

UDC 621.45.034;
621.438.001.5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-500

高温タービン試験設備の予熱燃焼器

坂田公夫・鈴木邦男・高原北雄
能瀬弘幸・吉田豊明・渡辺 実
西村英明・井上重雄・三村富嗣雄
臼井 弘

1977 年 4 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

高温タービン試験設備の予熱燃焼器*

坂田 公夫** 鈴木 邦男** 高原 北雄**
能瀬 弘幸** 吉田 豊明** 渡辺 実***
西村 英明** 井上 重雄** 三村富嗣雄**
臼井 弘**

Pre-Combustor of the High Temperature Turbine Test Facility

By Kimio SAKATA, Kunito SUZUKI, Kitao TAKAHARA, Hiroyuki NOUSE,
Toyoaki YOSHIDA, Minoru WATANABE, Hideaki NISHIMURA,
Shigeo INOUE, Fujio MIMURA and Hiroshi USUI

For hot tests of high temperature turbine test rigs, a high temperature turbine test facility was installed in the National Aerospace Laboratory. This facility has a pre-combustor to obtain the desired gas temperature at the inlet of the main combustor of the turbine test rig. To meet the air flow rate ranges required, an annular type pre-combustor and a can type one were made, and the reconstructions had been made for performance improvement to the can type combustor.

This report presents the design procedure of these pre-combustors and results of their combustion tests in the high temperature turbine test facility. The results concerning to combustion efficiency, exit gas temperature distribution, temperature non-uniformity and pressure loss coefficient of the combustors present the data for using in the hot tests of the high temperature turbine test rigs.

概 要

高温タービンの研究設備として、実物大のタービン模型の高温回転試験を行なうために設置した高温タービン試験設備に対し、その設備の一部として予熱燃焼器の設計および製作を行なった。この予熱燃焼器は、試験設備に用いられるため、広い実験範囲にわたって良好で安定した、また余裕のある性能を有する必要がある、このため既存の燃焼器設計資料を十分に生かした設計を行なった。この結果、大空気流量の供試タービンの試験用として直流アニュラ型燃焼器を、小空気流量用として直流キャン型燃焼器を設計した。さらに、これらの設計によって製作した予熱燃焼器

の性能を確認するため、高温タービン試験設備に組み込んだ状態で燃焼実験を行ない、燃焼効率等の諸性能値を求めた。特に、キャン型予熱燃焼器では、この燃焼実験によっていくつかの改良を要する点を見出し、二段階の改造を行なって要求性能を満足する燃焼器を得た。

これらの設計および求められた性能資料は、高温タービンの回転試験の際または、燃焼器設計の際の資料として役立っている。

記 号

A_{ht} ; ライナ空気孔全面積 (m^2)
 A_i ; $\pi D_{li}^2 / 4$ (付図5参照) (m^2)
 A_l ; $\pi (D_{l0}^2 - D_{li}^2) / 4$ (") (m^2)
 A_r ; 燃焼器最大断面積 (m^2)
 C ; オリフィス流量係数

* 昭和52年1月21日受付

** 原動機部

*** 航空機公害研究グループ

$D_{s.o}$; スワラ有効外径 (mm)
d_h	; 燃焼器ライナ空気孔直径 (mm)
G_a	; 空気流量 (kg/sec)
G_a^*	; 修正空気流量 (kg/sec)
G_f	; 燃料流量 (kg/hr)
H_u	; 燃料低位発熱量 (Kcal/kg fuel)
i	; エンタルピ (Kcal/kg)
M	; マッハ数
n	; 空燃比 = $G_a / (G_f / 3600)$ (kg air/kg fuel)
n_p	; 一次領域空燃比
P_1	; 入口空気圧力
P_{2m}	; 出口平均ガス圧力 (kg/cm ²)
P_w	; オリフィス壁圧 (kg/cm ²)
ΔP	; オリフィス差圧 (kg/cm ²)
ΔP_e	; 燃焼器圧力損失 (kg/cm ²)
R_a	; ガス定数
r, r_i, r_o	; 出口排気計測管半径位置 (測定位置, 内径, 外径)
r^*	; 無次元半径位置 = $(r - r_i) / (r_o - r_i)$
s	; ライナ空気孔ピッチ (mm)
T_1	; 入口空気温度 (°C)
T_{2i}, T_{2max}	; 出口局所ガス温度, 出口最高ガス温度 (°C)
T_{2m}	; 出口平均ガス温度 (°C)
T_f	; 燃料温度 (°C)
T_0	; オリフィス入口空気温度 (°C)
ΔT	; 燃焼器平均温度上昇 = $T_{2m} - T_1$ (°C)
U_r	; 最大断面平均風速 (m/sec)
W_e	; アニュラ燃焼器ライナ巾 (付図5参照)
δ	; 温度不均一率 = $(T_{2max} - T_{2m}) / \Delta T$
δ^*	; 無次元温度 = $(T_{2i} - T_1) / \Delta T$
γ	; 空気比重量 (kg/m ³)
γ_f	; 燃料比重量 (")
ρ	; 空気 (燃焼ガス) 密度
ζ	; 全圧損失係数 = $(P_1 - P_{2m}) / (\frac{1}{2} \rho U_r^2)$
ζ_R	; Rayleigh 線圧力損失係数 = $(P_1 - P_{2R}) / (\frac{1}{2} \rho U_r^2)$
η_B	; 燃焼効率

1 まえがき

ジェットエンジンでは比推力の増大と熱効率の向上のため、タービン入口ガス温度の上昇が要求され、タービン翼その他の高温部材を冷却し、ガス温度の上昇に対して部材寿命を維持する対策を講じている。この空冷タービン内に起る空力的および熱的諸問題を解決するため、原動機部で

は、高温タービン試験設備を用いた高温空冷タービンの回転試験を行なっている。この高温タービン試験体は、タービンと主燃焼器とで構成され、別に設置されている空気源設備より供給される圧縮空気 (流量最大 25 kg/sec, 温度約 100°C) を用いて最高 1300°C までの任意のタービン入口ガス温度を得ることの出来るように設計製作したものである。一方、翼その他の高温部材を冷却する冷却空気の温度と主燃焼器入口のガス温度とは、想定する実機エンジンの圧縮機出口温度に合わせる必要があり、このために高温タービン試験設備の中に予熱燃焼器が設けられている。本報告は、この予熱燃焼器の設計に関する問題と、その燃焼実験の結果について述べるものである。

この予熱燃焼器は、高温タービン試験設備に組み込まれる設備用であるため、次の様な要求を満足しなければならない。

- (1) 高い燃焼効率を示すこと。
- (2) タービン試験体入口において、ガス温度および圧力ともに半径方向、円周方向に均一であること。
- (3) 圧力損失が小さいこと。
- (4) 広い範囲の空気流量に対して安定した性能を有すること。

これらの要求をもとに、空気流量の大きな実験に対してアニュラ型を、比較的小流量範囲の実験に対してキャン型の予熱燃焼器を設計した。アニュラ型予熱燃焼器は作動空気流量を 5~25 (kg/sec) として設計したものであり、当所原動機部で試作研究を行なった V T O L 機用軽量ジェットエンジン JR-220 用のタービン要素試験に用いた。また、キャン型予熱燃焼器は、作動空気流量を 1.5~3.5 (kg/sec) として設計したものであり、2軸ファンエンジン用の高圧タービン要素試験に用いた。このキャン型予熱燃焼器は、燃焼実験の結果、性能改善が必要とされ、前後2回の改造を行なって最終的な設備用の予熱燃焼器を得た。従って本報告における実験結果として、アニュラ型燃焼器一種、キャン型燃焼器三種のデータについて述べる。

性能確認のための燃焼実験は、その予熱燃焼器をタービン試験設備に組み込んだ状態で行なったが、計測には小型電子計算機を中央処理装置とする自動計測システムによって自動計測を行なった。このシステムを採用したことにより、多数の温度および圧力測定点の計測・計算処理および結果のプリントアウトを非常に短時間でこなすことが出来た。

2 予熱燃焼器の設計

予熱燃焼器は、空気源より約100℃で供給された作動空気を、実機エンジンの圧縮機出口温度である300～500℃に高めて、主燃焼器を有する高温タービン試験体に供給することを目的として設置するものである。この予熱燃焼器は、試験設備用であるため、広い運転範囲に対して安定した高い性能を有し、かつタービンの実験に当って操作性も良くなけてはならない。この観点から、設計に当って種々の考察を行ない、既存の知識及び資料を用いて、その作動空気流量に応じ、アヌラ型およびキャン型の二種の予熱燃焼器を設計・製作した。以下、その設計に関して説明する。

2.1 高温タービン試験設備の概要

高温タービンの高温回転試験のための要素試験設備は、

文献1に詳しく説明したが、ここでは、その概略について述べる。本設備の構成は図1に示す様に、空気源設備（3700KW軸流圧縮機）より導入した作動空気を整流格子・オリフィス流量計を通して電動ロート弁によって流量設定を行ない、予熱燃焼器を通し、スクロール部により流れの転向が行なわれて高温タービン試験体に導いている。タービン試験体の出力は減速歯車を介して電気動力計（3700KW）に吸収させ、計測した。この高温タービン試験設備の主な仕様を表1に示す。

2.2 アヌラ型予熱燃焼器の設計

(1) 要求性能と設計方針

アヌラ型予熱燃焼器は、リフトエンジン用タービンの様な、実験条件において比較的大流量で作動する高温タービンの試験用に設計したものであるが、この設計には当初、様々な型式の燃焼器が検討された。ここでその設計過程に

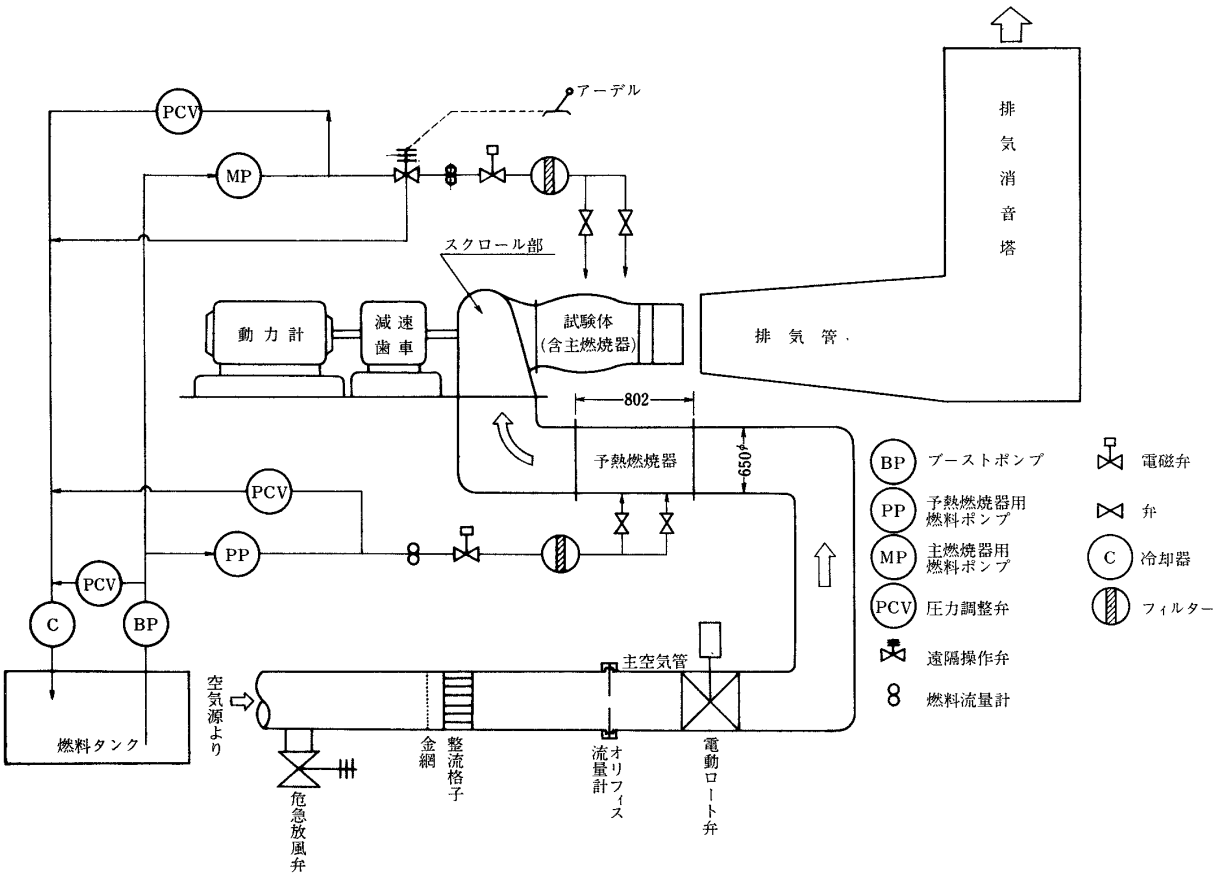


図1 高温タービン試験設備概略

ついて述べ、設計の方針を説明する。

本高温タービン試験設備における予熱燃焼器への要求性能を表2に示す。表2から、燃料の流量変化範囲は、空気流量1:5と温度上昇1:4から約1:20となるが、この範囲内において良好な燃焼効率を示す必要がある。設計方針として、試験設備用という特殊性を考慮し、性能的に余裕のある形にまとめる。ただし、外形寸法は接続配管の都合で700mmφ以下と押えられており、また燃焼器圧力損失を最小にとどめることも重要な設計条件である。

