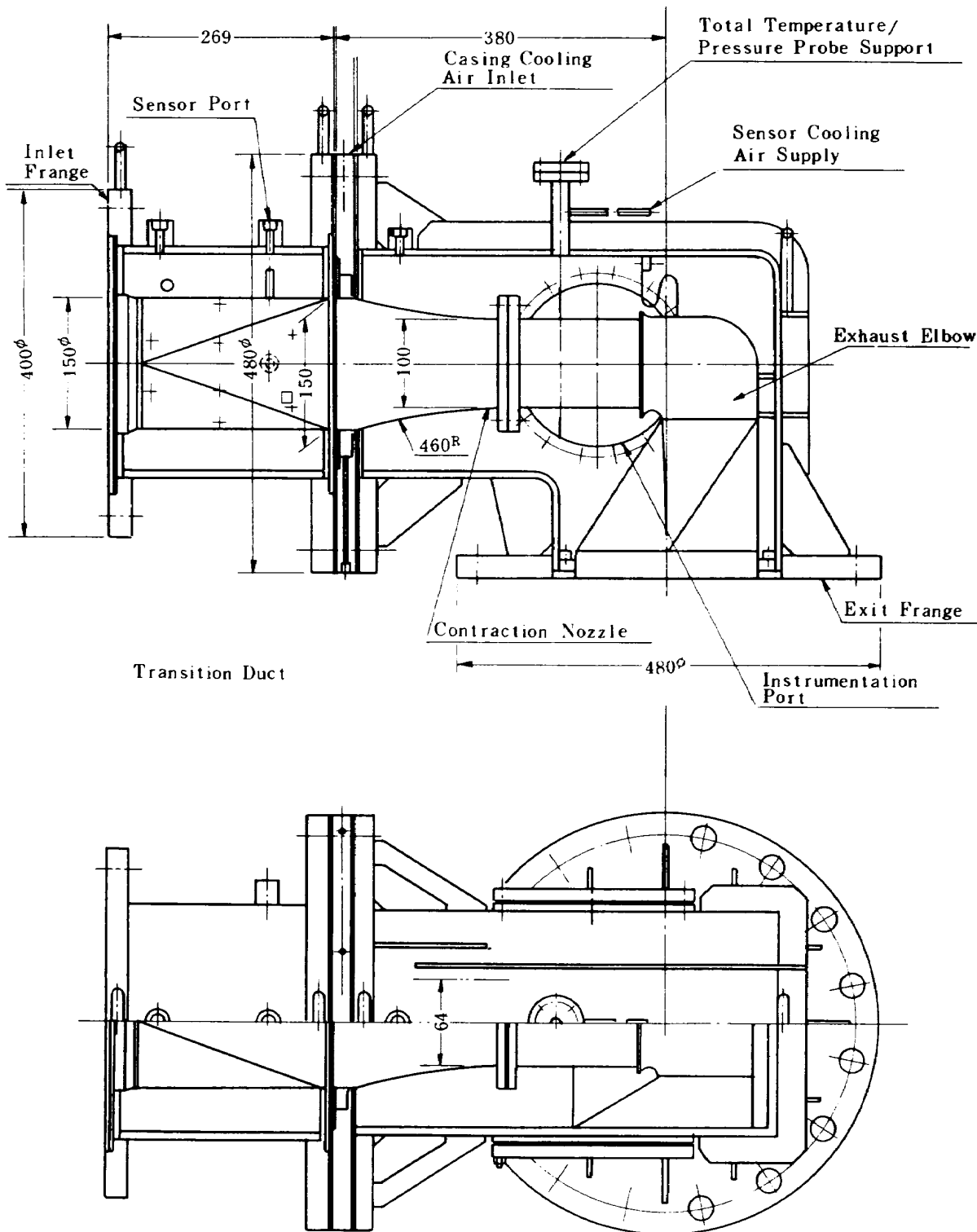


图 2.3-9 高温高压试验部概要 (单位: mm)

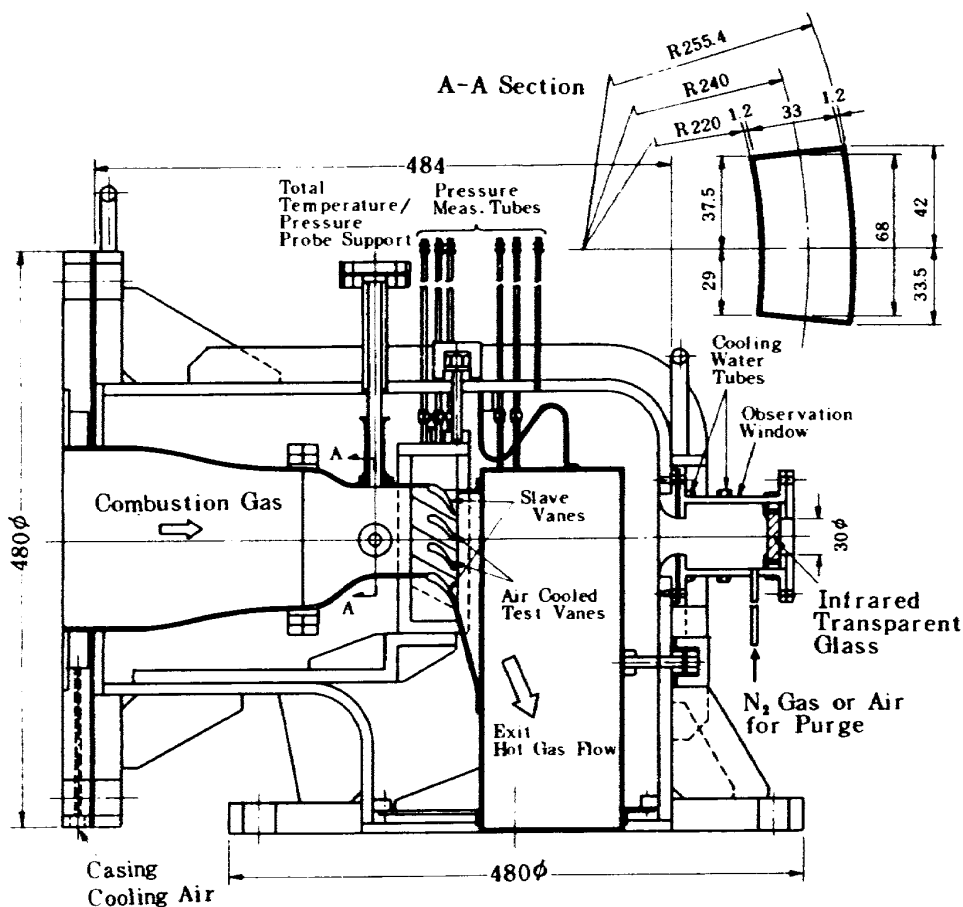


図 2.3-10 高压タービン第1段静翼用試験部概要 (単位: mm)

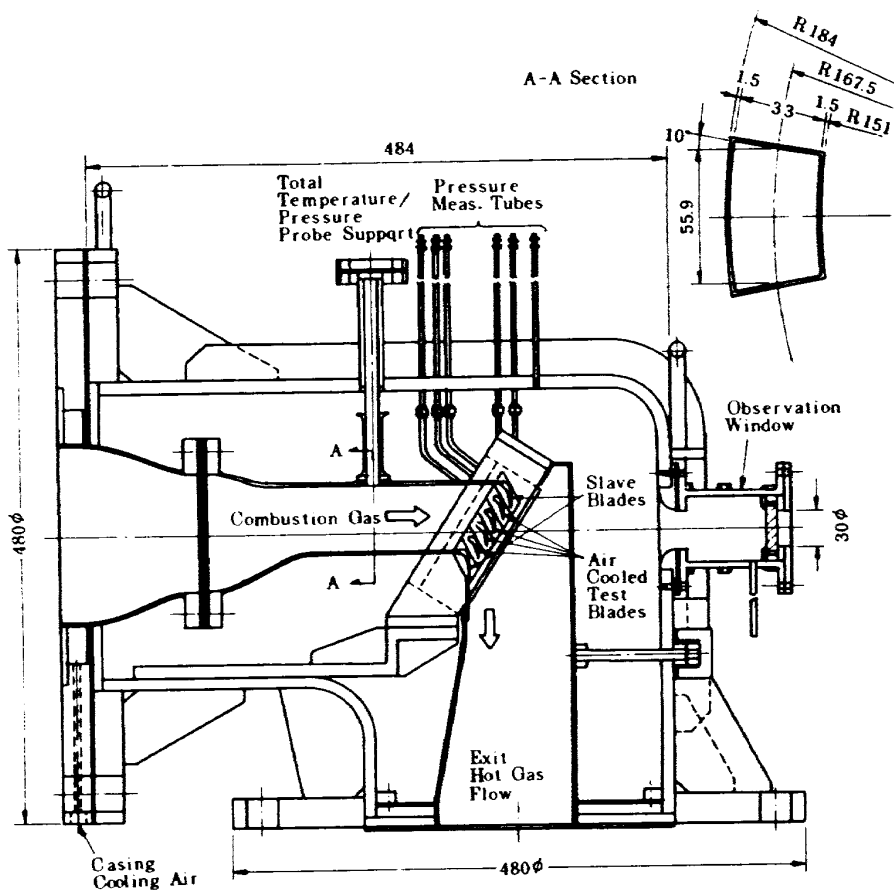


図 2.3-11 高压タービン第1段動翼用試験部概要 (単位: mm)

表 2.3-3 冷却空気用オリフィス系統仕様

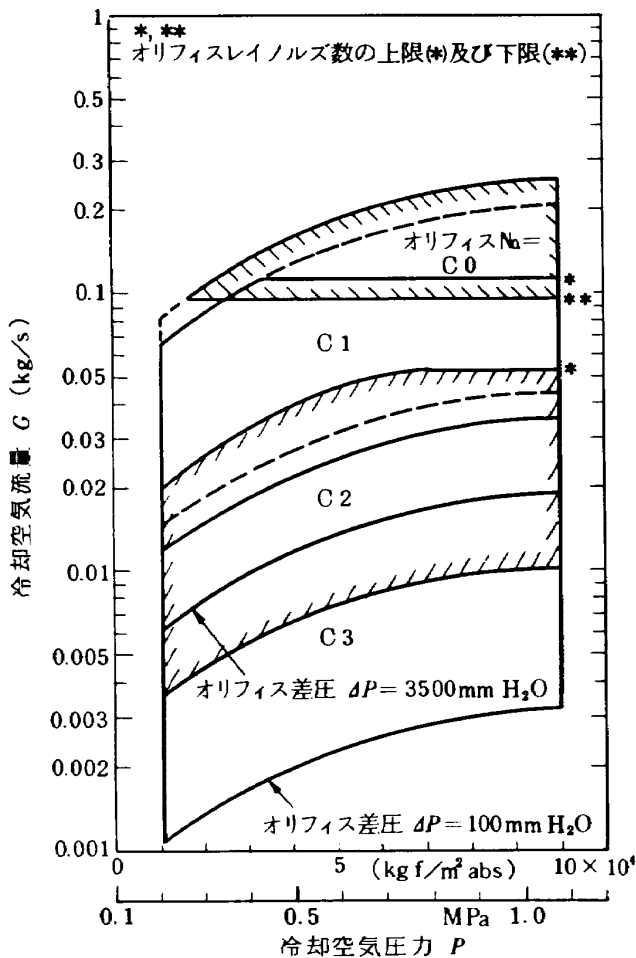
オリフィス呼称	管呼称	D(mmφ)	d(mmφ)	$m(=d^2/D^2)$	c(流量係数)	有効 Re 数範囲	Y(圧縮性係数)
C3(4分円)	S-3	27.6	6.45	0.05461	0.771	700~56000	-0.2181
C2(4分円)	M-2	52.7	11.78	0.05	0.771	700~56000	-0.2099
C1(4分円)	L-1	52.9	20.99	0.1574	0.792	600~120000	-0.229
C0(Norm.) (2B用)	M-2 or L-1	52.7	26.35	0.25	0.624	$10^5 \leq$	-0.3428

