

UDC 621.45.034;
614.7;
551.5

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-328

新形式ガスタービン燃焼器の研究

(第3報 環状燃焼器 AS-250 の特性)

田丸 卓・鈴木邦男・小倉五郎
黒沢要治・石井浅五郎

1977 年 4 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
設 計	田 頭 健*, 中 野 静 嘉*
実 験 計 測	遠 崎 良 樹**, 国 師 正 一**
計 測 装 置	西 尾 健 二***, 越 沼 威***

* 石川島播磨重工株式会社

** 川崎重工業株式会社

*** 原動機部

新形式ガスタービン燃焼器の研究

(第3報 環状燃焼器AS-250の特性)*

田丸 卓** 鈴木 邦男** 小倉 五郎**
黒沢 要治** 石井浅五郎**

概 要

高性能で、かつ排気の清浄な航空用ガスタービンエンジンを開発する目的から、AS形と総称する新形式燃焼器を研究している。この形式は、燃焼室外に設けた空気ダクトを通る気流中へ燃料を供給し、気流微粒化作用による混合気の形成をはかったものである。

既報までのセクタ形模型による試験につづいて、今回は環状燃焼器を設計し、その試験を行ったので、それについて報告する。

試験の結果は、同一の試験条件で、従来形の燃焼器の諸特性と比較して遜色ない性能が得られた。

また、燃焼器内筒内に流入する空気量の配分に関し、簡単で、実用的な見積り法を提案した。

1 まえがき

有害排気成分の少ない、高性能の航空用ガスタービンエンジンを開発するために、新形式の混合気形成方法を採用したAS形と総称する燃焼器を研究している。

この形式は、燃焼室外に設けたダクトを通る気流によって燃料を気流微粒化して燃焼用混合気の形成をはかることを特徴としている。

最初、プロトタイプのAS-2¹⁾、および種々の混合気噴射方向について調べたAS-21~26²⁾のシリーズの燃焼器を、主軸に垂直な断面形状が扇形の燃焼器模型(セクタ形模型という)で試験を行ってきた。それらの燃焼試験は、燃焼器出口を大気開放の状態で行った。

ここでは、それらの結果を参考として設計した環状燃焼器、呼称AS-250、について報告する。とくに入口空気圧力変化の影響や、セクタ形模型の試験では資料が得られなかった環状模型に特有の問題点などについて明らかにする。また、今回用いた試験設備ではエンジンのアイドル

運転状態に近い燃焼器試験条件を実現できるので、そのときの性能についても確認する。

燃焼器AS-250の基本的設計方針は次のようである。

- i) 外筒形状は、FJR710/20と同一とする。
- ii) 内筒鈍頭部、混合気噴射管などの原型をAS-25にとる。
- iii) 鈍頭部冷却方式をインピンジング冷却とする。
- iv) 鈍頭部より後流側の内筒部分は、FJR710/10の#02ライナを改造して用いる。すなわち、その後半部を利用し、ライナ空気孔は、主軸の方向に3列とする。以降、便宜上、内筒のこの部分を「ライナ」と呼び、前流側の鈍頭部と区別する。
- v) 内筒全長、すなわち鈍頭部先端からライナ出口部までの長さを、AS-25の場合より10mmだけ短縮する。
- vi) 燃料は、空気ダクト出口近近で噴射する。

以上のうち、vi)は排気ガス清浄化のため、できるだけ均質な予混合気を供給するという目的から、やや後退する設計であるが、逆火、あるいは予混合気の自己着火などの危険性が不明なため、とりあえず、それを回避する目的でこのようにした。この予混合気形成と逆火、あるいは自己着火の可能性などについては、別に検討する。

以下、呼称AS-250燃焼器で、ライナ空気孔の軸方向の並びが、混合気噴射管と一致しているものをAS-250A、略してA形、混合気噴射管より後流側のライナを半ピッチ回転させて、ライナ空気孔がその噴射管同士の間間位置になるよう改造を行なったものを、AS-250B、略してB形と称する。

主要使用記号

A	: 面積, cm^2
A, B, \dots, H A', B', \dots, H'	} 周方向位置, 図7参照
C	
L_b	: 流量係数
	: 燃焼器負荷率 ⁴⁾ $\text{kcal}/\text{m}^3\text{h atm}$

* 昭和52年1月10日受付

** 原 動 機 部

n	; 全体空燃比, w_a/w_f
p_i	; 燃焼室内静圧, kg/cm^2
P_f	; 燃料噴射圧力, $\text{kg}/\text{cm}^2 G$, P_{fP} ; プライマリ, P_{fM} ; メイン
$P_1 (= P_t)$; 燃焼器入口空気全圧, kg/cm^2 (絶対圧)
r	; 燃焼器出口半径方向無次元距離 $r = (\text{内側ライナ出口位置からの距離}) / (\text{燃焼器出口 内外ライナ通路幅})$

R_j	; 空気通路 j での等価抵抗, cm^{-2}
t	; 温度, $^{\circ}\text{C}$
T	; 温度, K
U_r	; 燃焼器最大断面平均風速, m/s
u	; 空気ダクト内気流速度, m/s
w_a	; 供給空気, kg/s
$(w_a)_d$; 空気ダクト通過空気量, kg/s
w_f	; 供給燃料量, kg/s 又は g/s
τ	; 空気比重量, kg/m^3
ΔP	; 燃焼器入口, 出口全圧差, kg/cm^2
$\Delta T (= \Delta t)$; 燃焼器温度上昇, deg K
δ_t	; 温度不均一率, $(T_{\max} - T_2) / \Delta T$
η_b	; 燃焼効率, %
θ	; 無次元温度, $(T - T_1) / \Delta T$
θ_s	; 無次元温度, $(T - T_1) / (1150 - T_1)$
σ	; 出口温度偏差, deg K

$$\sigma = \left\{ \frac{1}{20} \sum_{i=1}^{20} (T_{2i} - T_2)^2 \right\}^{1/2}$$

ϕ	; 全圧損失係数, $\Delta P / \left(\frac{\tau_1}{2g} U_r^2 \right)$
--------	---

添 字

1	; 入口
2	; 出口
a	; 空気
f	; 燃料
P	; プライマリ

2 試験装置, および燃焼器

供試燃焼器の燃焼試験には, 当所原動機部の円環型燃焼器試験設備³⁾を用いた。この装置は, 空気圧力がほぼ大気圧から $3 \text{ kg}/\text{cm}^2$ の範囲まで試験を行なうことができる。供給空気流量は $1.5 \sim 3.5 \text{ kg}/\text{s}$ である。なお, 空気予熱用燃焼器は使用しなかった。

また, この設備によって試験した諸計測データは, Honeywell 316 ミニコンピュータのオンラインシステム⁴⁾で処理した。

つぎに, 供試燃焼器各部名称や機能について説明する。それらの設計基準, 設計値などについては, そのあとに述べる。

2.1 供試燃焼器構造

燃焼器 AS-250A の主軸を含む断面の一つを図 1(a) に示す。その寸法の概略を図 1(b) に示す。また, 鈍頭主要部を図 2 に拡大して示す。また, 内筒全体の外観を図 3 に, 試験装置に取付けた燃焼器全体の外観を図 4 に示す。同図で供給空気の流れは左から右へ向かう。

燃焼室内部で遮熱板付近を後流側から見た模様を図 5 に

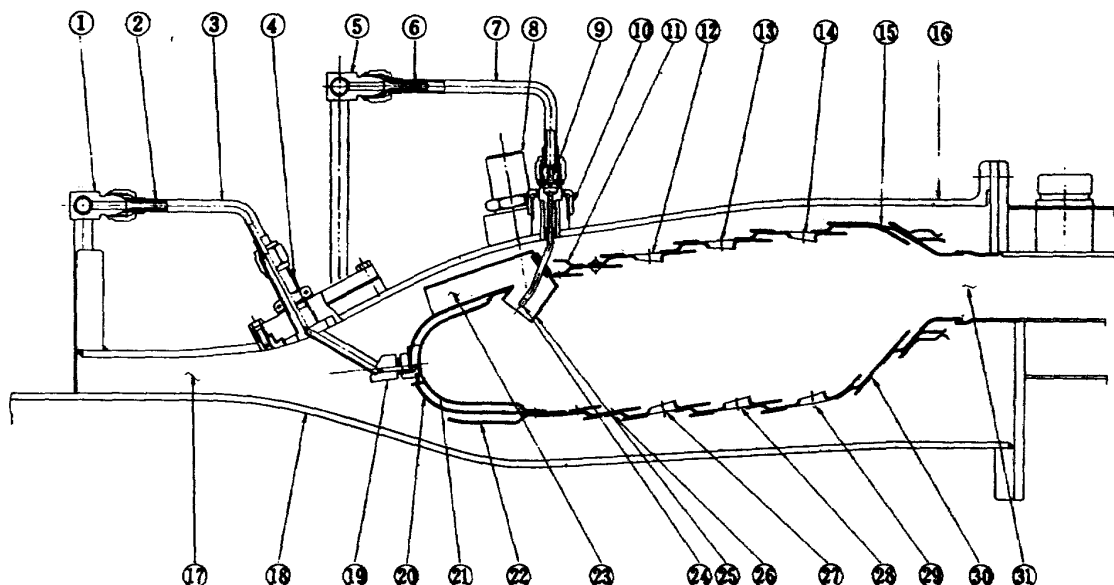


図 1(a) アニュラ形燃焼器 AS-250A

示す。図5中で遮熱板はアーケード状に凹面となっている。その一部に半月形をした凸部があるが、これは前流側に8本存在するストラットのため生じたものである。また、同図中、上下スリットの切れている中央にプライマリ噴射弁

が見えている。

図1(a)において燃料はプライマリ用、およびメイン用のマニホルド、それぞれ①、⑤によって各燃料ノズル⑯、および⑳に供給される。燃料マニホルドから、それぞれの燃

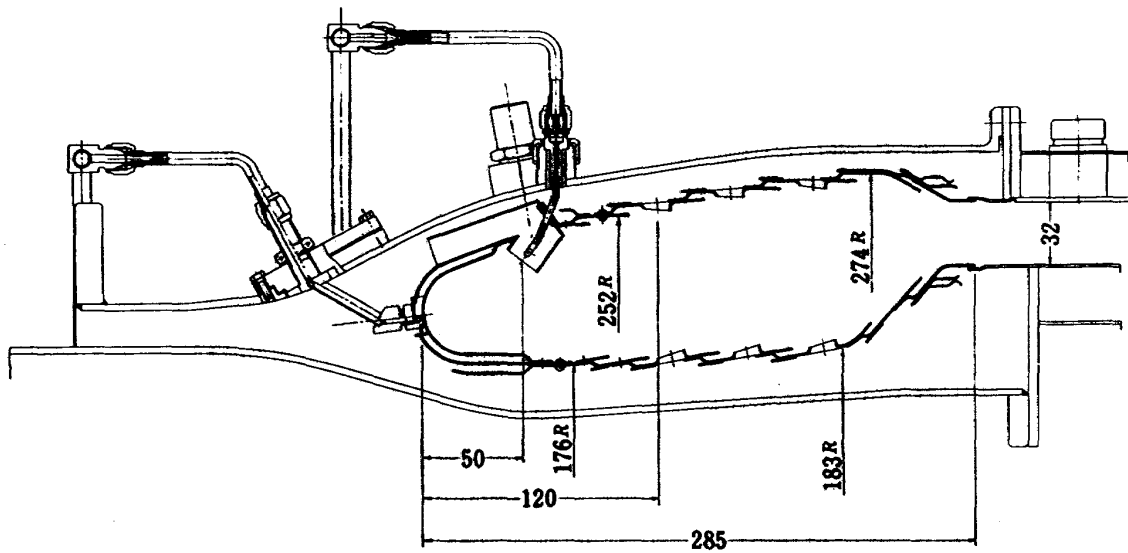


図 1(b) アニュラ形燃焼器AS-250の主要寸法

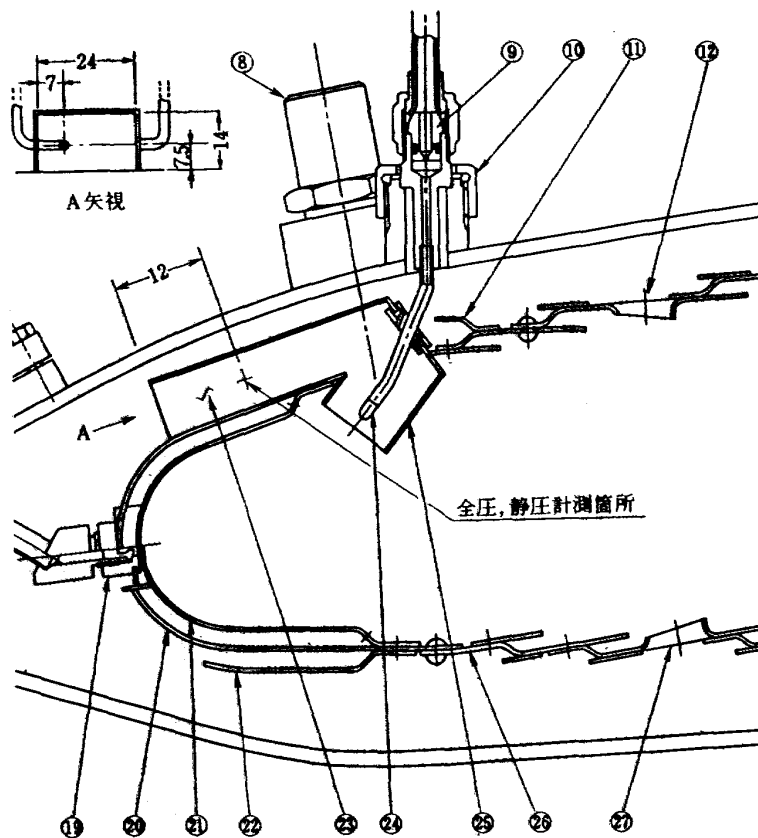


図 2 供試燃焼器鈍頭部詳細

料ノズルへ燃料を分岐する枝，③，および⑦を連結管と呼ぶ。これら連結管のマニホールド側内部には，燃料フィルター②，および⑥がある。メインノズル側の連結管は，メータリングオリフィスをそなえたニップル⑨と接続している。

