

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-489

タービン翼冷却試験用高温高圧翼列風洞 (II)
特性試験結果

吉田豊明・熊谷隆王・坂田公夫
臼井弘・進藤重美

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. 風胴の概要	1
2.1 空気系統	1
2.2 燃料, 冷却水, コントロール空気等の系統	2
2.3 実験概要	4
3. 特性試験結果	4
3.1 空気源装置	4
3.2 燃 焼 器	7
3.2.1 概 要	7
3.2.2 燃料噴射弁特性	13
3.2.3 燃焼効率	13
3.2.4 燃焼器出口ガス温度分布	16
3.2.5 着火特性	17
3.2.6 圧力損失率	18
3.3 試 験 部	18
3.3.1 入口温度分布	18
3.3.2 入口圧力分布	22
4. 運転試験の経過における問題点と対策	26
5. ま と め	28
6. あとがき	28
参考文献	28

タービン翼冷却試験用高温高压翼列風胴 (II) 特性試験結果*

吉田豊明** 熊谷隆王** 坂田公夫**
臼井 弘** 進藤重美***

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、当研究所が行ってきた高压タービン冷却翼性能向上の研究において、主要な試験設備である「タービン翼冷却試験用高温高压翼列風胴」の全体計画と設計製作の概要を第1報に報告した。本報ではこの試験設備の各構成要素について、各種特性試験の結果及び運転・試験を経過して行った改修、発生した問題点とその対策等を報告する。

1. まえがき

タービン翼冷却試験用高温高压翼列風胴(以下「高温風胴」と略称する)を製作した目的、高温風胴全体の概要を別に報告したが¹⁾、設備の完成後、予備的試験、本試験を遂行して、設備の保守と実験の円滑な進捗を図るために必要な事項が明らかになると共に問題となる事例の蓄積があった。これらの情報は、今後この試験設備を使用する際に、又同種の設備を計画・建設する際に有用な技術資料となると思われるのでここにまとめることとした。

2. 風胴の概要

2.1 空気系統

高温風胴の全体概要を図2.1.1及び表2.1.1に示す。空気源装置は700kW電動機と3段ターボ圧縮機が主要な構成要素で、最大空気流量1.7kg/s、最高出口圧力0.97MPa,G(9.9kgf/cm²G)、出口温度約135°Cの空気が供給できる。

この空気源出口からの配管は出口バルブの後7つの系統に分岐される。(1)1つは出口バイパス系(放風系)でバルブを介して大気に抜ける配管であり、圧力過上昇等何らかの緊急事態が発生した時放風するために設けてある。(2)1つは主流系(高压系)であり、仕切弁、流量測定用オリフィス、流量設定バルブを経て燃焼器部、試験部、冷却器、背圧調整装置、ピット、排気塔に至る。(3)主流系は別に常圧系としてもう1系統あり、(2)と類似の構成で排気塔に達しているが、燃焼器と試験部の間に拡大・整流・縮小からなる整流器があることと冷却器の後に背圧調整装置がないことが(2)と異なる点である。(4)冷却空気系は2つの系統に分れる。一方(4)は装置の冷却用であり、仕切弁を介して高压系(2)と常圧系(3)の試験部に至る。高压系では冷却空気は試験部入口フランジの8つの取入口より試験部外筒の内部へ入り、試験部出口で主流高温ガスと合流する。(5)他方の冷却空気系は供試冷却翼に冷却空気を供給するための配管である。冷却空気は仕切弁を経て、3つのオリフィスのいずれか(流量範囲により使いわけ)を通り、流量設定バルブを経てヒータに入り、可撓管を通して供試翼内部に供給され、翼を冷却した後主

* 昭和58年1月15日 受付

** 原動機部

*** 航空機公害グループ

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 /h (標準大気条件) 吐出空気圧力 0.97MPa (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 圧力調整装置 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 : 32ビット 96K word ミニコンピュータ 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

流に混入する。この可撓管フランジ部の接続を変えることによって高圧系, 常圧系のどちらか一方の実験に翼冷却用の空気を供給することになる。(6)主流, 冷却空気の流量範囲を調整するために流量調整バルブのあるバイパス系を設けてある。(7)この系統(6)には燃焼器の試験研究ができる系統が分岐して設置されている。

実験時の圧力, 流量設定は700kW空気源の入口空気取入バルブと出口バルブ, 主流系の流量設定バルブ, 背圧調整バルブ及びバイパス系の流量調整バルブにより行う。冷却空気の条件設定は主流条件設定時には大まかに(多く流れる範囲側で)行っておき, 主流が定まった後, 細かい調整をする。

2.2 燃料, 冷却水, コントロール空気等の系統

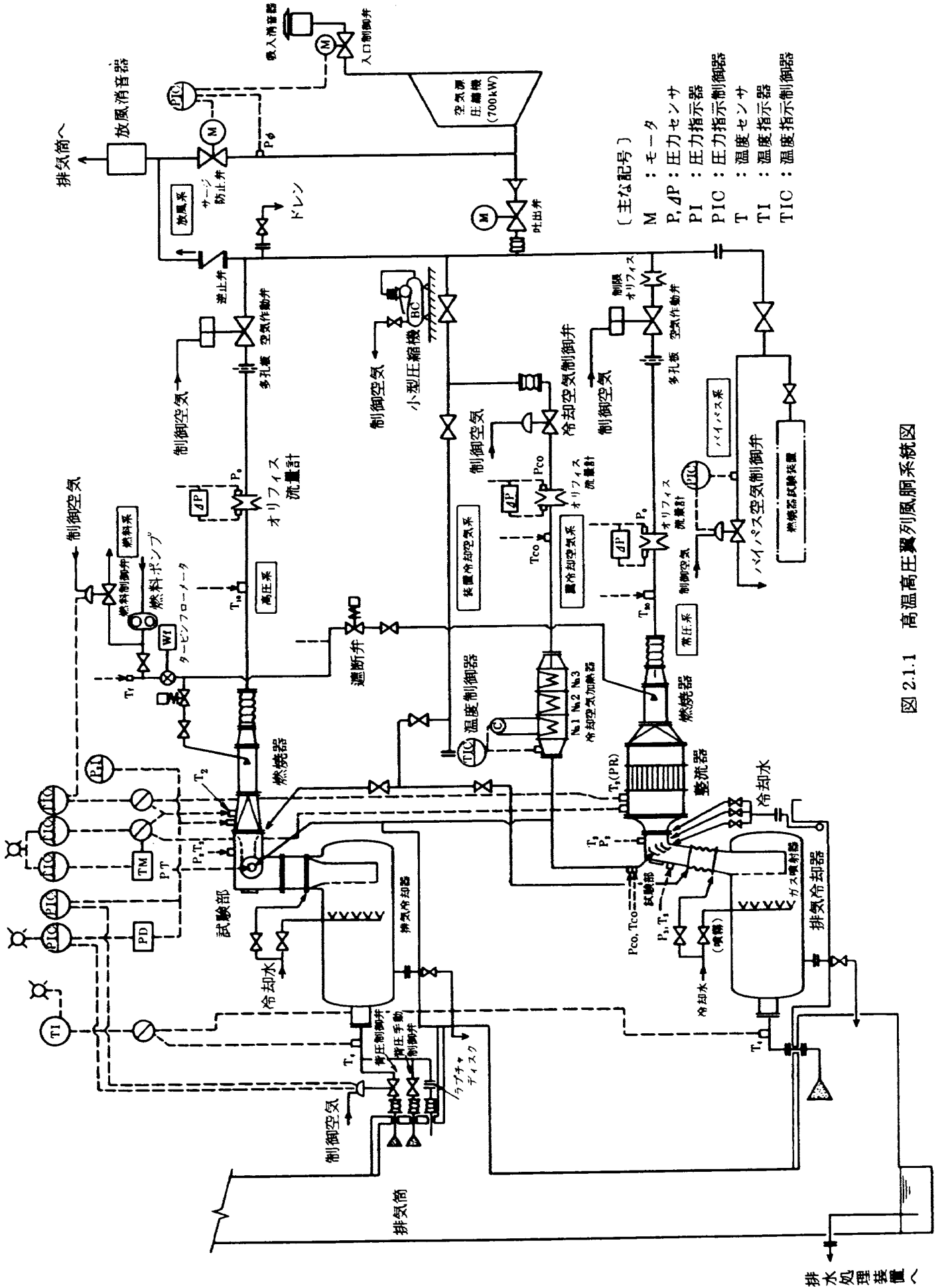


図 2.1.1 高温高圧翼列風胴系統図

試験部での高温条件は、試験部直前にある単キャノン型の燃焼器でジェット燃料 A-1 の燃焼により得ている。燃料は屋外埋設の貯蔵タンクより移送ポンプ、燃料ポンプ、電磁弁、燃料流量計（タービンフローメータ）等を経て、圧力噴霧型燃料噴射弁から噴霧される。燃料噴霧圧は最高 3.92 MPa, G (40 kg/cm²G) までであるが、燃料バイパス系の流量制御により 0 ~ 3.92 MPa, G (40 kg/cm²G) まで任意の値に設定できる。なお燃焼器出口の温度を設定すれば、空気流量の変化があっても自動的に一定となるように燃料流量が調整される。

冷却水システムは 2 系統あり、1 つは 700 kW 空気源内の中間冷却器に供給して、作動空気の冷却を図っている。他方は試験部出口側フランジ部と排気冷却器及び赤外線透過窓に供給して、試験装置高温部の冷却を図っている。

作動ガス、燃料の流量調整を行うバルブの駆動にはベピコンの圧縮空気を使用している。これらのバルブ開度の制御は運転制御盤に設けてあるコントローラにより行っている。

2.3 実験概要

実験は燃焼ガスを作動流体として、圧力を常圧から 0.785 MPa, G (8 kg/cm²G) までの範囲で行った。本実験の内容は主に、FJR710 エンジンの第 1 段静翼及び動翼それぞれの実機相当翼について翼材温度の非定常応答を調べることであり、具体的にはそれぞれ定常高温作動時に設計点近傍の冷却空気量が流れるような条件で、着火前→着火→ガス温度安定→消火→空気温度安定に至る間のガス、冷却空気、翼材温度を計測した。この一連の計測は作動ガスの圧力を種々変えて行った。図 2.3.1 に試験の手順概要を示す。勿論この本試験の前後には燃焼器、試験部等の組立・分解・検査、計測ラインの接続・作動チェック、計測機器装置の較正・調整、データ処理プログラムの修正、作動チェックなど時間と注意深さを要する作業がある。

特に主要なガス温度、翼材温度については温度計アンプを介してデータレコーダに記録し、後でデータ処理、作図を行った。この他実験条件の設定、記録は PDP 11/34 を中心とするデータ処理装置により行っている。図 2.3.2 にデータ処理装置の構成と

システムを示す。主な計測機器、データ処理装置の構成要素の仕様についてはすでに第一報¹⁾で示した。なお図中の RTP 盤は Real Time Peripheral の名称で、データ採取装置のことである。こゝではチャンネルの走査と A/D 変換が行われる。データ処理のソフトウェアについては第 3 報²⁾にまとめている。

実験に供した翼列は静翼の場合 4 枚組 3 流路、動翼の場合 6 枚組 5 流路のセクタ型（扇型）となっている。

なお翼材温度の非定常計測については、熱電対による計測と共に、赤外線カメラにより供試翼背側後縁寄りの翼表面の二次元分布を計測した。赤外線温度計測装置については文献 3), 4) に、又静翼、動翼の試験結果についてはそれぞれ文献 5), 6) に報告する。

3. 特性試験結果

3.1 空気源装置

空気源装置の計画仕様は、表 3.1.1 の通りである。配管系を除く空気源本体の圧力-流量線図を、図 3.1.1 に示す。実験時には、圧力と流量の組み合わせについて広い範囲にわたり、安定して設定できる必要があるが、定圧力制御装置、サージ防止装置により、吸込弁ならびに放風弁の自動開閉制御を行って、その要求仕様を満足している。その詳細は、第 1 報¹⁾に述べた通りである。

空気源装置の騒音測定は、本体について工場試運転時に、装置および配管の据付状態については完成後にそれぞれ行った。結果を、図 3.1.2 及び図 3.1.3 に示す。図 3.1.3 の装置据付後の実験場（原動機 3 号

表 3.1.1 空気源圧縮機の計画仕様

吸込空気状態	圧力 (KPa)	101.3
	温度 (°C)	20
	相対湿度 (%)	65
吐出空気状態	圧力 (KPa)	1072 (最大)
	温度* (°C)	約 135
	流量 ⁺ (m ³ /h)	5.500