おける制御を可能とするため、大小2個の空気作動弁で構成し、小型弁の開度が40%において大型弁が開きはじめる様に制御シーケンスを組んだ。流量測定はオリフィスで行っているが、同様の広い流動範囲で精度を保つ様に、大中小3個の低レイノルズ数用1/4円丸形オリフィスを用いてオリフィス群を構成した。使用オリフィスの測定範囲を図2.3-12に示し、オリフィス構成を図2.3-13に示す。

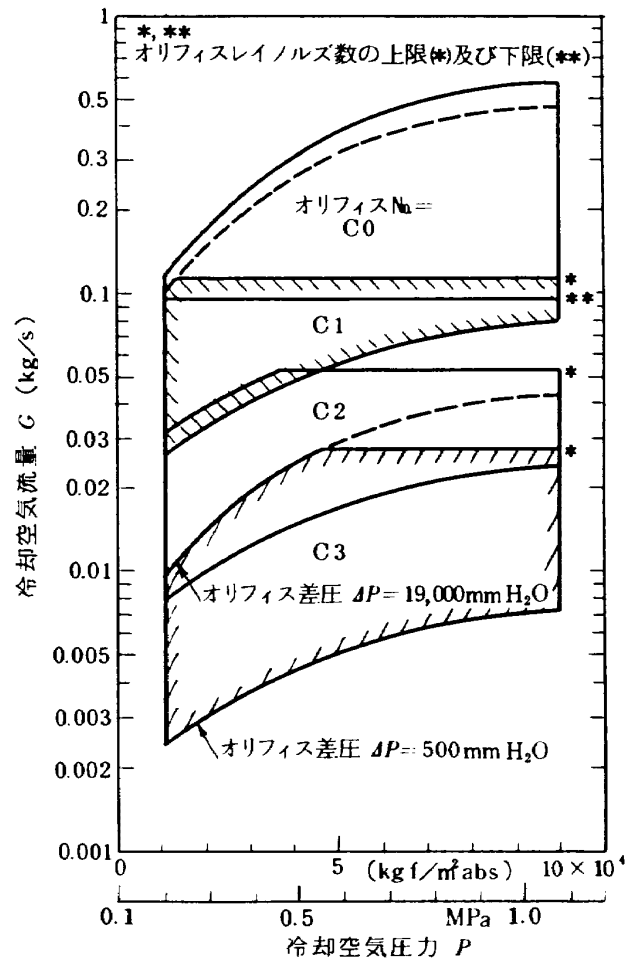
冷却空気の温度設定用加熱器は、最高723K(450℃)、最大流量0.2kg/secの仕様で、高い応答性と制御性を得るため、30kWの直接接触型の電気ヒーターを設けた。加熱器の構造を図2.3-14に示す。温度はサーミスタ制御によって一定値を得た。

2.3.5 排気冷却器

最高1,300Kの排ガスの温度を下げるると共に排ガス速度を減速して排気管部を保護し、さらに排気中



(a) 圧力変換器レンジ 0~3500mmH₂Oの場合 (計算条件: 温度 $T=120^\circ\text{C}$)



(b) 圧力変換器レンジ 0~1.9kg/cm²Gの場合 (計算条件: 温度 $T=120^\circ\text{C}$)

図 2.3-12 冷却空気用オリフィス流量範囲

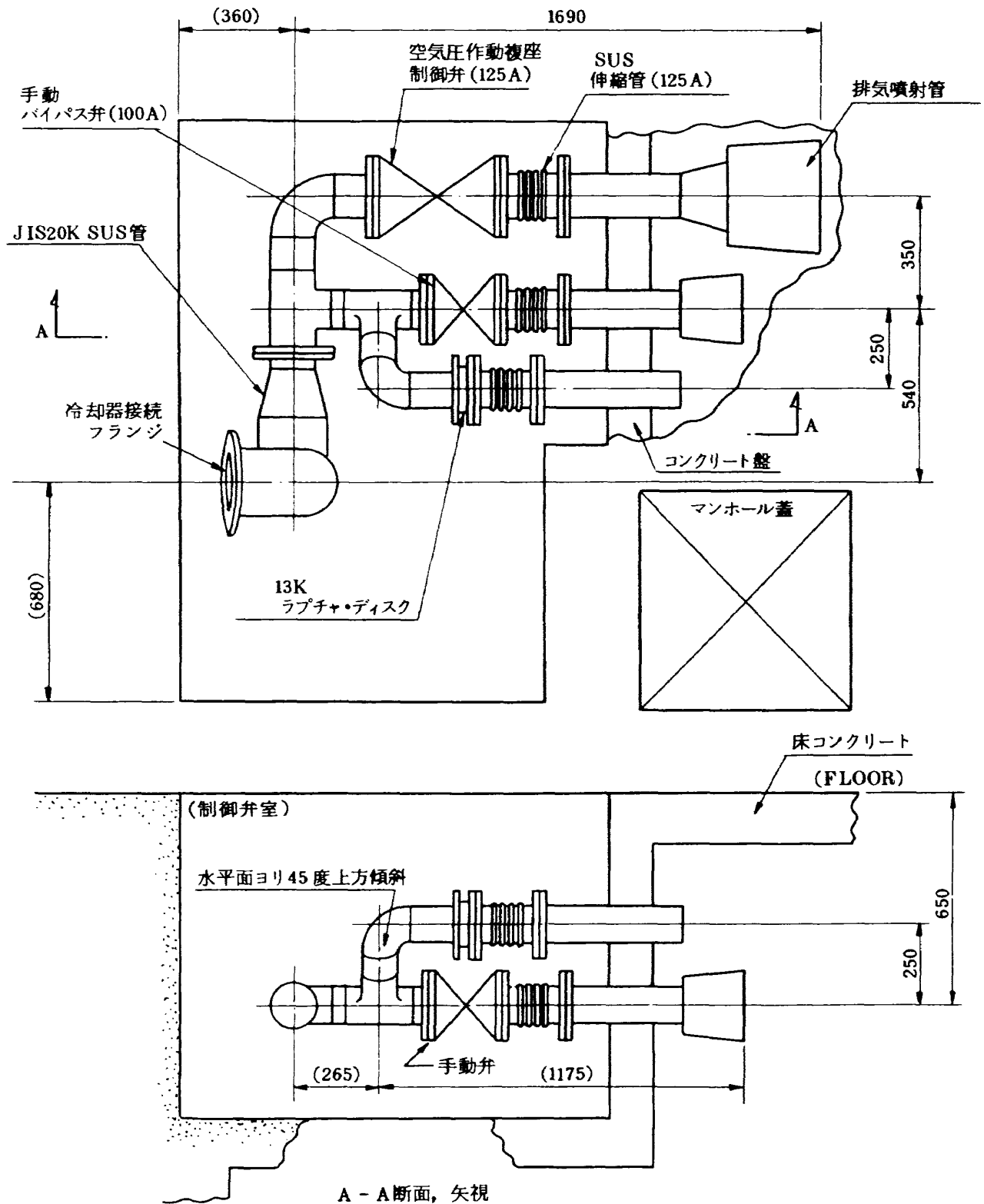


図 2.3-16 高温高圧翼列風胴背圧調整装置組立図 (単位: mm)

のすゝ及び未燃燃料を洗浄して排気を清浄化するため、試験部の下流に対向水噴霧型の排気冷却器を設けた。設計において留意した点は以下の通りである。

- (1) 1,300K(1,027°C)、1.8kg/sのガス全量を473K(200°C)以下に冷却しうること。
- (2) 小型であること。
- (3) 流れる方向を試験部から直角に転向させ、地下に配した排気煙道に接続可能なこと。
- (4) 温度変化による配管の伸縮に対して、直角に曲った、強度的に弱い試験部に曲げモーメントのかからぬ様、排気冷却器の固定法を考慮すること。(可撓脚の採用)
- (5) 排気温度を水冷却の後に473K(200°C)として、外面温度を323K(50°C)以下とする。

これらの設計諸元の検討の結果、図2.3-15の様な排ガス冷却器を設計・製作し、所期の性能を確認した。なお内面には、SUS金網補強のセラミックスファイバー断熱材を内張りにして、排気冷却器内面温度の上昇を抑制した。

2.3.6 背圧調整装置

本高温高圧翼列風洞は、主流の圧力として0.1MPaから約1MPaまでの広い作動範囲をカバーする必要がある。このため、排気出口に圧力制御用の出口絞り制御弁などを設けた。設計にあたって配慮した点

は、以下の通りである。

- (1) 流量0.1kg/sから1.5kg/sにおいて、内圧を0.098MPa(1.0kgf/cm²)から1.07MPa(9.9kgf/cm²)の間で可変とし得ること。
- (2) 相対湿度100%での作動に支障のないこと。
- (3) 自動制御が可能なこと。
- (4) 本装置上流の冷却器、試験部、燃焼器などに何らかの理由で異常な圧力上昇の生じた場合には、装置の安全上ただちに放風を行うことが出来るよう、ラプチャディスクを設けること。

これらを検討した結果、図2.3-16の様な背圧調整装置を設計・製作した。本図に見られる様に調整バルブを125A空気圧作動の複座弁とし、調整範囲の拡大用に手動弁を付加してこれを並べ、ドレンやごみによる損傷のない様工夫して配管を上方45度に曲げて設置した100Aの1.4MPa(13kgf/cm²)のラプチャディスクと、管路の開放などに用いる手動仕切弁からなる背圧調整装置とした。図2.3-17に制御系統のダイアグラムを示す。

2.3.7 運転制御盤

風洞の運転制御盤は、風洞の運転、条件設定と共に状態監視および危険報知、危急停止の機能を持ちうる様に設計した。主な機能を表2.3-4に示す。また運転制御盤の外観を図2.3-18に、写真を図2.