主燃料ノズル④は全周に32本設けられていて，それぞれ空気ダクト⑤の出口付近で燃料を噴射する。空気ダクト

の後部，すなわち燃焼室内のやや上流側へ向いた部分⑧を特に混合気噴射管，または噴射管と呼ぶ。噴射管出口形状は矩形である。

供給空気は燃焼器入口部⑦を通り，デフューザ部で圧力回復をおこないながら燃焼器内筒鈍頭部⑩に衝突し，流れがほぼ2分されて内外ライナーへ流れる。外周側へ分流し

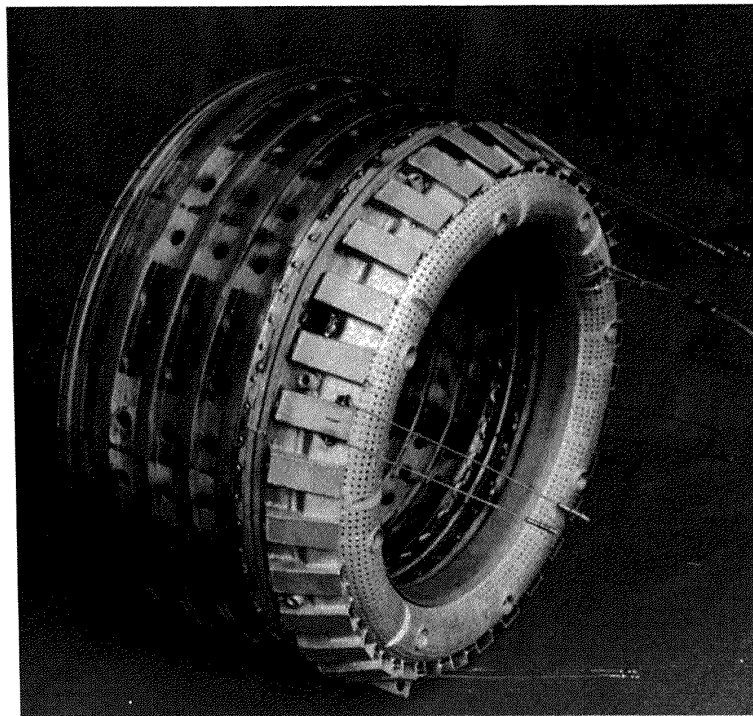


図 3 AS-250 内筒外観

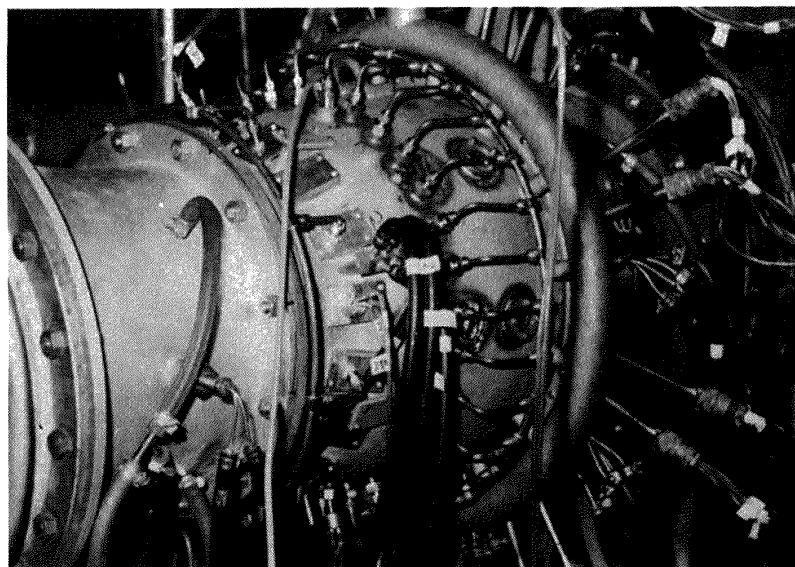


図 4 供試燃焼器を燃焼試験装置へ取付けた状態

た流れの一部は空気ダクト内に入り、他は、ライナ空気孔⑫～⑭、およびそれらの前後にもうけたライナ冷却用スリット小孔を通して、燃焼室内に入る。

環状通路内側部へ分流した流れは、同様に、ライナ空気孔⑯～㉑およびライナ冷却用スリット小孔から、燃焼室内へ流入する。

また、一部の空気は、鈍頭部に多数あげられたインピンジング冷却用小孔を通して、遮熱板㉒を冷却し、その後スベントフローとして遮熱板にもうけられた巾3.2mmのスリット、または遮熱板端部の小孔より燃焼室内に排出される。㉒として示したガイドプレートは、鈍頭部で比較的流れと平行な部分での冷却用空気導入を容易にするためにもうけたものである。

本報告では、燃焼器内筒の前部、すなわち二重構造部と空気ダクトとその出口の混合気噴射管部を含めて、鈍頭部と呼ぶ。空気孔および冷却スリットなどのある後半部をここでは特にライナと呼ぶ。したがって燃焼器内筒は、鈍頭部と内側、および外側のライナによって構成されていると考える。

燃焼室の主要寸法は、図1(b)に示す通りである。

2.2 燃焼器設計の詳細

2.2.1 空気流量配分

燃焼器内筒の各場所へ導入される空気量の配分は一次近似的に開口面積比に従うものと仮定した⁵⁾。

まず、一次燃焼領域へ流入する空気は、混合気噴射管からと鈍頭部の冷却用空気孔からと考え、それぞれの開口面積を、 A_d 、および A_h とする。

それら以外の内筒開口部は、ライナ空気孔と、ライナ壁面冷却スリット用小孔である。それらの開口面積を、それぞれ A_{lh} 、および A_{ls} とする。

設計点での全体空燃比を n_d 、一次燃焼領域の空燃比を n_p とすると、上記の仮定から、

$$\frac{A_d + A_h}{A_d + A_h + A_{lh} + A_{ls}} = \frac{n_p}{n_d} \quad (1)$$

となる。ここで $n_p = 15$ 、 $n_d = 47.6$ とする。ここに用いるライナは、既製のもの、すなわちFJR710エンジンの#02ライナを用いることにしたので、ライナ空気孔は直径1.3mm、スリット用小孔は直径2mm、ピッチ3mmの寸法である。したがって、

$$A_{lh} = 254.8 \text{ cm}^2$$

$$A_{ls} = 173.4 \text{ cm}^2$$

である。

これらの値を(1)に代入すると鈍頭部開口面積として、 $202 \text{ cm}^2 (= A_d + A_h)$ となる。鈍頭部にインピンジング冷却のために、伝熱計算の結果、次の小孔群をもうけた。

冷却空気孔直径 = 2 mm

空気孔間隔 = 6 mm

〃 総数 = 3,620 個

〃 総面積 $A_h = 113.7 \text{ cm}^2$

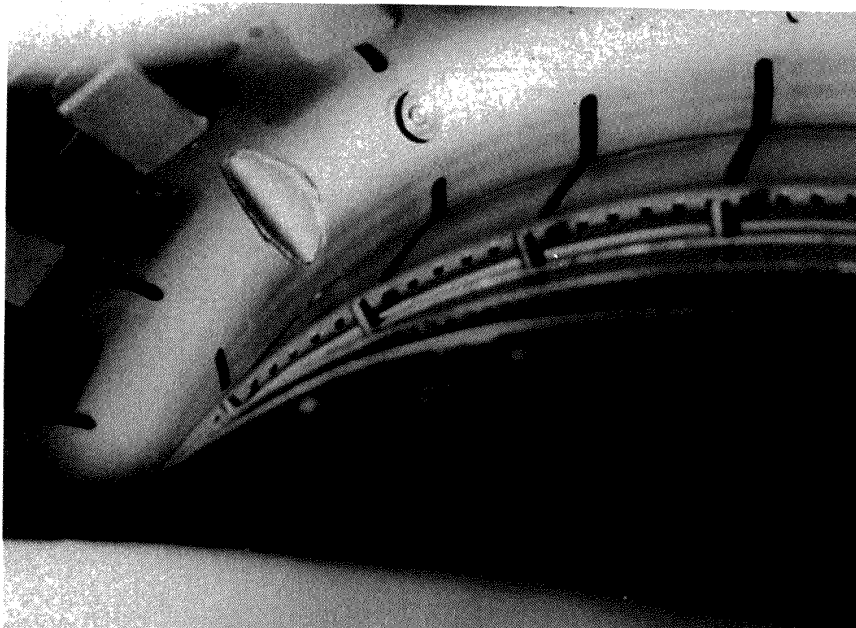


図 5 燃焼室内から見た遮熱板

これから、空気ダクト入口の開口面積は 88cm^2 と見積られる。しかし、これが形状的に外筒と内筒間通路を区分した通路面積であるのに、インピンジ冷却用小孔の場合は、エッジの丸めていない円孔であり、ある程度の流量係数を見込まなければならないことから、空気ダクト入口開口面積を約20%多い値とした。最終的には、通路巾、燃料供給ノズル太さなどを考慮して、空気ダクト入口形状を半径方向(高さ)14mm、円周方向(巾)24mmと決めた。この結果、 $A_d = 105.3\text{cm}^2$ となった。

また、鈍頭部において、流れが冷却孔のあいている面と平行になる部分に、全圧を利用して空気を導入するためにガイドプレートをもうけた。その開口部は当該冷却孔開口面積にたいし20%増とした。

以上のようにして、鈍頭部の形状を定め、内、外ライナへほぼ同等の分流比となるように外筒との相対位置を決めた。

最終的に外筒デフューザと内筒間の環状通路において最も狭い部分は、内側では、ガイドプレート先端で 138.1cm^2 、外側では空気ダクト入口で 126.6cm^2 となった。

内筒全体の開口面積配分を図6に示す。

2.2.2 燃料供給ノズル

図1(a)の⑬に示す着火用燃料ノズルは、加圧噴霧式渦巻噴射弁で、これを円周上に8個もうけた。これらは、着火の目的ばかりではなく、稀薄混合気のとき主燃料ノズルの補助の役割を果す場合も考慮して、プライマリ燃料ノズルとも称する。この1個あたりの吐出流量は、JP-4による

検定試験では、圧力5atgにて、 1.84g/s であり、そのときの噴霧角は 55° である。

主燃料ノズルは、図2の⑭に示す形状で、混合気噴射管32個のそれぞれに燃料を供給する。このメータリングオリフィスは、図2の⑨にあり、本試験では、約 0.3mm のものをういている。燃料吐出孔は、それぞれのノズルに直径 0.5mm のものが2個設けてある。それらは、ノズル先端より 3mm の位置にあり、燃焼器主軸面内、ノズルの軸に垂直な方向へ向けてあけてある。

主燃料供給ノズルは、メータリングオリフィスとの組合せで、個々の吐出流量のばらつきを $\pm 4\%$ とすることを目標とした。

2.3 温度と圧力の計測

燃焼器の諸特性値を得るために、前記試験装置、および燃焼器外筒などには、静圧や全圧測定用の受圧管、温度測定用の熱電対が取付られている。

燃焼器入口側には、後流側から見て9時の位置に半径方向2点を計測する全圧管1本がある。また、同じく燃焼器入口の円周方向4ヶ所に静圧測定箇所があり、それらを統合して1点の入口静圧としている。

燃焼器出口側の受圧管、熱電対の配置を、図7に示す。

そのうち、全圧管は、半径方向4点を測定できるものが1組となっていて、それが図7に示すように円周方向8箇所配置してある。

燃焼器出口に設置してある温度計は、半径方向に4点の

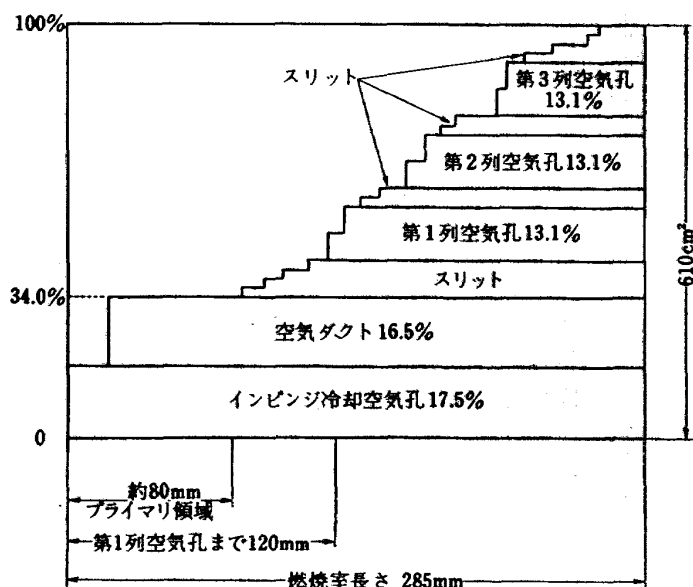


図6 内筒開口面積割合

クシ形CA熱電対である。これが図7に示すように、混合気噴射管の中間後方位置に16箇所配置してある。それらのうちA, B, C, ..., Hと記号した8本は、プライマリ噴射弁の後流となっている。

これら16組の熱電対、および前述受圧管は燃焼器AS

-250Aの場合には、ライナ空気孔の中間位置後方に位置することとなる。参考のためにこのA形のライナ空気孔と熱電対などの相対位置を示す側面展開図を図8に示す。

燃焼器鈍頭部にたいして、ライナを空気孔円周方向の半ピッチ分だけ回転させた燃焼器, AS-250B, すなわ

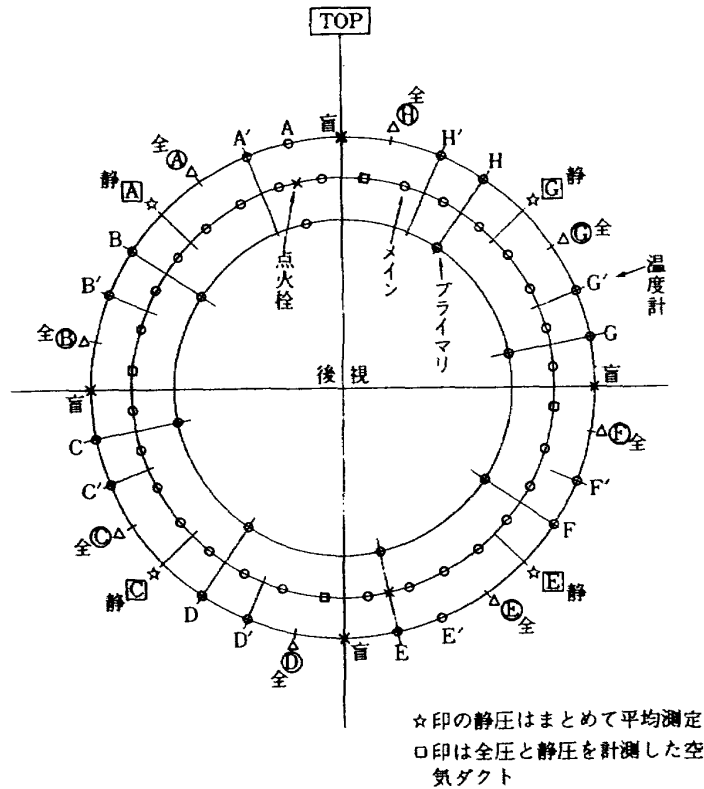


図 7 AS-250の諸計測位置

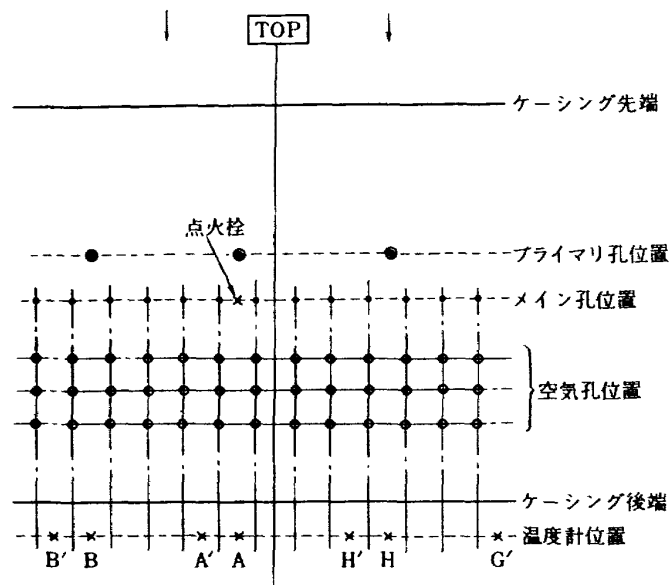


図 8 AS-250Aのライナ空気孔と出口温度計位置

ちB形では熱電対、受圧管などはすべて、ライナ空気孔列の後方に位置する。A形の場合同様、B形の場合の側面展開図を図9に示す。

なお、熱電対や受圧管が燃焼器ライナ空気孔などと相対位置が異なることに対する影響を知るために、燃焼器全体を、熱電対などの計測座にたいして $7^{\circ}30'$ 、すなわち $\frac{1}{6}$ ピッチだけ回転させた実験も行なった。その場合の混合気噴射管と熱電対位置は図10に示すように円周角にして $1^{\circ}52'30''$ 、すなわち $\frac{1}{6}$ ピッチの違いである。