表1 高温タービン試験設備の主な仕様

空気流量(最大)	25 (kg/sec)
空気源吐出全圧(最高)	3.1 (kg/cm ²)
予熱燃焼器出口ガス温度(最高)	500(°C)
供試タービン入口ガス温度(最高)	1300(°C)
動力計吸収動力(最大)	3700 (KW)
最高回転数 (動力計側)	10,000 (rpm)
(試験機側)	15,000 (rpm)

表2 予熱燃焼器の要求性能(大空気流量用)

項	目	範囲
空気流量	kg/sec	5 ~ 25
平均温度上昇	degC	100 ~ 400
入口空気温度	K	383 (標準)
入口空気圧力	kg/cm ²	2.7 (最高)
体積流量	m ³ /sec	10.4 (最大)
燃焼効率	%	> 95
使用燃料		JP-4

(2) 燃焼器型式の選定

予熱燃焼器として次の燃焼器型式について検討した。
 逆流型(以下Aと略記) 直流型(以下Bと略記)
 単缶型(以下aと略記) 多缶型(以下bと略記)
 アニュラ型(以下cと略記)

A型の得失

A型予熱燃焼器の概要を図2に示す。この型式の得失について、次の事項が考えられる。

- (i) 燃焼器の取付け、取外し、点検が容易である。
- (ii) 燃焼器の位置が高温タービン試験部からはなれるため、高温タービン試験体への取扱い作業が行ない易い。
- (iii) 燃焼器出口部分から試験部までの距離があり、温度分布の均一化が容易である。

(iv) 圧力損失が大きくなる。この型式の燃焼器では実例から、全圧損失係数 ζ にして $\zeta \approx 40$ と推定され、外筒径を大きくして平均風速を低下させる必要がある。例えば、700mmφのとき、平均風速 $U_r = 28.2 \text{ m/sec}$ 、圧力損失 $\Delta P_f \approx 0.374 \text{ kg/cm}^2$ となる。

(v) 構造が複雑になる。

B型の得失

B型予熱燃焼器の概要を図3に示す。この型式の得失について、次の事項が考えられる。

(i) ダクト系の構造が簡単になる。従ってライナの着脱が容易となり、予熱燃焼器を用いない時にライナを取り外して圧力損失を最小にすることが出来る。

(ii) 圧力損失は、A型の場合より小さくすることが出来る。この形式では $\zeta \approx 20 \sim 30$ と推定され、アニュラ型ライナ(c型)を採用すれば $\zeta < 20$ にすることも可能である。

(iii) 燃焼器の位置がタービン試験体の真下となり、予熱燃焼器の取り付け、取り外しの作業性が悪い。

(iv) 上記と関連して、タービン試験体に対する作業性も悪くする可能性がある。

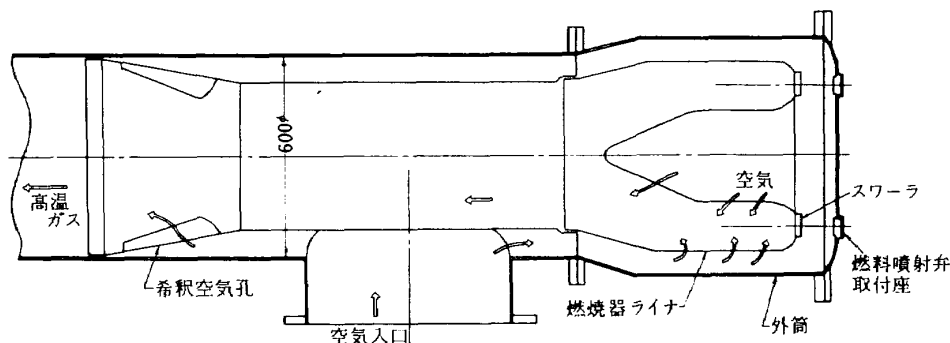


図2 逆流形(A)燃焼器

(Ⅴ) 燃料マニホールドにカバーが必要で、燃焼器外筒径を小さくしても全体の外径を小さくすることは難しい。

予熱燃焼器形式の組み合わせ例の比較・検討

燃焼器の型式 A, B および a, b, c の組み合わせについて検討すると次のようになる。

(i) A + a 型；運輸省船舶技術研究所（旧運輸技術研究所）で実験した燃焼器²⁾を約 5 倍にスケールアップすると、この予熱燃焼器の所要寸法にほぼ一致する。従って、設計資料は整っている。ただし、燃料噴射弁は燃料流量範囲が広いことから、7 個程度用いる必要がある。

(ii) A + b 型；構造は複雑になるが、部分負荷特性は良好と推定される。燃焼器ライナの交換は容易である。しかし、この型式に関する具体的な設計資料はほとんどない。

(iii) A + c 型；リフトジェットエンジン J R 系燃焼器の設計資料を幾分修正する程度で設計は可能である。性能的に部分負荷特性の向上には充分注意する必要がある。

(iv) B + a 型；a 型ライナでは燃焼器全長として 1.5 m 程度を必要とするが、試験設備の直管部有効長さが 1.2 m であることから（図 3 参照）、この型式の燃焼器の設計はきわめて難しい。設計資料としては、円環型燃焼器試験設備（当所原動式部）の予熱燃焼器³⁾のものが利用できる。

(v) B + b 型；全圧損失の点では B + c 型より大きくなると考えられるが、設計上特に問題は無い。燃焼器のキャンの数を作図により求めると 8 個程度、キャン直径 140 mm φ ~ 150 mm φ になる。これはキャン型燃焼器の研究を

行なったときのキャン直径 140 mm φ に近い⁴⁾ため、設計にこのときの資料を用いることが出来る。

(vi) B + c 型（図 3）；J R 系燃焼器の設計資料^{5)~9)}がほぼそのまま利用でき、設計は最も容易である。圧力損失も最小に押えることができる。問題になりそうな点は、燃料流量を減少させた時の燃焼効率低下をどの様に防ぐかということである。

以上のことから、設計資料の充実、圧力損失の低減化、および形状の小型化を考慮して、燃焼器形式として B + c 型、すなわち直流アニュラ型を採用した。

燃料噴射弁

燃料噴射弁は、使用実績から圧力噴霧形とし、流量範囲を大きくとることから、デュアルオリフィスとする。燃料圧力変化による流量比は、良好な噴霧の範囲を考えると 1 : 2 程度（噴射圧力 $P_j = 5 \sim 20 \text{ kg/cm}^2$ ）になる。

燃料噴射弁個数は、作図から求めると 12 個が適当で、このときデュアルオリフィスのプライマリノズルとセコンダリノズルの流量比を 1 : 4 にとると、表 3 のような使用条件で所要の燃料流量比をカバーすることが出来る。ただし、表 3 では、燃料流量の単位をプライマリノズル噴射圧力 5 kg/cm^2 のときの流量とした。また、表 3 中のプライマリノズル 3 個の作動は、要求仕様からは必要ないものであるが、試験設備という特殊性を考慮して設けたものである。これから燃料マニホールドは、図 4 の様に分割した。

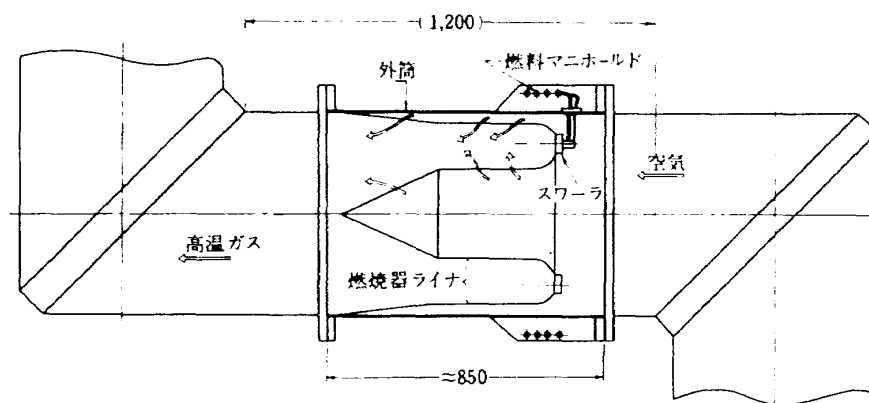


図 3 直流形 (B) 燃焼器

着火装置

この予熱燃焼器の場合、実験の都合から平均風速の大きな状態で着火することが考えられるため、着火性能のすぐれているトーチ着火方式とした。

(3) 燃焼器ライナの設計

前項の考察結果から、直流アニュラ型燃焼器として詳細設計を行なう。説明に用いる燃焼器各部の記号を図5に示す。

燃焼器最大断面積 A_r の決定

A_r の決定に関する因子として次のものを考える。

- (i) 入口空気管直径として $600 \text{ mm} \phi$ を用いているため、燃焼器最大径はなるべくこの附近にしたい。
- (ii) 全圧損失を極力低減させること。
- (iii) 作動範囲を充分カバーすること。あまり風速の低い範囲で作動させると、燃焼器内での燃料・空気の混合性能が悪化し、燃焼効率の低下や煙の発生が起き易い。
- (iv) 表2の最大体積流量から計算した最大断面平均風速と燃焼器外筒内径との関係を図6に示す。

以上のことから、燃焼器外筒直径を $D_r = 650 \text{ mm}$ とした。このとき、 $U_r = 31.3 \text{ m/s}$ となり JR100 燃焼器のそれと同程度になる。全圧損失は前記(2)B型の得失での考察から全圧損失係数を $\zeta = 2.0$ とすると $\Delta P = 0.24 \text{ kg/cm}^2$ となる。

燃焼器全長

燃焼器全長(フランジ面間距離)は、図3に示す様に 1200 mm 以下でないと成り立たないが、取扱いの容易さから 850 mm 程度に押えた。

ライナ断面積比 A_l / A_r

全圧損失係数を最小に押えることから、文献をもとに¹⁰⁾

$A_l / A_r \approx 0.6$ とする。ただし図5から

$$A_l = \frac{\pi}{4} (D_{i_o}^2 - D_{i_i}^2)$$

$$A_r = \frac{\pi}{4} D_r^2$$

である。

表3 燃料噴射弁の使用条件

プライマリ個数	セコンダリ個数	流量比
12	12	60 ~ 120
0	12	48 ~ 96
12	3	24 ~ 48
12	0	12 ~ 24
6	0	6 ~ 12
3	0	3 ~ 6

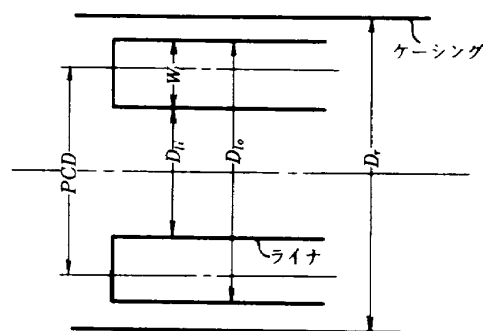


図5 燃焼器各部の記号

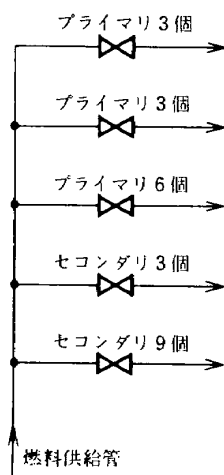


図4 燃料マニホールドの分岐法

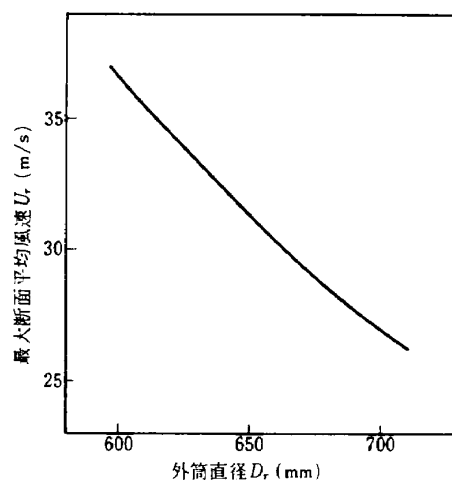


図6 最大断面平均風速と外筒直径

燃焼噴射弁 PCD

図5を参照して、

$$A_r = A_o - A_l - A_i$$

$$\text{ここに } A_o = \frac{\pi}{4} (D_r^2 - D_{lo}^2), \quad A_i = \frac{\pi}{4} D_{li}^2$$