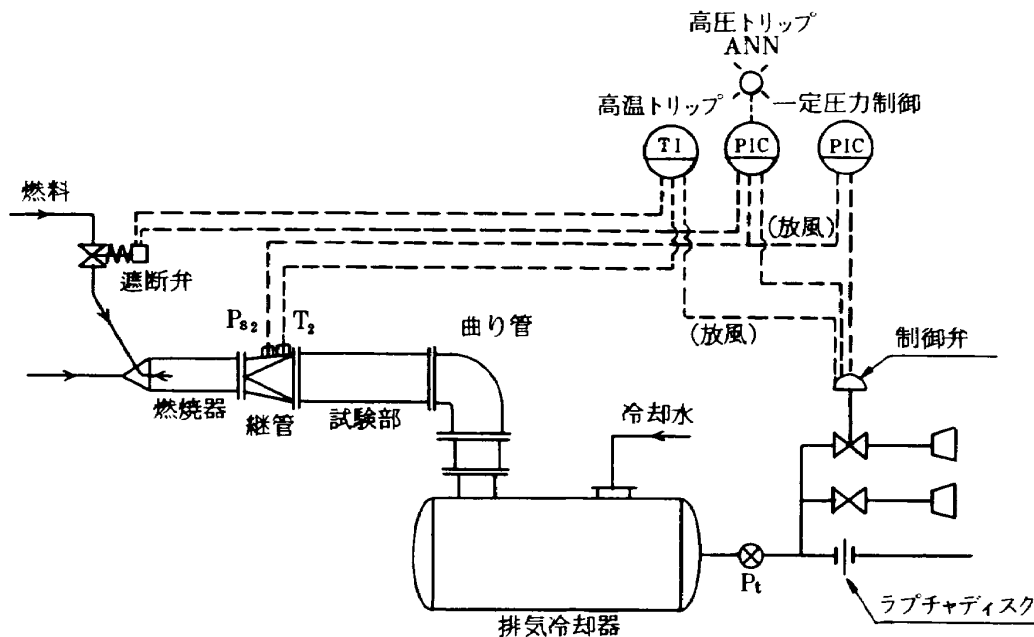


図2.3-17 背圧調整装置制御系統図

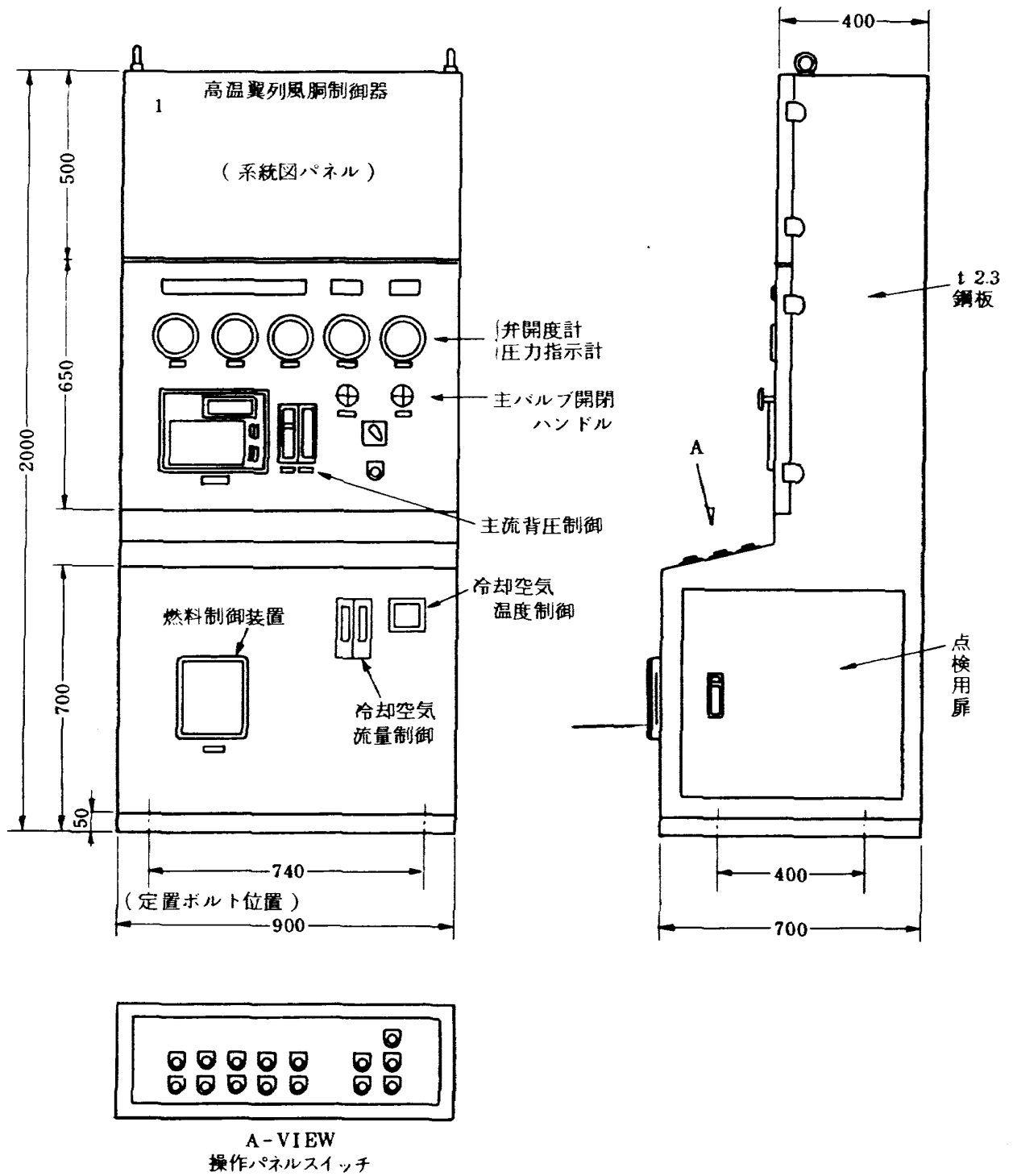


図2.3-18 高温高圧翼列風胴運転制御盤外形図 (単位: mm)

表 2.3-4 運転制御盤の機能

- オリフィス上流圧一定制御
- 主流系統開閉／調節弁制御
- 冷却空気系統開閉／調節弁制御
- 燃料制御
 - (1) 燃焼温度一定制御
 - (2) 燃料手動制御
 - (3) 燃焼温度過上昇に対する燃料遮断制御
 - (4) 自動着火制御
 - (5) 燃焼不完全遮断制御
- 冷却空気温度一定制御
 - (1) 自動制御, 又は,
 - (2) 加熱電力手動制御
- 背圧調整制御
 - (1) 自動一定圧制御
 - (2) 背圧弁開度手動設定
 - (3) 背圧過大放風制御
- 冷却水監視
 - 排ガス温度アラーム

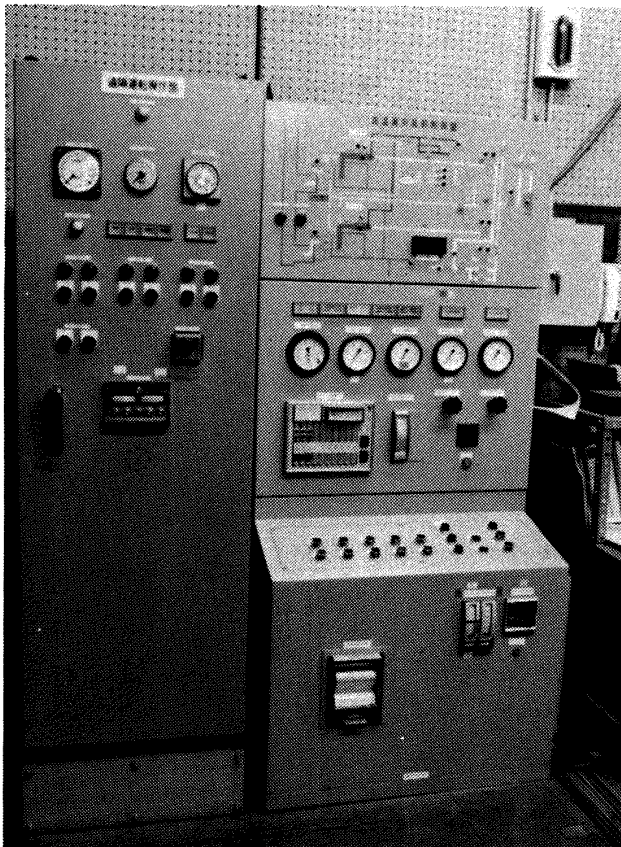


図 2.3-19 高温高圧翼列風洞運転制御盤外観写真

3-19 に示す。

2.4 風洞周辺装置

2.4.1 燃料供給系統

使用燃料は、灯油またはそれと同様に取り扱える Jet-A1 である。前述の様な燃焼条件を得るための燃料流量を確保すると共に、制御性を良好にし、安全性を十分に考慮した設計を行った。図 2.4-1 は燃料系統図であり、燃料流量はバイパス制御とした。図 2.4-2 は燃料制御弁、図 2.4-3 は燃料の系統選択と安全弁を兼ねた電磁遮断弁である。

2.4.2 冷却水供給系統

装置の水冷却は、

- (1) 排気ガスの直接噴霧冷却
- (2) 主要ダクトの対流冷却

の目的に使用する。このうち噴霧冷却に対しては、加圧ガス中で所定の噴霧冷却水量を確保するため、ある一定の噴霧圧力が要求される。このため、揚程 180m (1.9MPa)、流量 12 トン/時の水ポンプを使用した。系統図を図 2.4-4 に示す。冷却水の制御は全て手動バルブで行うこととし、監視計器として、各位置の水圧力および冷却後のガス温度計測器を設置した。バルブおよび指示計は機器格納箱に納めて作業性を高めるよう考慮した。

2.4.3 排水処理装置

高温高圧翼列風洞から排出する高温ガスを冷却するために噴霧した水を、浄化処理して再利用するために、排水処理装置を設けた。浄化の規準としては、「東京都公害防止条例」を参照した。

高温高圧翼列風洞設備では、実験条件（ガス温度、圧力等）を広い範囲に設定する必要がある。このため、圧力の増大に伴って排煙濃度が急激に増大し、排水中のカーボン量が大幅に増加する可能性や、ガス温度の設定範囲によっては、燃焼器の燃焼効率の悪い作動域が含まれ、未燃燃料の増加する可能性もある。これらに対処するために、種々の処理法の中、活性汚泥法を採用することとした。図 2.4-5 に装置の構成図を、また図 2.4-6 に活性炭過装置の外観図を、表 2.4-1 にその仕様を示す。