以上のほかに、図7の矢印で示す4ヶ所の空気ダクトには、静圧と全圧を測定できる受圧管が取付けられていて、それぞれの管内の空気流量を測定できる。それらの取付部位置詳細は図2に示されている。

また、燃焼器遮熱板の温度を知るために、図11に示す6箇所に、外径1mmインコネルシースCA熱電対を溶接した。取付方法は同図中に示した。

図11で、a, b, c, dまたはfの位置は、遮熱板の冷却のために使われた空気、すなわちスペントフローが最

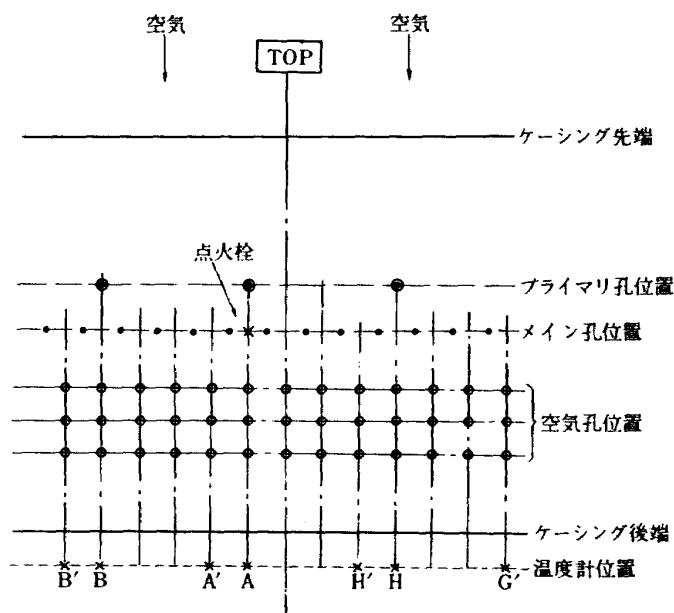


図 9 AS-250Bのライナ空気孔と出口温度計位置

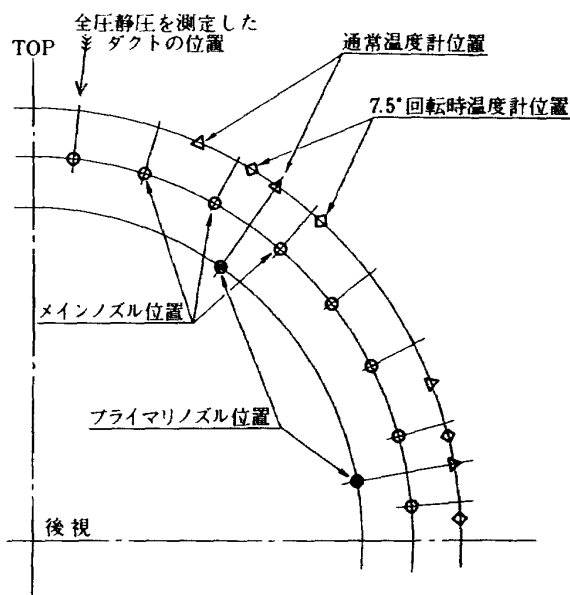


図 10 燃焼器回転時の出口温度計相対位置

も高い温度となっていると予想される位置である。e は、噴射管からの噴流が衝突すると予想される位置で、強制対流熱伝達率が最も高い点である。

2.4 実験方法

供試燃焼器の設計点は、FJR710/20 のものを参考としたが、今回の燃焼試験は、試験装置の制約から次の条件範囲内で、試験条件の設定を行なった。

燃 焼 器 入 口 全 圧 $P_1 = 1 \sim 2.8 \text{ kg/cm}^2$

最大断面平均風速 $U_r = 11 \sim 22 \text{ m/s}$

空 燃 比 $n = 50 \sim 120$

燃焼器入口空気温度の制御は行なわなかった。通常、その温度は $330 \text{ K} \sim 395 \text{ K}$ の範囲内であった。

プライマリ燃料は、燃焼器入口圧力にかかわらず、主として $10 \text{ kg/cm}^2 \text{G}$ 、または 0 の燃圧とした。

燃焼試験は、表 1 に示すように 2 回の予備試験を入れて、A 形を 6 回、B 形を 3 回行なった。

各試験における燃焼器諸特性を巻末付録 A-1 に表示する。

A 形の第 4 回と第 5 回の間では、遮熱板温度計測用熱電対修理のため、分解、組立を行なっている。

また、A 形の第 6 回と、B 形の第 3 回は燃焼器を $7^\circ 30'$ 回転させて試験をしている。

表 1 燃焼試験

燃 焼 器	実施回	試 験 No	備 考
AS-250A	1	760507	} 予備試験
	2	760511	
	3	760520	
	4	760527	
	5	760707	
	6	760709	燃焼器回転
AS-250B	1	760916	
	2	760924	
	3	761104	燃焼器回転

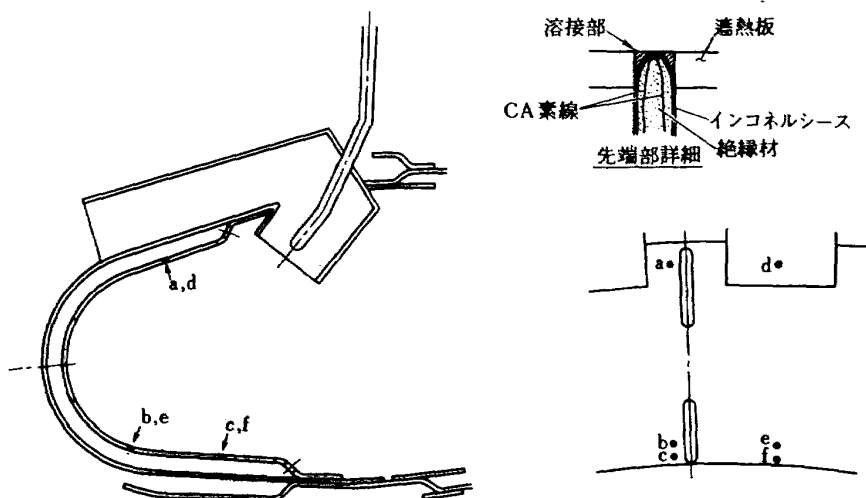


図 11 遮熱板温度測定用熱電対取付位置

3 試験結果と検討

3.1 燃焼効率特性

燃焼器 AS-250A の空燃比 n にたいする燃焼効率特性を、図 12 と 13 に示す。前者が最大断面平均風速 18 m/s 、後者が 13 m/s 付近のものである。

図 12 によると、燃焼器入口空気圧力 P_1 が高いほど燃焼効率 η_b は高く、FJR710 エンジンのアイドル条件に近い圧力の $P_1 = 2.66 \text{ kg/cm}^2$ では、 n に余り依存しない最高の η_b を示す。

図 13 の場合も同様、 η_b は比較的 n に依存しない高い

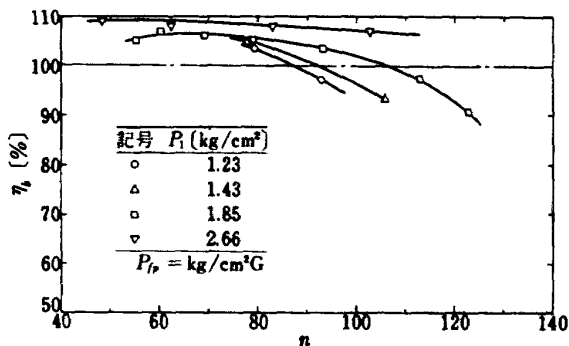


図 12 AS-250A の空燃比にたいする燃焼効率特性 ($U_r = 18 \text{ m/s}$)

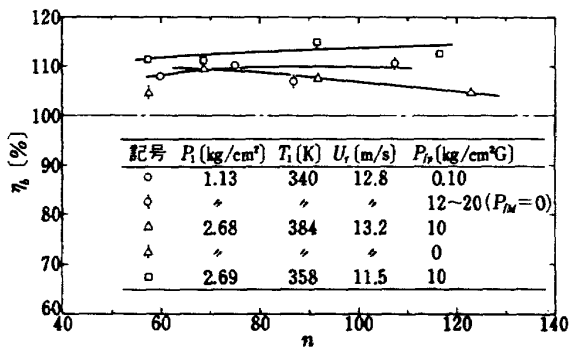


図 13 AS-250A の空熱比にたいする燃焼効率特性 ($U_r \approx 13 \text{ m/s}$)

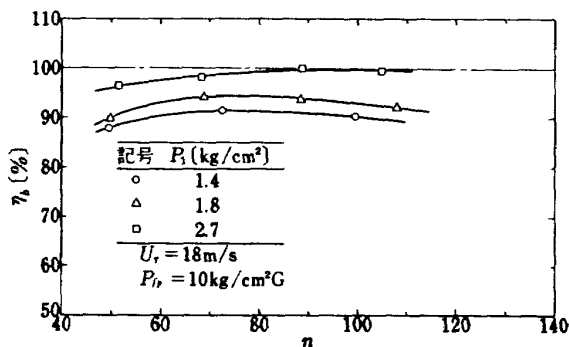


図 14 AS-250B の燃焼効率特性

値を示す。

なお、いずれの図の場合も、 η_b が 100% を越える値となっている。この原因は、燃焼器出口でのエンタルピ分布が不均一であって、この場合の温度測定が比較的高温部分を測定しているためと考えられる。

燃焼器 AS-250B の場合には、ライナ空気孔列の後流に熱電対が位置するため、図 14 に示すように図 13 と同一条件でも η_b が 100% 以下の値となる。この場合にも、 P_1 は高いほど η_b は良好である。

しかし、風速が低い図 15 の場合には、火炎の局所的な伸びが影響して、やはり 100% を越える η_b となっている。

これら燃焼器出口での温度計測位置の影響を知るために、燃焼器をライナ空気孔列の $\frac{1}{3}$ ピッチだけ回転させ、同一燃焼条件で計測をおこなってみた。すなわち、この場合、同一燃焼器にたいして出口温度計座を相対的に円周角にして $7^\circ 30'$ だけ移動させたことに相当する。その結果は、図 16 のようになった。

図 16 によると、AS-250A と AS-250B のいずれの燃焼器の場合でも、出口温度計がライナ空気孔列後方に位置するとき、燃焼効率値が低い値を示している。温度計が定位置の場合と $7^\circ 30'$ 回転した場合の燃焼効率

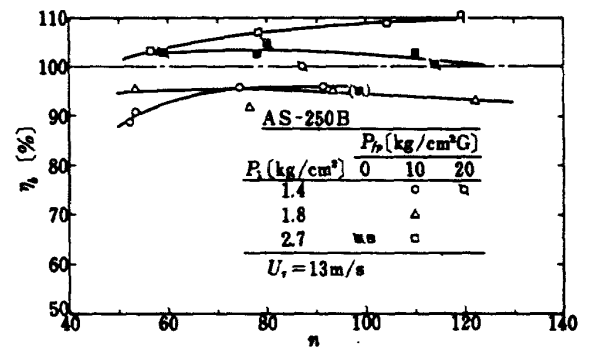


図 15 $U_r = 13 \text{ m/s}$ 付近での燃焼効率

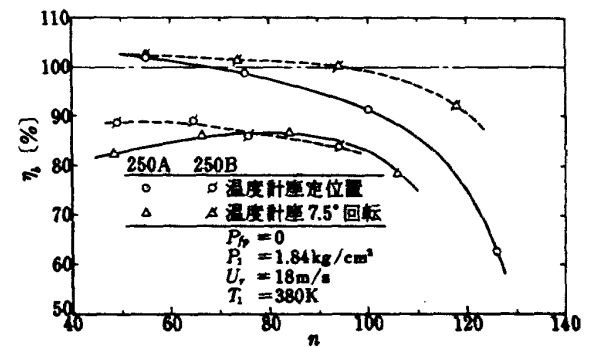


図 16 出口温度計測位置の及ぼす影響

値の平均値を、それぞれ二つの燃焼器の特性とすると、両者に大きな相違はない。しかしどちらかといえば、B形の方が空燃比のより広い範囲にわたってやや高い燃焼効率を維持していることから幾分すぐれているといえる。

上記の比較は、 $P_1 = 1.84 \text{ kg/cm}^2$ の条件であるが、さらにエンジンアイドル運転条件に近い $P_1 = 2.7 \text{ kg/cm}^2$ では、図17のようになる。この図によると、プライマリ燃料を噴射しない場合、A形の η_b が n の低下に伴って、やや劣化する傾向にある。しかし、B形ではそのようなことがない。

いずれの燃焼器の場合も、プライマリ燃料を噴射すると高い燃焼効率を示すが、温度計との相対位置から判断して、燃焼器出口エンタルピ分布に影響を与えた結果による可能性が高い。なお、 $P_1 = 2.7 \text{ kg/cm}^2$ 、 $U_r = 18 \text{ m/s}$ 、 $n = 50$ での全燃料供給量に占めるプライマリ燃料量の割合は、 $P_{fp} = 1.0 \text{ kg/cm}^2 \text{G}$ の場合、約15%である。燃焼器外筒に設けたのぞき窓からの火炎観察によるとプライマリ燃料の全燃料量にたいする比率が大きい場合には、黄色の比較的伸長した火炎がみられた。