* 吐出圧力 1072 KPa において
+ 標準状態 (101.3 KPa, 15°C) にて

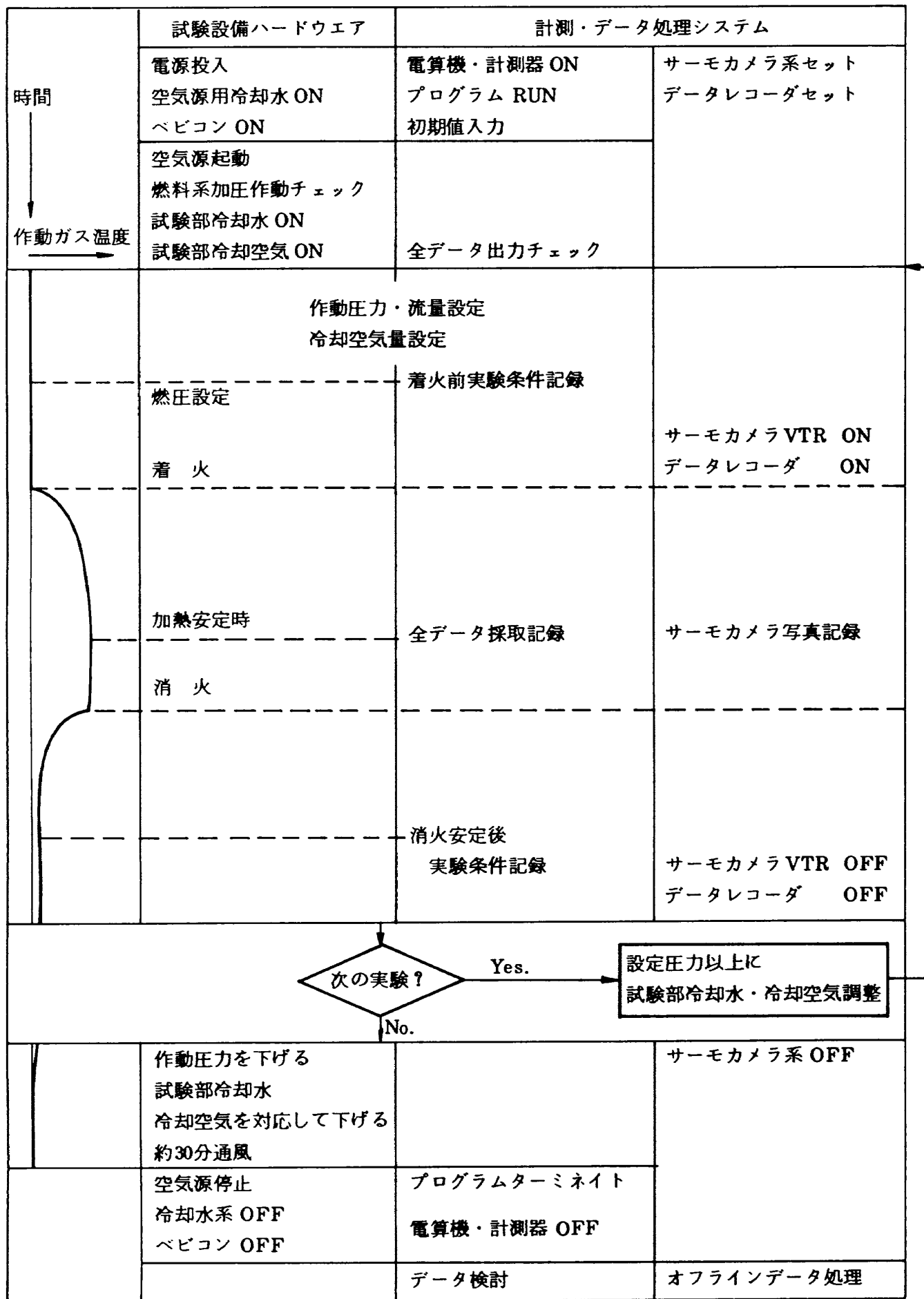


図 2.3.1 高温高圧翼列試験の手順概要

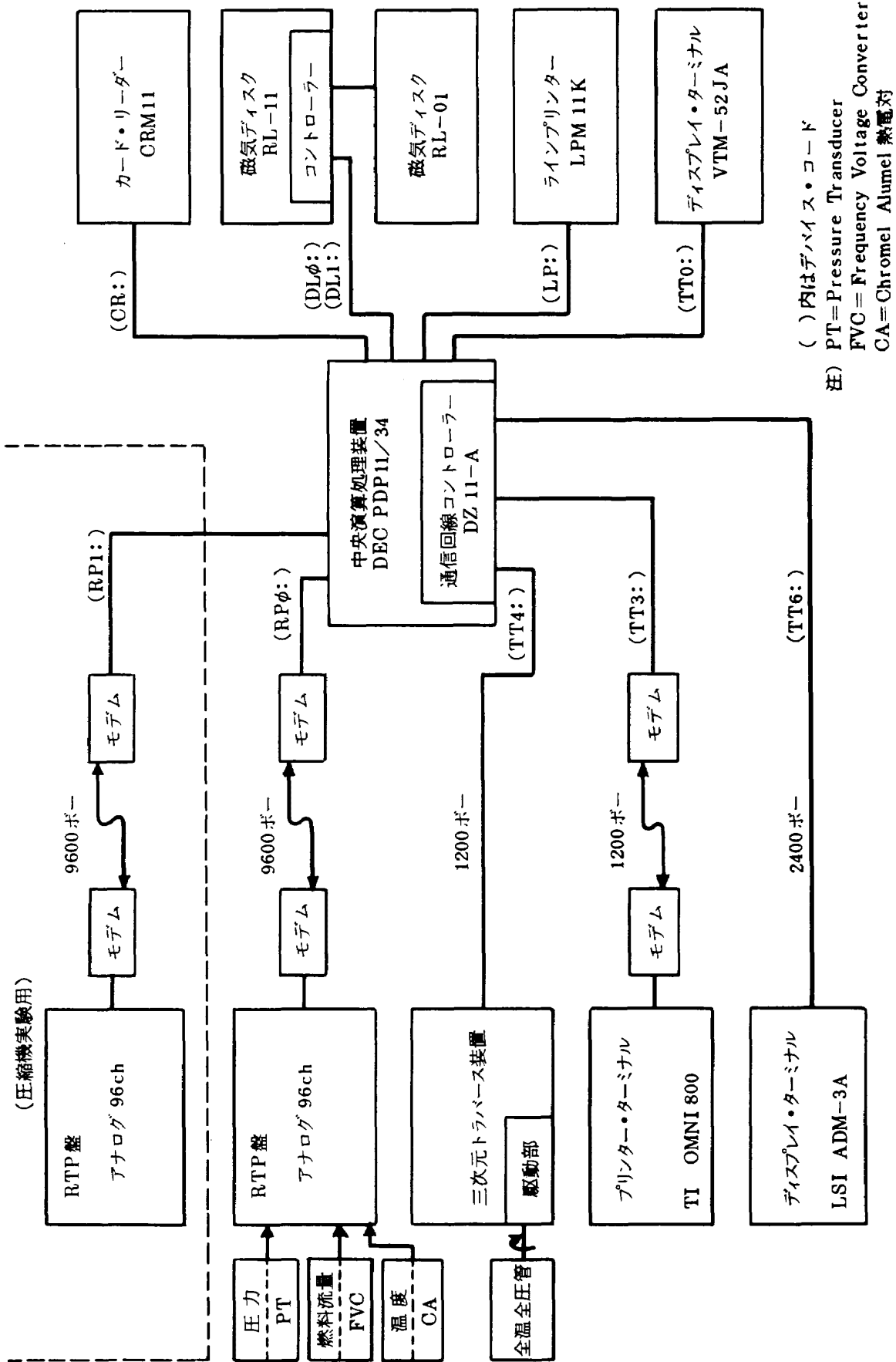


図 2.3.2 高温風洞データ処理装置の構成系統図

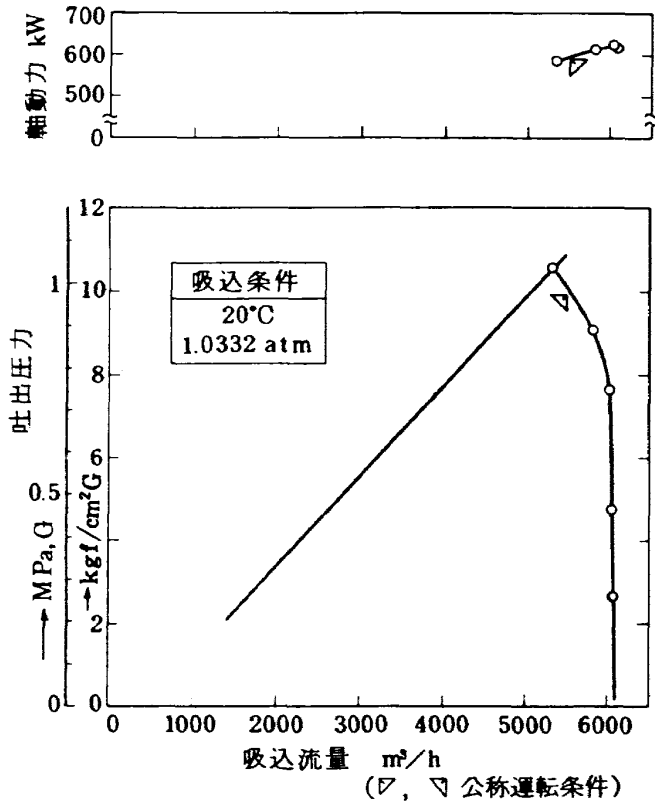
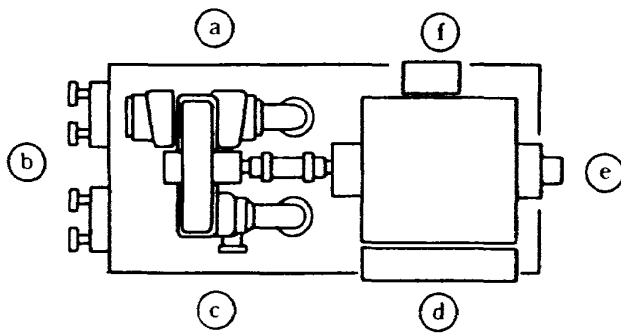


図 3.1.1 空気源本体の流量特性



計測点	A騒音	B騒音	計測点	A騒音	B騒音
a	97	100	d	95	97
b	94	94	e	92	93
c	96	98	f	97	98

騒音測定表
(機側 1.5m)

図 3.1.2 空気源装置近傍の騒音値
(工場試運転時)

館) 周辺騒音測定は、簡易型騒音計を用いて行った。両方の図に示した騒音特性値 A, B, C は JIS Z 8731 に規定された聴感補正回路の特性基準によるものであり、単位はホンである。周波数とレスポンスの関係を決めるこの特性基準において、A は低音を特に下げた特性で、C はほぼ平坦な特性、B は A と C の中間的な特性となっている。測定の結果、放風管からの放風騒音が、Ex 地点(放風管出口約 1.5 m)に於いて高いことが判明し、建屋屋外既設の消音塔へ配管の延長、接続を行った。この結果居室に近い NW, N, NE では A 特性で 63 ホン以下、南側道路 SW, S, SE では A 特性で最高 65 ホン、居住区域までの距離が遠い E 地点では空気源との間にシャッター一枚を介するのみであるため、A 特性最高値 75 ホン、また W 地点では最高 65 ホンという値がそれぞれ測定された。この特性値試験は放風管から全量放風の場合について行ったもので、実際の試験では緊急の場合と空気源を吸入ブローとして使用する場合(頻度はきわめて少ない)にのみこの条件となる。ほとんどの実験では空気は水噴射された後排気塔から外気に出るため(図 2.1.1 参照)、少なくとも建屋の外では空気源の稼働状態が感知されにくい程度となっている。以上のことから空気源稼働による騒音に関しては問題ないと考えている。

3.2 燃焼器

3.2.1 概要

高温風胴用に設計製作した当初の燃焼器の計画仕様は表 3.2.1 の通りである。実際に製作し、実験に供した燃焼器は改修型を含めて次の 3 種類である。

- タイプ I: 風胴建設当初に設計製作した単キャン型。ライナー直径 200mmφ
- タイプ II: 空燃比の大きい領域での燃焼効率改善を目標にタイプ I 燃焼器ライナを改修。
- タイプ III: 高圧試験時の燃焼器内最大断面平均風速を増加させるため、新たにライナー直径 130mmφ として設計製作した単キャン型。

図 3.2.1, 図 3.2.2, 図 3.2.3(a), (b) にそれぞれタイプ I, タイプ II, タイプ III の全体概要図を示し、図 3.2.4, 図 3.2.5(a), (b), 図 3.2.6(a), (b), (c) にそれぞれのタイプのライナ等の外観を示す。タイプ II のタイ