原水貯槽に貯水した原水は、一次処理のため原水ポンプで油分離槽に移し、ここで固形物を除去すると共に、油分吸着マットにより浮上油を除去する。

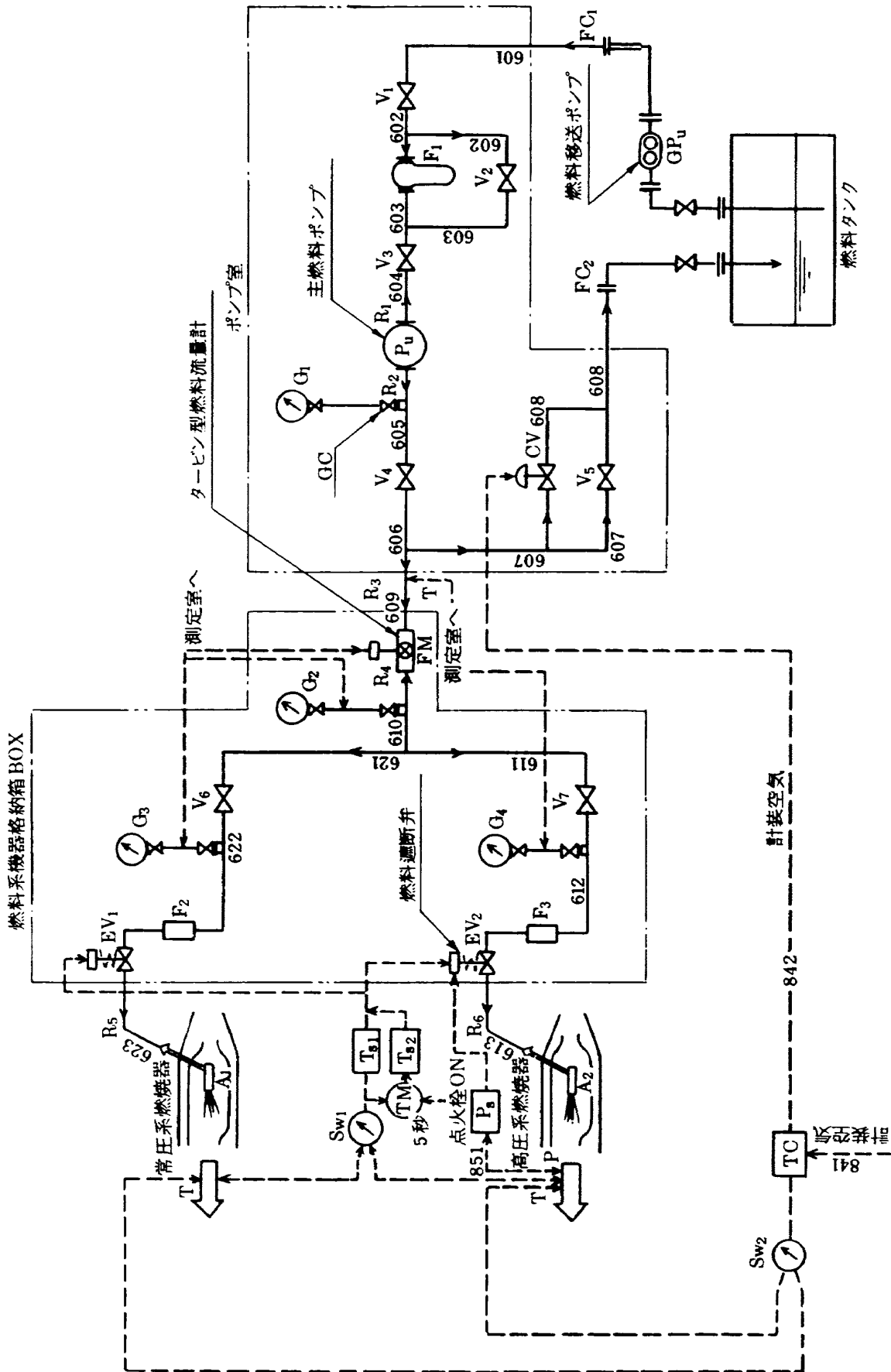


図 2.4-1 燃料供給系統図

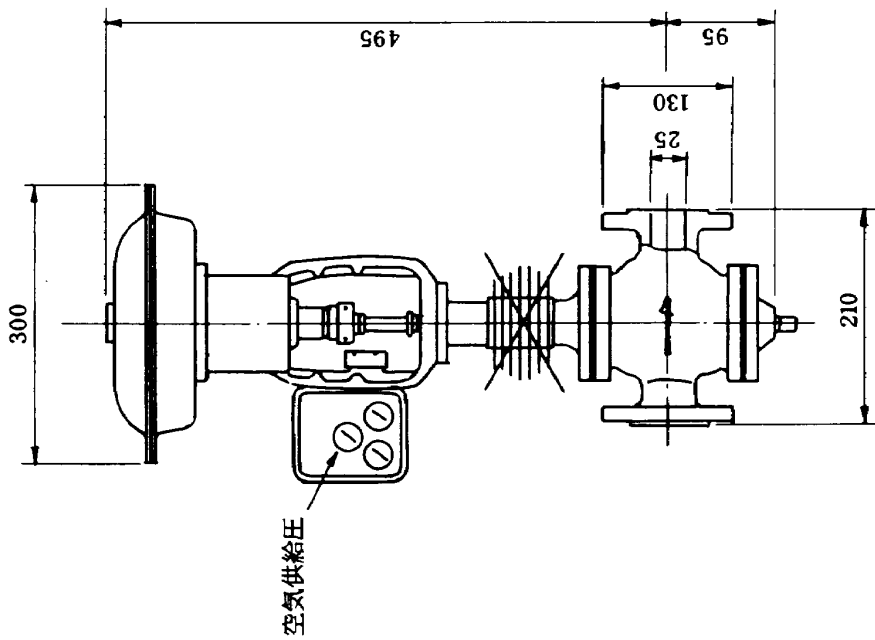
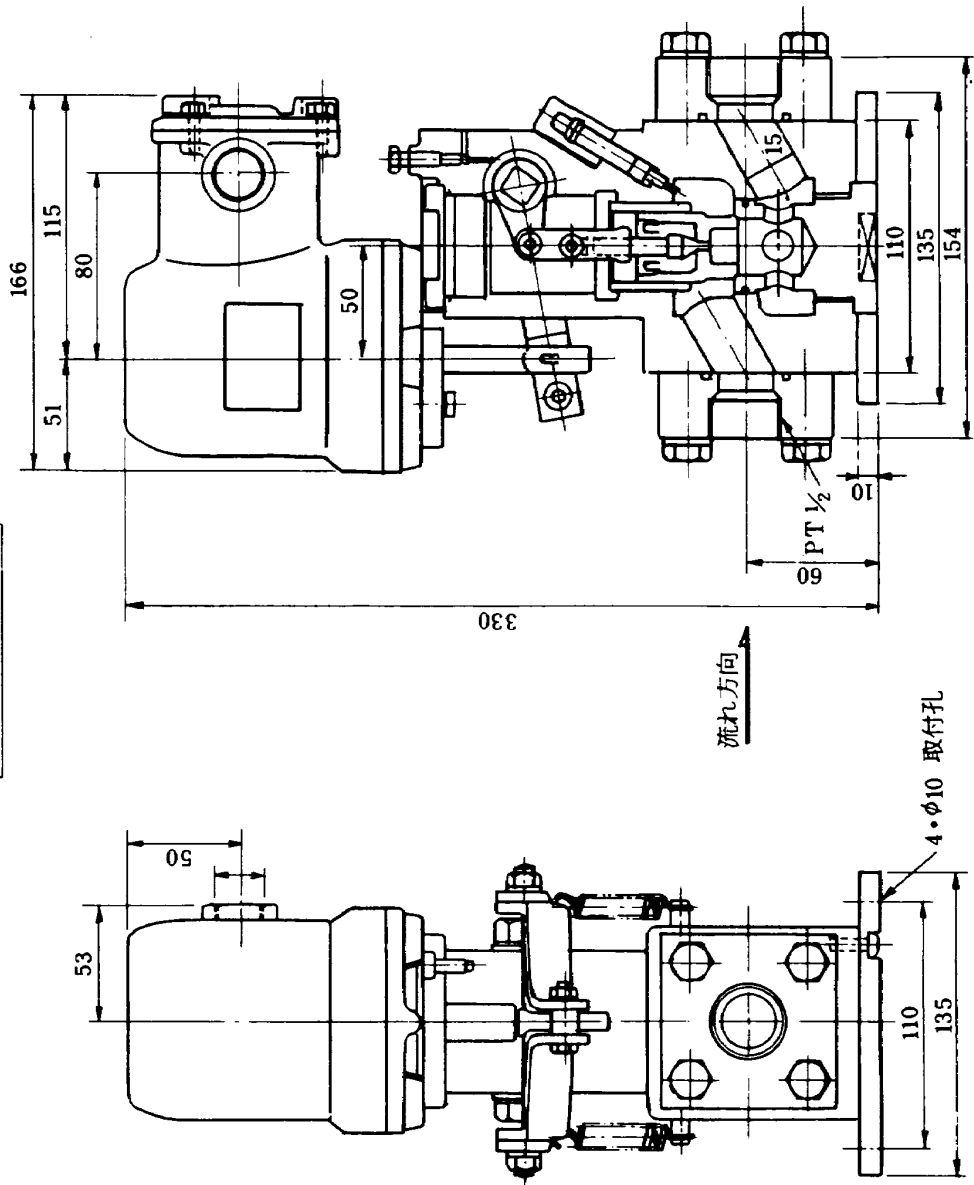
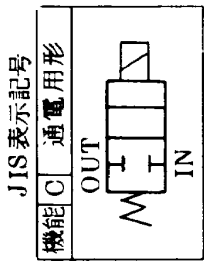


図 2.4.-2 燃料制御弁 (単位 : mm)

図 2.4 - 3 燃料遮断電磁弁 (単位 : mm)