これと噴射燃料の内径側、外径側流量配分の考慮から

$$A_o / A_i = 1.05$$

とし、また上記全圧損失の最小値の考慮から

$$A_l / A_r = 0.6 \text{ の条件によって}$$

$$D_{lo} = 579 \text{ mm}, \quad D_{li} = 288 \text{ mm}$$

となり、燃料噴射弁の PCD は

$$PCD = \sqrt{\frac{D_{lo}^2 + D_{li}^2}{2}} = 457 \text{ mm}$$

となった。

スワラ有効外径 D_{SO} の選定

スワラについて次の事項を考慮する。

- (i) スワラ形式は、JR系燃焼器で実績のある混流リング付スワラとする¹¹⁾。
- (ii) スワラ有効外径は、構造上の制限から W_l の 0.7 倍以下とする。ここに、 W_l はライナ幅で

$$W_l = \frac{1}{2} (D_{lo} - D_{li}) = 145.5 \text{ mm}$$

すなわち、 $D_{SO} \leq 102 \text{ mm}$ となる。

- (iii) 燃料噴射弁個数 12 個から、円周方向のピッチは

11 9.6 mm になるから、スワラ最大径は、この 1/1.4 以下¹¹⁾、すなわち $D_{SO} \leq 85.4 \text{ mm}$ となる。

(iv) JR系燃焼器用スワラとして試作したもののうち、もっとも大きなものは $D_{SO} = 60 \text{ mm}$ である。この寸法の付近で寸法効果はほとんど現われていない。

(v) 最終的に D_{SO} はライナ全体の開口面積との比から選定する。

以上の事項および後述のライナ空気孔面積から、スワラ有効外径を $D_{SO} = 58 \text{ mm}$ とした。これは、JR100 燃焼器に用いて、もっとも良好な結果を得たものである。このスワラを図7に示す。スワラはボルト止めとし、調整容易な構造にする。

ライナ空気孔直径 d_h

ライナ空気孔代表径としては、全圧損失を低めにすることを考慮し、ライナ幅 $W_l = 145.5 \text{ mm}$ であることより、図8から読み取って $d_h = 29 \text{ mm}$ とする。

ライナ空気孔全面積 A_{ht}

ライナ空気孔の全開口面積 A_{ht} は、最大空気体積流量(表2)およびJR100 燃焼実験結果⁵⁾⁸⁾をもとに

$$A_{ht} = 1500 \text{ cm}^2$$

を一応の基準とする。

ライナ空気孔配置

具体的なライナ空気孔の配置について、次の様な考え方をした。

- (i) 外径側ライナと内側ライナにあける空気孔の面積比

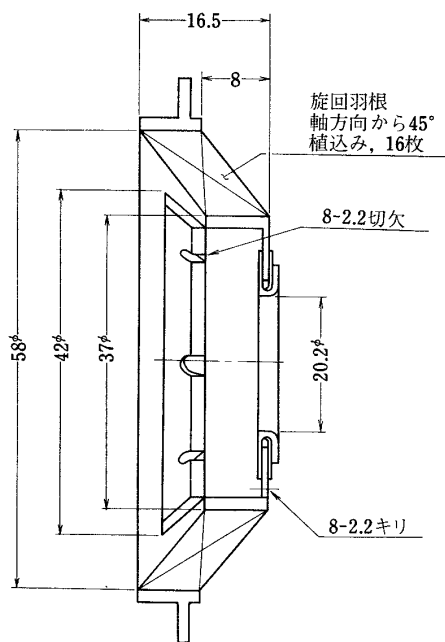


図7 58φスワラ

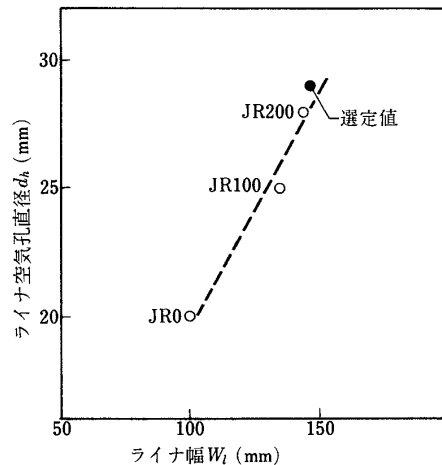


図8 ライナ空気孔直径の選定

は1:1とする。

(ii) ライナ円周方向の空気孔列数は、燃料噴射弁の数の整数倍とする。

(iii) スワーラ近傍のライナ空気孔はJR200燃焼器の配置⁷⁾に合わせる。

(iv) ライナ空気孔は、修正の際には追加することより、閉鎖する方が容易なため、全体として孔数を多めに設計しておく。

(v) ライナ冷却空気用ルーバ開口面積は、全ライナ開口面積の1.2%程度とする。これは、JR100燃焼器ライナのそれとほぼ同一である。

(vi) ライナ空気孔の一応の案として表4に示したものについて検討する。なお、表4は外側ライナについてのものであるが、内側ライナについても同様とする。表4中の12mmφの空気孔位置は、20mmφと25mmφ空気孔との相対位置を、その円周上における空隙率 d_h/s の考慮から、一次、二次空気の混合を最適にすべく決定した。

(vii) ライナ空気孔配置の概要を図9に示す。

(viii) スワーラ開口面積について次の様に考える。

JR200型燃焼器の場合、スワーラおよび一次燃焼領域のライナ空気孔から流入する空気量は、全体の2.4%程度¹²⁾になっているが、その他の資料から推定すると、スワーラと一次燃焼領域のライナ空気孔から流入する空気量はほぼ同量になっている。この燃焼器の設計点空燃比は $n = 5.5$ であるが、燃焼実験の結果 $n = 4.5$ まで問題なく作動した。一次燃焼領域の空燃比 n_p は、全体の $n = 5.5$ に対し、流入空気量比2.4%から $n_p = 1.32$ となる。

この予熱燃焼器の場合、最大温度上昇 $\Delta t = 400^\circ\text{C}$ は $n = 9.4$ に相当し、 $n_p = 1.32$ に合わせると一次空気量は1.4%、すなわち、スワーラから7%程度流入させれば良い。流入空気量比を開口面積比に合わせると、スワーラ開口面積は、表4およびライナ冷却ルーバを考慮すると、140 cm^2 程度、スワーラ1個当たり11.7 cm^2 となる。この程度のスワーラとしては、呼称5.8φスワーラ(有効開口面

表4 外側ライナ空気孔

空気孔直径 (mm)	円周方向個数	開口面積 (cm ²)
20	12	37.7
25	12	58.9
12	12	13.6
12	12	13.6
29	12	79.3
29	12	79.3
29	12	79.3
29	12	79.3
30×100	12	336.8
総計		777.8

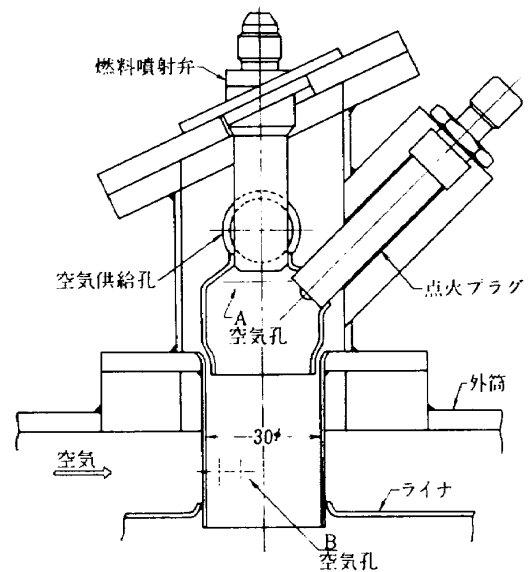


図10 トーチイグナイタ計画図

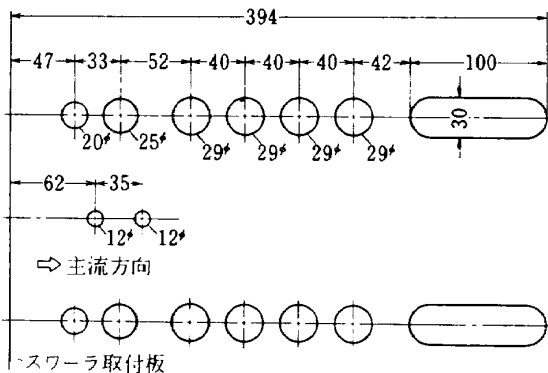


図9 予熱燃焼器ライナ空気孔配置原案

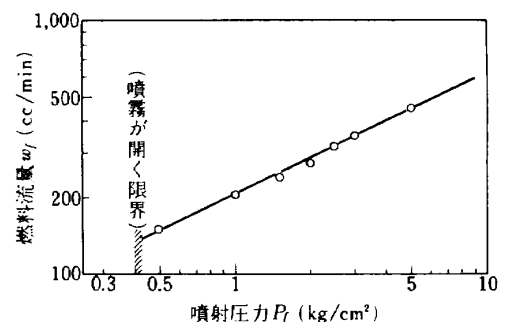


図11 トーチ着火器用燃料ノズル

積 1.1cm^2 が適当であり、これを採用する。(前述「スワラ有効外径」の項を参照)

(4) トーチ着火器の設計

トーチ着火器として、はじめは既製品の流用を考えた。トーチ着火器を持つ航空用エンジンとしては、ロールスロイス社の Derwent, ターボメカ社の Astazou, 石川島播磨重工の J-3, および J-79 のアフターバーナなどがあるが、調査の結果、(i)着火器単体として分離できない構造である、(ii)形状が大き過ぎる、(iii)入手の方法がない、のいずれかに該当し、転用することは出来なかった。従って、この予熱燃焼器のトーチ着火器としては、新規に設計することにした。しかし、部品については使用実績を考慮し、燃料噴射弁に J-3 着火器のものを、点火プラグに JR100 のものを用いることとした。

トーチ着火器の形状はなるべく小さな方が望ましいが、液体燃料を用いて安定に燃焼させる必要があり、この観点からライナ呼称直径を $30\text{mm}\phi$ として設計した。これを図 10 に示す。ライナ空気孔配置(特に図 10 の A 位置のもの)については、十分な資料がないので、燃焼実験によって調整することとした。図 11 は使用したトーチ着火器用燃料噴射弁の流量-圧力特性である。

(5) 燃料噴射弁

デュアルオリフィスの主燃料噴射弁としては、流量特性および使用実績から呼称 JR0¹³⁾ のものを用いることとした。燃料噴射弁を図 1.2 に示し、その流量特性を計画値と実測値とについて図 1.3 に示す。

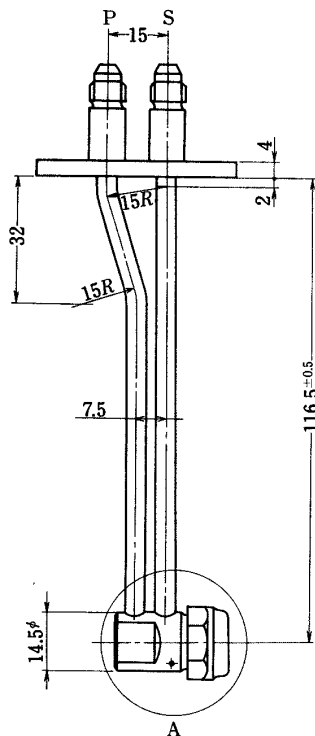


図 12 燃料噴射弁(デュアルオリフィス型)

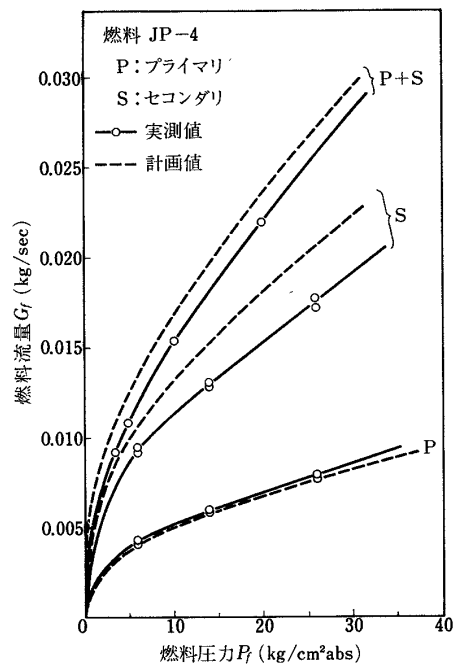
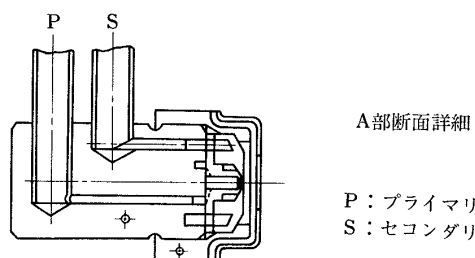


図 13 燃料噴射弁流量特性

(6) その他

予熱燃焼器外筒には、着火確認のための覗窓および未燃燃料を排出するためのドレン抜をつけた。

以上の設計によりアナ型予熱燃焼器として図 1.4 に示す燃焼器を設計・製作した。図 1.5 はこの燃焼器を下流側から見た写真であり、図 1.6 は上流側から見たものである。この予熱燃焼器の主な仕様を、後述するキャン型予熱燃焼器の仕様と共に表 5 に示す。