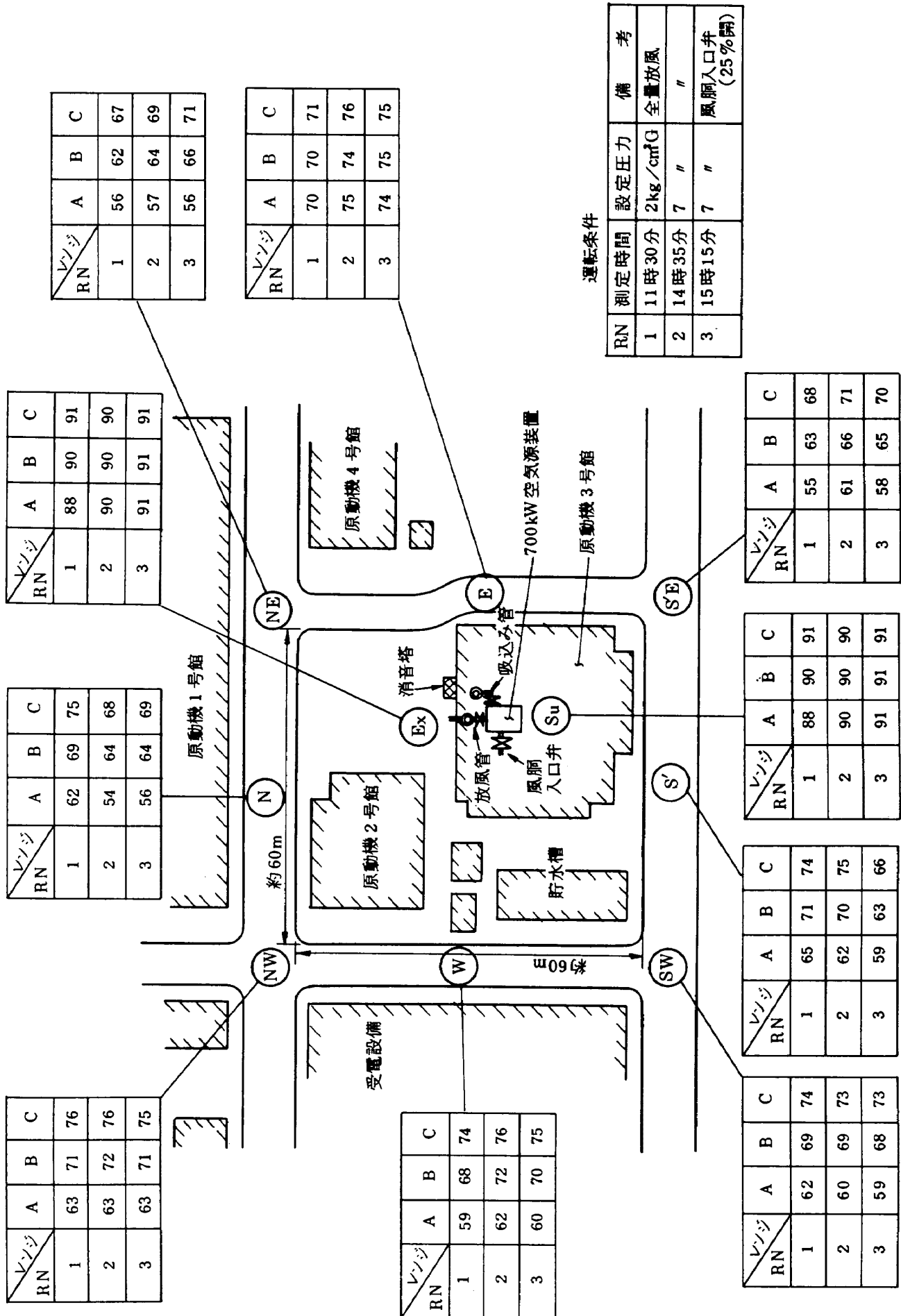


図 3.1.3 空気源装置運転による実験場周辺の騒音値

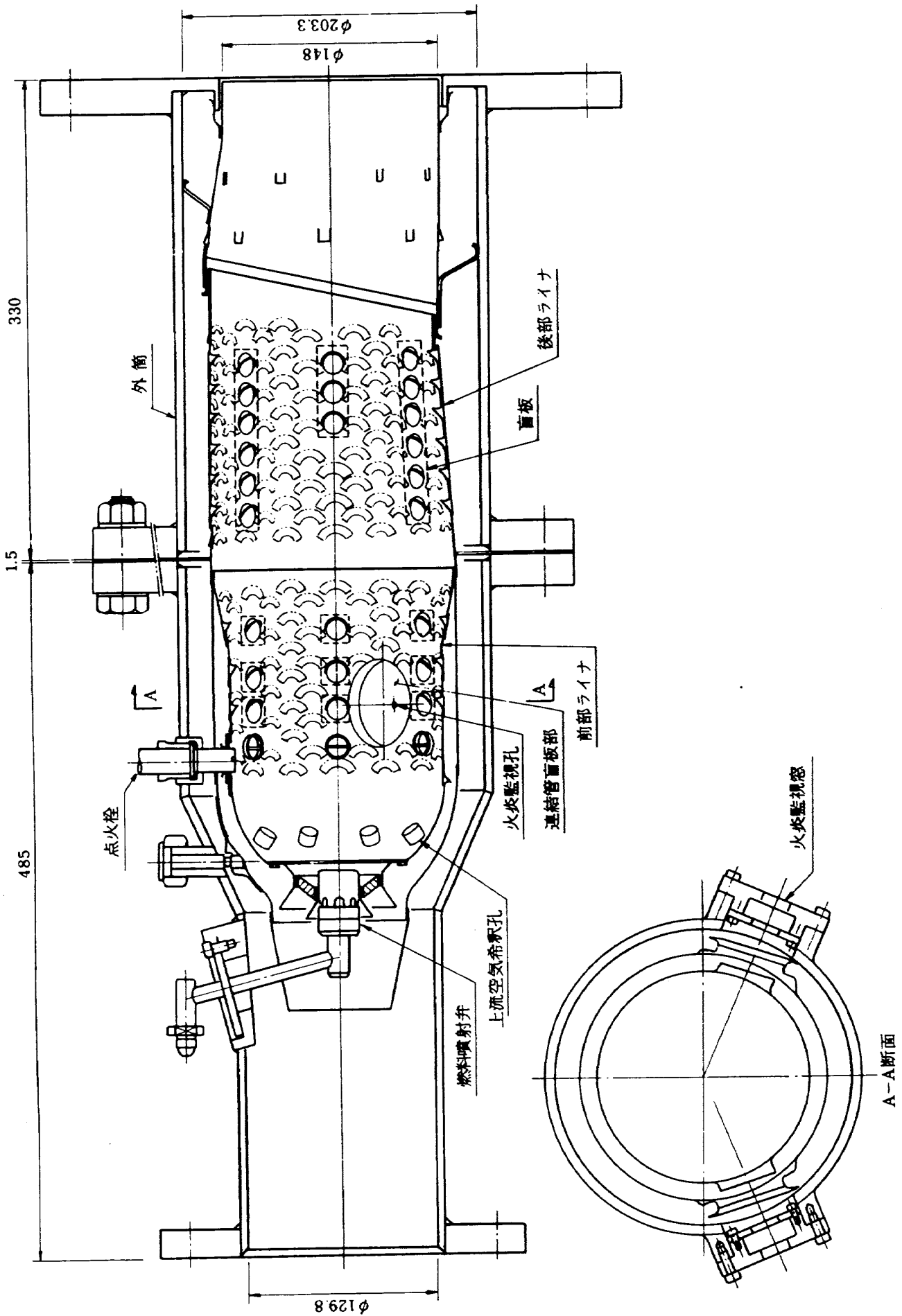


図 3.2.1 燃焼器 (タイプ I) 全体概要図

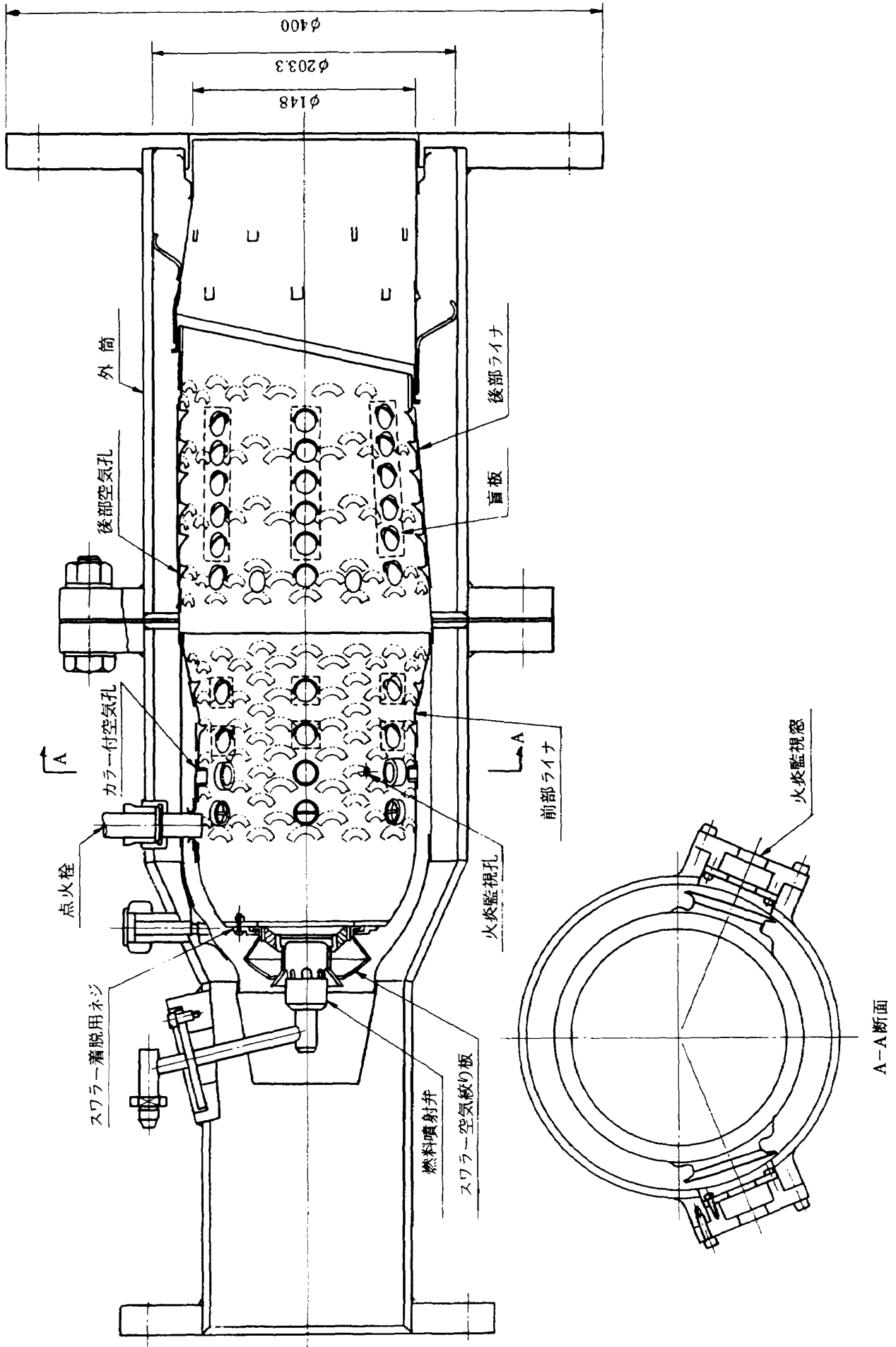


図 3.2.2 燃焼器 (タイプ II) 全体概要図

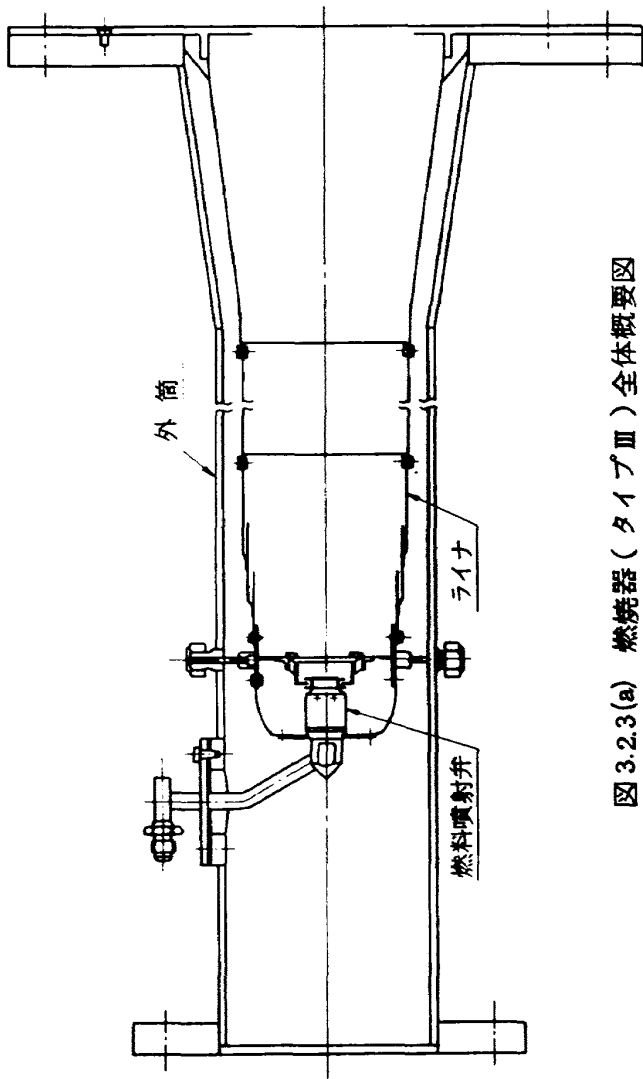


図 3.2.3(a) 燃焼器 (タイプⅢ) 全体概要図

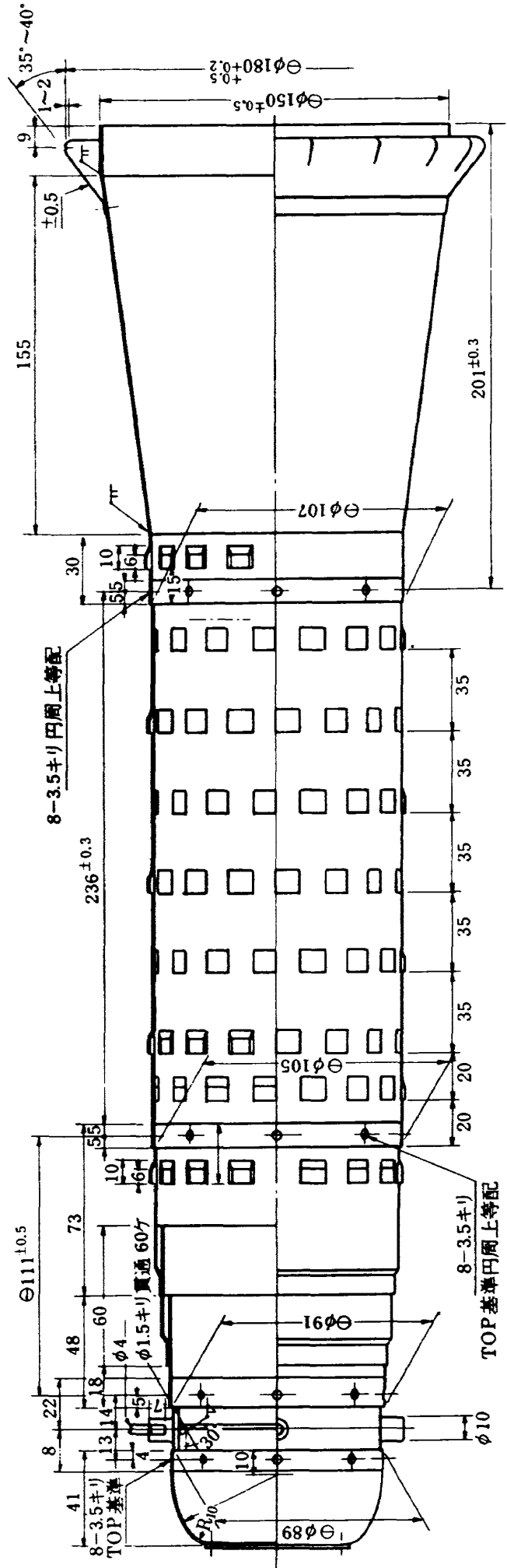


図 3.2.3(b) 燃焼器 (タイプⅢ) ライナ概要図

表 3.2.1 燃焼器基本計画仕様

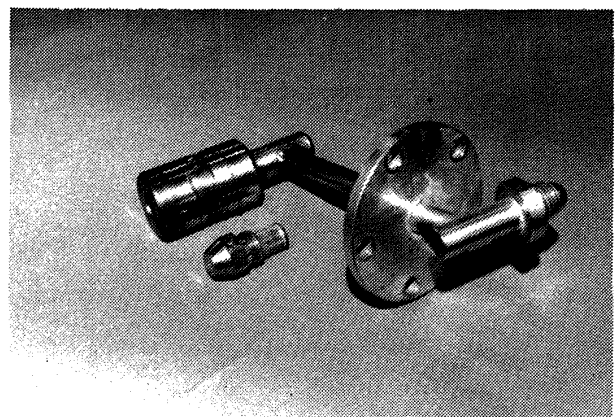
(1) 形式	直流単キャン形
(2) 作動範囲・仕様性能	
空気流量	0.8～1.5 kg/sec
入口空気圧力	147～882 K Pa, G (1.5～9.0 kgf/cm ² G)
入口空気温度	137°C
出口ガス温度	450°C～900°C
燃焼効率	95%以上
圧力損失	入口全圧に対して5%以下
使用燃料	Jet-A1
(3) その他	
	(イ) 火炎監視用覗き窓(有効直径15mmφ)およびボアスコープ点検用窓をつける
	(ロ) 防熱加工を行い, 外気温20°Cの時, 外被温度50°C以下とする



図 3.2.4 タイプ I 燃焼器ライナ外観

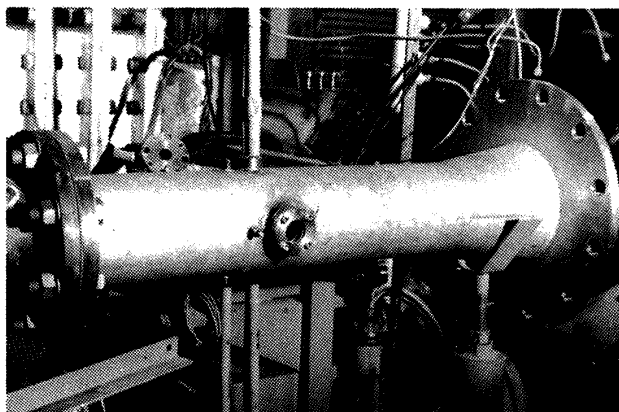


(a) ライナー外観



(b) 燃料噴射弁とノズル外観

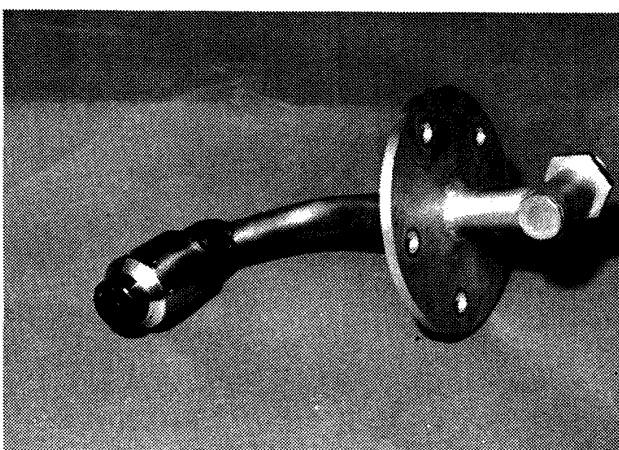
図 3.2.5 タイプ II 燃焼器ライナ外観



(a) 燃焼器外筒外観



(b) ライナー外観



(c) 燃料噴射弁外観

図 3.2.6 タイプⅢ燃焼器外観

プⅠからの改修した事項は次の通りである。

- (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。
- (ハ) 上流空気希釈孔をなくし盲とした。
- (ニ) ライナー空気孔については、前部ライナ第2列目にカラー付空気孔を設け、また後部ライナ第1列目に円周上16ヶ所の空気孔を設けた。
- (ホ) 連絡管盲板部(2ヶ所)の陥没部をなくし、盲板には周辺と同等のルーバを設けた。
- (ヘ) 後部ライナ出口部外周縁の空気モレを止めるため円周状にシールを施した。

次項以下に種々の特性を述べるが、タイプⅠ燃焼器は現存していない。得られた結果から結論的にタイプⅡとタイプⅢの使いわけを示すと図3.2.7のようになる。各試験においては空気流量、作動圧力範囲に応じてこの図から適切な方の燃焼器を選択して組立てる。

3.2.2 燃料噴射弁特性

上記の各燃焼器には、燃料の使用流量範囲(作動ガスの温度範囲)に応じて4種類の圧力噴霧型燃料噴射弁(噴霧角 90° 、公称流量6, 9, 14, 20ガロン/時〔1ガロン/時 $=3.785 \times 10^{-3}$ /hr $=1.051 \times 10^{-6}$ m³/s〕, Delavan社製)から選択して使用する。図3.2.8に噴射弁交換ノズル部の外観を示す。図3.2.9は噴射弁の流量特性である。高温風胴の燃料供給系は最高圧力3.92MPa,G(40kg/cm²G)までであり、燃圧があまり常圧近傍では流量が安定しないので、数気圧から35気圧程度の範囲で所要の温度が得られるよう、予定する空気流量の範囲との関係において事前に検討しなければならない。