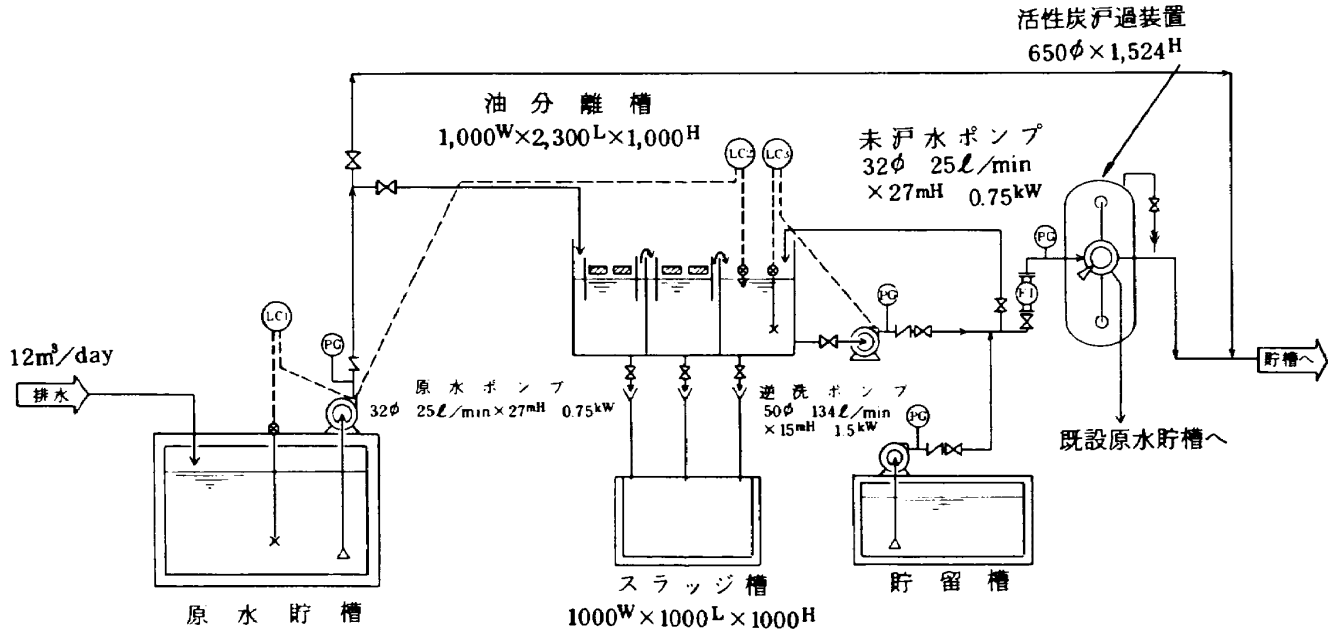


図 2.4-5 排水処理装置系統図 (単位: mm)

番号	名称
1	濾過筒本体
2	視窓
3	JIS5K 圧力計
4	ロータリーバルブ
5	空気抜バルブ
6	瞬間流量計
7	ピーコック
8	原水バルブ
9	テストコック
10	マンホール
11	濾剤抜キャップ
12	多針式量水器

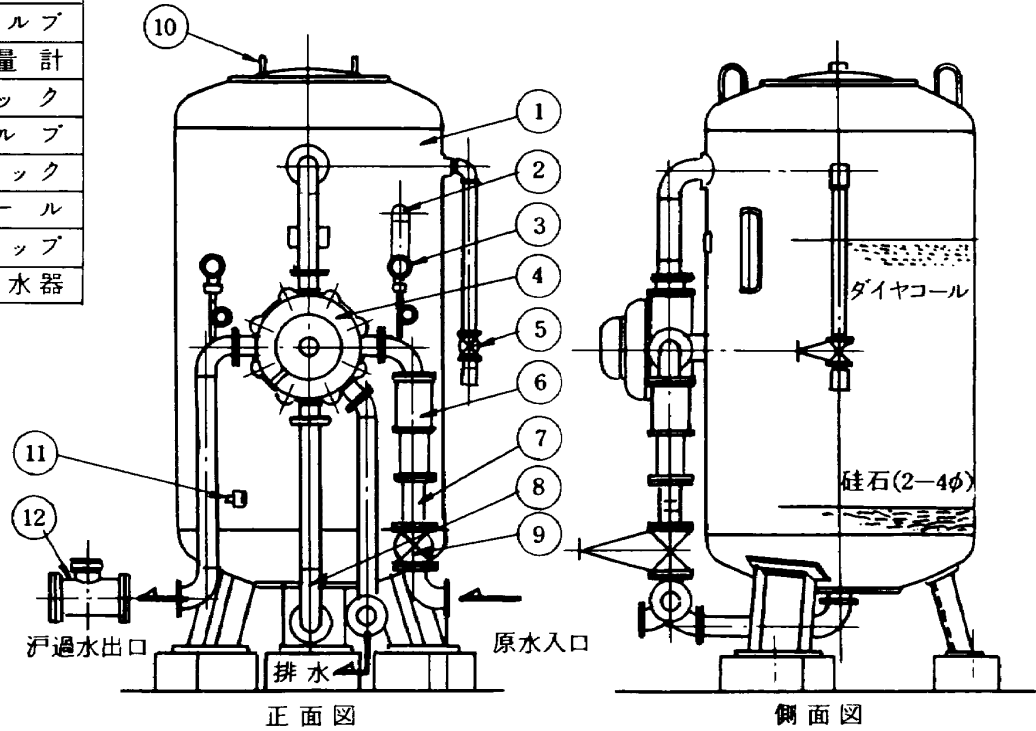


図 2.4-6 活性炭濾過装置外観図

表 2.4-1 活性炭濾過装置仕様

型式	マイクロン RAC	3000S
使用濾剤	ダイヤコール	300ℓ
採水量	約	10トン/時
逆洗流量	約	6トン/時
水洗流量	約	10トン/時

また沈澱したスラッジは、スラッジ槽に排出し、残量部は末炉水ポンプにより、活性炭濾過装置に導入して二次処理を行い、ノルマルヘキサン抽出物質等を除去した後、貯水槽に戻す。

2.5 データ計測及び処理装置

2.5.1 データ処理装置

高温高压翼列風洞試験装置の実験では、測定精度を高める必要からデータ採取の同時性が要求される。このため本試験装置での計測にはミニコンピュータシステムを用いたオンライン・リアルタイム処理システムを採用した。本システムの構成を図 2.5-1 に示す。中央処理装置に PDP 11/34 (メモリ 64Kワード) を用い、演算処理の高速化のために浮動小数点処理装置を付加した。また、実験とは別に、理論計算、プログラム開発が同時に行なえるように、O.S. (オペレーション・システム) にはマルチジョブの可能な RSX-11M を採用し、各端末 (8ライン) のどこからでも自由に本システムを利用することを可能とした。データ採取装置には、専用通信回線を使用した RTP (Real Time Peripheral) システムを採用した。これは本システムの中央演算処理装置が複数の実験のデータ処理を行なう必要があり、各実験装置のデータ採取装置との間に距離があることや、実験棟内での電氣的ノイズ環境が必ずしも良好ではないこと、実験の経済性から実験時間の短縮を図る必要があることなどを考慮したものである。この装置により計算機との間 5 km 以内で 9600 ボー (9600 bps) の高速でデータの伝送を行なうことが可能である。データの採取速度は 40 点/秒であり、入力ゲインはソフトウェアによるプログラマブルオートレンジを採用している。また、電氣的ノイズ対策として、アナログ電圧は実験装置の近傍に設置する RTP 盤内で AD 変換した後、コンピュータへ伝送する方

式とした。表 2.5-1 にデータ処理装置の仕様を、表 2.5-2 にデータ採取装置の仕様を示す。

2.5.2 計測系の概要

実験の計測内容は、圧力、温度、燃料流量が主である。圧力の計測は、試験部入口における全圧、試験装置各所の静圧、供試模型 (翼等) の静圧などで、表 2.5-3 に示した圧力変換器を用いて測定した。測定場所の環境、要求される精度、耐圧等により二種類の圧力変換器を選定し、使用している。

温度の測定は、主流温度、冷却空気温度及び翼面温度等で、センサはいずれもクロメル-アルメル熱電対である。これ等のうち数点は、エンジンの着火及び消火時に於ける空冷タービン翼の熱衝撃特性の資料を得るため、熱電対用温度増幅器を通し、1mV/°C のレベルまで増幅し、データレコーダに記録する。このデータは、オフラインで時系列解析装置 (Time Data 社製) により、過渡特性の解析が行なわれる。表 2.5-4 に熱電対用温度増幅器の仕様

表 2.5-1 データ処理装置仕様

中央処理装置	
型式	DEC PDP 11/34
浮動小数点処理装置付	FA 11-A
メモリ	MOS 128KB
磁気ディスク	
型式	RL 11/RL 01
記憶容量	5.2MB × 2
ラインプリンタ	
型式	LPM 11-K
伝送方式	並列伝送方式
印字速度	135 字/分
最大印字数	136 字/行
キャラクタ ディスプレイ	
型式	VTM 52JA
表示画面	12 inch CRT
表示文字	5×7 ドットマトリックス
通信回線コントローラ	
型式	DZ 11-A
同期方式	調歩同期式
収容回線	最大 8 回線
通信速度	9600 ボー (最大)

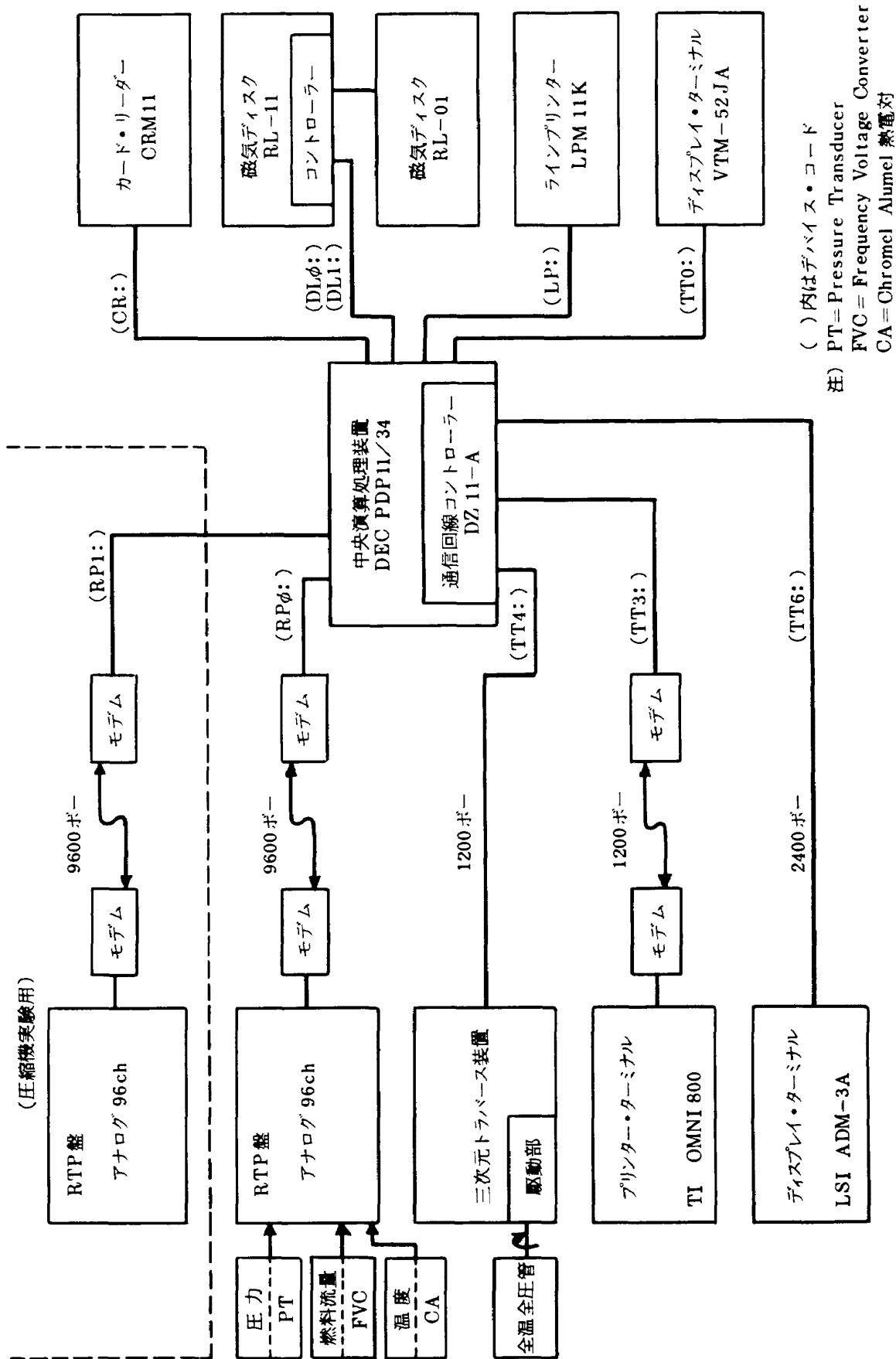


図 2.5-1 高温風洞計測装置構成図

表 2.5-2 データ採取装置仕様 (RTP盤)