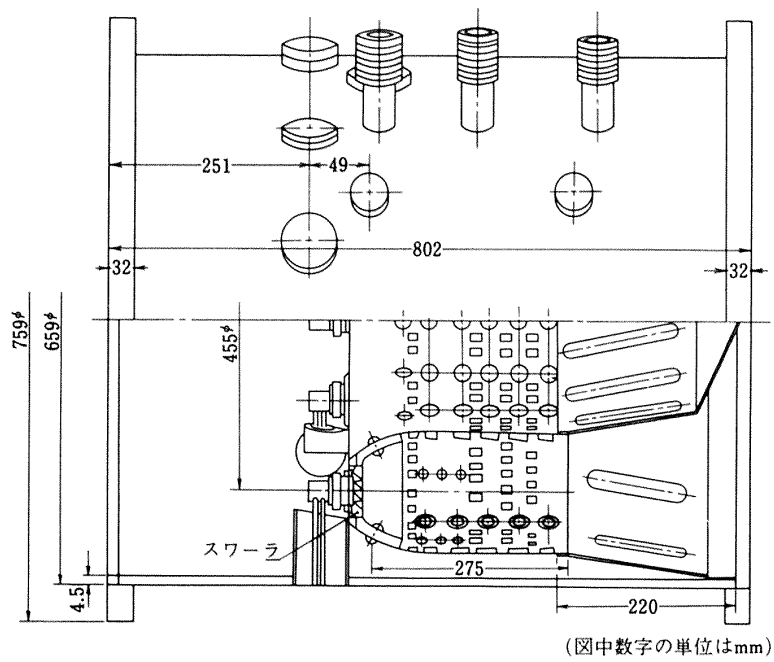


図 14 アニュラ型予熱燃焼器断面図

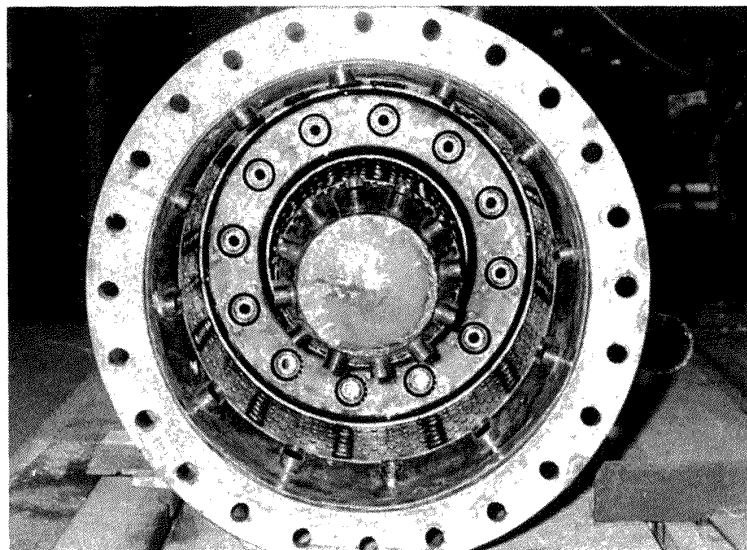


図 15 アニュラ型予熱燃焼器(下流側より写す)

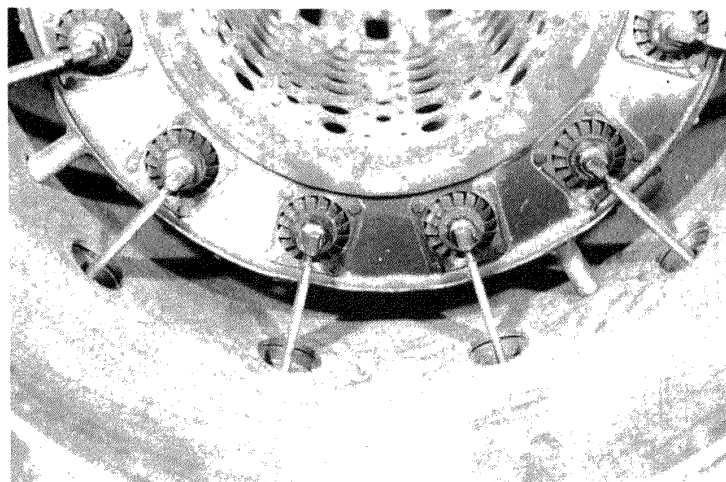


図 16 アニュラ型予熱燃焼器(上流側より写す)

表5 予熱燃焼器の主な仕様

型式	ア ニ ュ ラ 型	キャン型 (C-1, C-2, C-3)
構造	直流アニュラ型 外筒：内径650 (mm) 長さ802 (mm) 0.5 Mo 鋼板 溶接構造 内筒：耐熱鋼板製 (SUS304相当) 燃料噴射弁：デュアルオリフィス型12個 燃料圧力：20 (kg/cm ²) (最高) トーチ着火器点火方式 各燃料噴射弁スワッチ付	直流キャン型 キャン：個数2 外筒径217 (mm) 内筒：耐熱鋼板製 バイパス空気管 (160 mm) 2個 (バタフライ弁付) 燃料噴射弁：デュアルオリフィス型 2個 燃料圧力：40 (kg/cm ²) (最高) 電気火花点火方式
空気流量	5 ~ 25 (kg/sec) (最大 10.4 m ³ /sec)	1.5 ~ 3.5 (kg/sec)
平均ガス温度上昇	370 (°C) 最高	450 (°C) 最高

2.3 キャン型予熱燃焼器設計に関する資料

(1) 要求性能と設計方針

キャン型予熱燃焼器は、ターボファンエンジン用高圧タービンの試験体などの空気流量の少ない範囲を対象として設計したものである。この要求性能を表6および図17に示す。図17はこの予熱燃焼器の流量および圧力の計画作動範囲を示したものである。

設計方針として次の事柄を考える。

(i) 燃焼器部品は、使用実績を重視し、なるべく使用経験のあるものを用いる。

(ii) 外筒とフランジはアニュラ型予熱燃焼器と同一寸法として、互換性のあるものとする。

(iii) 空気流量が少ないため、流路断面積の小さい多キャン型とする。

(iv) 圧力損失を、アニュラ型の場合と同様、最小にする。

(v) 燃料圧力は40 kg/cm²までを考慮に入れる。

表6 予熱燃焼器の要求性能 (小空気流量用)

項	目	範囲
空気流量	kg/sec	1.5 ~ 5.5
平均温度上昇	deg C	100 ~ 400
入口空気温度	K	373 (標準)
入口空気圧力	kg/cm ²	2.2 (最高)
体積流量	m ³ /sec	2.77 (最大)
燃焼効率	%	> 95
使用燃料		Jet A-1

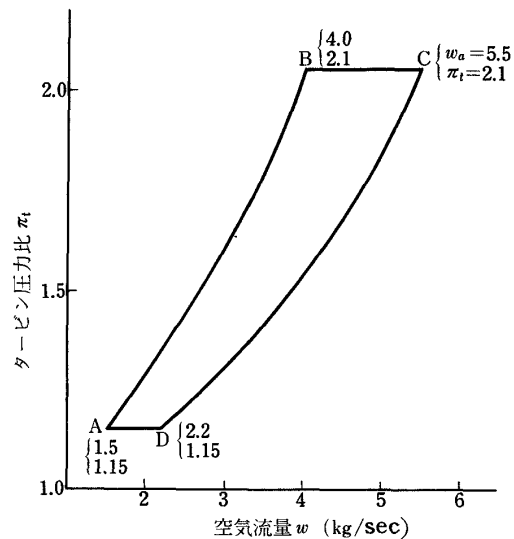


図17 予熱燃焼器作動範囲

(2) キャン型予熱燃焼器の設計

キャン型燃焼器として新規に設計するのではなく、使用実績のあるものの流用を考え、J-79エンジンタイプの燃焼器について検討した。この燃焼器はキャン1個当たり次の様な要目になっている。

- 最大断面平均風速 $U_r = 31.2 \text{ m/sec}$
- 空气体積流量 $Q_a \approx 1.1 \text{ m}^3/\text{sec}$
- 平均温度上昇 $\Delta T \approx 540^\circ\text{C}$

このキャン2個を用いるとすると、図17から、最大断面平均風速は表7に示すような値になる。これについて、次の様に考察した。

- (i) A点の $U_r = 19 \text{ m/sec}$ は、設計点風速の61%にあたるが、従来の経験から、この程度までは性能低下がないものと推定される。
- (ii) C-D間の $U_r = 39 \text{ m/sec}$ は、設計点風速の125%

表7 キャン型予熱燃焼器の作動範囲に対応する最大断面平均風速(キャン2個のとき)

図17中の点	最大断面平均風速 U_r (m/sec)
A	19 (MIN)
B	28
C	38.5
D	27
C-D間	39 (MAX)

%にあたり、燃焼性能の低下が予想されると同時に、圧力損失の増加(1.56倍以上)があり、問題になる。

(iii) この対策として、燃焼器に流す空気量を設計点の体積流量に押えて燃焼器の温度上昇を高くとり、残りの空気はバイパスしたのち燃焼ガスと混合させることを考えた。このようにすると $U_r = 31.2 \text{ m/sec}$ のとき最大温度上昇は $\Delta T = 504^\circ\text{C}$ になる。なお、この燃焼器の設計点では、 $\Delta T \approx 540^\circ\text{C}$ であるから、燃焼器側にとって問題はない。

(iv) 燃料噴射弁は、表8のような考え方により、アニュラ型予熱燃焼器で用いたもの(図12)と同一のものとし、燃料噴射圧力を20 kg/secから35 kg/secに高めることで作動範囲をカバーすることが出来る。

(v) 具体的な構造として、キャン型燃焼器2本を並置し、2本のバイパス管をつける。バイパス管は、1本でも良いが、バイパス空気と燃焼ガスの良好な混合を考慮して2本

表8 燃料噴射弁の使用条件の比較

項目	アニュラ型燃焼器	キャン型燃焼器
噴射弁数	12	2
最大空気流量kg/sec	25	5.5
最大温度上昇 $^\circ\text{C}$	400	400
噴射弁1本あたり		
流量比	1	1.32
最高噴射圧力kg/cm ²	20	35

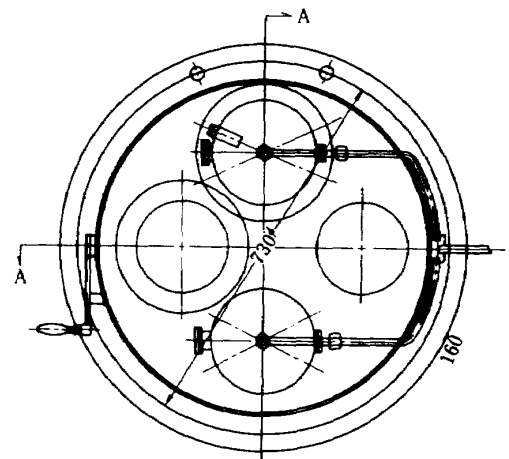
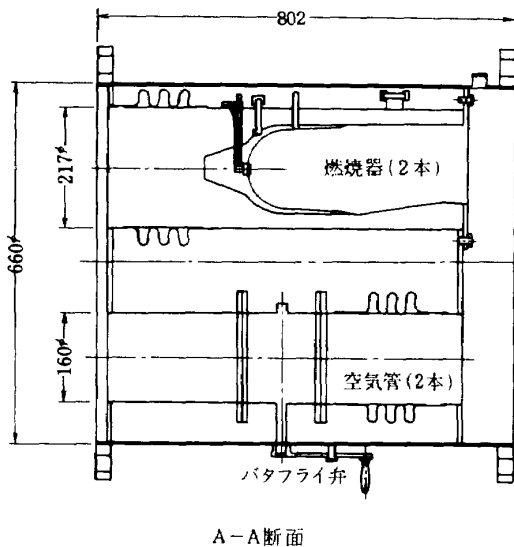


図18 キャン型予熱燃焼器断面図

とした。バイパス管には外部から操作するバタフライ弁を設けた。これにより、圧力損失を最小に押える条件で燃焼器を作動させることが出来る。

この様な設計を行なって、結局図18に示す様なキャン型予熱燃焼器を製作した。前掲表5にその諸元を示した。

(3) キャン型予熱燃焼器の改造

キャン型予熱燃焼器は、図18に示す原型の予熱燃焼器（以後C-1とする）の燃焼実験の結果、後述する様に燃焼効率、温度不均一率の二点で要求した性能を満足しなかつたため、段階的に2度の改造を行なった。この改造は次の二点に関するものである。

- (i) 一次燃焼領域の空燃比を適正にすること。
- (ii) 一次燃焼領域での燃料と空気の混合を促進させること。

原型C-1に第1回の改造を加えてC-2を、さらに第2回の改造を加えて最終型であるC-3を製作した。これらC-2およびC-3燃焼器の改造点は表9に示す通りである。図19はC-2燃焼器において、14mm延長したス