3.2.3 燃焼効率

空燃比(A/F)に対する燃焼効率(η_b)の変化を、最大断面平均風速(U_r)をパラメータとして、タイプⅠ,Ⅱについて図3.2.10(a)に、タイプⅢについて図3.2.10(b)に示す。燃焼効率は、燃焼器出口において5点楕型温度計3本により合計15点(タイプⅠ,Ⅱの場合)、8ヶ所合計40点(タイプⅢの場合)の温度計測を行って求めた出口平均温度と入口空気温度、空気流量、燃料流量の計測値から算出した。この特性試験は、原動機部燃焼研究室によって、原動機1

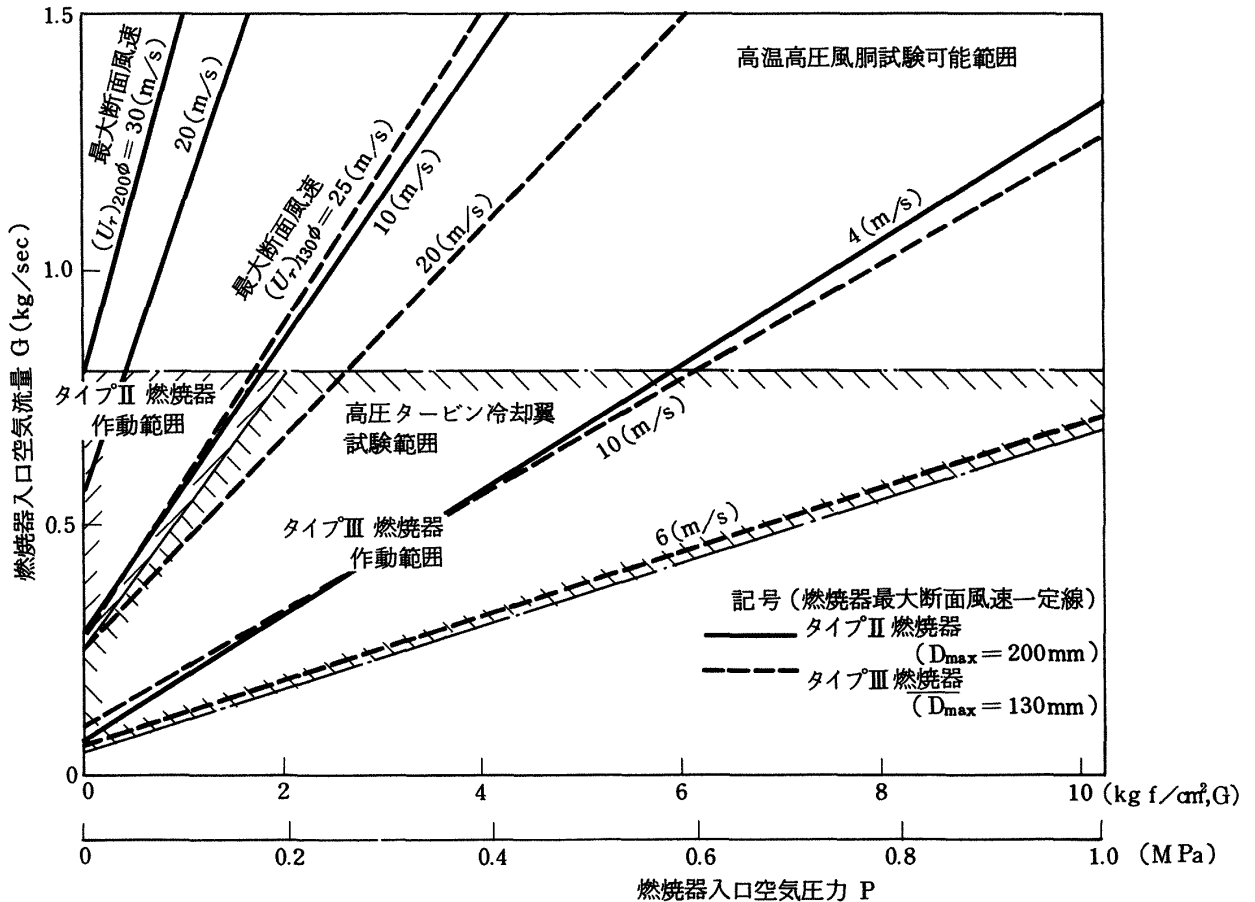


図 3.2.7 タイプ II, タイプ III 燃焼器の適切な作動範囲

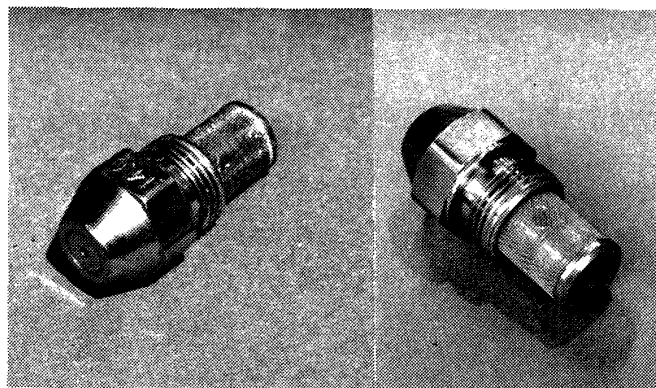


図 3.2.8 燃料噴射弁ノズル部外観

号館で常圧燃焼試験設備を用いて行われたものである。

タイプ I 燃焼器では空燃比の大きい希薄燃焼状態で急激な燃焼効率の低下が見られたが、ライナーの改修(タイプ II)によって大巾な改善が図られ、試験部入口のガス温度ならびに風速の広い範囲にわたって高い燃焼効率が維持されることが確認された。

高圧実験時の最大断面風速の低下に対処するため

にライナー直径を縮小して新たに設計製作したタイプ III 燃焼器は、空燃比の広い範囲にわたって燃焼効率の著しい変化がないとみなされる。この特性は試験設備の構成要素として望ましいものであるが、常圧燃焼条件では図に見られるように、燃焼効率の値が低く、ス、臭いの発生があったのでなお改修すべきものと思われる。しかし 2~8 気圧(ゲージ)の高温高圧翼列試験に供した結果では、ス、臭いは

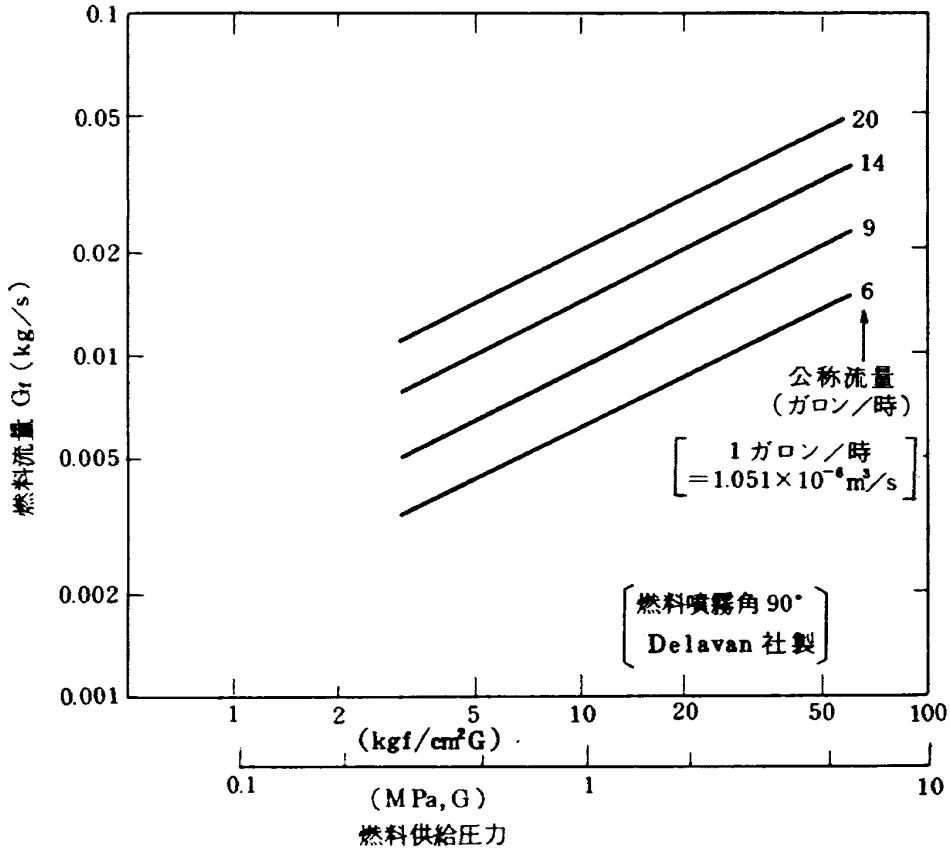
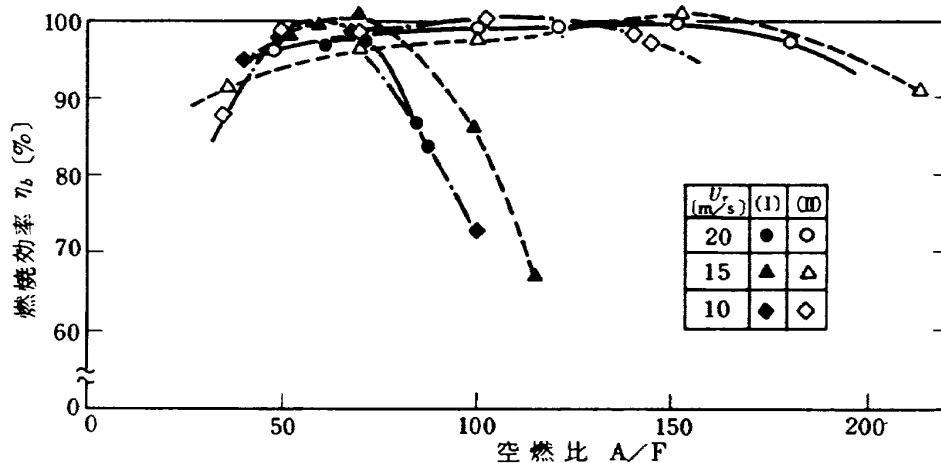
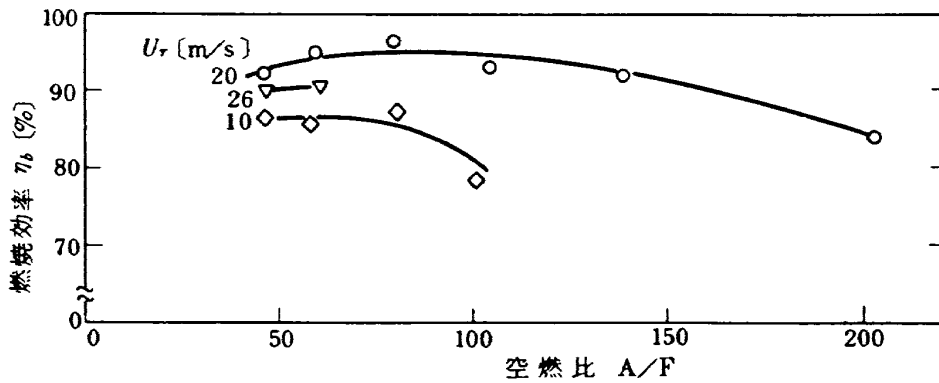


図 3.2.9 燃料噴射弁流量特性



(a) タイプ I, II 燃焼器



(b) タイプ III 燃焼器

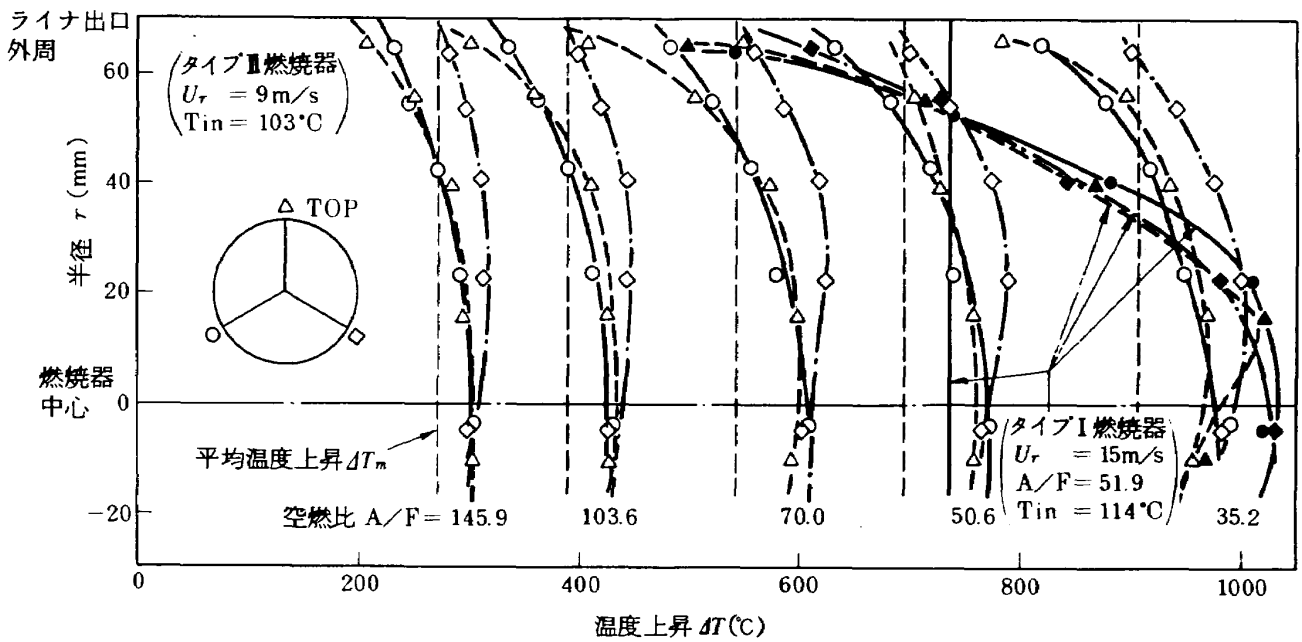
図 3.2.10 燃料効率

ほとんど発生していないので、高圧燃焼下では燃焼効率が向上しているものと考えられる。

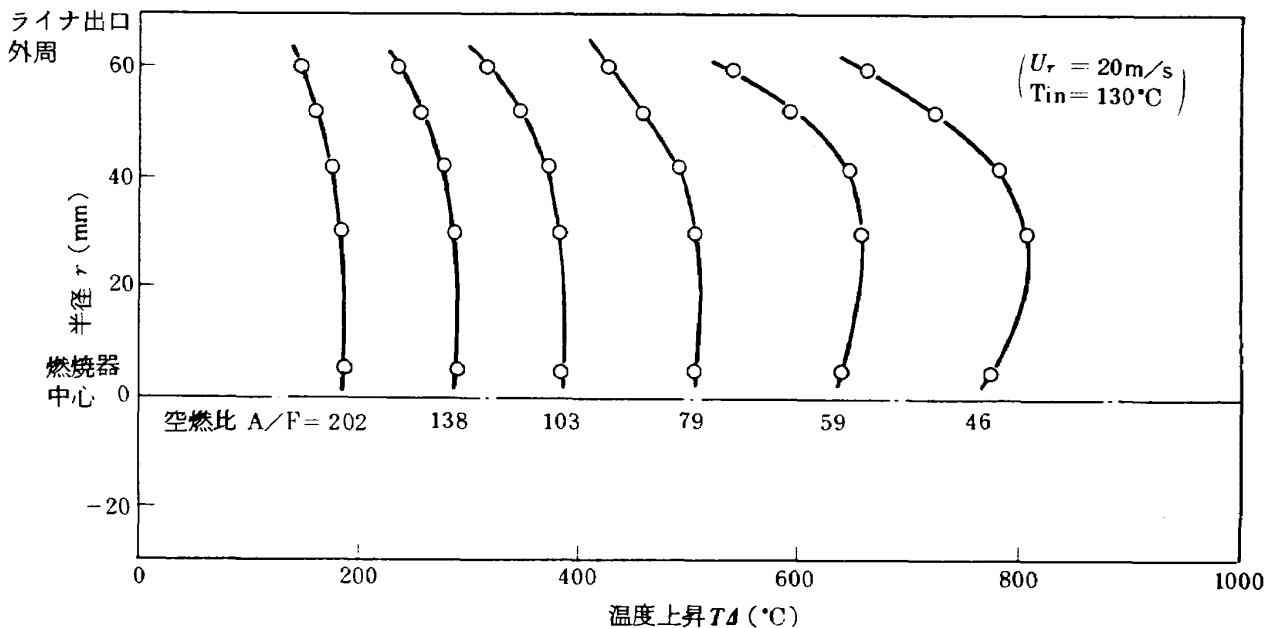
3.2.4 燃焼器出口ガス温度分布

二次元供給模型による実験では一般に試験部入口におけるガス温度の均一性が要求される。極度の温度不均一性は、試験そのものの精度、信頼度を損なうばかりでなく、装置の局所の変形、損傷、破壊を生ずるので、その特性を把握しておくことは重要である。