燃焼効率の入口空気圧力、温度、風速にたいする依存性を知るためにパラメータ $P_1 T_1 / U_r$ にたいして η_b を

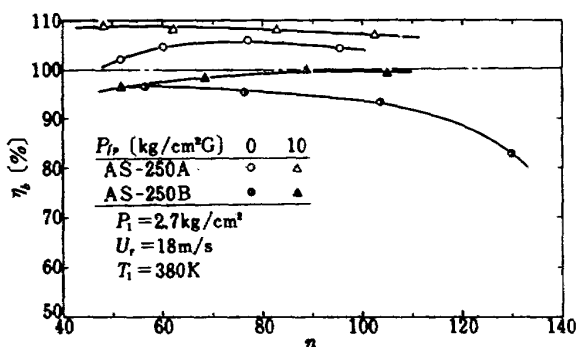


図 17 プライマリ燃料噴射の燃焼効率へおよぼす影響

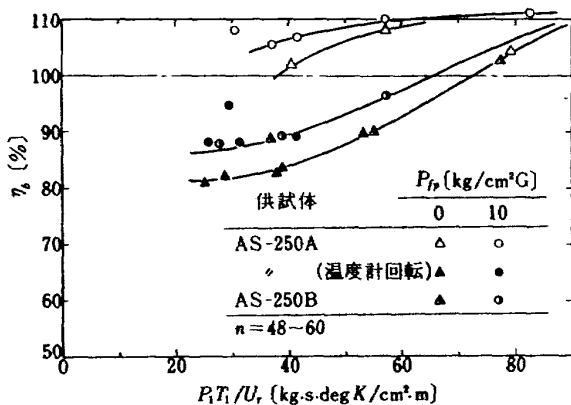


図 18 入口空気条件への燃焼効率依存

としてみると、図18のようになる。設計点では $P_1 T_1 / U_r$ の値が非常に大きな値となるので、その状態では十分な η_b となることが予想できる。

3.2 燃焼器出口温度分布

今回使用したライナは、従来のスワラと圧力噴射弁を採用した燃焼器のものを利用したので、タービン入口で要求される温度分布形状に燃焼器出口温度を調整する手段は特に講じていない。

しかし、燃焼器出口温度分布を検討することは、次の事柄を知る上で有益である。

- i) 燃焼効率、温度上昇などの測定精度
- ii) 燃焼状態の把握、すなわち部分的吹消え、火炎の伸びなどの存在。
- iii) ライナ空気孔からの空気流、あるいは燃焼ガスなどの混合度
- iv) ストラット、プライマリ噴射弁、その他非対称性構造物の影響
- v) 温度分布決定要因の把握

燃焼器出口において要求される温度分布形は、タービンの耐久性によるものであるから、最も出口ガス温度が高いときのみ、所要の形となっていればよい。これまでの気流微粒化燃焼器の研究により、次の無次元温度にて分布形を表わすと、多くの燃焼器で、著しい火炎の伸びなどがない場合、空燃比、風速などに依存しない一定形となることがわかっている。⁶⁾ すなわち、

$$\theta = \frac{T - T_1}{T_2 - T_1} \quad (2)$$

ここで、 T は任意の位置の温度、 T_1 、 T_2 はそれぞれ燃焼器入口空気温度、出口での燃焼ガス平均温度である。

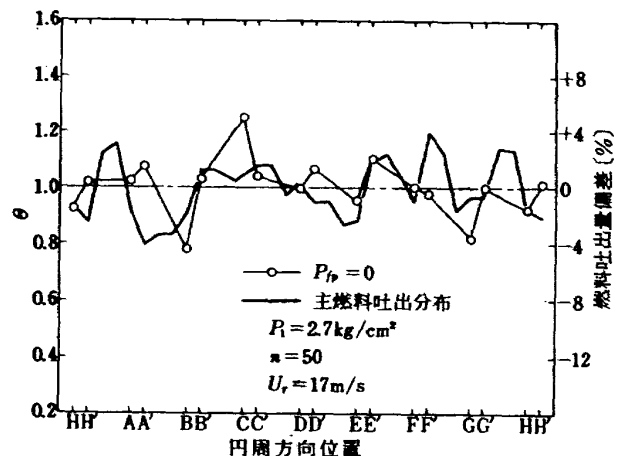


図 19 AS-250Aの円周方向出口温度分布

したがって、この無次元温度によって温度分布形を表わした時、目的とする温度上昇の大きいときの分布も、そうでないときのデータによって類推することが容易である。

3.2.1 円周方向温度分布

図19に、燃焼器AS-250Aの円周方出口温度分布を示す。各位置での温度は、半径方向に4点測定している平均値である。この燃焼器の場合、総じて図7のBの付近が低く、Cの付近が最も高い温度分布形となった。また、図19中には使用した主燃料供給ノズルのあらかじめ行った流量検定による吐出量分布を示す。出口温度計の位置は、それぞれの主燃料ノズルの中間位置にあるため、実線は、隣り合うノズルの吐出量の算術平均値を結んだものである。これらを比較すると、お互いの増減にやや関連性がある。しかし燃焼試験の比較の後になるに従って、頭初に行なってあった燃料ノズル吐出特性との関連が薄くなる傾向にあった。そこで後半に試験を行なったB形の出口温度分布と、表1に示した全試験終了後に燃料ノズルの再検定を行

なった結果とを比較してみると図20のようになる。これを見ると温度分布形と燃料吐出量分布形との関連は非常に強い。たとえば、図20でA'の位置の温度が極端に低下しているのは、燃料ノズルの閉塞によりこの部分の燃料供給量が少なく、火炎が吹き消えていることに原因がある。

次に、プライマリ燃料噴射の影響を、図21と22でみる。これらの図で、 $P_{fp} = 10 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ の場合、プライマリ燃料量が全供給燃料量にたいする割合は、12%程度である。それぞれの図中で、 $P_{fp} = 0$ と $10 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ の場合では、全体として大差ない結果である。

空燃比の変化は、余り影響を及ぼさない。図23にAS-250Aの場合を例示する。Dの位置で空燃比の大きい場合に低い温度となったが、燃料吐出圧が比較的小さいため、この付近での燃料吐出割合に差ができたものであろう。

風速の影響は、図24と25に示すように余り顕著ではない。どちらかといえば、図25のAS-250Bの場合に、風速が大きいほどθの振巾が大きくなり、ピークや谷

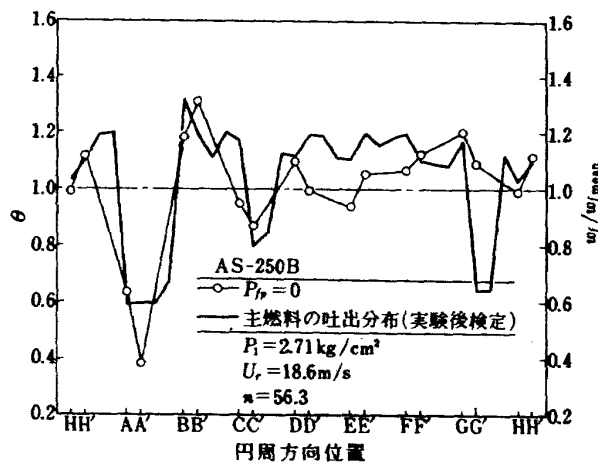


図 20 AS-250Bの円周方向出口温度分布と燃料吐出量分布

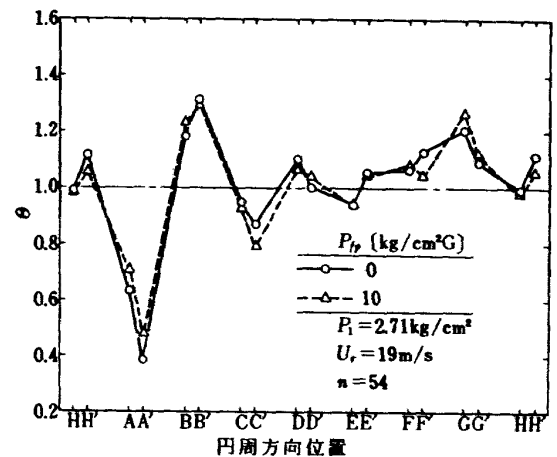


図 22 AS-250Bの出口円周方向温度分布

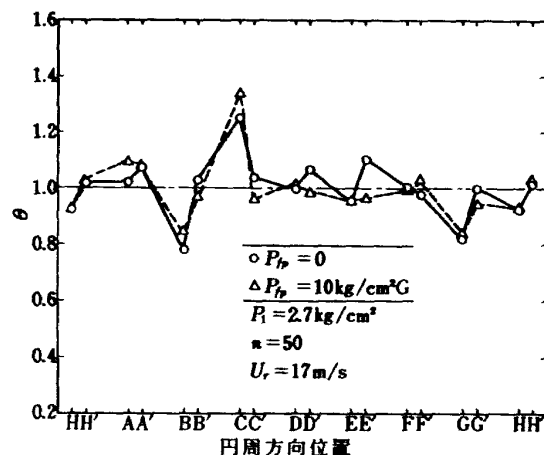


図 21 AS-250Aの出口円周方向温度分布

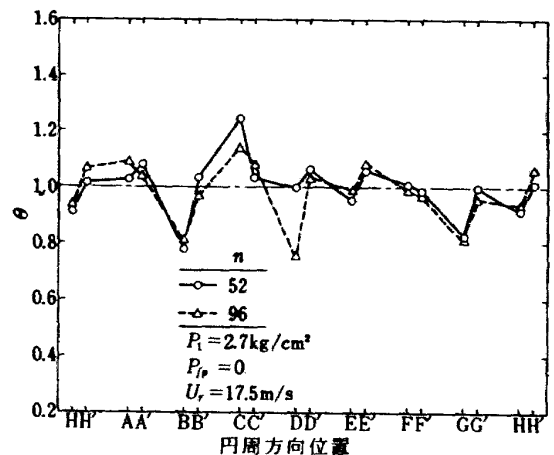


図 23 円周方向出口温度分布におよぼす空燃比の影響 (AS-250A)

の4ヶ所性が顕著になる。

燃焼器入口空気圧力の影響を図26に例示する。図26はAS-250Bの場合で、前述のように円周方向位置A付近で燃焼がおこなわれず、そこが極端に低い。この部位の温度に平均温度がやや影響されて、 $P_1 = 2.71 \text{ kg/cm}^2$ の他の場所での無次元温度は、 $P_1 = 1.83 \text{ kg/cm}^2$ の場合より高い。A'での異常がなければ、それらの温度はほぼ一致する。すなわち、この程度の圧力影響は顕著には現われていない。

燃焼器AS-250AとAS-250Bの円周方向出口温度分布の比較を、図27に示す。それら相互の類似性は薄い。ただ、AからC'の位置にかけての温度変動は共通して、他の部分より平均値からの偏差が大きい。

AS-250Bの場合のA'付近の特異点を除けば、図27の燃焼条件で、両燃焼器共、ほぼ±2.5%以内の温度偏差となろう。

以上の円周方向出口温度分布は、すべて混合気噴射管と出口温度計との周方向相対位置が同一の定位置にある場合

の結果である。これにたいして、出口温度計を $\frac{2}{3}$ ピッチ、すなわち $7^\circ 30'$ だけ回転させて計測した結果を定位置のものと比較して示すと図28のようである。それらの分布形状は一見、相異があるように見える。

しかし実際の出口ガス温度分布形は、それらの実測点を

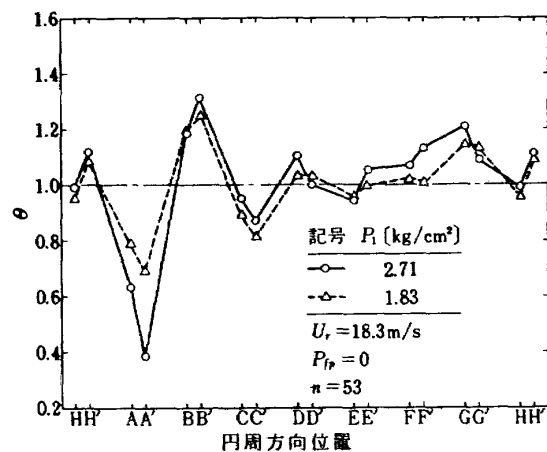


図 26 円周方向出口温度分布におよぼす入口空気圧力の影響 (AS-250B)

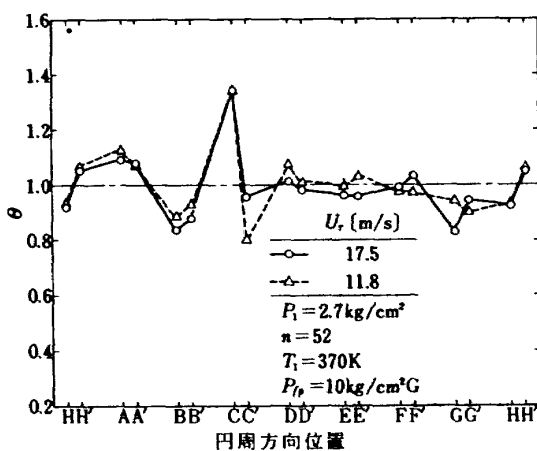


図 24 円周方向出口温度分布におよぼす風速の影響 (AS-250A)

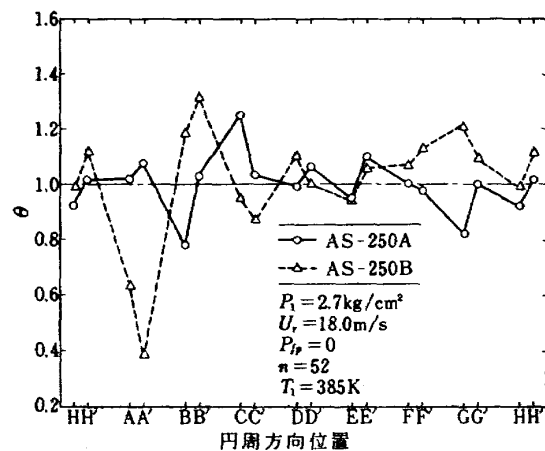


図 27 AS-250Aと250Bの円周方向出口温度分布比較

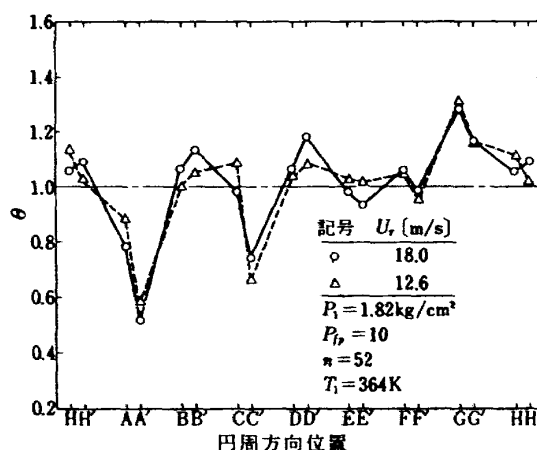


図 25 円周方向出口温度分布におよぼす風速の影響 (AS-250B)

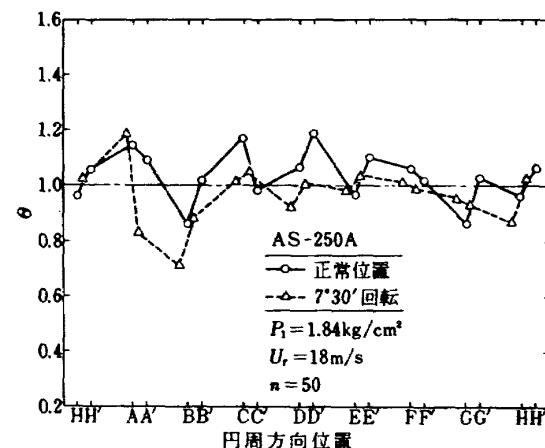


図 28 出口温度計位置が $\frac{2}{3}$ ピッチ移動したときの温度分布変化

一本の線で連結した図29のような形、もしくはライナ空気孔などの円周方向32列の影響が表われた更に波数の多い形となっていると考えられる。したがって、ライナ空気孔の異った配列の燃焼器同士の厳密な意味での分布形状の