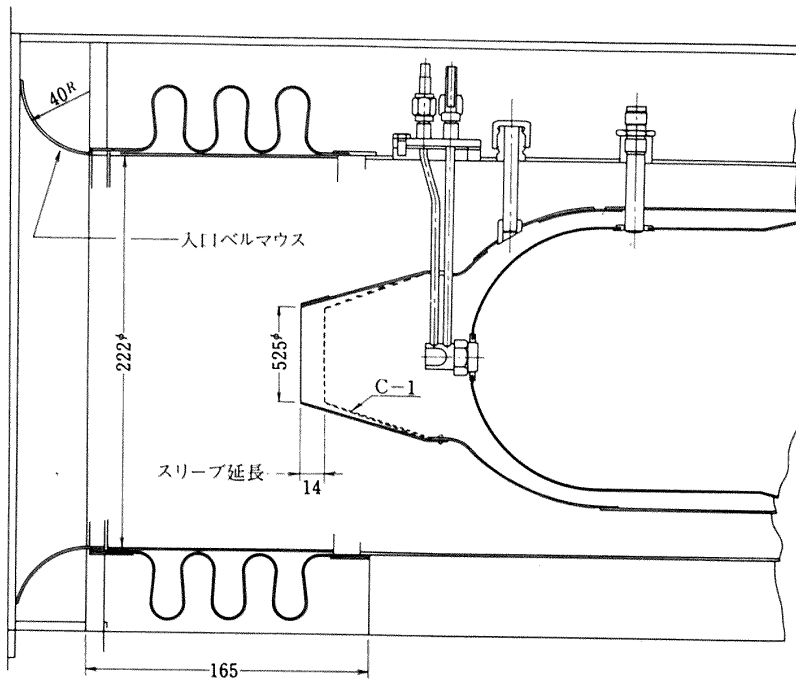


図19 キャン型燃焼器第一次改造点

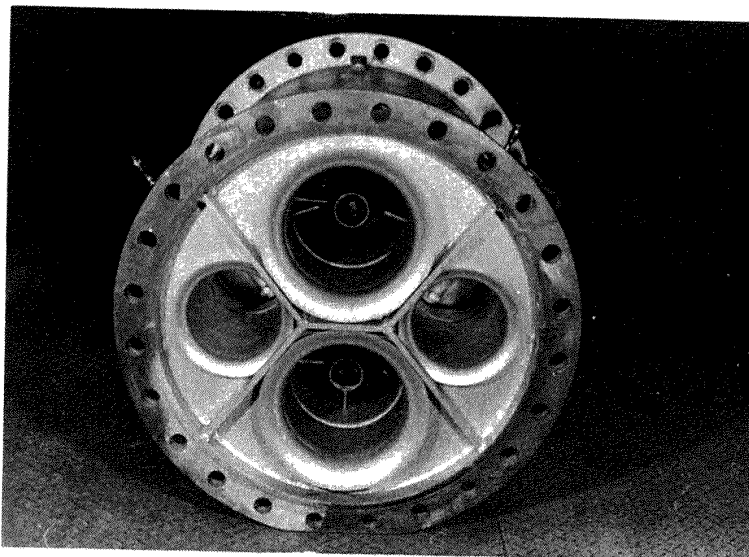


図20 キャン型予熱燃焼器（前視）

リーブおよび取り付けたベルマウスを示しており、図20はC-2燃焼器を前方より見た写真である。図21はC-3燃焼器において、ライナ入口部燃料噴射弁周りに取り付けたスワラを示す図であり、図22は、ライナ入口部お

よび、拡大したライナ空気孔の写真を示している。ライナ空気孔の面積の拡大は図23に示す流れ方向面積分布の様に行なった。図はC-3燃焼器の全開孔面積を100%としている。

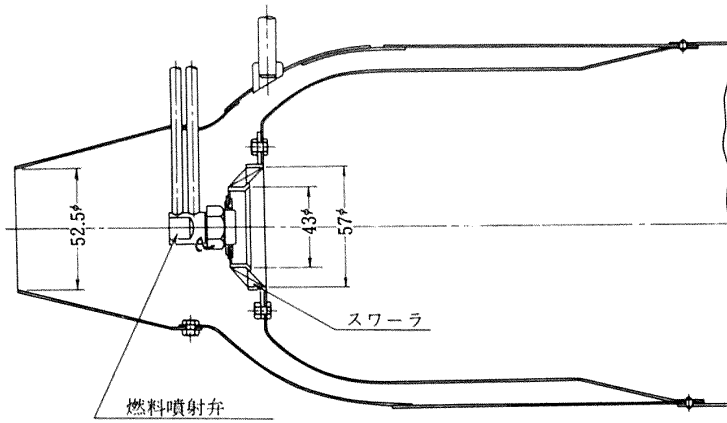
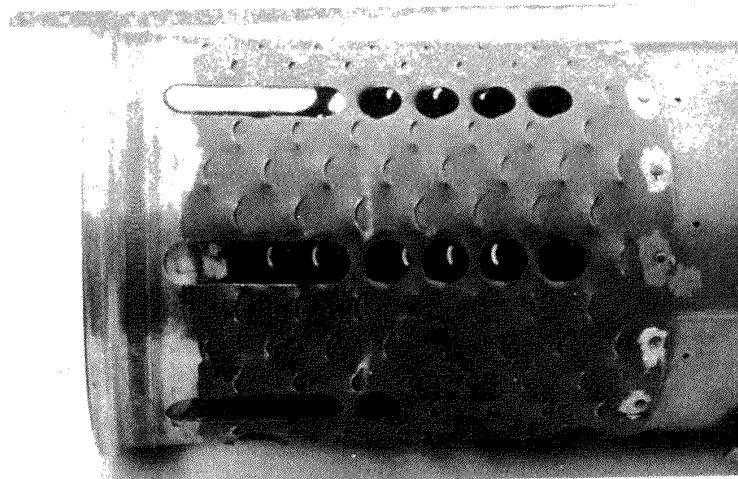


図21 C-3燃焼器ライナ入口部断面



(ライナ入口部)



(ライナ空気孔)

図22 C-3燃焼器改造部写真

それぞれの改造は次の様な考えで行なわれた。

(i) C-2 燃焼器の改造は、入口部に取りつけたベルマウスによって、空気の流入抵抗を減少させ、スリーブの延長によって一次燃焼領域への空気流量を相対的に減少させることを目的として行なった。これによって、一次燃焼領域の燃焼改善を計った。

(ii) C-3 燃焼器の改造は、ライナ入口の燃料噴射弁周

りにスワラを取り付けて、燃料と空気の混合を促進させて燃焼を根本的に改善し、またライナ空気孔の開孔面積を拡大して希釈空気量を増大させることによって一次空気量を相対的に減少させることを目的として行なった。

これらの改造の効果については、実験結果として後述する。

3 予熱燃焼器の燃焼実験とその結果

以上の様に設計製作した各種予熱燃焼器がその要求性能を満足するか否かを調べ、またタービンの回転試験の際に用いる予熱燃焼器データを得るため、高温タービン試験設

表9 キャン型予熱燃焼器 (C-1 に対して)

	C-2	C-3
入口部	ベルマウス取付	同左
一次燃焼領域	スリーブ14mm延長	スリーブ同左 スワラ取付(57φ/43φ)
希釈領域	—	希釈孔面積 21%増

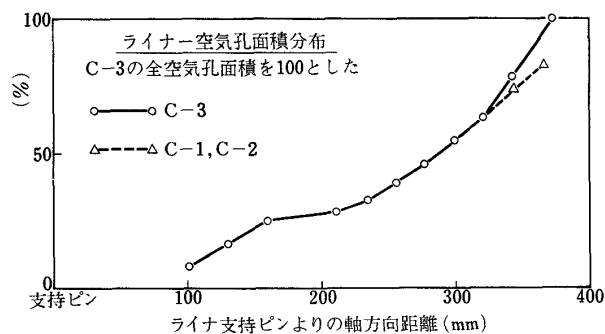


図23 C-3 ライナ希釈孔の拡大

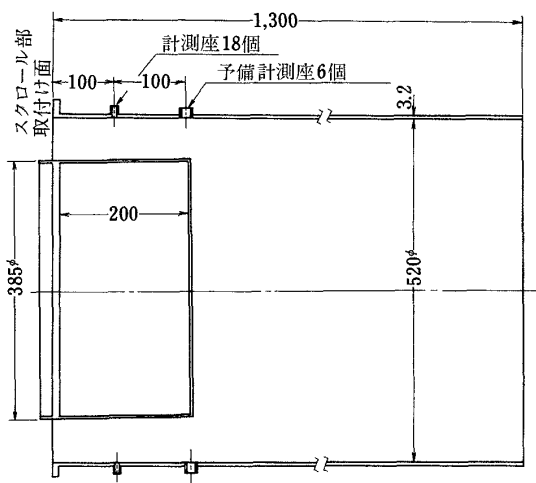


図24 排気計測管

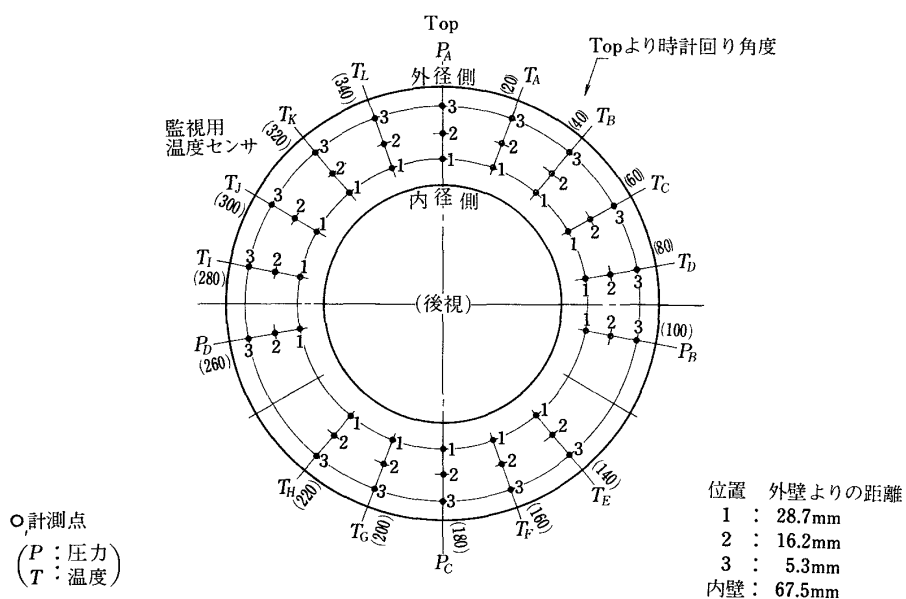


図25 出口温度、圧力計測位置

備に組み込んだ状態で燃焼実験を行なった。以下、その実験と結果について述べる。

3.1 実験装置と方法

(1) 実験装置

実験は、アニューラ型又はキャン型の予熱燃焼器を、前掲図1に示す高温タービン試験設備に組み込んだ状態で行ない、タービン試験体の入口断面に当たるフランジ面に排気計測管を取り付けて、燃焼ガスの温度および圧力を測定して性能を求めた。図24に排気計測管の断面図を示す。この排気計測管には、図に示す様に円周方向18個の計測座がつけられており、これに熱電対温度計または全圧管を取りつけた。図25は後流側から見た出口断面の温度と圧力の測定位置である。温度は3点熱電対温度計を円周方向に1本用いて、計33点の測定を行ない、圧力は同様に円周方向4本を用いて計12点の測定を行なった。図26は実験

に用いた3点用クロメル-アルメル熱電対温度計であり、図27は3点全圧管である。圧力測定に対しては、後に述べる電子計算機による自動計測のために図28に示す力平衡型圧力変換器によって圧力を電圧変換した。表10はここで用いた圧力変換器の基準出力、圧力測定範囲および変換係数を示したものである。

燃料流量は、タービン式の体積型流量計を用いて測定した。図29に、用いたタービン式燃料流量計の外観写真を示した。この流量計の回転数 N と体積流量との関係は $5.288 \times 10^{-2} (\text{cm}^3/\text{rps})$ であった。

(2) 自動計測

実験に当って、コアメモリ12Kワードの小型電子計算機を用いたオンライン自動計測システムを採用して、実験の能率化を計った。このシステムで、温度、圧力等をほぼ同時に測定し、必要な計算処理を行なって、実験条件(パラメータなど)を表示して実験点の確認を行ない、採用す

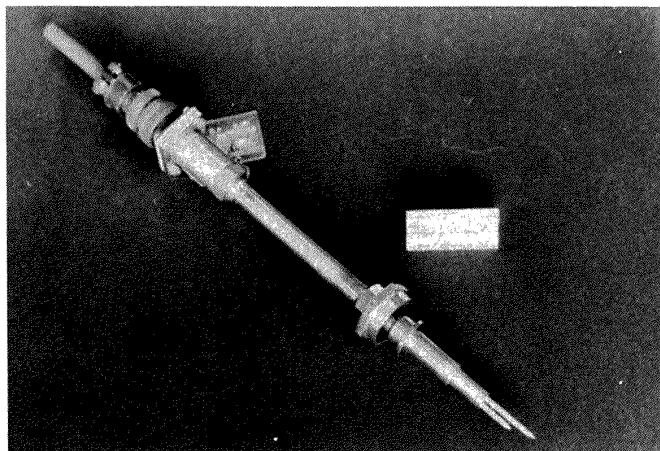


図26 熱電対温度計

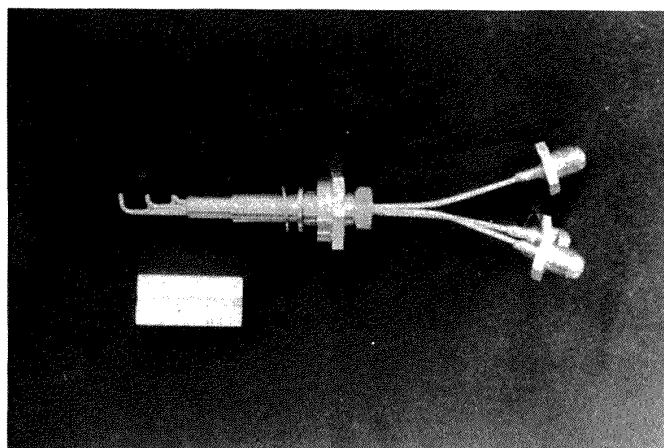


図27 三点全圧管

べき実験点の場合に、諸性能値の算出、データシートのハードコピーによる作成までを行なわせた。これによって、1 実験点の選択から計測結果の出力までに要する時間をきわめて短時間（約2分）にすることが出来、また測定の同時性などによって計測の精度および信頼性向上を達成出来た。