製作した3種類の燃焼器については、出口断面(円形)における温度分布を半径方向5点、円周方向3ヶ所(タイプI, II), 8ヶ所(タイプIII)で計測した。この実験データは前項の燃焼効率を求める際の根拠となっている。タイプI及びタイプII燃焼器の測定結果を図3.2.11(a)に、タイプIII燃焼器の測定結果を図3.2.11(b)に示す。タイプIに比べタイプIIでは、燃焼効率の改善と共に、温度分布の一様化の点からも著しい改善が達成されている。図(a)でタイプ



(a) タイプ I, II 燃焼器 (噴射弁 14 ガロン/時, 90°)



(b) タイプ III 燃焼器 (噴射弁 9 ガロン/時, 90°)

図 3.2.11 燃焼器出口ガス温度分布

Iの結果は燃焼効率の良い(図3.2.10(a)参照)場合の一例のみを掲げたが、改修前の定性的な傾向として全体に(他の空燃比, 最大断面平均風速の場合も含め)半径方向の温度変化が大きかった。

タイプIIIの温度分布はほぼタイプIIと同様で, 出口断面の中心から半径約40mmφ以内の領域ではほぼ一定の温度分布となっている。この結果は各半径位置(図3.2.12参照)において円周方向に8ヶ所のデータを平均したものであり, 半径方向の温度分布の傾向は円周上8ヶ所において互いに著しい差異はなく良く似たものであった。図3.2.12にはタイプIII燃焼器出口断面における温度不均一率 δ の横断面二次元分布の一例を示す。ここに

$$\delta = (T_{out,l} - T_{in}) / (\bar{T}_{out} - T_{in})$$

ただし, T_{in} : 燃焼器入口空気温度, $T_{out,l}$: 燃焼器出口局所ガス温度, \bar{T}_{out} : 燃焼器出口断面平均ガス温度である。

δ の最高値は中心点から真下で, 壁面までの距離の約半分の位置にあり, 1.16を示す。一方最低値は

TOP近傍にあり約0.77である。全体に \bar{T}_{out} からの偏差は小さく, 良好な温度分布であるものとみなされる。

このようにタイプII, タイプIII燃焼器では出口ガス温度分布がかなり平坦であり, 燃焼効率も広い範囲にわたって高い値を示すので, 設備の構成要素としてどちらも満足すべきものと考えている。

3.2.5 着火特性

タイプII及びタイプIII燃焼器の着火特性(着火可能な最大空燃比 $(A/F)_{max}$ と燃料供給圧力 (P_f) , 空気流量 (G_{air}) の関係)を各作動圧力条件で求めた。これは風胴の安全な運用を図るためと, 本風胴による試験目的の一つである燃焼器着火非定常時におけるタービン冷却翼試験のための資料を得るためである。図3.2.13にその結果を示す。図中には着火した後安定した時のガス温度も示した。この特性試験には供試翼列に高圧タービン第1段静翼を設定し, この供試翼の試験に最適な噴射弁を用いた。噴射弁を変えれば, 燃圧の特性が変わり, 流量の大きい噴射弁

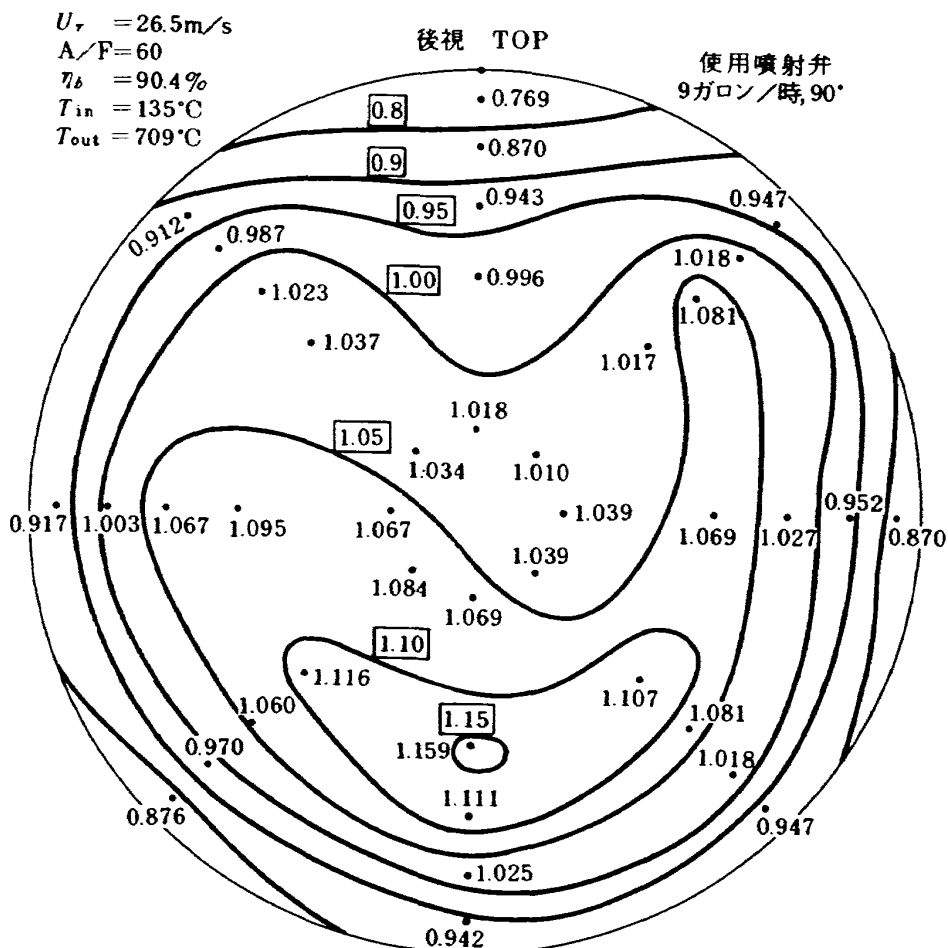


図3.2.12 タイプIII燃焼器出口の温度不均一率分布

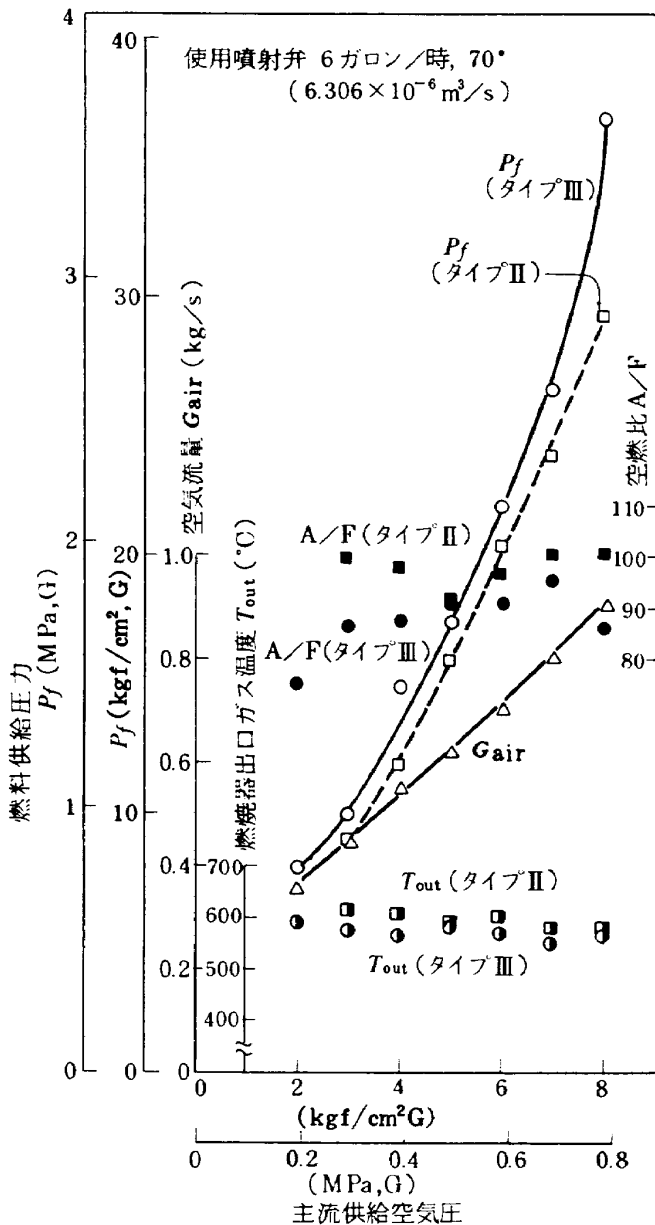


図 3.2.13 タイプII, タイプIII燃焼器の着火特性

を用いるほど必要燃圧は低くなる。試験範囲の作動空気圧で着火可能な最大空燃比は、タイプIIで90~100, タイプIIIで75~90となっている。安定後のガス温度は約600°Cであり、設備の運転、保安上何ら問題はない。

3.2.6 圧力損失率

タイプII及びタイプIII燃焼器について、最大断面平均風速 (U_r) = 10, 20 m/s における圧力損失率(ϕ)の燃焼器出口/入口ガス温度比 (T 比) による変化を図3.2.14(a), (b)に示す。圧力損失率(ϕ)の定義は次式の通りである。

$$\phi = \Delta P / ((1/2) \rho U_r^2)$$

ただし、 ΔP : 燃焼器入口と出口の断面平均全圧値

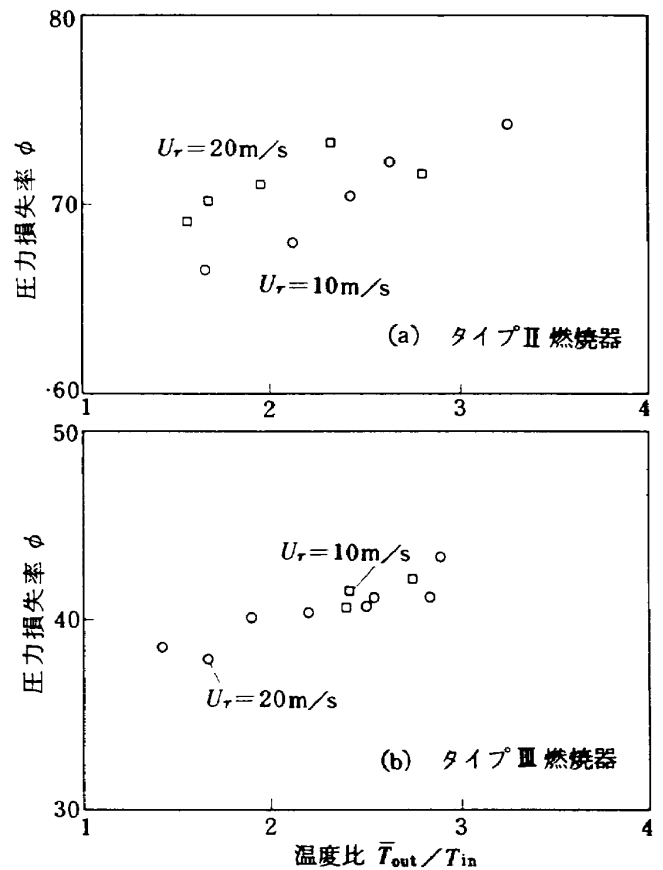


図 3.2.14 燃焼器圧力損失率

の減少量、 ρ : 燃焼器入口空気の密度、 U_r : 燃焼器ライナ部における最大断面平均風速 (密度は前記 ρ を適用)。

図3.2.14は常圧試験によって得られた結果で損失率の温度比による依存性、タイプIIとタイプIIIの値の相異、最大断面平均風速が損失率に及ぼす影響等を知ることができる有用な技術資料である。

高温風洞試験設備では700kW空気源の出口において主流系と冷却空気系の配管を分岐しているので、主流系の燃焼器において、冷却空気配管系の圧力損失より大きい圧力損失がないと供試翼へ冷却空気が供給できない。実際の高圧高温試験では、主流の作動圧が少くとも9気圧(絶対)までにおいてどちらの燃焼器も冷却空気を主流質量流量の約10%までは供給できるので、設備の構成要素として問題はない。

3.3 試験部

3.3.1 入口温度分布

試験部は第1報で述べたように耐圧性を十分持たせた外筒と主流高温ガスの流路を形成する内筒からなり、内筒は風洞特性試験用のダミーダクト(試験部(1))、第1段静翼試験用(試験部(2))、第1段動

翼試験用(試験部(3))の3種類がある。これらをそれぞれ図3.3.1, 図3.3.2, 図3.3.3に示す。図中には翼列入口相当位置で全温全圧計が挿入できる断面の形状寸法を付記した。

試験部入口において全圧, 全温を測定するためのプローブは一本にまとめたものを設計製作した。その概要を図3.3.4に示し, 外観を図3.3.5に示す。全温測定は先端部でキールタイプの保護管内に接地型のクロメル・アルメル熱電対を設けている。このため温度分布の計測は試験部入口の下壁から約1.5mmの位置から上方に行うことになる。プローブの上下方向移動位置は図3.3.1~3.3.3において測定断面の中心線の交点を通して垂直な方向である。図3.3.4, 図3.3.5に見られるようにプローブの先端部40mmは外形寸法が試験部入口の上壁面に設けてある直径10mmφの測定孔に比べて小さいので, プローブ先端位置を上壁面近くに設定する時に, 試験部内筒外側を流れる装置冷却用空気が内筒内部の主流に混入するのを防ぐため, 試験部(Ⅲ), (Ⅳ)の入口上壁面測定孔には約40mmの高さにスリーブを設けた(図3.3.2, 図3.3.3参照)。

以下に示す温度分布は次式で定義する無次元値であり, 3.2.4項に示した温度不均一率と同じ考え方

をとっている。

$$RT = (T_l - T_{in}) / (\bar{T}_l - T_{in})$$

また図中の縦軸は下壁($H=0$)から上壁(UPPER WALL)に至る距離を表わしている。

図3.3.6はタイプI燃焼器(改修前, 200φ)を用い, 試験部(Ⅲ)(静翼用)を組込んだ時の結果を表わす。作動圧, ガス温度の低い○印のデータは他に比べ定性的に類似しているものゝ, その変化量がかなり大きい。他はほぼ RT の変化が±0.25の範囲に入っている。この分布は供試翼列入口温度分布としてはあまり質のよいものとは云い難い。すでに3.2節で述べたようにタイプI燃焼器はこの他にも不具合があったので, 改修が是非とも必要であることゝなった。図3.3.7は改修した燃焼器タイプIIを用い, 同じ試験部(Ⅲ)について実験した結果である。これによれば RT の変化は±0.1の範囲に入っており, かつ中央部の分布が比較的平坦である。また作動圧の違い, ガス温度の違いによる分布の変化は小さい。従って試験部(Ⅲ)(静翼用)をタイプIIで実験するのは入口温度分布に関しては及第であると考えられる。