最大入力電圧	±2.5mV, ±5mV, ±10mV, ±20mV ±40mV, ±80mV, ±160mV, ±320mV ±640mV, ±1.28V, ±2.56V, ±5.12V ±10.24V
サンプルレート	200, 100, 40, 33.33 サンプル/秒
積分時間	1 ミリ秒……… 200 または 100 サンプル/秒の時 16.667 ミリ秒… 40 サンプル/秒の時 20 ミリ秒……… 33.33 サンプル/秒の時
分解能	13 ビット……… 200 または 100 サンプル/秒の時 15 ビット……… 40 または 33.33 サンプル/秒の時
デジタルデータフォーマット	2'COMP バイナリー

表 2.5-4 熱電対用温度増幅器仕様

型 式	VX-3150X (松下通信工業K.K.)
測温範囲	273~1,473K (0~1,200°C)
測温精度	±0.3% F.S. アナログリニアライザー内蔵
出 力	アナログ 1mV/°C F.S. 1200mV
入口インピーダンス	10 MΩ以上
冷接点補償	入力端子盤に埋め込まれた測温抵抗体によるアナログ演算方式 (補償範囲0~50°C)
使用環境	温度0~50°C, 湿度 85%以下
電 源	DC±12V (±5%) 50mA以下

表 2.5-3 圧力変換器仕様

型 式	Rosemount 1151DP 22MB	DRUCK PDCR 110
測 定 範 囲	3500 mmAq	0~15 BAR
直線及びヒステリシス特性	±0.1% F.S.	±0.2% F.S.
ゼロ点温度変動	±0.5% (55°C) F.S.	0.015%/°C F.S.
補償温度範囲	-30°C~90°C	0~50°C
出 力	4~20 mA (又は 1~5 V)	150mV (200mV) F.S.
電 源	12~45V DC	10V DC

を、また表 2.5-5 にデータレコーダの仕様を示す。又燃焼効率の算出に必要な燃料流量の測定には、精度の高いタービンフローメータを使用し、その出力パルス周波数-電圧 (FV) 変換器により直流電圧に変換し、圧力、温度のデータと共にデータ採取装置に入力する。このタービンフローメータの出力パルスは、計測室の運転制御盤に取付けられた燃料流量計にも接続しており、風洞運転のためのモニター用としてデジタル表示される。表 2.5-6(a) に燃料流量計の仕様を、表 2.5-6(b) に燃料流量指示計の仕様を示した。

これとは別に翼間流れの解析のために三次元トラバース装置を用いた測定を行っている。これは風洞に取付けた駆動部を制御装置により、X軸、Y軸の二軸を 0.1mm 単位で、また回転軸まわりに 0.1 度単位で移動できるようにしている。この制御装置には、手動、半自動、自動の三つのモードがあり、手動モードでは任意の位置に各軸を押ボタンスイッチにより設定することが可能である。また指定した等間隔での送りも可能である。半自動モードでは、他の装置 (計算機等) からの移動量に比例したパルスにより位置設定する。自動モードは計算機に組込んだプ

プログラムによりトラバース装置を制御するもので、FORT-RANのプログラムより、アセンブラで書かれている制御プログラムをCALLする方式を取っている。計算機-制御装置間の通信はRS232Cにより行っており、コマンドはASCII 6文字を送ることによりハンドシェイクを行っている。又電送エラーを防ぐためチェックサムも同時に行っている。

3. まとめ

航空機用ジェットエンジンの高温高圧タービン冷却翼の研究開発等に用いるために設計製作した高温高圧翼列風胴について、その概要を述べた。この種の風胴は、世界的に見ても事例の多いものではなく、設計製作にあたっていくつかの新しい経験を持った。装置の完成以来この風胴を用いて、航空機用ファンジェットエンジンFJR710の高圧初段タービン翼の冷却性能試験解析などを行ってきたが、当初風胴の運転に関して生じた種々の問題点も克服して、順調に実験が進められている。

今後も、冷却タービン翼の開発、解析などに重用されるものであり、多くの有用なデータが得られるものと期待できる。

本風胴を実際に運転して得た特性等については第Ⅱ報⁽²⁾に、また、計測処理用ソフトウェアについては第Ⅲ報⁽⁵⁾にまとめた。

なお、この風胴の設計製作を行うに当り、川崎重工業(株)、石川島播磨重工業(株)、明電舎(株)、丸三機械建設(株)の関係各位の御協力を頂いたことを記して、謝意を表します。また当所松木正勝科学研究官(昭和58年4月より日本工業大学教授)、鳥崎忠雄原動機部長、西尾健二制御研究室長(昭和58年4月より航空機公害部長)の指導と燃焼研究室の関連の方々の協力を頂いた。併せて謝意を表する次第である。

参 考 文 献

- 1) 原動機部；航空機用ジェットエンジンの研究開発(第1期成果報告)、航技研報告TR-482(1977年1月)
- 2) 原動機部；航空機用ジェットエンジンの研究開発(第2期成果報告)、航技研報告TR-741(1982年10月)
- 3) 吉田豊明, 熊谷隆王, 坂田公夫, 白井弘, 進藤重美；タービン翼冷却試験用高温高圧翼列風胴(Ⅱ)；特性試験結果, 航技研資料TM-489(1983年3月)
- 4) H.Nouse, A.Yamamoto, T.Yoshida, H.Nishimura, K.Takahara, T.Torisaki & M.Matsuki ; Experimental Results of Full Scale Air-Cooled Turbine Tests ; ASME J. of Engineering for Power, Vol.98, No.1 (1976) pp.103-113
- 5) H.Nouse, K.Takahara, T.Yoshida, A.Yamamoto, K.Sakata, S.Inoue, F.Mimura & H.Usui ; Aerodynamic and Cooling Performances of a Film Cooled Turbine, Proc. of the 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, (1977) pp.206-214.
- 6) 三村富嗣雄, 吉田豊明, 能瀬弘幸, 柳良二；赤外線温度計測装置(I)ハードウェア, 航技研技術資料TM-513(1983年3月)
- 7) 熊谷隆王, 白井弘, 坂田公夫, 吉田豊明；タービン翼冷却試験用高温高圧翼列風胴(Ⅲ), データ処理ソフトウェア, 航技研資料TM-490(1983年3月)
- 8) 吉田豊明, 三村富嗣雄, 熊谷隆王, 白井弘, 高原北雄；高圧タービン冷却翼の非定常温度変化の実験解析(I), 第1段静翼, 航技研資料(投稿予定)。
- 9) 吉田豊明, 熊谷隆王, 三村富嗣雄, 高原北雄；高圧タービン冷却翼の非定常温度変化の実験解析(Ⅱ), 第1段動翼, 航技研資料(投稿予定)。

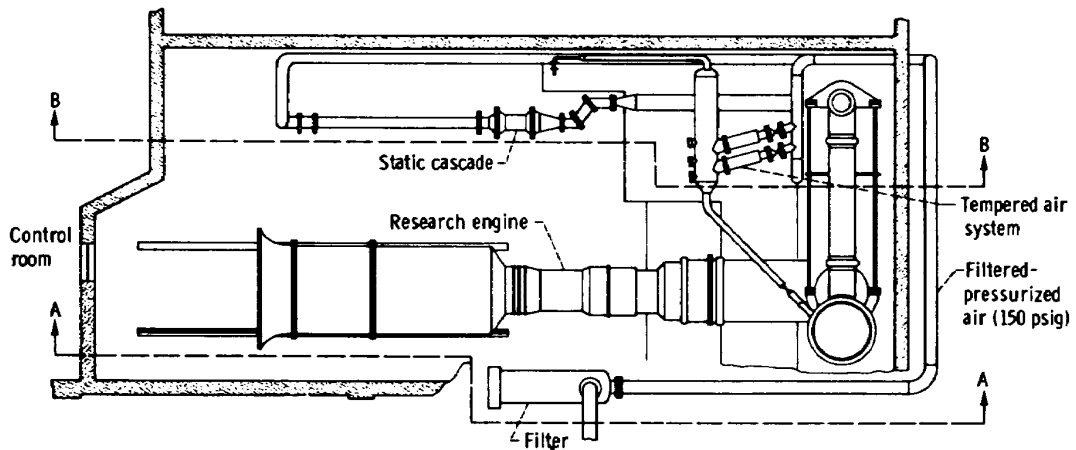
付録 世界の高温風洞

ここに報告した高温高圧風洞を計画及び設計するに当り、主に翼冷却試験を目的として製作された世界の高温風洞の現状を調査した。この結果の概要をここに示す。

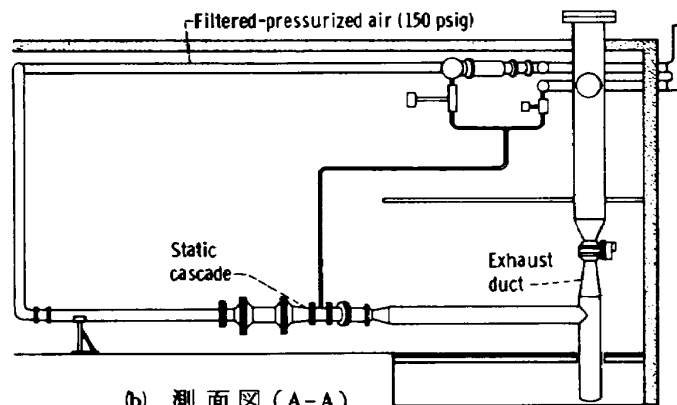
付表 1 は、1978年時点における世界の主な高温風

洞の諸元概要である。これらのうち、NASA Lewis 研究所の高温高圧風洞及び Roles Royce の風洞に関しては風洞を使用している研究者からのコメントを受けると、本風洞を設計する上で大変有益であった。