表10 圧力変換器仕様

型 式	力平衡型圧力変換器	
レ ン ジ	±1000 (mm Aq)	±2.0 (kg/cm ²)
零 点	0.9918 (V)	0.7298 (V)
出力(最大)	10 (V)	10 (V)
変換係数	8.8652 (mv/mm Aq)	4.6441 (V/kg/cm ²)
精 度	0.2 (% FS)	0.2 (% FS)

自動計測システム

図30は自動計測のためのシステム概念図であり、中央処理計算機には、図31に示す小型計算機を用いた。温度、圧力、流量の全ての測定量を電圧変換して、スキャナボックスの各チャンネルに導き、1チャンネル当り10 msec の速度でデータ選択がされる。このデータをAD変換器でデジタル量に変換し、上記電子計算機で計算処理を行ない、タイプライタ又はブラウン管ディスプレイ、紙テープに出力した。

計測・データ処理プログラム

図32は計測および、データ処理プログラムの流れ図である。プログラムの主要部分はFORTRAN-IVで、スキャナの駆動、AD変換、制御器の制御などの要素はアセンブラ語でプログラムした。計測プログラムは、図に示す様に変数Iに1～6の整数値を代入して、実験条件の選択、本実験、モニタリングなどの機能を選択する様になっており、

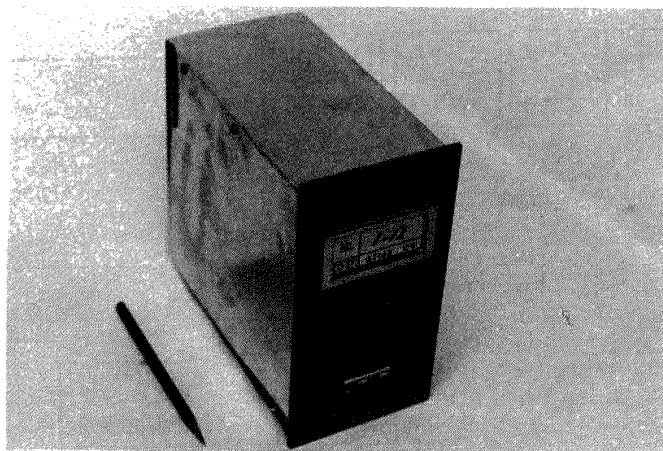


図28 力平衡型圧力変換器

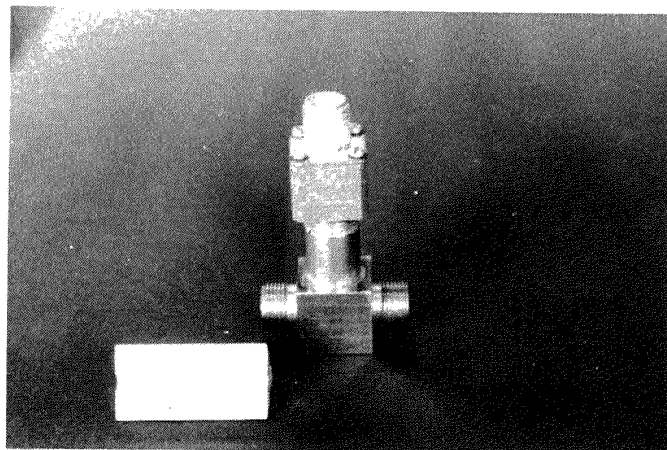


図29 燃料流量計

これらの組合せによって様々なデータ採取が出来る。実験点として採用される本実験は、 $I = 3$ によって行なわれ、データ採取、処理、ディスプレイ出力およびハードコピー作成までが短時間に行なわれる。

(3) 実験方法

実験は主パラメータとして、空燃比 n と最大断面平均風速 U_r との二個をとって行なった。先ず空気源より供給される圧縮空気を、主空気管に設けてある電動ロート弁によって目的とする最大断面平均風速値に設定し、燃料制御弁を操作して燃料流量 G_f を変え、空燃比 n 、温度上昇 ΔT とを計算機によってモニターして実験条件の設定を行なった。この際、予熱燃焼器位置と、温度測定を行なう出口断面位置とが、流路長にして約 3 m 離れており、空気管部の熱容量に影響されるため、出口温度が時間的に安定するまで待機する必要があった。その他の点では通常の燃焼器実験と同様の方法で実験を行なった。また、非燃焼時の燃焼器圧力損失についての実験およびキャン型予熱燃焼器ではバイパス空気管を用いた場合の流路損失についての実験も行なった。

3 性能計算式

本実験の数値処理に用いた性能諸値の計算式は以下の通りである。

燃焼効率

$$\eta_B = \frac{(1+n)i_2 - ni_1}{H_u} \quad (1)$$

入口エンタルピ:

$$i_1 = 65 + 0.233 T_1 + 0.28 \times 10^{-5} T_1^2$$

出口エンタルピ:

$$i_2 = (65 + 0.233 T'_{2m} + 0.28 \times 10^{-5} T'_{2m}{}^2) \times \left\{ 1.0 + \left(\frac{0.7225}{n} + \frac{1.05}{n^2} \right) (0.56 + 4.9 \times 10^{-4} T'_{2m}) \right\} \quad (2)$$

但し、 T'_{2m} は測定された T_{2m} に放熱損失の補正を加えたものである。

空気流量

$$G_a = CA_0 \left(1.0 - 2.50 \times 10^{-5} \frac{\Delta P}{P_w} \right) \sqrt{2g\tau_0 \Delta P} \quad (3)$$

(kg/sec)

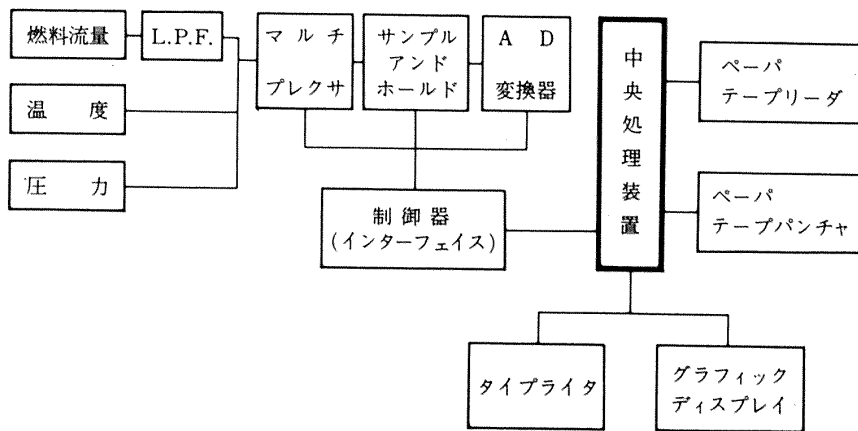


図 30 データ処理装置系統図



図 31 小型電子計算機

オリフィスノズル開口面積 $A_0 = 0.07525 \text{ (m}^2\text{)}$ 燃料流量

オリフィス流量係数 $C = 0.634$ $G_f = r_f (C_1 N + C_0) \text{ (kg/hr) (6)}$

修正空気流量 $G_a^* = G_a \frac{\sqrt{T_{2m}}}{P_{2m}}$ 燃料比重量 (JP-4)

平均出口温度 $T_{2m} = \frac{\sum_i T_{2i}}{n_{m,T}} \text{ (}^\circ\text{C)}$ $r_f = 760 + 0.80 (T_f - 20) \text{ (kg/m}^3\text{)}$

局所出口温度 $T_{2i} \text{ (}^\circ\text{C)}$ 流量計回転数; $N \text{ (rps)}$

平均出口圧力 $P_{2m} = \frac{\sum_i P_{2i}}{n_{m,P}} \text{ (kg/cm}^2\text{)}$ 流量計変換係数; $C_1 = 0.5288 \times 10^{-8} \text{ (m}^3\text{/rps)}$

局所出口圧力 $P_{2i} \text{ (kg/cm}^2\text{)}$ 流量計初期値; $C_0 = 7.105 \times 10^{-3}$

測定点数 $n_{m,T}, n_{m,P}$ 最大断面平均風速

$U_r = G_a \frac{1}{r_1} \frac{1}{A_r} \text{ (m/sec) (8)}$

 空気比重量 (入口); $r_1 = P_1 / R_a T_1 \text{ (kg/m}^3\text{)}$

 燃焼器最大断面積; $A_r = 0.3318 \text{ (アユラ型)}$

$= 0.1482 \text{ (キヤン型)}$

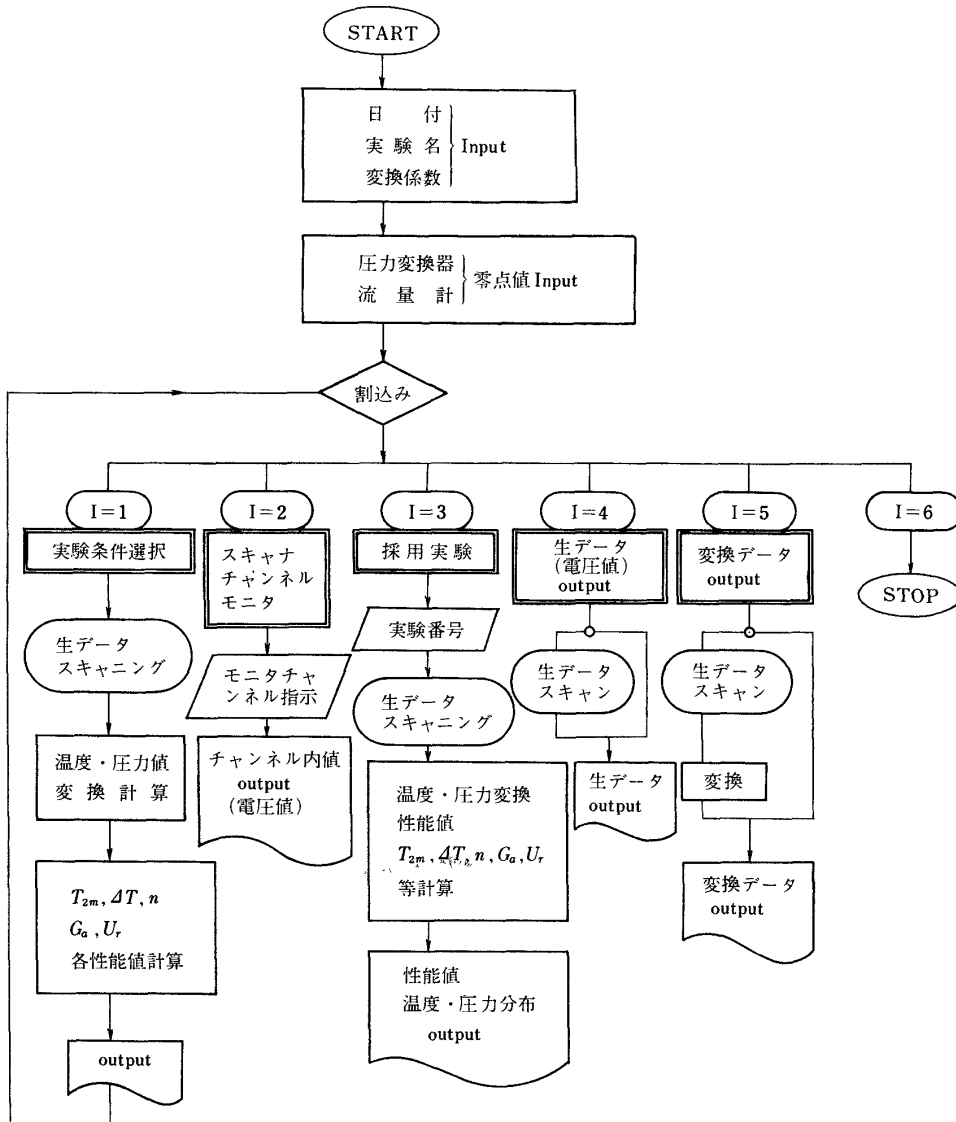


図 32 計測プログラム流れ図

温度不均一率

$$\delta = \frac{T_{2i,max} - T_{2m}}{\Delta T} \quad (9)$$

出口断面最高ガス温度； $T_{2i,max}$

全圧損失係数

$$\zeta = \frac{P_1 - P_{2m}}{\frac{1}{2} \rho_1 U_r^2} \quad (10)$$

入口空気圧力； P_1 (kg/m²)

入口空気密度； ρ_1 (kg・sec²/m³)

3.3 結果と考察

(1) アニュラ型予熱燃焼器

アニュラ型予熱燃焼器についての実験結果として、出口温度分布および温度不均一率について述べる。図33は出口断面における半径方向の温度分布を、流れ方向に計測管フランジ面より50mm下流の位置と200mm下流の位置の2点につき示してある。図中 r^* は計測管の内径側を0、外径側を1とした無次元半径位置であり、 δ^* は $(T_{2i} - T_1) / \Delta T$ として無次元化した出口局所ガス温