次にタイプII燃焼器で試験部(Ⅳ)(動翼用)の試験部入口を測定した結果を図3.3.8に示す。試験部(Ⅳ)は図3.3.2, 図3.3.3を比較して分るように(Ⅲ)に比べ

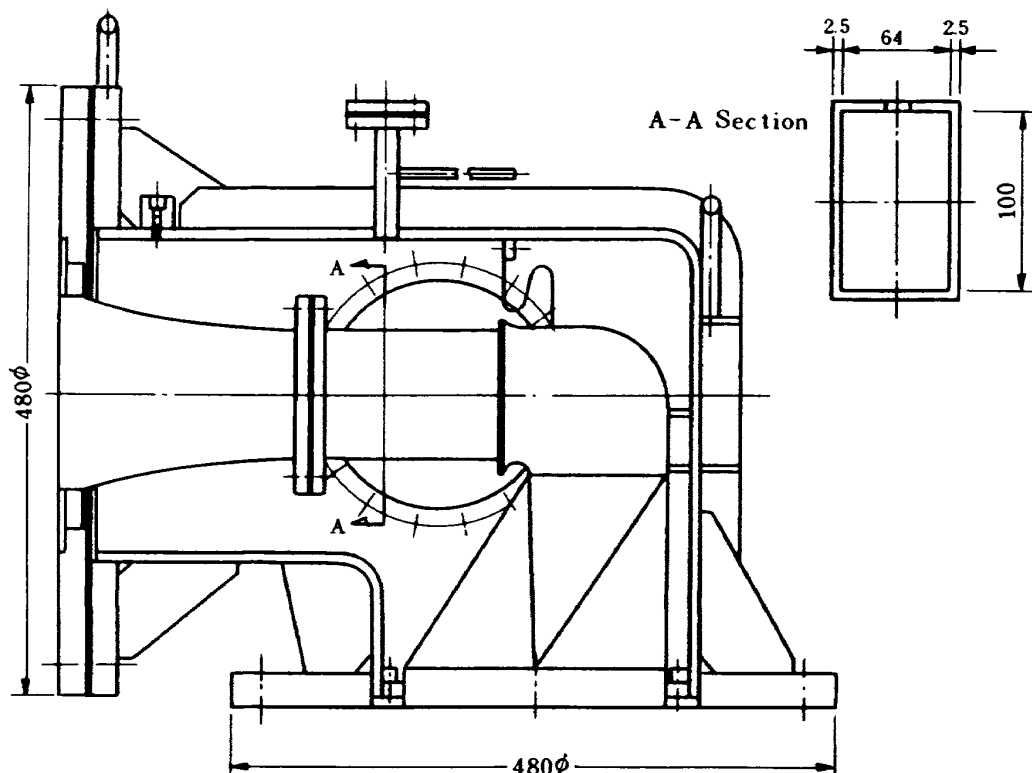


図3.3.1 試験部(I)(ダミーダクト)概要図

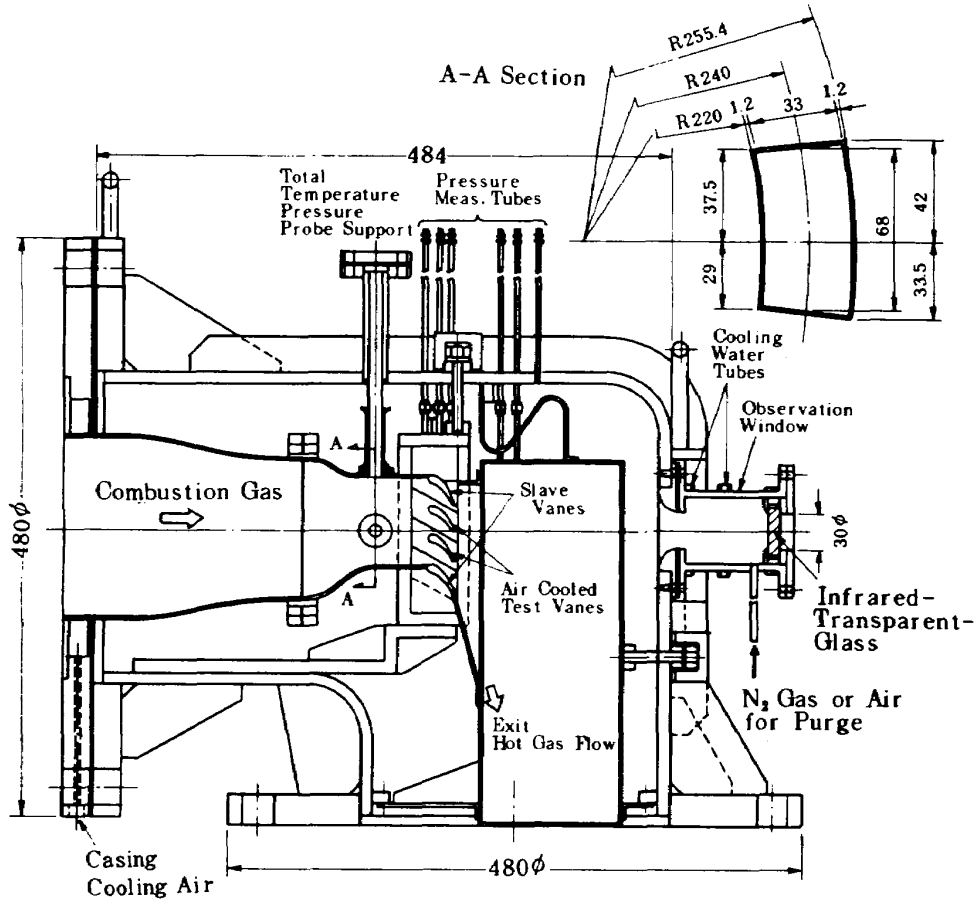


図 3.3.2 試験部Ⅲ (高圧タービン第 1 段静翼用) 概要図

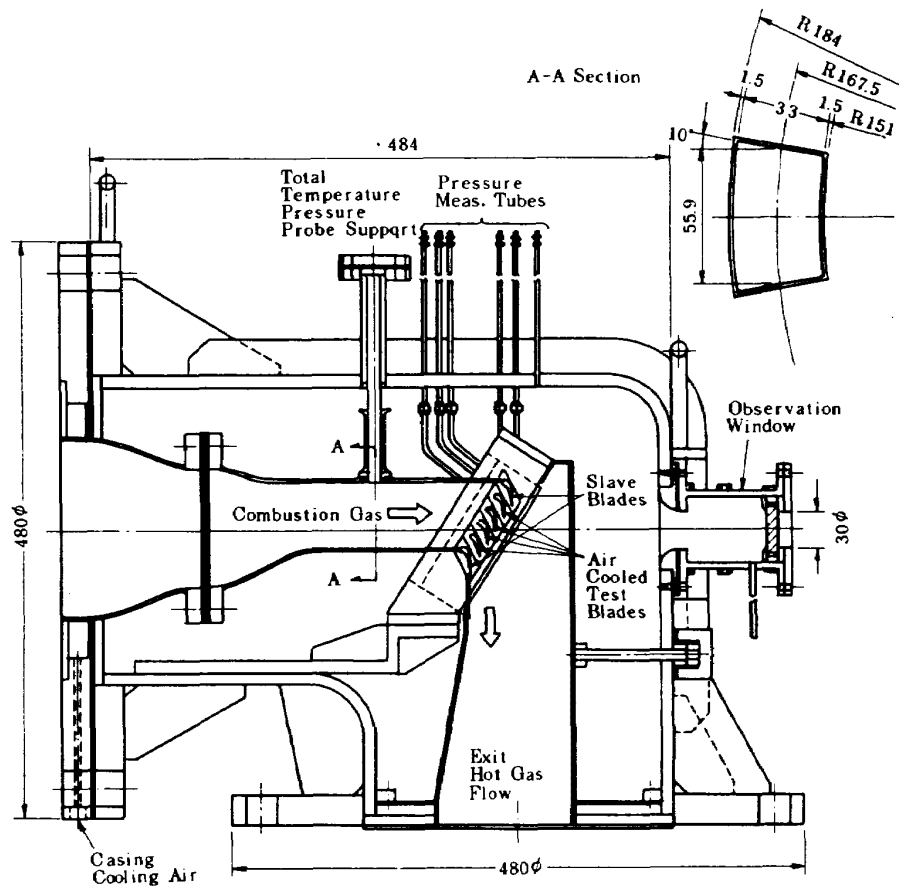


図 3.3.3 試験部Ⅳ (高圧タービン第 1 段動翼用) 概要図

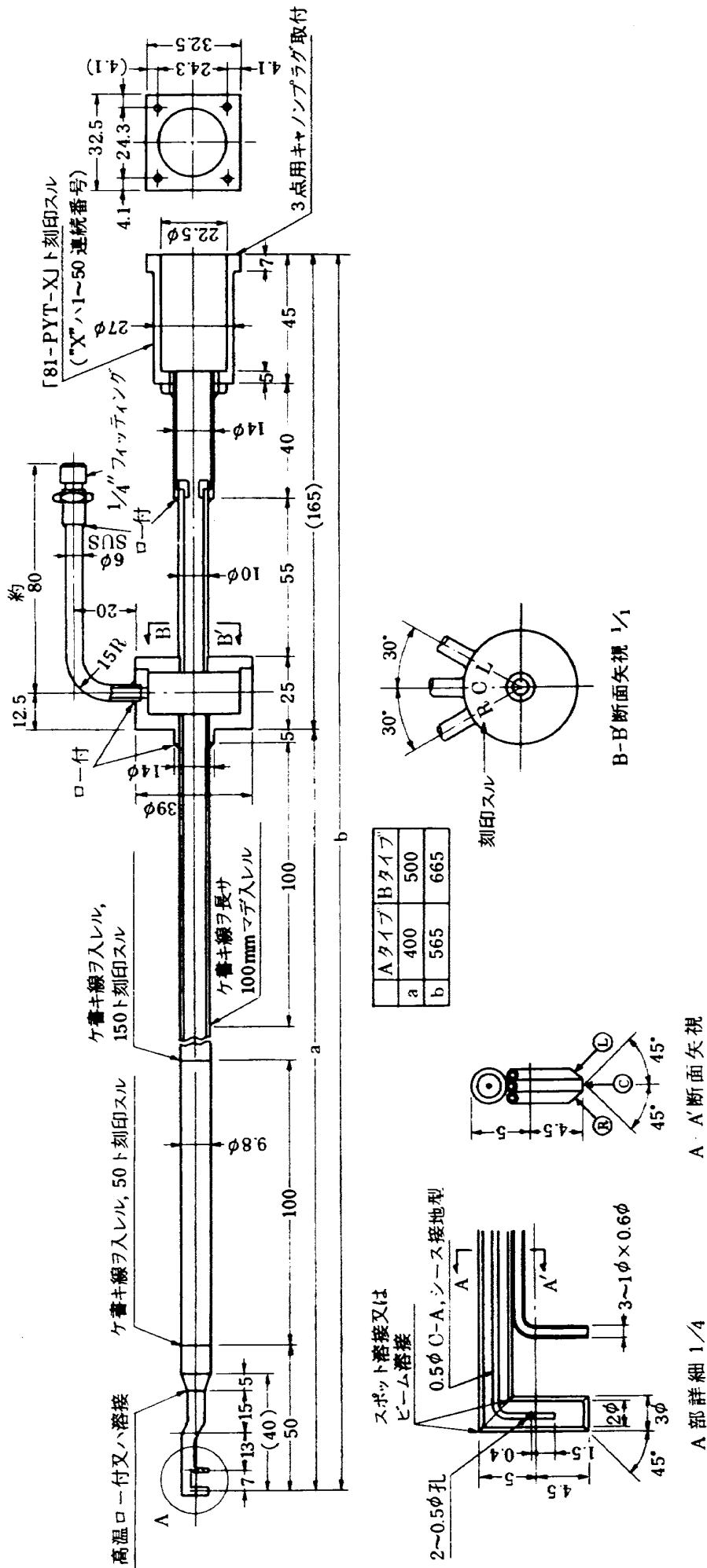
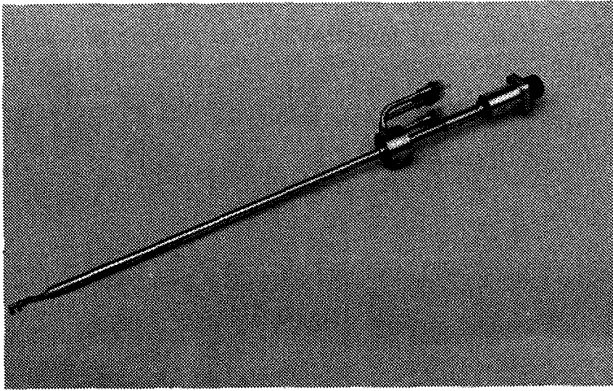
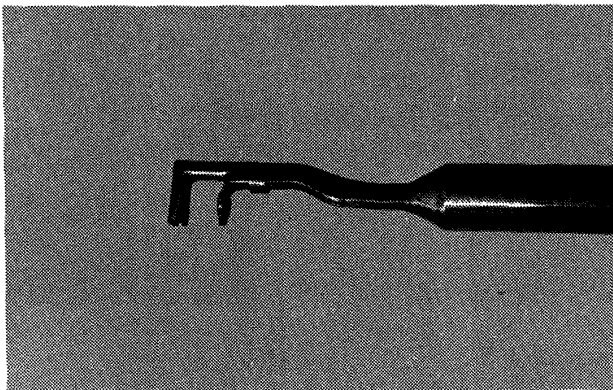


図 3.3.4 全温全圧計概要図



(a) 全体外観



(b) 先端部外観

図 3.3.5 全温全圧計外観

て断面積が小さく、翼列入口線が傾斜している。分布の傾向は中央から下方にかけて最大値のあるゆるやかな山状となっている。ただし作動圧の高い 8 気圧 (ゲージ) の場合は変化が著しく大きくなっている。流速の増大による流れの下向への偏向、プローブが流れをブロックする影響などが原因の候補と考えられるが断定できるだけの調査はまだ行っていない。しかし少なくとも 6 気圧 (ゲージ) までは RT の変化は ± 0.1 以内であり、十分試験に供することができるものとみなされる。

タイプ III 燃焼器 (130φ) は設計製作してから本試験に使用する機会が少なかった (一連の動・静翼試験では一貫してタイプ II を使用したため) ので基本的な特性を得ているのみであるが、その結果を図 3.3.9 に示す。この図は試験部 (I) (ダミー・ダクト) を用いた場合で、大変平坦な分布となっている。