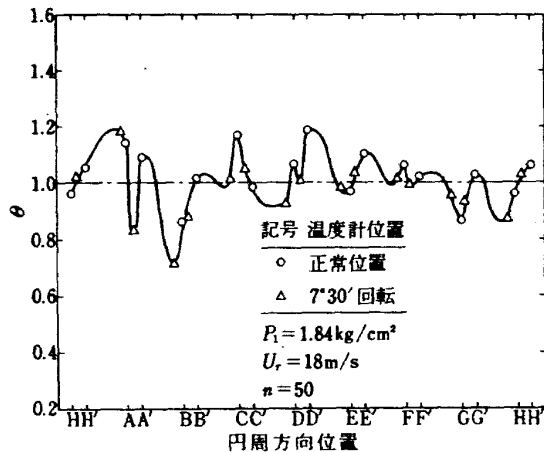


図 29 出口温度の円周方向分布 (AS-250A)

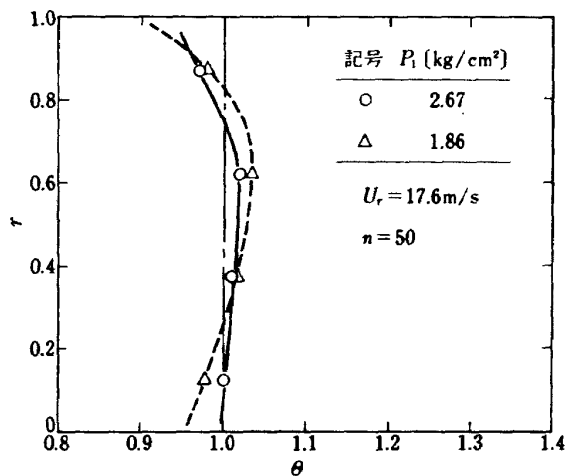


図 30 燃焼器入口空気圧力の影響 (AS-250A)

比較は、現在の出口温度計の数と間隔では十分でない。

3.2.2 半径方向温度分布

前述のように、今回試験した燃焼器では、半径方向出口温度分布形を要求される形にする方策を何ら講じていない。しかし、今後の開発段階で、分布形を所要の形とするための参考資料として供試燃焼器AS-250AとAS-250Bについて検討してみた。

まず、空燃比と風速の変化にたいしては、両燃焼器とも、出口温度分布形にほとんど変化がみられなかった。これは、セクタ形燃焼器による常圧燃焼試験の結果と同じである。

入口空気圧力の変化にたいしては、図30と31に示すように、ほとんど変化がなかった。どちらかといえば、A形の場合、わずかに低圧のときに弓形となる傾向が強い。

プライマリ燃料を噴射した場合と、噴射しない場合の比較を、図32と33に示す。図32に示されるA形の場合には、プライマリ燃料を噴射するとややタービン翼端側の温度が高くなる。その影響の程度は、この燃焼条件ではど

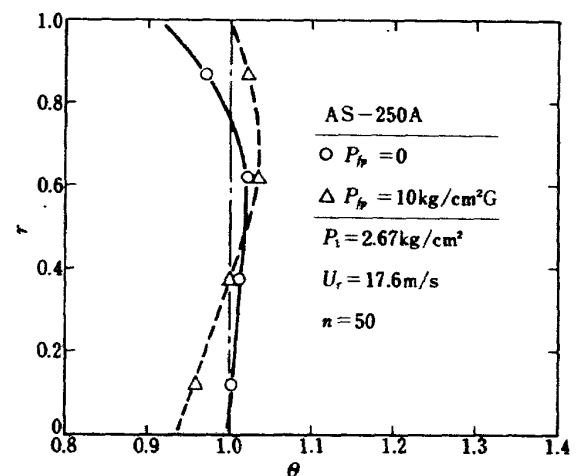


図 32 プライマリ燃料噴射の影響 (AS-250A)

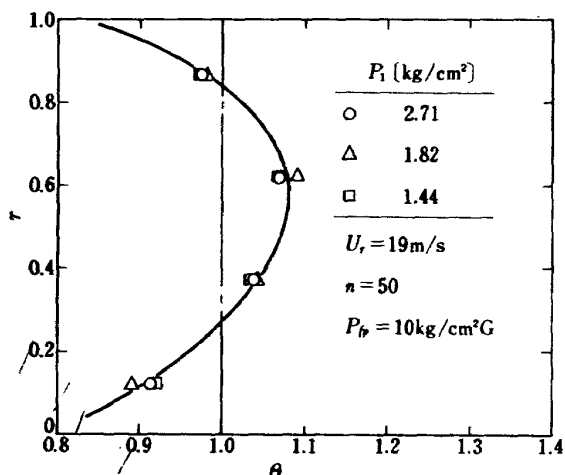


図 31 燃焼器入口空気圧力の影響 (AS-250B)

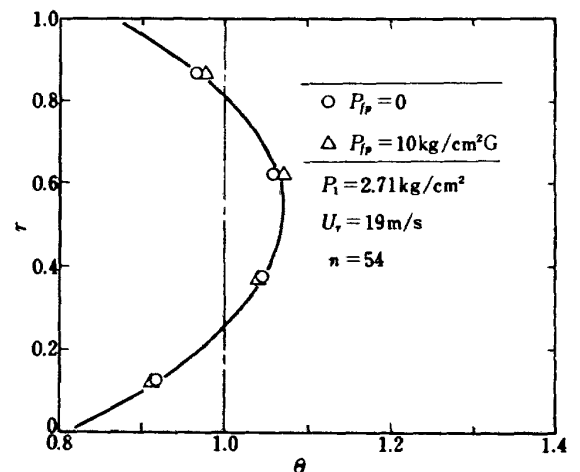


図 33 プライマリ燃料を噴射したときと、しないときの出口温度分布比 (AS-250B)

くわずかである。図33に示すB形の場合には、プライマリ燃料噴射の影響はほとんどみられない。

図30と31,あるいは,図32と33の比較からA形の場合は比較的均一な温度分布形であり, B形の場合は, r が0.5付近で高温となる弧を描いている。この違いは, ライナ空気孔と出口温度を計測する熱電対の円周方向相対位置に起因する。

図34に共にライナ空気孔列の後方に熱電対がある場合の計測値を示す。この図によるとその位置では, A形とB形の出口温度分布形はほとんど同一で, タービン翼中央の位置で最も高温となる。

ライナ空気孔列後方の温度分布は, A形の場合, 図30や32のように比較的均一な形となるが, B形の場合は, 図35に示すように, やや弓なりの形状が強い。

ただし, 図35に示すB形の場合の測定は, 出口温度測定位置が図30や32のようにライナ空気孔列の正しい中間位置ではなくて, それより $\frac{1}{6}$ ピッチだけずれた位置であ

る。それが図35の場合に空気孔列後方での分布形にやや近い形を示す原因と考えられる。

そのほか, 空気孔列中間位置後方では, 遮熱板構造の違いが微妙に出口温度分布形に影響する。

図36は, A形の燃焼器で, プライマリ噴射弁のある場所と, ない場所の出口温度を比較したものである。このとき, プライマリ燃料は噴射していないが図36に示されるように分布形, およびその平均値に相異がある。これは, 図5からもわかるように, プライマリ噴射弁と遮熱板の間にすきまがあって, ここから洩れる空気が燃焼状態に影響を与えるためである。B形の場合は, 図37に示すように, 更に著しく, 噴射弁の有無が温度分布形に影響を与えている。これでは, 噴射弁があって, そのまわりから空気が流入すると思われる部分後方では, タービン翼根側が比較的高温となって好ましくない温度分布形となっている。

最後に, 全計測温度中, 最も高温であった値を無次元化した出口温度不均一率, δ_t , によってみると図38の

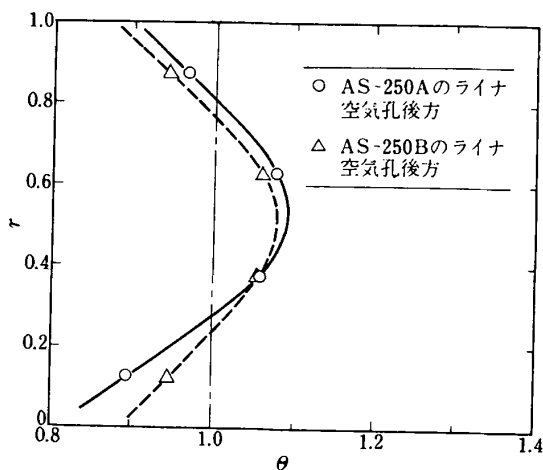


図34 ライナ空気孔後方における温度分布

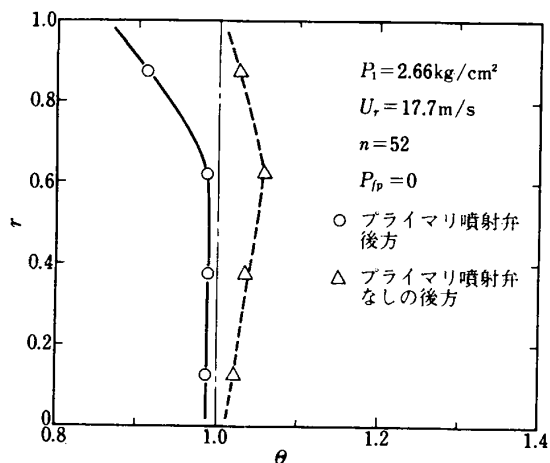


図36 AS-250Aの出口温度半径方向分布

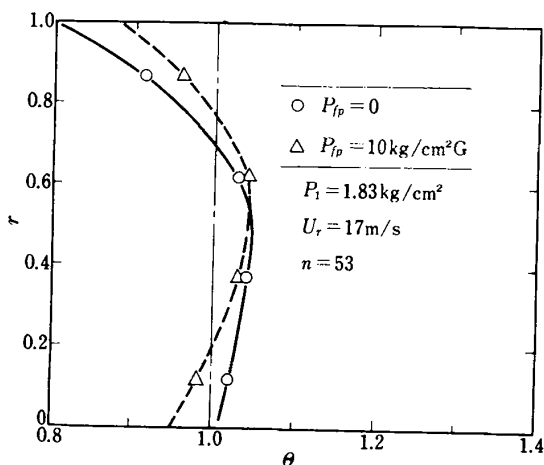


図35 AS-250Bのライナ空気孔中間位置後方での半径方向温度分布

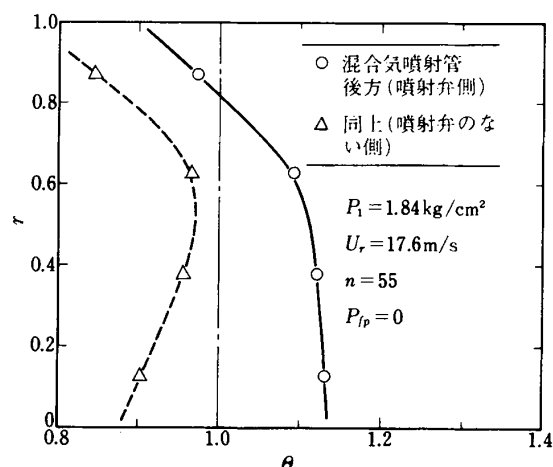


図37 遮熱板スリット形状の影響(AS-250B)

ような傾向である。この図で横軸は、燃焼器による温度上昇値 ΔT を入口空気温度 T_1 で除した無次元値である。

図38によると、 $\Delta T/T_1$ が1.2~1.4のとき、 δ_t は極小となる傾向にある。 δ_t の値は、0.2以下にすることが望ましいが、供試燃焼器の場合、余りそれを満足していない。むしろ、本形式のセクタ燃焼器による常圧燃焼試験で、火炎の長さが十分に短かったことを考えると、今回の試験では予想外に大きい δ_t の値を示した。この原因として、

- (i) 燃料ノズル吐出量のばらつきが大きかった
 - (ii) プライマリ燃料噴射弁の有無、一次燃焼領域燃焼状態の不均一性、などが燃焼器出口まで直接的に影響した
 - (iii) ライナ空気孔からの噴流貫通深さが不十分で、燃焼ガスの希釈が十分におこなわれなかった
- などが挙げられる。

3.3 圧力損失

供試燃焼器の圧力損失を、全圧損失係数 ϕ によって比較検討してみる。

図39に、通風時、すなわち非燃焼時の ϕ の値を示す。これらは、大別して4種類のデータ群に考えられる。

第1群は、AS-250Aの第1回と第3回の試験によるデータで、最も低い値を示している。たとえば、設計点風速 $U_r = 19 \text{ m/s}$ では、 $\phi = 38.3$ である。AS-250Aの内筒組替えを行なった後の第4回のデータは、それよ

り高い値で、同風速のとき $\phi = 40.6$ となる。

AS-250Bの場合は、上のいずれの場合よりも高い ϕ の値を示す。ただし、出口温度計、もしくは出口全圧管が空気孔列中間位置にある場合には、 ϕ の値はやや低い値となる。

このように、A形とB形の ϕ の比較で、後者の方が高い ϕ を示すのは、出口温度分布と同様、その全圧測定管の空気孔列にたいする円周方向相対位置が大きな原因と考えられる。

したがって、実際の平均的全損失係数は、いずれの燃焼器の場合も、通風時において $U_r = 19 \text{ m/s}$ のとき、 $\phi = 41$ 程度であろう。

図40には、A形の全圧損失係数で、燃焼時の場合を示す。たて軸に矢印で示した ϕ の値は、通風時にそれぞれの風速で示した値である。この図によると、 U_r による ϕ の値の差は大きい、入口空気圧力 P_1 、および温度比 T_2/T_1 の影響は比較的少ない。また、プライマリ噴射の影響はほとんどない。

更に詳しく P_1 の影響をみると、図41のようである。この図によると P_1 が高いほど ϕ の値は T_2/T_1 への依存性が増してくる。また、 T_2/T_1 が小さい値では、 P_1 が増加するほど ϕ の値は小さい。

出口全圧計が $3/8$ ピッチだけ回転した位置にある場合には、通風時の結果同様、比較的大きな ϕ の値となる。その模様を図42に例示する。その図によると、 $U_r = 19 \text{ m/s}$ の