度である。半径方向温度分布は上流の $x = 50$ mm位置の方が比較的均一であり、高温部位置にも差異が見られる。図34は温度不均一率 δ を平均温度上昇 ΔT に対して示したもので、実験範囲の温度上昇では8~15%の温度不均一率を示している。この値は、目的とする予熱燃焼器としては比較的大きく、後述するキャン型予熱燃焼器の値に比べても大きい。これは、燃焼器の製作精度、燃焼噴射弁流量のばらつきが原因であると考えられる。

(2) キャン型予熱燃焼器

比較的小流量域のタービン試験体の実験に用いるために製作したキャン型予熱燃焼器は、二回の改造によって、原型C-1に加え、C-2、C-3の三種の燃焼器となったが、以下、この改造過程を追いながら各燃焼器の実験結果について述べる。

燃焼効率

図35は三種のキャン型予熱燃焼器の燃焼効率 η_B を空燃比 n に対して示したものであり、最大断面平均風速 U_r をパラメータとした。この値には、燃焼器出口からスクロールを通して測定断面に達するまでの空気管壁面からの熱

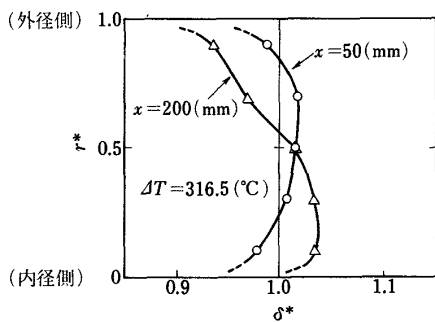


図33 アニュラ型予熱燃焼器出口温度分布

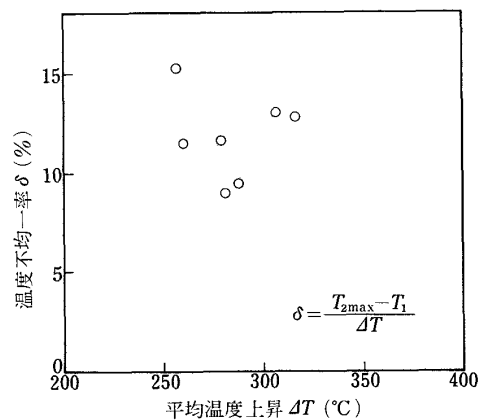


図34 アニュラ型予熱燃焼器温度不均一率

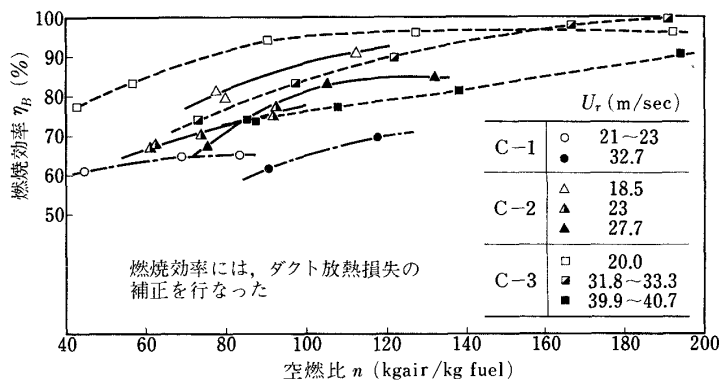


図35 キャン型予熱燃焼器燃焼効率の空燃比による変化

伝達・放射による熱損失を加えて補正してある。但し、C-3燃焼器の $U_r = 20$ (m/sec)の結果は、別の燃焼器試験設備による実験結果である。本図に示される如く、C-1燃焼器の燃焼効率 η は、この実験範囲の平均風速 U_r に対して全体的に60~70%と低く、さらに平均風速が大きく、空燃比が小さい程燃焼効率が低いという傾向を持っている。より高い燃焼効率を得るため、前述の様に、C-1に手を加えてC-2なる改造型の予熱燃焼器を製作した。改造の結果、C-2燃焼器では図に示す様に、燃焼効率 η が10~20%向上して70~90%となった。C-2は前掲表9に示す様に、C-1の一次空気導入孔であるスリーブを14mm延長し、一次空気流量を減小させ、さらに燃焼器入口部にベルマウスを設けて空気流入による絞りの効果を軽減して流入抵抗を減小させることなどにより、一次空気と二次空気の流量配分を適正にすることを狙いとした燃焼器であったが、結果的には、燃焼効率の多少の向上となった程度である。そのため依然として満足すべき値ではなく、また平均風速が大きく、空燃比の小さな領域での効率低下が見られるため、さらに手を加えたC-3燃焼器へと改造を行なった。これは、燃焼効率の改善が主な目的である。

C-3燃焼器は前述した様に、一次燃焼領域での燃焼促進のため、燃料噴射弁囲りにスワラを取り付け、さらに二次空気流量(希釈空気)の増大のために空気孔面積を増した。この結果、図に示す様に、高平均風速・低空燃比の

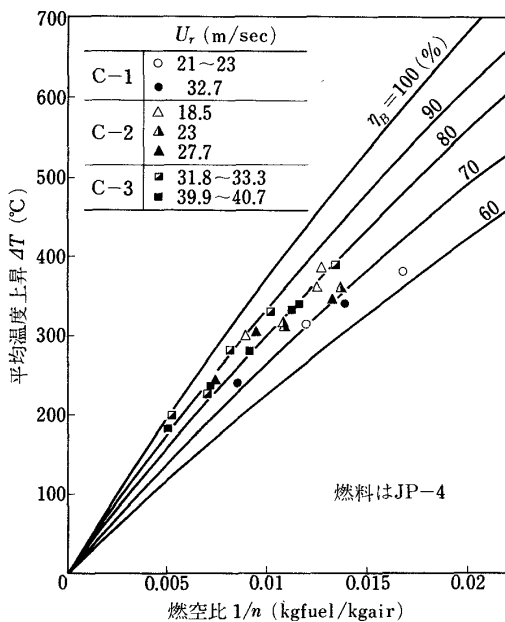


図36 キャン型予熱燃焼器の燃空比に対する温度上昇

領域での効率低下の傾向は多少残ってはいるが、燃焼効率は80~100%と向上し、ほぼ満足出来る値となった。これは、スワラによって一次燃焼領域での空気流れ模様に変化して安定な保炎と、良好な混合が得られ、燃焼促進が達成され、さらに希釈空気孔面積の増大によって空気流量配分の適正化がはかられたことによると考えられる。C-3燃焼器は、後述する温度不均一率の点でも満足すべき値($\delta \leq 5\%$)が得られたため、現在の高温タービン試験設備にとりつけられ、運転されている。このC-3燃焼器は、高空燃比および低い平均風速において高い燃焼効率を示すため、空気流量が小さく、さらに燃料流量の小さい領域に適する、燃焼負荷率の小さな燃焼器であると言える。

空燃比による温度上昇の変化

空燃比を設定することによって得られる温度上昇を知ることは予熱燃焼器を使用する上で必要な情報である。燃焼による温度上昇は空燃比 n と燃焼効率 η_B とによって次の様に表わされる。

$$\Delta T = \frac{1}{C_{p2}(1+n)} (\eta_B H_u + n i_1) - \frac{i_1}{C_{p1}} \quad (11)$$

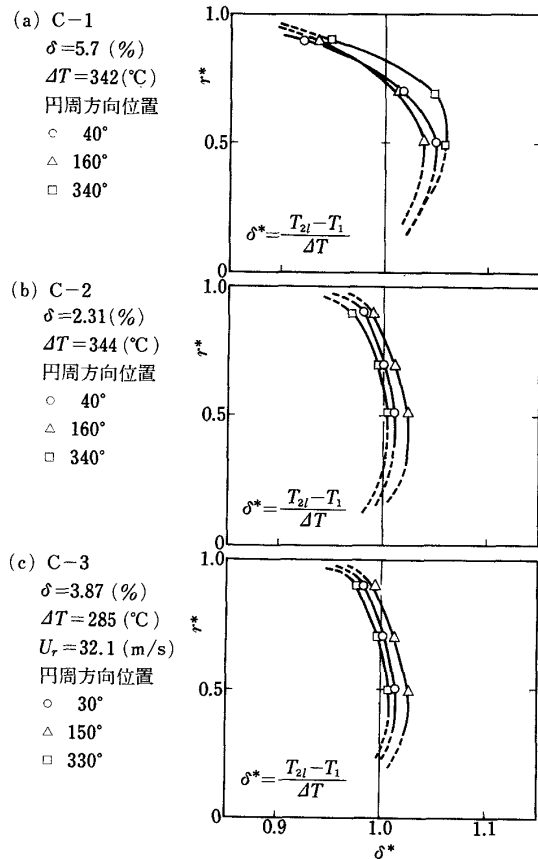


図37 キャン型燃焼器の出口半径方向温度分布

但し, C_{P1} : 温度 T_1 における空気の定圧比熱
 C_{P2} : 温度 T_2 , 空燃比 n における燃焼ガスの定圧比熱
 $H_u = 10250$ (kcal/kg) : 燃料の低位発熱量

図36は各燃焼器の空燃比 n と温度上昇 ΔT の関係である。実線は燃焼器入口温度が100(c)の場合の各燃焼効率における温度上昇[式(11)]であり、ここで用いた燃料はジェット燃料JP-4である。

出口温度分布および温度不均一率

出口温度分布およびその平均値は、33点の温度測定により決定した。図37は各燃焼器に対する半径方向温度分布の代表例を示したもので、円周方向位置は図14におけるTOPから後視時計回り40°(30°), 160°(150°), 340°(330°)の三点である。()内の数字はC-3の場合の測定位置である。C-1は半径方向に温度勾配の大きな分布を示し、温度の最高・最低値の差も大きい。C-2およびC-3となって、温度勾配が小さく、均一な温度分布となって来た。これは全ての円周位置で等しく言えることであり、また平均風速および空燃比によって余り大きな変化は受けない。

次に円周方向温度分布を図38に示す。これも代表例であり、半径方向位置は $r^* = 0.5$ の流路平均径である。この結果からも、C-2およびC-3における出口温度分布の改善が見られる。即ち、円周方向の最高温度が、C-1

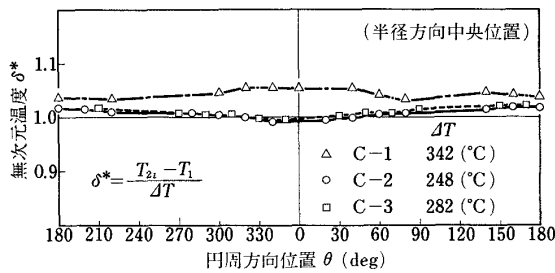


図38 キャン型予熱燃焼器の出口円周方向温度分布

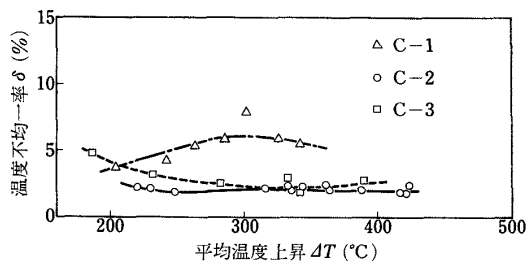


図39 キャン型燃焼器の温度不均一率

で δ^* 値 1.055 であるのに対し、C-2, C-3 では両者とも 1.02 である。また、C-2, C-3 では、わずかに $\theta = 0^\circ$ で最低、 $\theta = 180^\circ$ で最高温度を示す傾向が見られ、C-1 の $\theta = 0^\circ$ における最高点とは異っている。

これら出口温度分布の結果から温度分布の良否を決定する評価指標として、式(9)で与えられる温度不均一率 δ をとり上げ、各燃焼器について図39に示す。図は温度上昇 ΔT について示したが、他の変数の影響は余り受けたいないためである。この結果から、C-1 燃焼器で ΔT の実験範囲で δ は 3.5~8% であるのに対し、C-2 および C-3 燃焼器では広い範囲の ΔT に恒って $\delta \leq 3\%$ となり、満足すべき値に改良された。またその温度上昇 ΔT による不均一率 δ の変化傾向も C-1 が $\Delta T \approx 300^\circ\text{C}$ で δ の最高値を示すのに比べ、C-2, C-3 では $\Delta T > 250^\circ\text{C}$ で δ がほぼ一定値となる。

この様に C-2 および C-3 において、温度分布および温度不均一率の点で大きな改善を達成したが、これは、入口部にベルマウスを設けたことによって空気の流入流れが改善され、スリーブの延長または、スワラの取付けなどによって燃焼そのものが改善されたことなどによると思われる。

(4) 燃焼器部空気流量特性および圧力損失

予熱燃焼器入口から空気管およびスクロールを通った流路の流量特性として、図40に空気流量 G_a と入口/出口圧力比 P_1/P_{2m} との関係を示す。図には、C-3 燃焼器の非燃焼時(非燃)と、バイパス空気を全開にした場合(バイパス弁:開)との結果を併記した。流量 G_a に対する圧力比 P_1/P_{2m} は C-2 が最も高く、C-1, C-3 の順に低くなっている。また全ての燃焼器において、流量と圧力比の関係はこの実験範囲で直線的である。