3.3.2 入口圧力分布

前項温度分布測定と同時に全圧分布も得られる。測定位置は、プローブの構造の制約のため試験部入口の下壁から約 8.5mm の位置より垂直方向に上方で

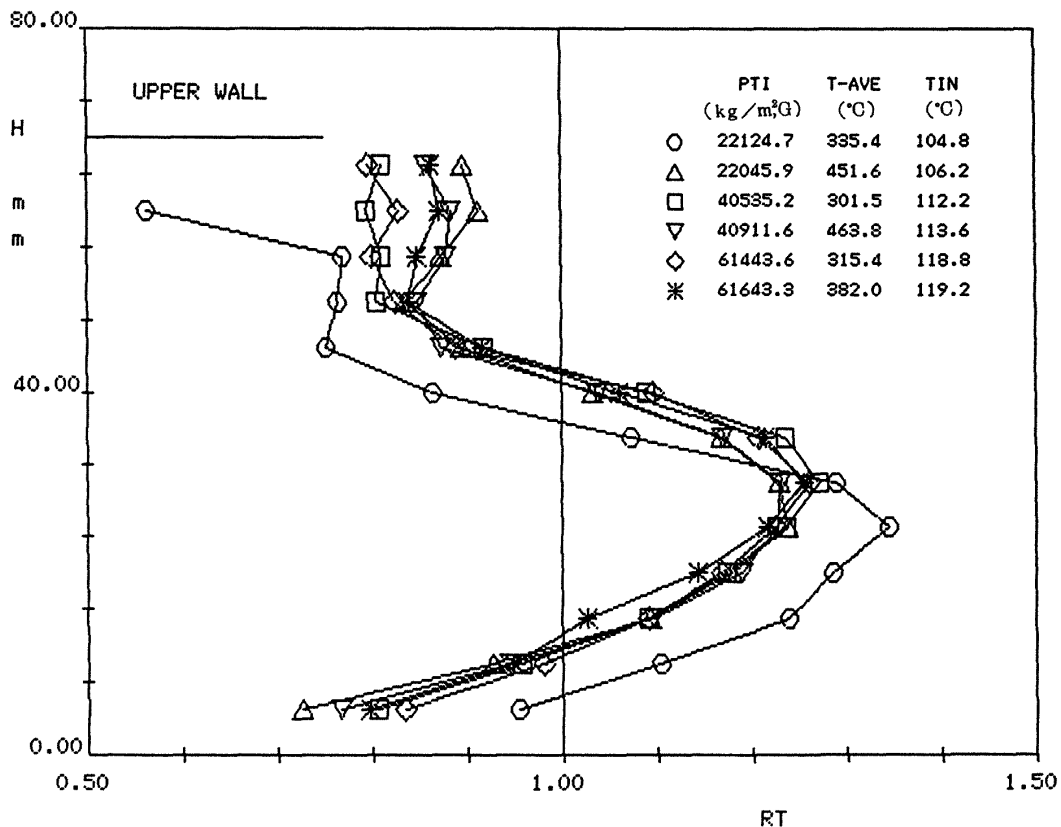


図 3.3.6 試験部入口温度分布 (I) CC (I) TS (II)

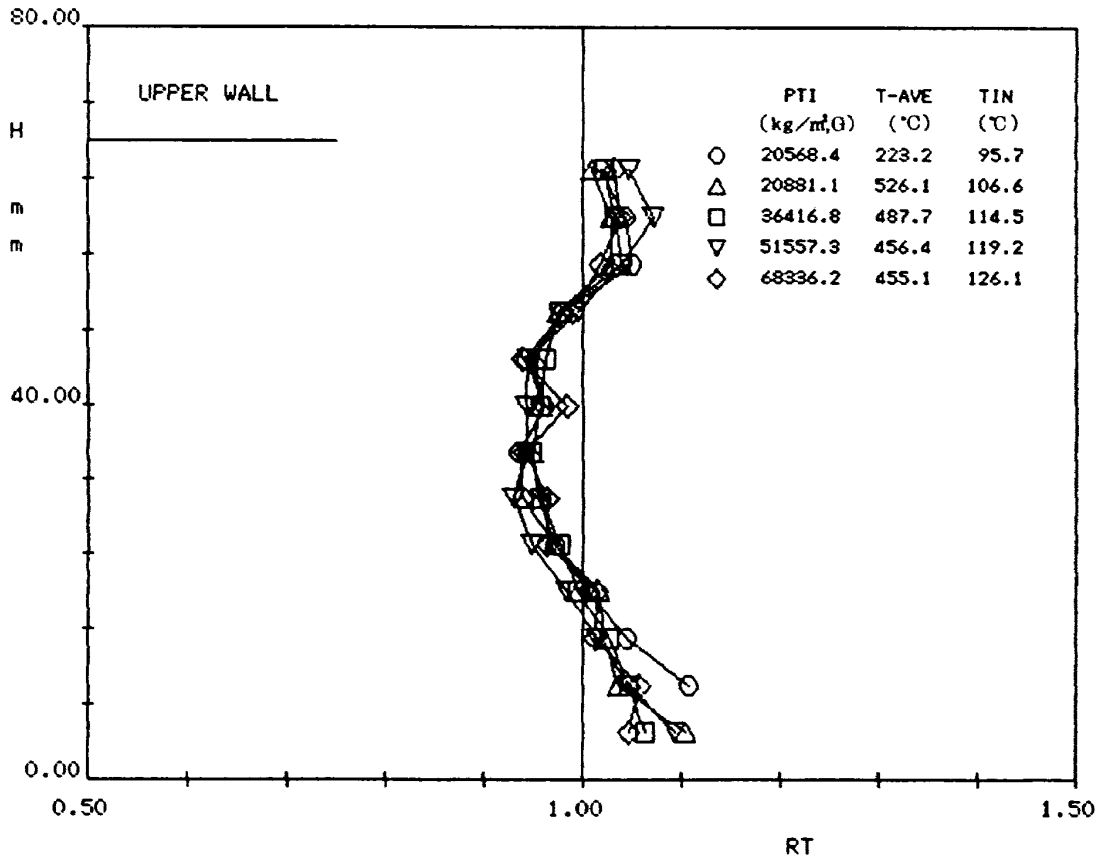


図 3.3.7 試験部入口温度分布(2) CC(Ⅲ) TS(Ⅲ)

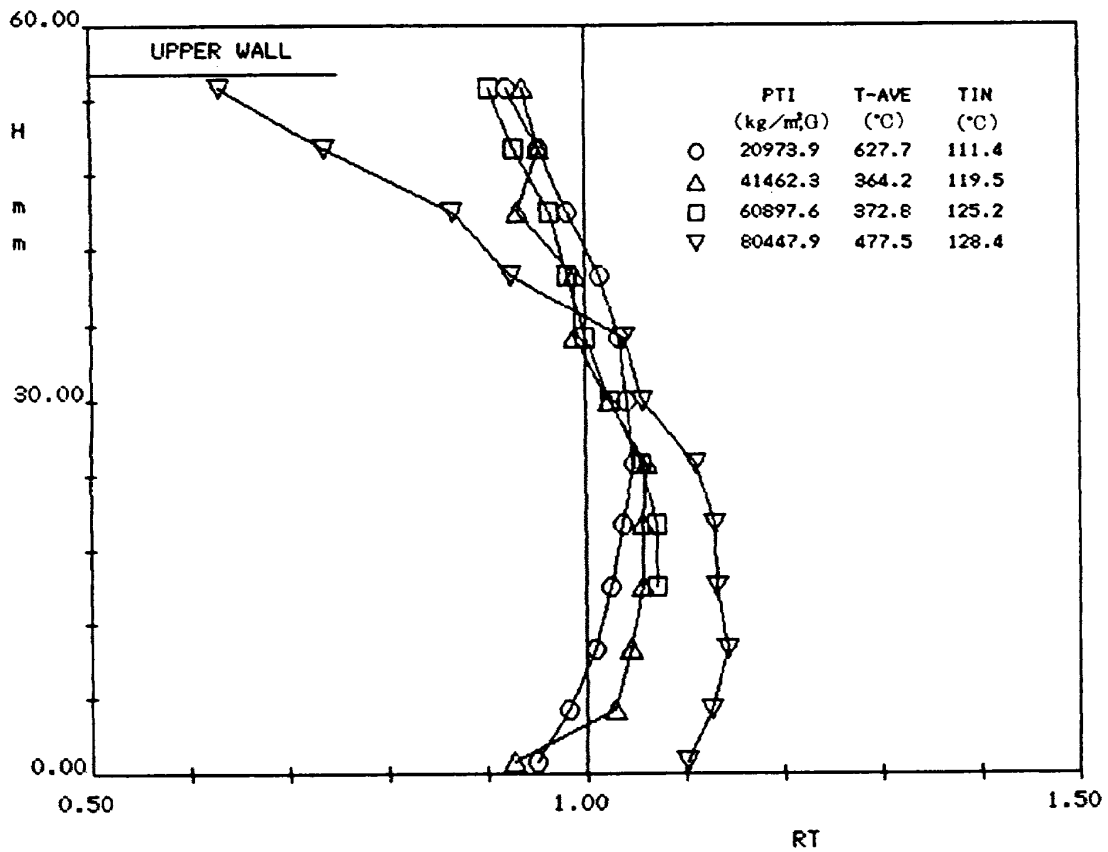


図 3.3.8 試験部入口温度分布(3) CC(Ⅲ) TS(Ⅳ)

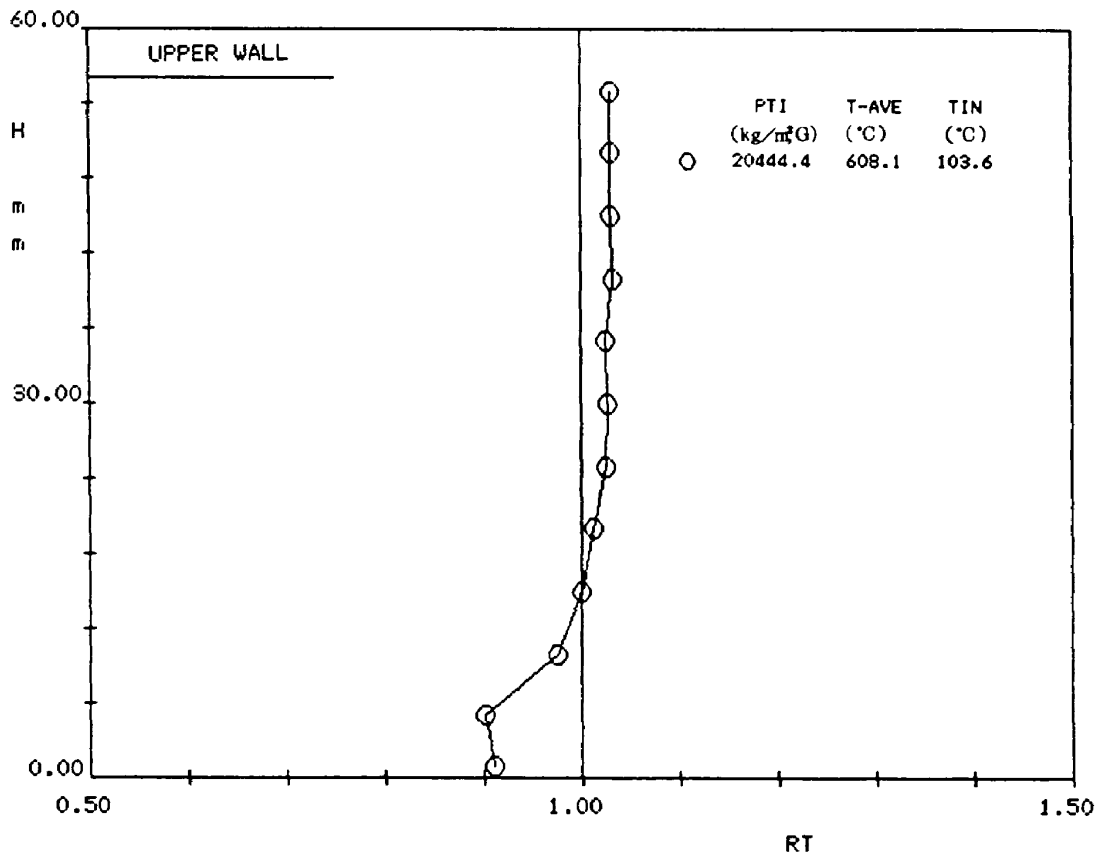


図 3.3.9 試験部入口温度分布(4) CC(III) TS(I)

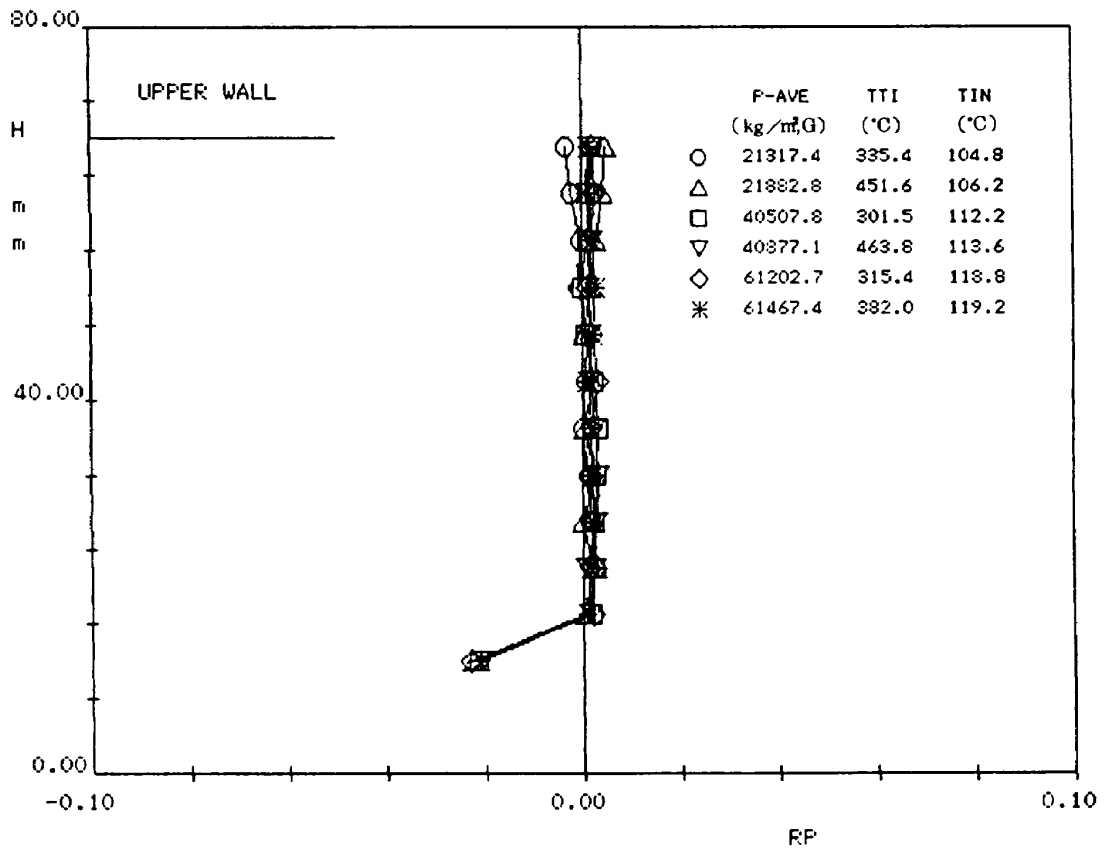


図 3.3.10 試験部入口全圧分布(1) CC(I) TS(II)