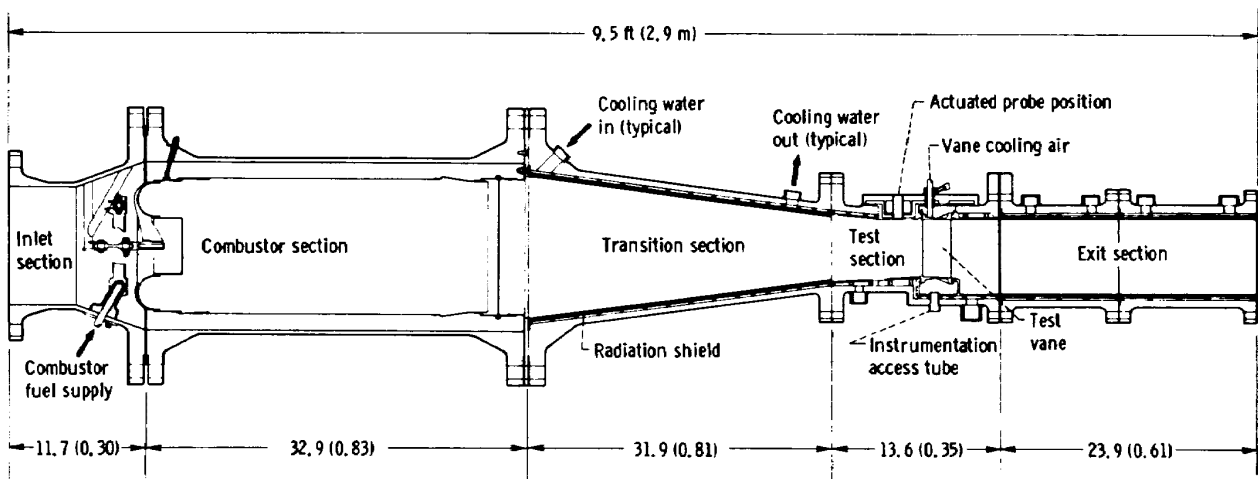
付図 1 から 7 は、調査した風洞のうち代表的なもの、系統図及び試験部の図である。



(a) 平面図

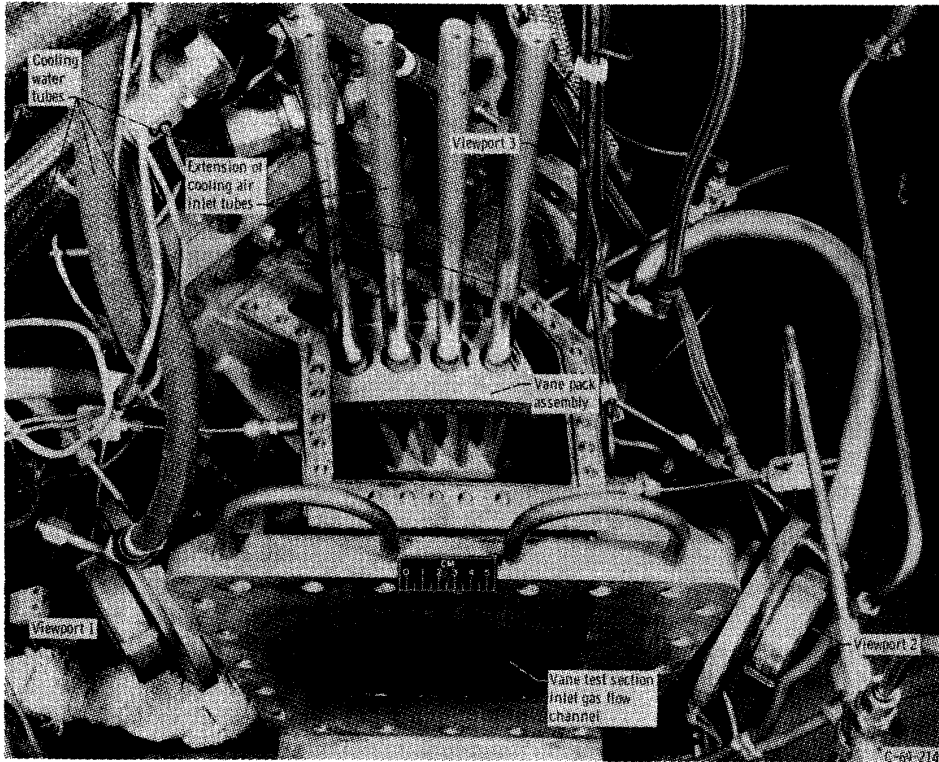


(b) 測面図 (A-A)



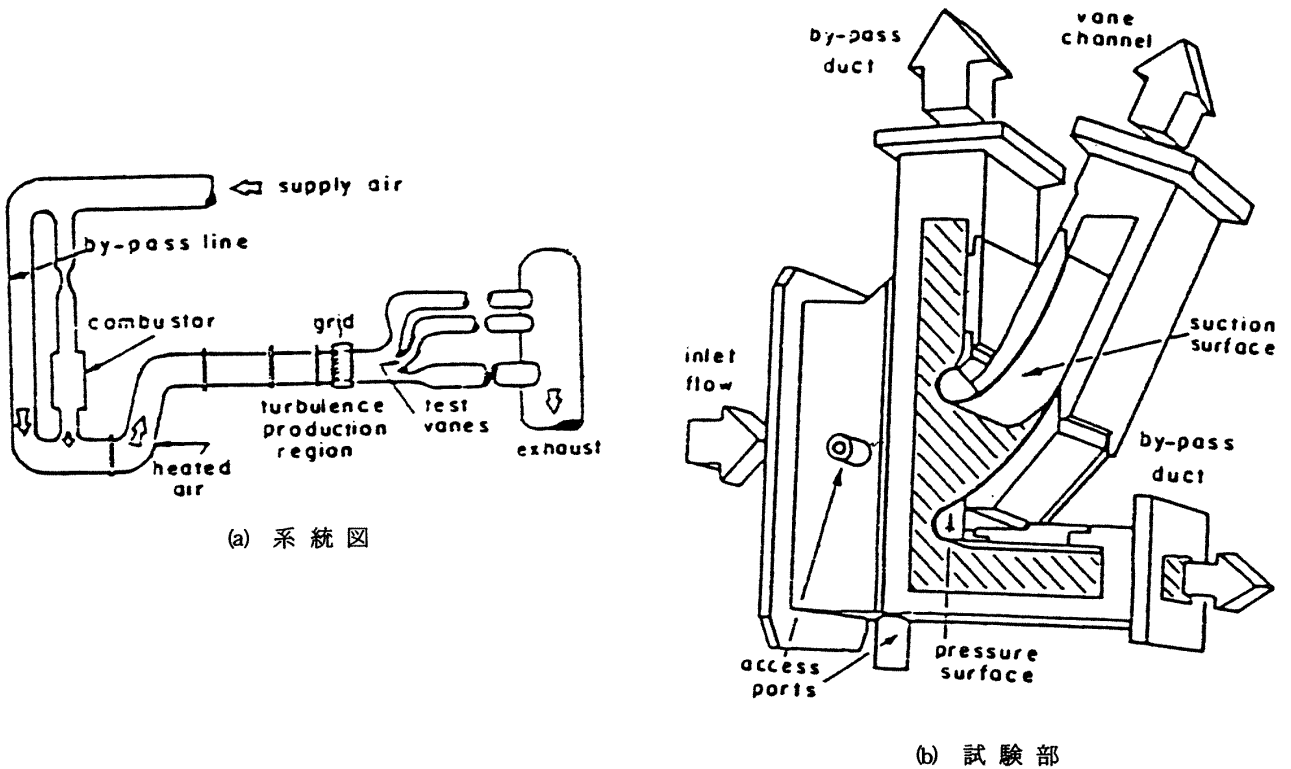
(c) 試験部および燃焼器

付図 1 NASA Lewis Research Center の翼列風洞装置 (Static Cascade Facility : SCF)



(c) 試験部写真 (SCF-NASA)

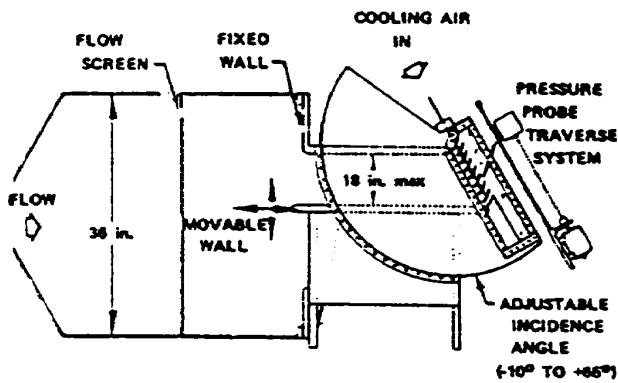
付図1 (続き)