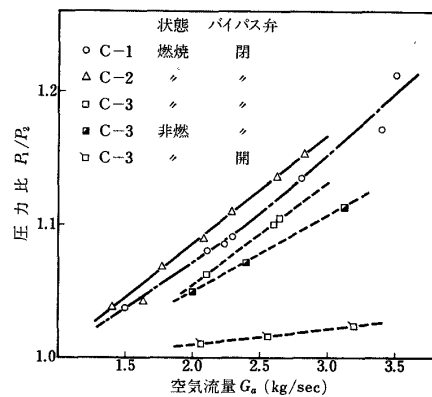


図40 キャン型予熱燃焼器の空気流量圧力比の関係

次に式(10)で定義される燃焼器の全圧損失係数 ζ を、最大断面平均風速 U_r に対する変化として図41に示す。各燃焼器とも平均風速 U_r の上昇と共に全圧損失係数は増大し、温度上昇 ΔT も損失係数の増大を招くことが示されている。温度上昇 ΔT による全圧損失係数の変化を図42に示す。これらの結果から、燃焼器の圧力損失はC-3が最も小さく、C-1とC-2ではわずかにC-1の圧力損失の方が小さい。C-3における流路抵抗の減少は主に、希釈空気孔面積を拡大したことによっていると考えられ、C-2の損失増大はスリーブを延長したことによると考えられる。また、図42から温度上昇 ΔT による損失係数 ζ の増加傾向は全ての燃焼器についてほぼ等しい。圧力損失の温度上昇による影響は、熱負荷による全圧降下、燃焼器内および空気管内の流れのレイノルズ数変化、燃料噴射と空気との混合による損失、温度分布の存在等による燃焼器内流れの変化などとして現われる。このうち、熱負荷に伴う圧力

降下の見積りとして、燃焼器をほぼ定断面積管であると仮定し、Rayleigh線の方法¹⁴⁾によって、燃焼による全圧降下を次の式(12)、(13)、(14)で計算し、C-3燃焼器に対して示すと、各実験点に対応して図43の様になる。ここでは入口状態で空気の比熱比 $\kappa_1 = 1.397$ 、出口状態のガス比熱比 $\kappa_2 = 1.356$ とした。

Rayleigh線による圧力損失係数

$$\zeta_R = \frac{P_1 - P_{2R}}{\frac{1}{2} \rho U_r^2} \quad (12)$$

ただし

$$\frac{P_{2R}}{P_1} = \frac{P_{S2} \left(1 + \frac{\kappa_2 - 1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\kappa_2}{\kappa_2 - 1}}}{P_{S1} \left(1 + \frac{\kappa_1 - 1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\kappa_1}{\kappa_1 - 1}}} \quad (13)$$

ここで出口マッハ数 M_2 は、温度比

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{M_2^2 \left(1 + \frac{\kappa_1}{2} M_2^2\right)^2}{M_1^2 \left(1 + \frac{\kappa_2}{2} M_2^2\right)^2} \cdot \frac{1 + \frac{\kappa_2 - 1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\kappa_1 - 1}{2} M_1^2} \quad (14)$$

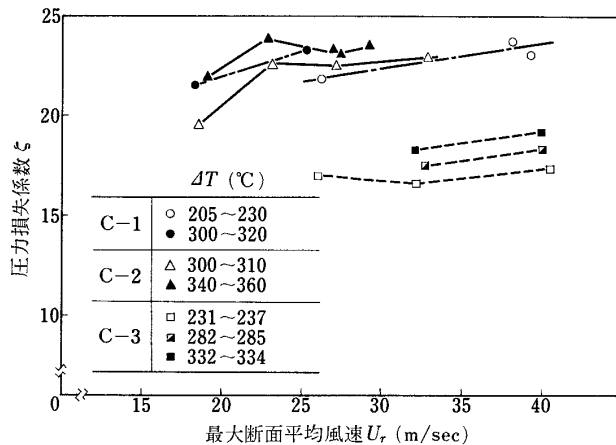


図 41 最大断面平均風速による圧力損失係数の変化

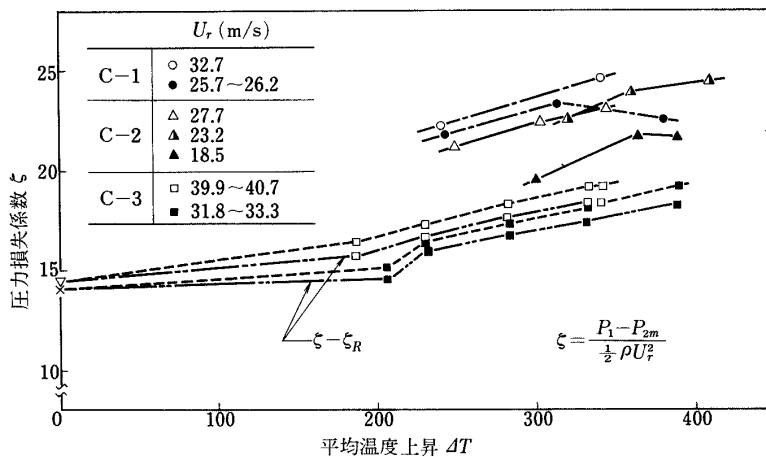


図 42 温度上昇に対する圧力損失係数

および既知の入口マッハ数 M_1 より計算される。図42には図43の熱負荷による全圧降下 ξ_R を差し引いたものをC-3燃焼器について示してある。これによって、温度上昇による圧力降下のほか、燃料噴射、流れ模様変化、Reynolds数変化などによる圧力損失の変化がなお存在していることが分る。

C-3燃焼器について、その全圧損失係数を使用するの都合良い様に次式の如く表現すると

$$\xi' = k_1 + k_2 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1 \right) \quad (15)$$

ここで

k_1 : 形状に基づく摩擦損失の項

k_2 : 温度上昇に基づく損失係数

実験結果より

$U_r = 3.99 \sim 4.07$ (m/sec) の場合

$k_1 = 1.45, \quad k_2 = 4.98$

$U_r = 3.18 \sim 3.33$ (m/sec) の場合

$k_1 = 1.41, \quad k_2 = 4.48$

として近似的に定めることが出来る。このうち、 k_2 の値は従来から経験的に知られている1.5~2.0よりも大きい。

5 まとめ

以上、高温タービン試験設備の中に設置するために設計製作したアヌラ型およびキャン型の予熱燃焼器について、その設計と、燃焼実験によって求めた性能を述べたが、これを以下の様にまとめることが出来る。

(1) 大空気流量範囲(5~25 kg/sec)に対しては直流アヌラ型を採用し、小空気流量範囲(1.5~3.5 kg/sec)に対しては直流キャン型燃焼器を採用した。この結果、相互の互換性があり、実験に際しての作業性が良いなどの好結果が得られた。

(2) アヌラ型予熱燃焼器では、設計要求仕様をほぼ満足する性能が得られたが、出口の温度不均一率 δ が10~

15%と多少高い値であった。

(3) キャン型予熱燃焼器では、原型C-1燃焼器の燃焼効率および温度不均一率の性能が低く、一次空気流量を適正化するなどして改造を行ない、結局スワラを取り付けたC-3燃焼器において要求性能を満足した。このC-3燃焼器は、燃焼効率90%以上、温度不均一率5%以下、圧力損失係数2.0以下の良好な性能を示した。

以上の実験および考察から、これらの予熱燃焼器が高温タービン試験設備において、要求性能を満足することが確認され、得られたデータは高温タービン回転試験の際の資料として用いることが出来た。

また、この予熱燃焼器の燃焼実験に際して、その計測システムの構成、計測プログラムの作成などに対し、当所原動機部、原動機制御研究室の西尾健二室長および越沼威技官に多大な御協力を戴きました。未筆ながら謝意を表します。

参考文献

- 1) 航空宇宙技術研究所原動機部；高温タービン試験設備およびその計測装置，航技研報告TR-282 (1972-6)
- 2) 船舶技術研究所；船舶技術研究50年(昭41-9)，P.130
- 3) 航空技術研究所原動機部；航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備，航技研報告TR-24 (1962-2)
- 4) 大塚貞吉，鈴木邦男；高負荷燃焼器の研究(第1報)，航技研報告TR-39 (1963-2)
- 5) 大塚貞吉，鈴木邦男，石井浅五郎，山中国雍；超軽量ジェットエンジン試作1号機(JR-100)の燃焼器(I)，航技研資料TM-68 (1965-11)
- 6) 鈴木邦男，石井浅五郎，広瀬健樹，大塚貞吉，山中国雍；軽量ジェットエンジン研究試作2号機(JR-200)の燃焼器(I)，航技研資料TM-93 (1966-11)
- 7) 大塚貞吉，鈴木邦男，石井浅五郎，広瀬健樹，山中国雍；軽量ジェットエンジン研究試作2号機(JR-200)の燃焼器(II)，航技研資料TM-128 (1968-4)
- 8) 同上；軽量ジェットエンジン試作1号機(JR-100)の燃焼器(III)，航技研資料TM-129 (1968-4)
- 9) 同上；軽量ジェットエンジン試作1号機(JR-100)の燃焼器(IV)，航技研資料TM-158 (1969-4)
- 10) C.C.Graves and J.S.Grobman；Theoretical Analysis of Total-Pressure Loss and Airflow Distribution for Tubular Combustors with Constant Annulus and

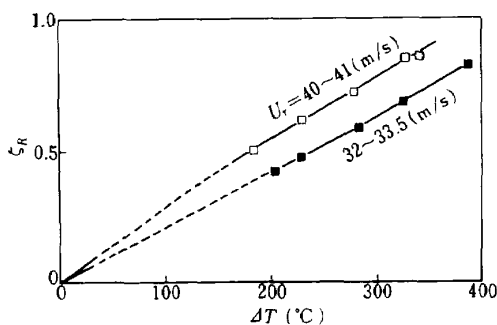


図43 Rayleigh line による圧力損失見積り

- Liner Cross-sectional Areas, NACA Rept. 1373(1958)
- 11) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 相波哲朗, 石井浅五郎, 広瀬健樹; 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究, 航技研報告 TR-143(1967-10)
- 12) 大塚貞吉, 福田広, 相波哲朗; 高負荷燃焼器の箱形模型による実験, 航技研報告 TR-118(1966-10)
- 13) 福田広, 相波哲朗, 松本宏, 畑山金弥; ジェットエンジン用燃料噴射弁の特性試験, 航技研資料 TM-70(1965-12)
- 14) Walter J.Hesse; Jet Propulsion, Pitman(1958), P.87, など

既刊報告

TR-490	サイドジェットのパケット尾翼におよぼす影響の超音速風洞実験 Experimental Investigation of the Effects of Side Jet on a Tail-Fin of a Rocket in Supersonic Flow	1977年2月	外立政隆, 清水福寿
TR-491	ロータのつりあいによって生ずるジェットエンジンの振動の研究(第3報) Research on the Vibration of Turbo-Jet Engines Induced by Rotor Unbalance (3rd Report)	1977年2月	宮地敏雄, 星谷昌二, 祖父江靖
TR-492	外乱を受ける線形状態フィードバック系の状態変数の共分散指定による設計法 Realization of Prescribed State Covariance for Linear State-Feedback Control Systems with Disturbance	1977年2月	永安正彦
TR-493	零2次流エゼクタにおける亜音速ディフューザおよびノズル形状の効果 Effects on Subsonic Diffuser and Nozzle Contour on the Performance of Zero-Secondary Flow Eject	1977年3月	宮島博, 日下和夫, 黒田行郎, 阿部田登, 佐藤政裕, 鎌田真, 植野孝
TR-342T	Study of a Rotary-drive Vibratory-Output Accelerometer	1977年3月	Hiroshi YAMADA
TR-494T	Study on Lee-Surface Heating Over Yawed Blunt Cone in Hypersonic Flow	1977年3月	Shigeaki NOMURA
TR-495	手動制御中のパイロットにおけるモーションキューの効果に関する研究 Motion Cue Effects on Human Pilot Behavior in Tracking Tasks	1977年4月	人間工学研究室
TR-496	フライングテストベッドホバータクシー実験——第6次実験—— Hover-taxi Control Test on Flying Test Bed for VTOL Aircraft	1977年4月	滝沢直人, 渋谷昭義, 甲斐忠夫, 藤枝郭俊, 小川敏雄, 宮本義人, 小野幸一, 鳥崎忠雄, 田辺義一, 後藤芳雄
TR-497	超音速乱流底面熱伝達の一近似解法——境界層厚さを考慮した場合—— An Approximate Analysis of the Supersonic Turbulent Base Heat Transfer with Special Regard to the Effect of the Boundary-Layer Thickness	1977年4月	井上安敏
TR-498T	Calculation of the Lift of Partially-Stalled Wings	1977年4月	Bradford H. Wick
TR-499	強制振動法による非定常空力係数の測定と突風応答実験の総合検討 Measurements of the Unsteady Aerodynamic Derivatives by Forced Oscillation Method and Examination of the Dynamic Gust Wind Tunnel Experiments	1977年4月	西村博史, 松下 洸, 北村清美

航空宇宙技術研究所報告500号

昭和52年4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(042)47-5911(大代表)●182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12