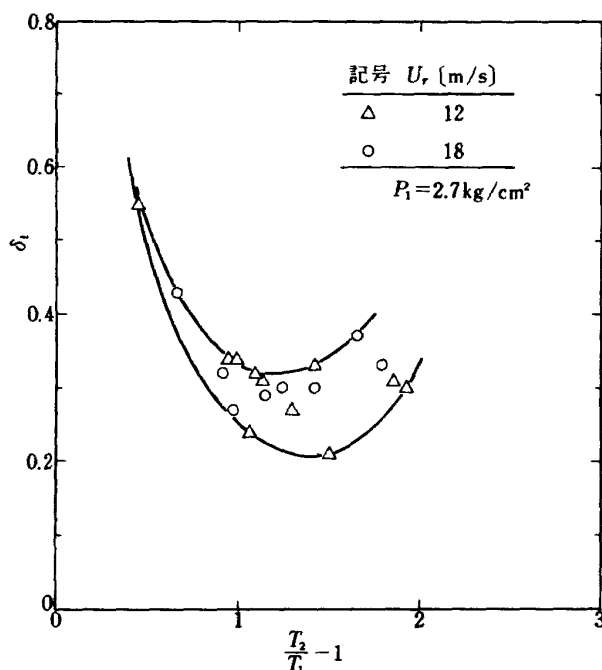


図 38 温度上昇にたいする出口温度偏差値 (AS-250B)

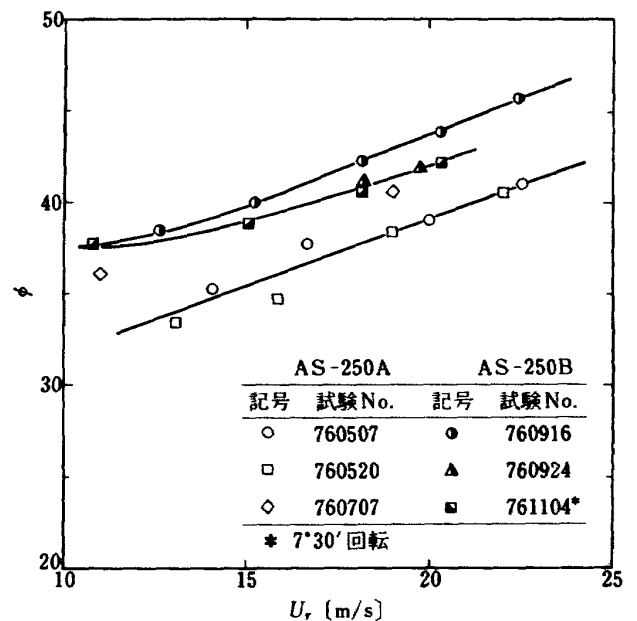


図 39 通風時の全圧損失係数

とき、 P_1 の違いは ϕ の値に余り影響を及ぼさない。 $U_r = 13 \text{ m/s}$ のときは、図41での傾向とは逆に、わずかながら P_1 が低い場合の方が小さな ϕ の値を示している。

AS-250Bの場合は、図43に示すように P_1 の影響が比較的大きい。すなわち、同一の T_2/T_1 の値にたいし ϕ は P_1 が大きいほど低く、 U_r が小さいほど低い値

である。これは ϕ の値がライナ空気孔からの流れに影響されるのに加えて、AS-250Bの全圧測定孔がこの流れの最も強い位置にあるためであろう。

以上のように、供試燃焼器の場合、一般に、 P_1 が大きくなる程、 ϕ は低下する傾向にある。これは燃焼器CC20の場合と逆の傾向である。⁷⁾

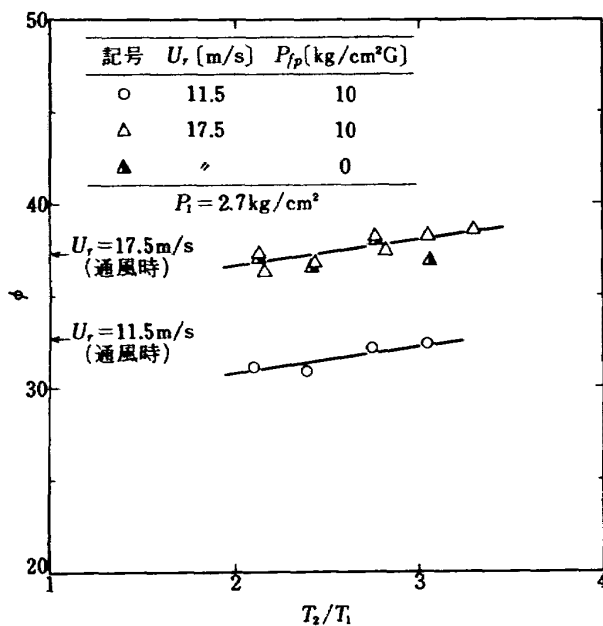


図 40 AS-250Aの全圧損失係数

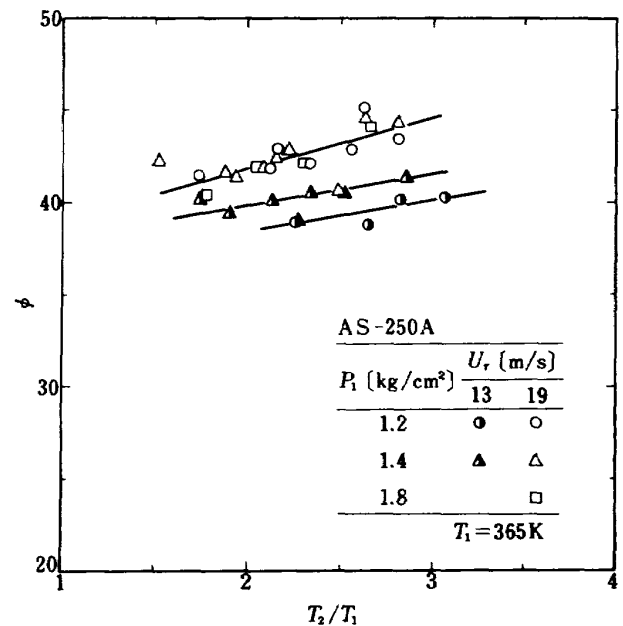


図 42 計測座 2/3 ピッチ回転時の全圧損失係数 (AS-250A)

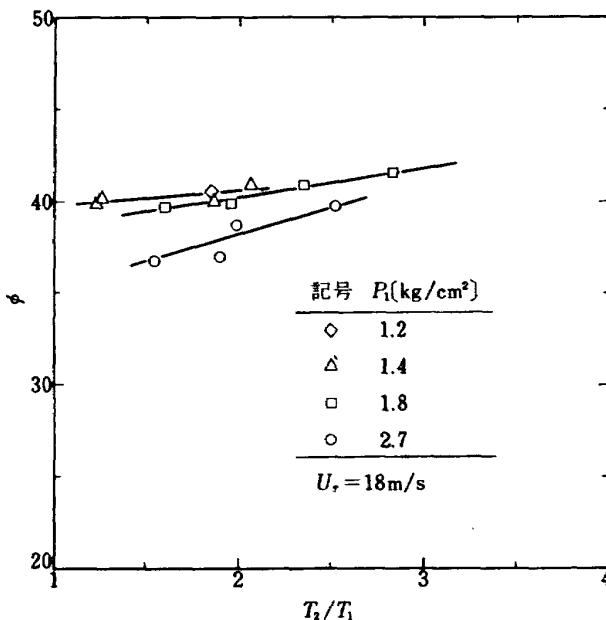


図 41 全圧損失係数の圧力に対する依存性 (AS-250A)

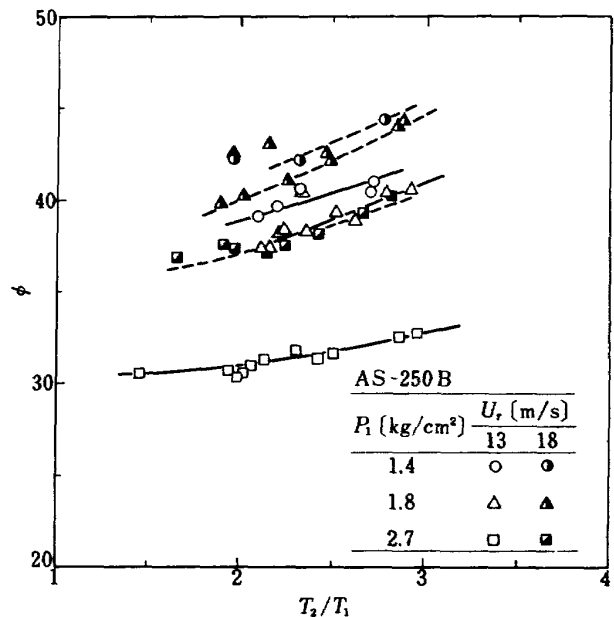


図 43 全圧損失係数の変化

3.4 空気量配分

燃焼器内筒へ流入する空気量のうち、直接計測することができるのは、空気ダクトを通る空気流量 $(w_a)_d$ である。鈍頭部全周に32本設けた空気ダクトのうち図7に矢印で示す4本に、全圧管、および静圧管が取付けてあって、そこを通る空気流量を非燃焼時ばかりではなく、燃焼時にも計測することができる。

それら4本の空気ダクトを通る空気流量の合計を、全供給空気量 w_a の $4/32$ で除した値、 $(w_a)_d/w_a$ を、風速 U_r にたいしてしてみると、図44のようになる。

図44によると、 $(w_a)_d/w_a$ は、わずかではあるが U_r の増加に伴って増す傾向にある。 P_1 、および n にたいする依存性はほとんどない。

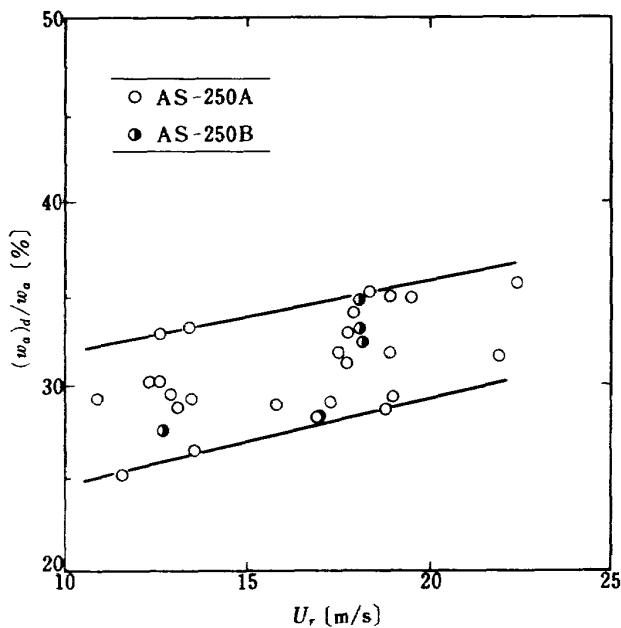


図 44 空気ダクト流量割合

次に円周方向の偏よりをみるために、4箇所の空気ダクト、それぞれの空気流量を全供給空気流量の $1/32$ で除した値で示してみると、図45以下に示すような円周方向流量分布が得られる。

図45は、AS-250Aの空気ダクト空気流量割合の円周方向分布である。これによると、プライマリ燃料噴射による影響は全くない。 $(w_a)_d/w_a$ の平均値は、 $U_r = 17 \text{ m/s}$ のとき 28% であるが、最大値と最小値の差は 18% もある。

AS-250Bの場合を、図46に示す。この燃焼器では、図45の場合より最大値と最小値の差が 13% と比較的小さい。またこの図では、空燃比 n の違いによる空気ダクト流量割合の変化が全くないことを示している。

同じA形の燃焼器でありながら、燃焼器内、外筒の分解、再組立てを行なった前後の結果では、図47に示すように、分布形が異なっている。両者の分布で、それぞれの平均値からの偏差値は余り相異なるい。

図48に示すように組替え後のA形燃焼器はB形のもの

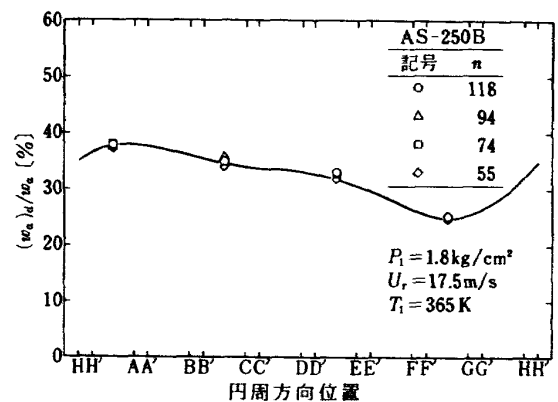


図 46 空気ダクト円周方向空気流入割合分布 (AS-250B)

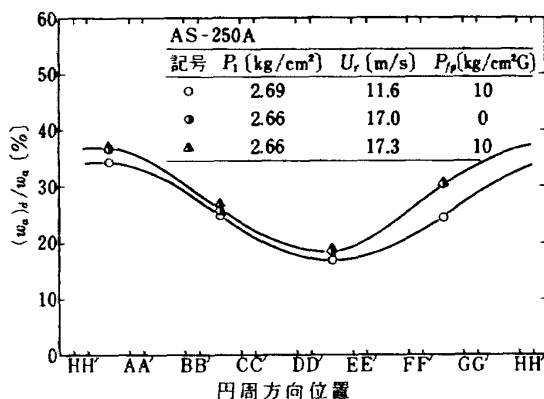


図 45 AS-250Aの空気ダクト空気流量割合の分布

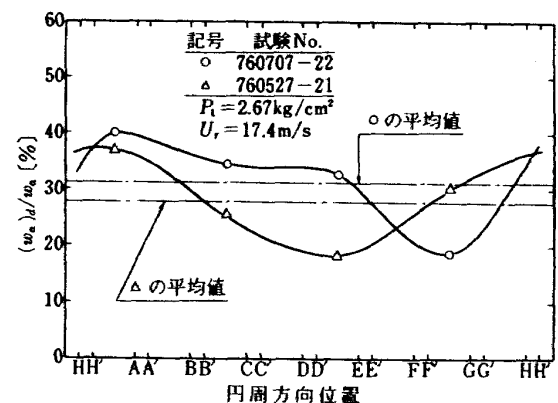


図 47 空気ダクト空気流入分布の組替えによる変化

とこの空気ダクト流量分布形において類似している。

以上のことから燃焼器内筒組立の際のわずかな偏心等の誤差が、これら空気ダクト流入空気量の円周方向分布に影響を与えられられる。

また、他の原因として、空気ダクト流量の圧力測定を行なう個々のトランスデューサの違いも考えられたので、相互に交換して試験を行なってみたが、これに起因する相違は認められなかった。

一方、以前に同一試験設備で他の燃焼器をつかって環状通路全周の動圧測定をした際、周方向位置B付近で+4%、F付近で-4%の偏よりがみられた。⁷⁾したがって図48の分布は、この試験設備固有の風速分布に基づく可能性が強い。

参考のために、空気ダクト内気流速の一例を図49に示す。一般に、空気ダクト内気流速の P_1 による違いはほとんどない。

今回の試験条件のほとんどで空気ダクト内気流速は30

m/s以上、100m/s以下の範囲にあった。これは平均液滴粒径を100 μ m以下とするのに十分な気流速度である。

3.5 遮熱板温度

遮熱板の温度を測定する熱電対の取付位置を図11に示したが、それらのうち、cおよびeは燃焼器組立時などに損傷したため、これらの点での計測は出来なかった。それら以外の点の実測温度を図50に示す。