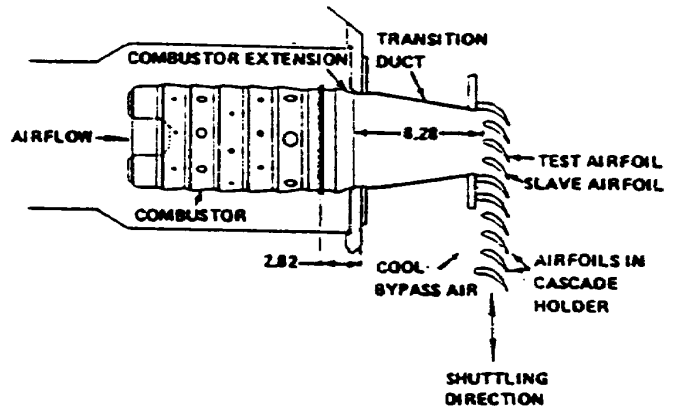
(a) 系統図

(b) 試験部

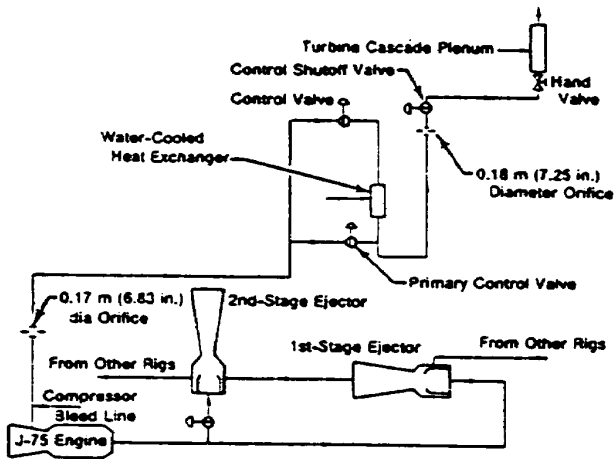
付図2 Purdue University の高温高圧風洞



(a) 試験部

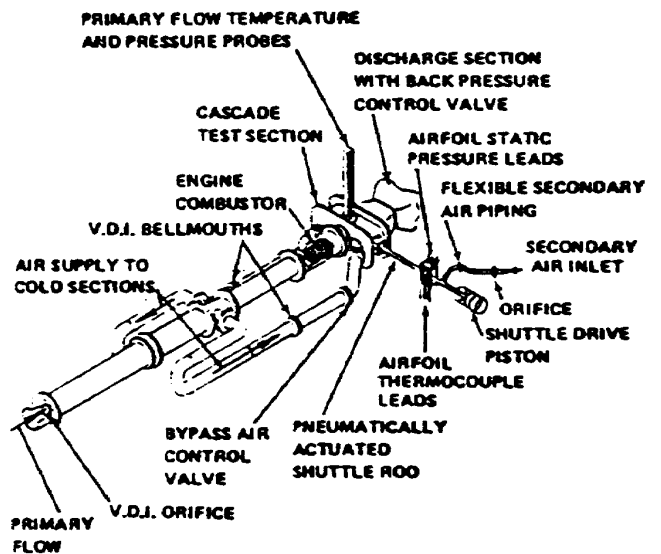


(a) 試験部



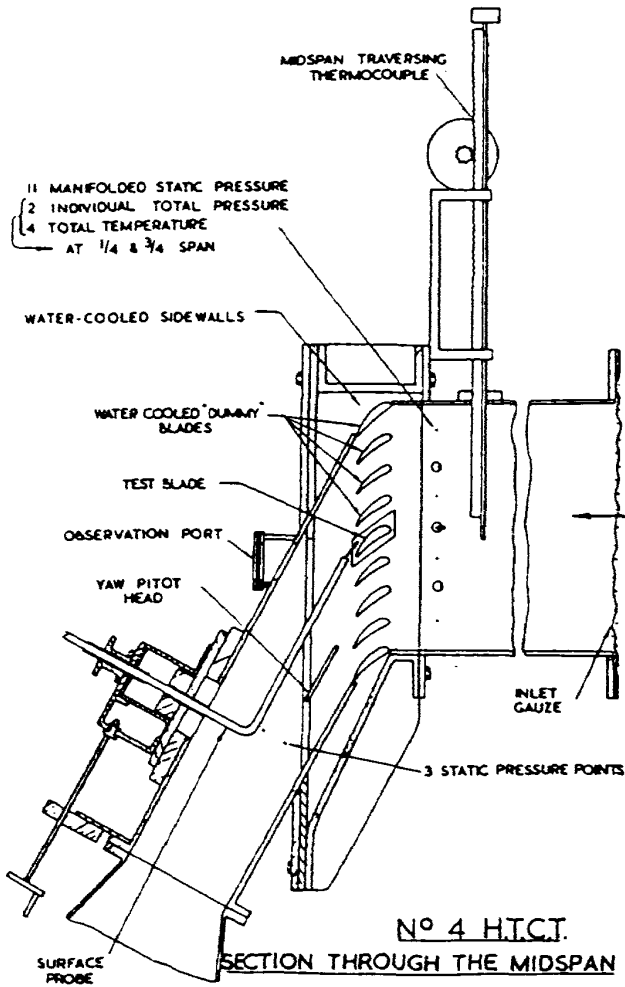
(b) 系統図

付図3 Pratt and Whitney Aircraft (PWA) の高温風洞(1)

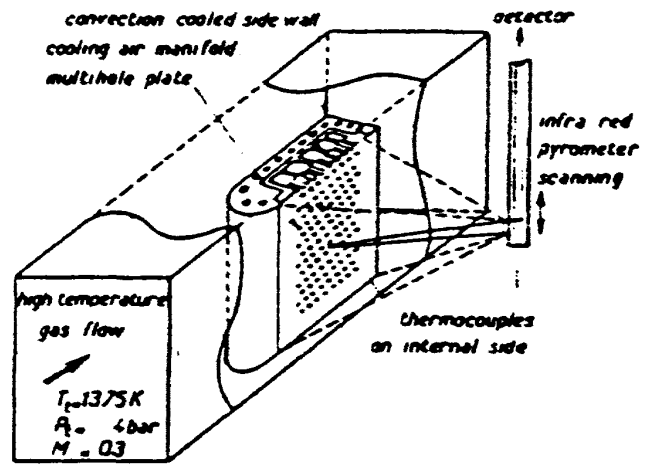


(b) 装置鳥観図

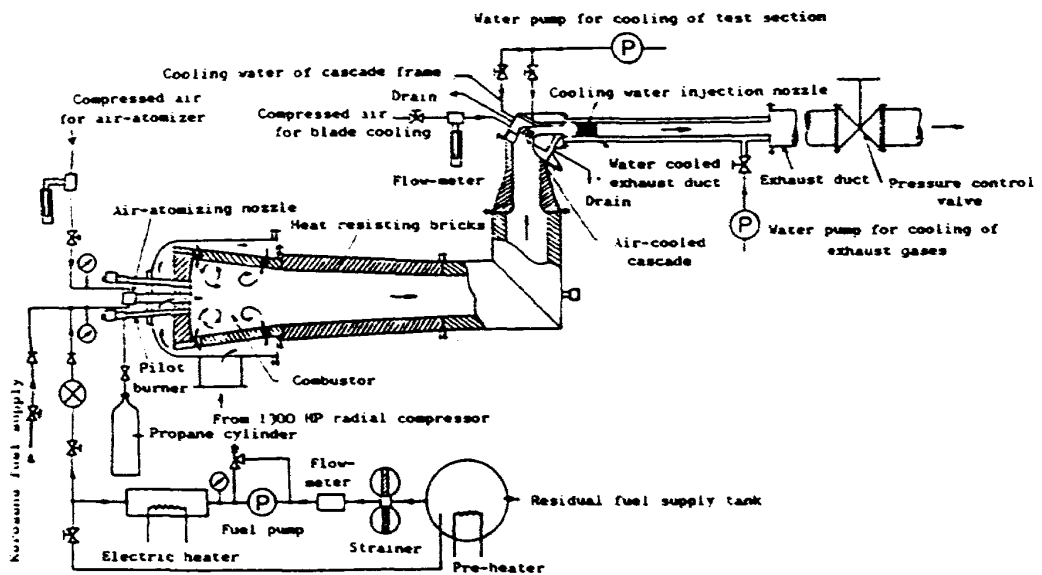
付図4 Pratt and Whitney Aircraft (PWA) の高温風洞(2)



付図5 NGTEの高温翼列風洞



付図6 ONERAの高温風洞試験部



付図7 船舶技術研究所の高温風洞概略図

付表-1 世界の主な高温風洞

番号	所属	国	名称	型式	加熱部	測定部	ガス温度 (最高)	ガス圧力 (最高)	ガス流量 (最大)	二次空気	空気源	建設年	その他	付図
1	NASA Lewis Research Center	米	Static Cascade Facility (J75 Cascade)	連続吹出し (加圧型)	キャノン型 ガス燃焼器	扇形三次元 (翼4枚) 350L×97.8W× 122.5H(mm)	1644K (1371°C)	10.13 ata (1.12MPa)	6.8 kg/s	分岐管より 手動制御	中央空気源 より分岐	1968年	赤外線窓付, 管路補償用加 熱ヒータ Filter (50μ)	1
2	MIT Gas Turbine Lab	米	Shock Tube	Shock Tube	—	二次元円形 3 in dia	477K (204°C)			Tc=-70°C (N ₂)	貯気槽		多目的	
3	Purdue Univ	米	Heat Transfer Tunnel	連続吹出し	J-47 エンジン キャノン型燃焼器	短型 114×205mm	553K (280°C)	3.86 ata (0.48MPa)	4.2 16/s		遠心送風機		平板ノズルによっ てマッハ数決定	
4	Pratt & Whitney	米	Turbine Blade Cascade Wind Tunnel	連続吹出し (加圧型)	キャノン型燃焼器	二次元 102×287 (人口 mm)	723K (450°C)	3.4 ata (0.44MPa)	16.2 kg/s	2.7 ata 3枚独立			背圧バルブで圧 力調整 (100~5%開度)	2
5	"	米	Transient Cascade Wind Tunnel	連続吹出し (非常 機構付)	キャノン型燃焼器	3枚翼列	589K (315.6°C)			分岐管より Tc=38°C	遠心送風機		背圧バルブで非定常 性発生	3
6	"	米	Airfoil Cascade Test Rig	連続吹出し	非加熱 水冷却温度制御	二次元翼列 457×76 mm	Water 11E 588K (315°C)	1MPa	12.7 kg/s		J75エンジン 抽気空気		10インチ制御弁	
7	NGTE	英	High Temperature Cascade Test Facility	連続吹出し	キャノン型燃焼器	二次元翼列 55×300 mm	1273K (1000°C)	35.1kg/cm ² (3.54MPa)				1960年	大気開放	4
8	Rolls Royce	英	High Pressure High Temperature Cascade Facility	連続吹出し (加圧型 (非常装置付))	キャノン型燃焼器 (Speyエンジン)	扇形三次元 200×50mm (RB211ノズル 3枚)	1600K (1327°C)	(0.4MPa)	22.68 kg/s	1,000K 36.7MPa 10% Gg	往復動圧 縮機+軸 流圧縮機	1978年	1968年建設の 高温風洞を改造	5
9	ONERA	仏	High Temperature Wind Tunnel	連続吹出し		二次元短形	1373K (1100°C)	0.2MPa						6
10	同志社大	日	多目的伝熱風洞	連続吹出し	電気加熱	直線および翼列 (可変)	873K (600°C)	0.3MPa		40°C		1966年	吹出し冷却	
11	船舶技研	日	高温風洞	連続吹出し	キャノン型燃焼器	二次元翼列 120×70mm	1373K (1100°C)	0.7MPa		別系統	遠心圧縮機 π=3.5 830kW		非定常	7
12	IHI (瑞穂)	日	高温熱疲労風洞	連続吹出し	キャノン型燃焼器	二次元, 三次元 翼列	1573K (1300°C)	0.2MPa		別系統	ルーツプロト	1977年	非定常発生機構 大気開放	
13	MHI (高砂)	日	高温高圧風洞	連続吹出し	キャノン型燃焼器	二次元翼列 131×535mm	1033K (760°C)	1MPa		別系統 140°C	30MW軸流 圧縮機	1977年		
本風洞	航技研	日	高温高圧翼列風洞	連続吹出し	キャノン型燃焼器	約100×60mm	1300K (1027°C)	1.07MPa	1.7kg/s	分岐管より	700kW ターボ 圧縮機	1978年	タービン翼冷却 試験等	

航空宇宙技術研究所資料488号

昭和58年3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5-6-17