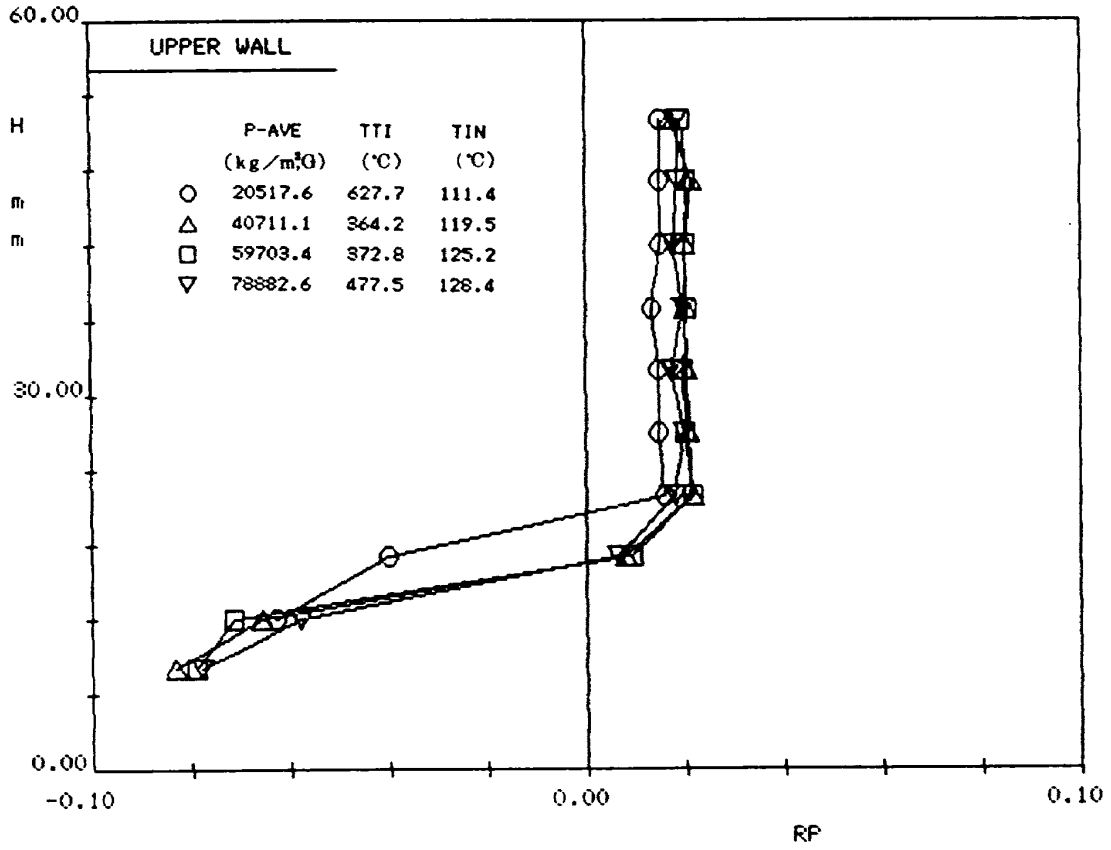


図 3.3.11 試験部入口全圧分布(2) CC(I) TS(II)

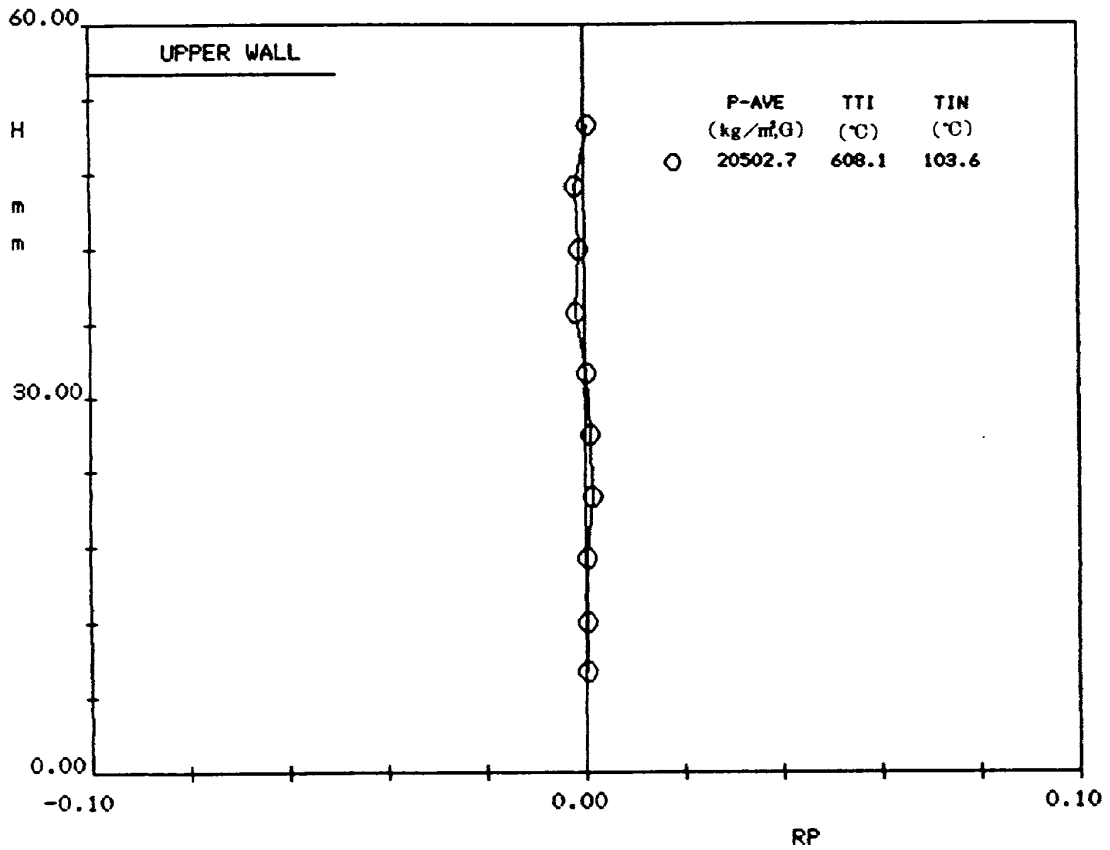


図 3.3.12 試験部入口全圧分布(3) CC(II) TS(I)

ある。全圧管の先端部はアローヘッドの形状の中心部にあり、水平方向の左右には別に圧力測定管先端が設けてあるので、全圧管の先端は少なくとも水平方向において左右のバランスをとって、流れに正しく対向している。

以下に示す圧力の無次元値は次の定義による。

$$RP = (P_{tl} - \bar{P}_{tl}) / \bar{P}_{tl}$$

全圧分布の垂直方向変化は温度のそれらに比べてかなり小さい。図 3.3.10, 図 3.3.11, 図 3.3.12 にそれぞれタイプ I 燃焼器と試験部(II), タイプ I 燃焼器と試験部(III), タイプ III 燃焼器と試験部(I)の組合せにおける試験部入口全圧分布を示す。いずれも燃焼時のデータである。試験部入口断面積の相対的に小さい試験部(II), (III)の場合に、全圧全温計のプロープが流れをブロックし下方への偏向を生じているためと思われる全圧測定値の低下が見られる。プロープの構造から上下方向に流れが傾むいている場合は正確な全圧が測定できなくて、測定値の低下は壁面から上方 10 mm の位置で、試験部(II)の場合で 4% 未満、試験部(III)の場合 8% 未満であった。試験部(I)の場合は断面積が大きく、プロープ挿入用の測定孔にスリーブがなくてすきまが大きいことのために下壁面近傍の圧力低下は見られない。全体に作動圧、ガス温度による圧力分布の相異は微小である。

以上の結果から見て 3 種類の試験部入口において垂直方向（水平方向には流路の中央）の全圧分布は少なくとも下壁面近傍を除いて均一であり、この下壁面近傍もプロープがなければ均一な値を示す可能性が強いことが推定される。

4. 運転試験の経過における問題点と対策

高温風洞試験設備は試験研究の経過と共にトラブルの発生があり、その都度対策をとって改修を行ってきた。表 4.1 は主な問題点とその対策をまとめたものである。この他に設備の構成要素の改良としては第 3 章で述べた燃焼器の改修、新製、冷却空気流量測定オリフィスを 1 系統からより広く測定するために 3 系統に増設（従来の 1 系統は中間領域用として存続）したこと（第 1 報参照）、試験部出口フランジ冷却水配管を主流高温ガスへ噴霧混入する形式

からフランジ内を循環した後別途排水する形式にしたこと（試験部への噴霧水逆流が見られたため）、各種コントローラ、バルブ制御用空気容量の増加のためベピコンを増設したこと、火炎検知器冷却用空気配管にドレインセパレータを付設したこと、赤外線透過窓の構造を改修したこと（文献 3 参照）等々がある。

また高温高圧試験において全温計はキールタイプの保護管内の熱電対先端部がしばしば保護管内壁面に接し、測定値が著るしく低くなることがあった。この問題は保護管をなくし、垂直方向トラバース時に先端部を保護するための支持棒を下流側に設けた上、熱電対はシース付接地型を流れに直接さらすことにより解決した。その代り、指示値は厳密には全温でなく回復温度に近い値となるが、試験部入口では動温度が小さく、高温実験では熱電対自身の精度、熱伝導、熱ふく射等による誤差もあるため、5~10℃の誤差を含む近似的な全温を示しているものとみなしている（燃料から算出した温度との比較による）。

一方データ処理装置で生じた主な問題とその対策は次のようであった。本装置で採用したデータアキュジションシステムでは温度、圧力等多点のアナログ入力のためのゲイン指定はソフトウェアによるオートレンジ方式をとっているが、入力に大巾な変動のある場合、レンジ決定後の正式データサンプリング時にスケールオーバーとなってそのチャンネルの値が解析不能となることがあった。この対策としては問題となるチャンネルでは大きめのレンジで固定する方法をとった。またアナログデータ入力部である RTP 盤は増設を考慮して比較的余裕のあるケースに収納した結果、設置環境の悪さが原因（塵埃、温度、湿度）と考えられる機能の停止があった。この問題は RTP 盤を空調設備のある計測室に移設することによって解決した。もう一つの問題はこのデータ処理装置を用いて別途並行して科学技術計算、オフラインデータ処理等を行う時、すなわち別のプログラムを高温風洞試験と並行して実施する時、プライオリティの序列をつけてはいるが、誤操作のため試験側のジョブが停止することがある。これは本質的に避けられない問題かもしれないが、注意を喚起することが大切である。コアメモリを増設すれば、

表 4.1 700kWターボ圧縮機の運転における問題点とその対策

期 日	症 状	原 因	対 策
1979年 5月	サージング 吐出圧力 7 ata. 弁開度 20%.	定圧用吸入弁とサージ防止弁との mismatching.	制御系を調整し、マッチングを改善.
	排気冷却器が流量 1.6 kg/s, 7気圧付近で空力振動をおこす.	出口絞りガス噴射管の剛性不足.	ガス噴射管に補強リブを入れて剛性を向上. 振動解消.
	空気流量が設計値の60%でチョーク.	冷却用噴霧水による流量増加分の算定不足.	出口絞りの開口面積を8.13cm ² から12.76cm ² に拡大.
5月~9月	サージング.	吐出圧の降下を入口弁のみで行う際, 弁操作を急速にしたため.	吐出側にバイパス弁を設け, 圧力設定をバイパス制御(手動)とした. その後空気圧自動制御をする.
1980年 2月	吐出圧力が十分上昇せず.	サージ防止用放風弁の駆動用油圧系に目づまりを生じ, 制御不良となり放風弁が解放のままとなる.	調整.
7月	出口マッハ数が1を超える.	出口絞りの面積を広げたため, 流量が増え, 流速が増大.	排気冷却器出口に空気圧制御方式の調圧弁を設置.(バイパス方式圧力調整器との mismatchingによる誤動作を避けるため, 手動のみにて使用.)
9月	冷却水圧力が上昇せず.	手動操作ミスのため, 給水ポンプ吐出弁が閉.	操作の再確認.
12月	圧縮機主電動機停止後, 補助潤滑油ポンプが自動起動せず.	補機起動時, 「オイルヒータ ON」を先行すると「オイルヒータ断(自動)」と同時に補助潤滑油ポンプも OFF となる.	「補機起動」後, 「オイルヒータ ON」とする.
1981年 3月	高圧遮断器焼損	作動用直流電源電圧降下	交流作動に変更
3月	燃焼温度制御装置動作不良.	燃焼圧力設定用作用空気中の不純物によるコントローラーの作動不良.	制御装置直前にドレインセパレーターを設置.
	燃焼温度の自動制御不能.	制御装置調整不良.	種々の運転条件で再調整.
11月	燃圧が約 40 kg/cm ² G 以上で, 制御不能.	燃圧調整用バイパス弁の開度限界.	燃料圧力表示ゲージ(空気圧変換表示方式)をメーターリレー型に変更し, 設定圧 40 kg/cm ² G 以上で燃料ポンプの電源を OFF とする様シーケンス変更.
	冷却空気流量の小流量域での設定困難.	流量制御弁制御可能範囲外.	少流量用制御弁を既設制御弁と並列に増設.

表 4.2 700kWターボ圧縮機運転記録
1979年4月～1982年3月(高温風洞関係)

期 間	運 転 時 間 起 動 回 数	内 容 その他
1979年 5月～9月	<u>14 hr 30 min</u> 7	圧縮機運転試験 高温風洞通風運転試験 風洞燃焼器試験
1979年10月 ↓ 1980年3月	<u>53 hr 45 min</u> 19	燃焼器試験 常圧系冷却試験
1980年 4月～9月	<u>40 hr 45 min</u> 17	燃焼器試験 冷却空気系制御試験 常圧系冷却試験 高圧系冷却試験
1980年9月 ↓ 1981年3月	<u>93 hr 37 min</u> 36	高圧系背圧調整試験 高圧系冷却試験 常圧系冷却試験
1981年 4月～9月	<u>123 hr 54 min</u> 31	高圧/常圧冷却試験 圧縮機電動機遮断器故障
1981年10月 ↓ 1982年3月	<u>70 hr 41 min</u> 31	常圧系冷却試験 常圧系試験部改良試験 高圧系冷却試験

少くともこれまでよりは格段にその発生は減少するものと思われる。なおデータ処理のジョブが停止しても試験設備そのものに危険性が直接及ぶことは全くない。

最後に参考として高温風洞試験設備の運転記録の概要を表4.2に掲げた。

5. ま と め

高温風洞試験設備を用いて航空機用ジェットエンジンの高圧タービン第1段冷却翼の非定常翼列試験等を進めるために、建設当初に行った各種特性試験、運転の経過と共に必要になった特性試験、構成要素の改修等についてまとめた。現在では本報に述べた改修等を経た結果、目的とする研究の供試体と試験部を注意深く設計製作すれば、実験は円滑に遂行できるようになっている。

さらに今後各種の試験研究を遂行する際の基礎データとして、また新たに特性試験、改修が必要となる時、類似の試験設備の建設を計画する時等に、本

技術資料が有用となることを期待している。

6. あとがき

高温風洞試験設備の構成要素の特性を把握し、改修を行なう際には、松木研究官、鳥崎原動機部長の指導を得た。また高原タービン研究室長、能瀬熱伝達研究室長からは終始有益な助言と尽力を得た。特に燃焼器の特性と改修については燃焼研究室の田丸研究室長、石井主任研究官、黒沢技官の全面的な協力を得た。さらに工業技術院機械技術研究所の鈴木邦男燃焼課長の助言もあった。

改修に際しては、石川島播磨重工(株)、川崎重工業(株)、小金井鉄工所(株)、丸三機械(株)、成城エンジニアリング(株)の関係各位の御尽力を得た。ここに記し深甚の謝意を表する次第である。

参 考 文 献

- 1) 坂田公夫ほか；タービン翼冷却試験用高温高圧翼列風洞 (I) 計画および設計製作，航技研資料

TM-488, (1982).

- 2) 熊谷隆王ほか；同上(Ⅳ)ソフトウェア, 航技研資料TM-490, (1982).
- 3) 三村富嗣雄ほか；赤外線温度計測装置(I)ハードウェア, 航技研資料TM-514, (1982).
- 4) 吉田豊明；同上(Ⅲ)ソフトウェア, 航技研資料

TM- 提出予定.

- 5) 吉田豊明ほか；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TM- 提出予定.
- 6) 吉田豊明ほか；同上(Ⅲ)第1段動翼, 航技研資料TM- 提出予定.

航空宇宙技術研究所資料489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