図50で、 θ_s は次式で定義される無次元温度である。

$$\theta_s = \frac{T - T_1}{T_{SL} - T_1} \quad (3)$$

ここで、 T 、および T_{SL} は、それぞれ遮熱板温度、および遮熱板許容耐熱温度で、 $T_{SL} = 1150\text{K}$ とした。

図50によると、aおよびbなどが高い。すなわち混合気噴射管のある断面よりも、それらの中間であるスリットの近くの遮熱板温度が高い傾向にある。

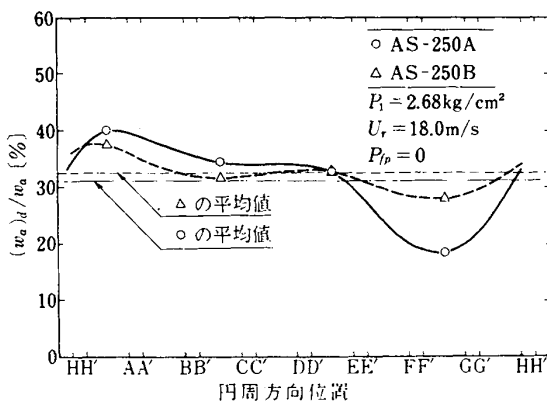


図 48 空気ダクト流量割合の円周方向分布

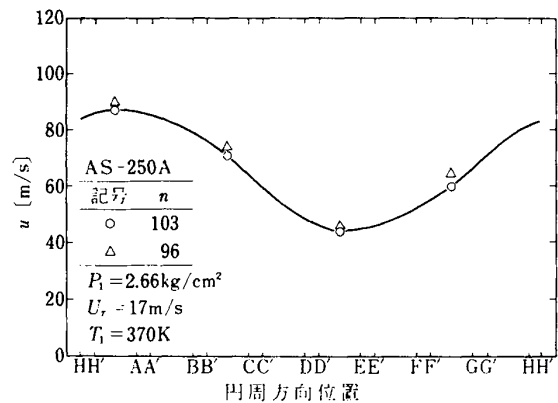


図 49 空気ダクト風速の円周方向分布

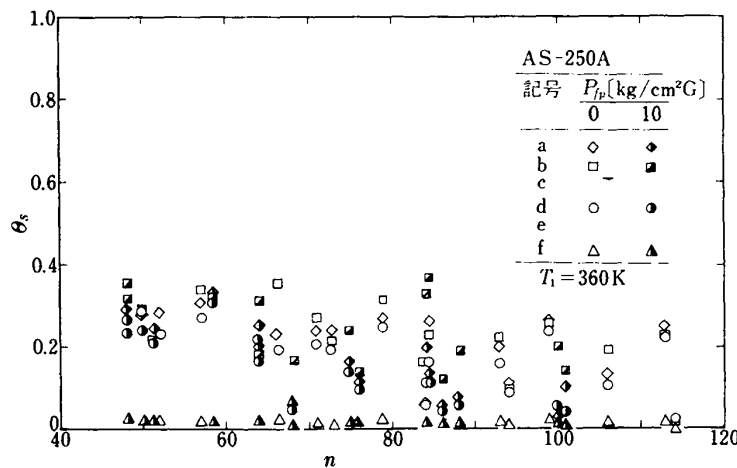


図 50 遮熱板温度実測結果

また、 f 点はほとんど過熱しないことがわかる。

今回の試験条件範囲では、遮熱板温度の空燃比、風速、圧力、あるいはプライマリ燃料噴射による影響は上記無次元温度で示すかぎり、明確に現われなかった。このことは、燃焼器入口空気温度のみが遮熱板温度に与える影響が大きいことを示している。

4 考 察

燃焼器設計の際に、内筒の各開口部より燃焼室内へ流入する空気量を正しく見積めることは、燃焼性能の向上、有害排気成分の低減、さらには各部位の耐久性向上をはかるうえで重要である。

今回の燃焼器設計では、2.2.1に述べた方法によって、空気量配分を決めたが、3.4で示した空気ダクト内空気流量に関しては、その配分見積り値と実測値が大巾に異なる。

そこで以下に、実情に合った空気配分見積り法を提案する。

その後、供試燃焼器諸特性について、同形式のセクタ形燃焼器、あるいは、空気旋回器と圧力噴射弁をもった従来形燃焼器などと比較考察を行う。

最後に、本形式の環状燃焼器の問題点、今後の課題などについて述べる。

今回試験したような比較的実用の燃焼器に近い模型では、実験室的規模の基礎実験模型と異なり、内筒の各開口部分へ流入する空気量を逐次測定することが難しい。ことに、燃焼器内部の流れは、高温、高圧でかつ複雑な流れ場であること、一般に検出部自身の存在が被測定流ないしは燃焼器の特性に影響をおよぼす恐れがあること、および燃焼器は内筒、外筒の着脱をたびたび行うこと、などの点で内筒各部への流入配分量を正確に把握することは不可能である。

全く新しく設計する燃焼器などでは、内筒の各開口部からの流入空気量の見積りを、それらの開口面積をもって最初の目安とする。⁵⁾ 2.2.1で述べた設計法は、その方法に基づいている。それによると、今回の供試燃焼器における空気ダクトへの空気配分量は、全供給空気量の16%となっている。

われわれが研究を行っている形式の燃焼器の場合は、空気ダクトを通過する空気量を、そこに取付けた全圧管、静圧管によって比較的問題なく計測することが可能である。今回の供試燃焼器の場合でも、3.4に述べたような実測結果が得られている。それによると、空気ダクト通過空気量割合は、図4.4のように $U_r = 1.9 \text{ m/s}$ で、29~35%の値となっている。

したがって、この空気ダクト内空気流量は、頭初的设计

見積り値と大巾に異なる。

以下に空気ダクト内空気流量設計値が実測値と合致するような、新しい空気配分見積り法について検討してみる。

この方法では、燃焼器内の各部分を通過する流れにたいして、主な狭隘部分が「抵抗」として作用し、それが内筒各開口部への空気流入量配分を決定する要因になる、と考える。

まずこの方法では、燃焼器入口から全圧 P_t で流入した空気量 w_a が、一様な静圧 p_i の燃焼室内に流入すると仮定する。

本形式の燃焼器において、空気流路の狭隘な場所は、次の部分である。

- a) 空気ダクト内通路, A_d
- b) 外側デフューザ環状通路, A_{od}
- c) 外側ライナ開口部, A_{ol}
- d) 鈍頭部冷却孔, A_k
- e) 遮熱板開口部, A_s
- f) 内側デフューザ環状通路, A_{id}
- g) 内側ライナ開口部, A_{il}

ここで、付記した記号, A_j は添字 j で区別する場所、あるいはその最小通路断面積を表わす。

これらの狭隘部分のうち、 A_{od} と A_{ol} 、 A_k と A_s 、あるいは A_{id} と A_{il} は、図5.1(a)に示すように、それぞれ同一の流れが通過する。ただし、鈍頭部の一部に膜冷却方式を採用したAS-252⁸⁾などの燃焼器では、 A_k を通過した空気の一部が A_s を経ないで燃焼室内へ流入している。

開口面積 A_j の任意の開口部を通過する空気量 Δw_{aj} は、流れを非圧縮性流体と考えたとき、

$$\Delta w_{aj} = \tau C_j A_j \sqrt{\frac{2g}{\tau} (P_t - p_i)} \quad (4)$$

と表わされる。ここで開口部は流れに対して任意の向きを考えるので、押し込み側(上流側)の圧力として、全圧 P_t を用いた。これ以下で用いる流量係数 C_j も上式の圧力差によって定義されるものである。

(4式において Δw_{aj} を電流 $\sqrt{2g\tau(P_t - p_i)}$ = $\sqrt{\Delta P}$ を電圧と考えると、抵抗が、

$$R_j = \frac{1}{C_j A_j} \quad (5)$$

で表わされる等価直流回路を考えることができる。

前記 A_d の通路の場合は(5)がそのまま適用できて、

$$R_d = \frac{1}{C_d A_d} \quad (6)$$

となる。

その他の場所では、初めの狭小部で ΔP_1 の圧力差が生

じ、次の狭小部で ΔP_2 の圧力差が生ずると考えると、

$$\Delta w_{a1} \cdot \frac{1}{C_1 A_1} = \sqrt{\Delta P_1} \quad (7)$$

$$\Delta w_{a1} \cdot \frac{1}{C_2 A_2} = \sqrt{\Delta P_2} \quad (8)$$

そして

$$\Delta P = \Delta P_1 + \Delta P_2 \quad (9)$$

であるから、直列に連なった狭小部の抵抗は、

$$R_j = \sqrt{\frac{1}{(C_1 A_1)^2} + \frac{1}{(C_2 A_2)^2}} \quad (10)$$

となる。

結局、図51(b)に示す抵抗のみからなる等価直列回路を考えることができる。その中で、各抵抗を示す記号 R に添えた添字は、上記a)～g)の場所を示した A の添字と対応する。

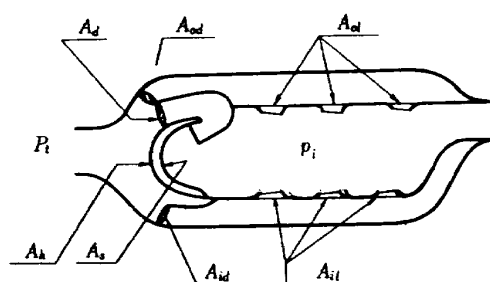
図51(b)の全体の抵抗を R_t とすると、

$$\frac{1}{R_t} = \frac{1}{R_d} + \frac{1}{R_c} + \frac{1}{R_o} + \frac{1}{R_i} \quad (11)$$

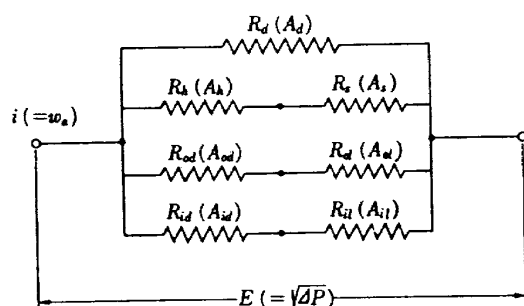
ここで、

$$R_c = R_k + R_s = \sqrt{\frac{1}{(C_k A_k)^2} + \frac{1}{(C_s A_s)^2}} \quad (12)$$

$$R_o = R_{od} + R_{ol} = \sqrt{\frac{1}{(C_{od} A_{od})^2} + \frac{1}{(C_{ol} A_{ol})^2}} \quad (13)$$



(a) 極小空気通路



(b) 通路面積が「抵抗」となった等価回路

図 51 空気配分推算モデル

$$R_i = R_{id} + R_{il} = \sqrt{\frac{1}{(C_{id} A_{id})^2} + \frac{1}{(C_{il} A_{il})^2}} \quad (14)$$

である。

一方、上のモデルで、燃焼器主軸方向に連なったライナ空気孔列を、総開口面積 A_{ol} 、または A_{il} とし、それらの流量係数を、それぞれ、 C_{ol} 、または C_{il} で表わした。しかし、一般には、上流側ではかなり小さい流量係数で、下流側へゆくに従って大きな値となる傾向にある。⁹⁾

本燃焼器などの場合には、等面積の空気孔を採用しているので、ライナ空気孔列にたいし(4)において $A_j = A_{lk} =$ 一定である。そこで、軸方向 n 個の空気孔を通る空気流量は、

$$\sum_{j=1}^n \Delta w_{aj} = \tau A_{lk} \sqrt{\frac{2g}{\tau} (P_t - p_i)} \sum_{j=1}^n C_j \quad (15)$$

空気孔総面積 nA_{lk} にたいする平均流量係数を C_t で定義すると、

$$\sum_{j=1}^n \Delta w_{aj} = \tau C_t \cdot nA_{lk} \sqrt{\frac{2g}{\tau} (P_t - p_i)} \quad (16)$$

(15)と(16)より、

$$C_t = \left(\sum_{j=1}^n C_j \right) / n \quad (17)$$

したがって、等面積空気孔列の流量係数は、(17)の定義による平均値で代表することができる。

表 2 燃焼器内主要空気流入狭隘部

開口部	250	燃 焼 器 24	AS - 125	125.1	252
A_d	107.5	59.1	105.3	73.9	107.5
A_k	113.7	117.3	86.5	86.5	53.3
A_s	153.4	130.4	111.3	111.3	66.9
A_{s1}					38.2
A_{od}	126.6	190.0	136.0	136.0	129.5
A_{ol}	188.9	273.0	208.9	208.9	230.7
A_{id}	138.1	138.0	138.5	138.5	150.3
A_{il}	199.9	240.3	198.2	198.2	198.4
備 考	3孔ライナ	4孔ライナ	3孔ライナ		

(単位: cm²)

次に、個々の通路、又は開口部における流量係数の値をいかに見積るかが問題である。正しくは、今後の基礎実験や、関連研究に依るものとして、ここでは、とりあえず、次のような値を仮定した。

外筒、内筒間などの環状通路、および空気ダクトの流量係数は1、その他の空気孔、冷却孔、遮熱板スリット等の開口部のそれは0.6とした。

具体的に、表1に示した燃焼器、AS-250、AS-24、AS-125.0、AS-125.1、およびAS-252について上記の推定法の結果を実測値と比較してみる。ただし、上記諸燃焼器のうち、環状燃焼器はAS-250のみであって、他はすべてセクタ形燃焼器である。また、AS-252の場合は、他の燃焼器の鈍頭部が類似のインピンジング冷却法を採用して2重壁となっているのに反し、鈍頭部の燃焼器軸側（内側）半分が膜冷却方式を採用しているため、ライナ部同様、開口面積 A_{s1} のスリット構造となっている。したがって、図51(b)の等価回路を考える場合、この部の「抵抗」は、空気ダクト同様、単一である。

各燃焼器の空気ダクト空気流量割合、 $(w_a)_d/w_a$ 、と上記の推算法の結果を比較すると、図52、あるいは表3のようになる。

図52によると、本方法は2.2.2などで述べた単なる開口面積のみによる内筒流入空気量配分推定法より、はるかに精度の良い空気ダクト流量推算ができることがわかる。

また、本方法によれば、空気ダクト以外の内筒開口部から燃焼室内に流入する空気量も、表3に示すように推算が

できる。このうち、鈍頭冷却用の空気量の推算ができたことは、その冷却能力の見積りにも重要な資料となる。

次に、今回の供試燃焼器の特性を、他の燃焼器のものと比較してみる。

燃焼効率特性 図16より、各燃焼器の燃焼効率が、出口温度計測位置のそれぞれ異なった場合の値の平均で代表できるものとする、図53に示すような特性となる。従来形

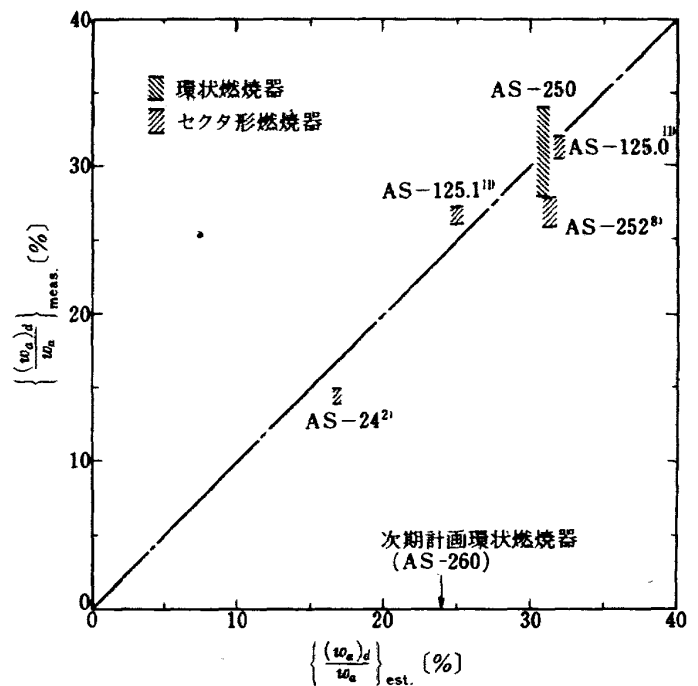


図 52 空気ダクト流量の推算値と実測値

表 3 空気流量配分（全供給空気量にたいする割合；％）

燃 焼 器 AS-	250	252	125	125.1	24	(260)
空気ダクト流量 (実測値)	29～35	26～28	31～32	26～28	14～15	—
空 気 ダ ク ト	31	31	32	25	18	24
鈍 頭 冷 却 (インピンジング)	16	7	12	14	16	14
鈍 頭 冷 却 (膜)		7				
外 側 ラ イ ナ	25	28	28	31	37	31
内 側 ラ イ ナ	27	27	28	30	29	31

の燃焼器で、同一試験設備で試験した結果のうち、比較的良好なもの燃焼効率の範囲を、同図中、斜線で示す。これによると、供試燃焼器は、従来形に遜色ない燃焼効率特性をもつことがわかる。

出口温度分布 温度不均一率 δ_t として要求される値は、0.2以下である。今回の供試燃焼器の場合、概して0.2から0.4程度の大きな値であった。この主たる原因は、円周上に32本ある主燃料ノズルの燃料吐出量不均一である。今回の試験は、常圧であったため、燃料吐出量が少なく、したがってメタリングオリフィスも約0.3mmと小さいものを用いている。このため製作精度による各流量係数の違い、燃料中の異物の存在による閉塞などが各ノズルの吐出量のばらつきを大きくしたものと考えられる。

今後は、幾本かの燃料ノズルにつきメタリングオリフィス1箇所を使用するが、ノズル先端孔のみの燃料メタリングで済ますことが考えられる。そうすれば燃料ノズル閉塞による温度分布均一度の低下は比較的防げる。

半径方向出口温度分布は、ライナ空気孔との相対位置の影響が大きいことがわかった。タービン翼の耐久性から要求される分布形状は、下部($r \ll 1$)で低温の形であるので、希薄空気貫通度、円周方向のガス混合などを勘案して、分布形状を整えてゆく必要があろう。

圧力損失 FJR710エンジン用燃焼器の全圧損失係数として要求値は、全圧損失率を4%以下にとると $\phi < 45$ である。

図42や43に示した全圧損失係数が、今回の試験中、最も高い部類のものである。3.3に記した理由から、これらの場合の出口全圧の計測値が実際の出口全圧平均値より低い可能性がある。それを考えると、真の全圧損失係数の値はそれらの図の値より幾分小さいと予想される。

また、設計点付近の温度比 T_2/T_1 は2前後であること、従来形と異なって⁷⁾、入口空気圧力 P_1 が増加したと ϕ が低下し、今回の試験結果より安全側にゆく傾向を示していることなどから、供試燃焼器の圧力損失は十分に満足できる範囲にあることがわかる。

耐久性 今回の一連の燃焼試験では焼損した箇所はなかった。また、測定可能であった場所の遮熱板温度も、耐熱限度と仮定した $T_{SL} = 1150\text{ K}$ にたいし十分低い値であった。

以上のことから、この段階での本燃焼器の耐熱性、耐久性は十分であると考えられる。

なお、本燃焼試験終了後の観察では、著しい炭素堆積などは全くなかった。

5 結 論

燃料気流微粒化方式の新形式燃焼器で、環状模型AS-250を設計、製作し、その試験を行なった。その結果、所期の性能を持つことが判明し、今後の発展性が期待できることがわかった。

今回、明らかになった主要な点を要約すると以下の如くである。

- 1) AS-250燃焼器でA形、B形共に十分な燃焼効率と圧力損失の特性をもつ。A形とB形の比較では、ややB形がすぐれている。
- 2) 周方向出口温度分布の不均一には、燃料ノズル吐出量のばらつきが影響を与えている。また、半径方向温度分布について言えば、ライナ空気孔列中間位置では等温分布に近いが、空気孔列後流側では中高となる。
- 3) 今回使用した燃焼器試験設備では、燃焼器出口でのエンタルピ分布と、計測器感知部の相対位置に留意して結

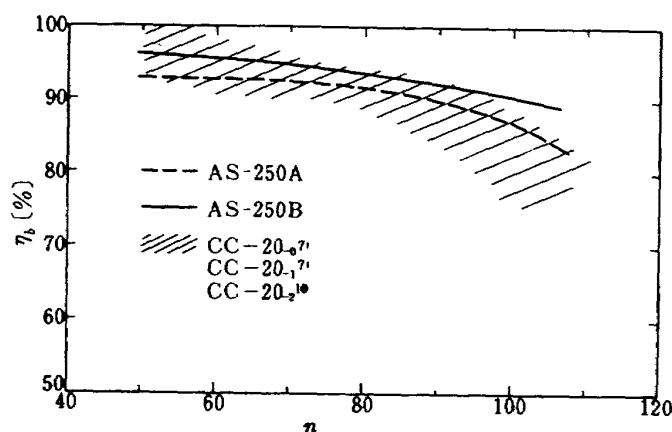


図 53 供試燃焼器と従来形燃焼器の燃焼効率特性の比較

果を検討する必要がある。また、同設備の固有の供給空気の偏よりは、空気ダクト内の空気流量割合に大きな影響を与える。

4) 空気ダクト内を通過する空気流量は、燃焼器内の空気通路で、絞りとなる部分の面積が抵抗となると仮定した等価回路計算により、実測値と比較的良好一致をみる。以上の結果、次の同形式の燃焼器設計に際しては、より正確で、適確な設計が行なえることとなった。

次報以降では、高圧時の燃焼と排気ガス特性等について検討する。

なお、本研究は、通産省工業技術院大型工業技術研究開発のひとつ、「航空機用ジェットエンジンの研究開発」の一環としておこなったものである。

参 考 文 献

- 1) 田丸卓, 鈴木邦男; 新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第1報, 常圧試験性能), 航技研資料TM-297 (1976/4) 限定配布
- 2) 田丸卓, 鈴木邦男, 山田秀志, 堀内正司, 下平一雄, 石井浅五郎; 新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第2報, AS-20系セクタ燃焼器の特性), 航技研資料TM-324 (1977/1) 限定配布
- 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) pp.1-73
- 4) 鈴木邦男, 石井浅五郎; 高圧燃焼器の研究(Ⅱ), 航技研資料TM-242 (1973/6)
- 5) 鈴木邦男, 田丸卓, 堀内正司, 斎藤隆; ガスタービン燃焼器, 航技研報告TR-208 (1970/9) pp.27-30
- 6) 田丸卓, 鈴木邦男; 燃焼蒸発管に関する研究(N)-蒸発管付箱形燃焼器の特性-, 航技研資料TM-282 (1975/8)
- 7) 鈴木邦男, 石井浅五郎; 高圧燃焼器の研究(Ⅲ)-1次試作アニュラ型燃焼器模型(CC20-0, CC20-1)の実験結果-, 航技研資料TM-285 (1975/10)
- 8) 田丸卓, 鈴木邦男, 山田秀志, 斎藤隆, 堀内正司, 下平一雄; 新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第4報, 鈍頭膜冷却方式セクタ燃焼器の特性), 航技研資料TM-332 (1977) 限定配布
- 9) Dittrich, R.T. and Graves, C.C.; Discharge Coefficients for Combustor-Liner Air-Entry Holes. I-Circular Holes with Parallel Flow, NACA TN 3663 (1956)
- 10) 鈴木邦男, 石井浅五郎; 高圧燃焼器の研究(N)-アニュラ型燃焼器模型(呼称CC20-2)の実験結果- 航技研資料TM-292 (1976/2)
- 11) 航技研資料として刊行予定。

$P_e = 761.8 \text{ mmHg}$

1976年5月20日(木) ライナS-250A (第3回テスト)

No	P_1 kg/cm ² abs	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	t_1 °C	t_2 °C	Δt deg C	δ_i	σ deg C	T_2/T_1 K/K	$\Delta P/P_1$	ϕ	n	η_b %	$L_b \times 10^{-7}$ kcal/ m ³ h atm	P_f kg/cm ² G		
																P	M	
1000	1098	2377	0	1311	354	341	—	—	—	1.00	0.033	335	—	—	—	—	—	通風
2000	1130	2902	0	1586	416	402	—	—	—	1.00	0.048	347	—	—	—	—	—	
3000	1184	3556	0	1896	485	471	—	—	—	1.00	0.075	383	—	—	—	—	—	
4000	1253	4267	0	2195	554	530	—	—	—	0.99	0.104	405	—	—	—	—	—	
0001	1120	2177	0.0203	1273	605	472.6	412.0	0.46	111.5	2.24	0.029	34.2	1073	110.6	28	12	0	
0002	1129	2184	0.0251	1275	627	549.7	487.0	0.57	154.5	2.45	0.029	34.1	868	107.0	3.4	20	0	
0003	1135	2178	0.0291	1277	660	638.6	572.5	0.48	143.5	2.69	0.029	34.5	749	110.2	4.0	10	0.3	
0004	1138	2173	0.0352	1293	719	752.7	680.8	0.47	166.0	2.97	0.030	35.1	597	108.0	4.9	10	0.9	
0005	1199	3233	0.0215	1846	757	157.4	81.7	2.79	105.1	1.23	0.060	35.5	1503	30.8	0.8	16	0	
0006	1211	3225	0.0283	1757	788	247.7	168.9	1.89	139.5	1.48	0.059	35.1	1142	42.9	1.5	25	0	
0007	1227	3187	0.0341	1811	819	492.3	410.4	0.44	97.7	2.16	0.058	36.3	935	97.3	3.8	10	0.4	
0008	1236	3185	0.0403	1807	839	593.0	509.0	0.39	112.8	2.43	0.058	36.4	790	103.3	4.7	10	1.1	
0009	1428	3776	0.0333	1886	903	428.9	338.7	0.47	87.0	1.93	0.064	37.7	1132	96.2	3.2	20	0.4	
0010	1432	3752	0.0349	1880	924	460.7	368.2	0.52	96.4	2.01	0.064	37.8	1074	99.5	3.4	25	0.4	
0011	1428	3767	0.0340	1903	944	430.5	336.1	0.42	77.8	1.91	0.065	37.6	1107	93.5	3.1	10	1.0	
0012	1437	3741	0.0482	1887	960	619.5	523.5	0.44	106.8	2.42	0.064	38.4	775	104.7	4.9	10	1.9	
0018	1847	?	?	?	987	341.3	242.5	0.42	61.5	1.65	0.050	?	?	?	?	10	1.2	
0019	1851	4267	0.0375	1686	993	439.4	340.2	0.42	72.5	1.91	0.050	37.9	1137	97.3	2.8	10	1.6	
0020	1844	4257	0.0540	1694	1007	619.0	518.3	0.27	97.9	2.39	0.051	38.3	787	105.2	4.3	10	2.9	
0120	1862	4229	0.0707	1676	1026	778.5	675.9	0.36	129.6	2.80	0.049	37.6	598	106.9	5.7	10	4.5	
0021	1843	4688	0.0382	1888	1048	400.5	295.7	0.35	69.6	1.78	0.063	38.6	1228	90.9	2.7	10	1.7	
0022	1859	4644	0.0499	1859	1062	541.8	435.7	0.30	83.3	2.15	0.063	39.4	930	103.5	3.9	10	2.5	
0023	1868	4628	0.0674	1849	1070	697.9	590.9	0.33	109.2	2.55	0.061	38.8	687	106.0	5.4	10	4.3	
0024	1847	4667	0.0849	1892	1083	827.6	719.3	0.33	135.3	2.89	0.064	39.4	550	105.3	6.8	10	6.5	
0025	2672	4819	0.0392	1358	1106	449.5	339.0	0.38	69.1	1.88	0.030	35.3	1227	104.6	2.2	10	2.6	
0026	2678	4593	0.0501	1293	1109	568.7	457.8	0.43	89.7	2.19	0.026	33.8	917	107.4	2.8	10	3.4	
0027	2677	4697	0.0685	1326	1115	722.4	610.9	0.41	116.4	2.59	0.027	34.0	685	109.6	3.9	10	5.1	
0028	2677	4617	0.0806	1303	1119	799.5	687.6	0.41	139.4	2.79	0.027	35.6	572	104.4	4.4	0	9.0	

$P_e = 754.5 \text{ mmHg}$

1976年5月27日(木) ライナS-250A(第4回テスト)

No	P_1 kg/cm ² abs	w_s kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_1 K	T_2 K	ΔT degK	δ_t	σ degK	T_2/T_1 K/K	$\Delta P/P_1$	ϕ	n	η_b %	$L_b \times 10^{-7}$ kcal/m ³ atm	P_f kg/cmG		T (K)	
																P	M	#4	#5
0017	2.686	4.508	0.0387	11.59	352	742	390	0.38	450	2.11	0.021	31.0	1164	1128	2.3	10	2.6	636	467
0018	2.691	4.262	0.0466	11.12	358	854	496	0.41	584	2.39	0.019	30.8	914	1147	2.8	10	32	676	491
0019	2.689	4.426	0.0648	11.63	360	988	628	0.37	763	2.75	0.021	32.0	683	1110	3.8	10	4.8	655	520
0120	2.688	4.466	0.0782	11.80	362	1102	740	0.38	1068	3.05	0.022	32.3	571	1113	4.6	10	6.5	625	482
0021	2.661	6.294	0.0612	17.02	367	785	418	0.28	482	2.14	0.050	36.0	1026	1075	3.5	10	4.4	633	449
0022	2.663	6.274	0.0759	17.16	371	889	518	0.30	641	2.40	0.050	36.3	827	1092	4.4	10	6.2	656	481
0023	2.662	6.250	0.1005	17.20	373	1044	671	0.31	961	2.80	0.051	37.2	621	1090	5.8	10	10.1	614	509
0124	2.662	6.299	0.1318	17.48	376	1234	857	0.64	1254	3.28	0.054	38.4	478	1105	7.7	10	17.5	555	542
0029	2.663	6.210	0.0647	17.33	379	808	429	0.26	486	2.13	0.051	37.0	959	1038	3.5	0	6.6	596	491
0030	2.663	6.176	0.0800	17.28	380	921	541	0.23	629	2.43	0.050	36.5	771	1071	4.5	0	9.0	596	512
0031	2.662	6.198	0.1029	17.41	381	1053	672	0.28	864	2.76	0.053	38.0	602	1061	5.8	0	13.7	565	531
0132	2.660	6.277	0.1217	17.71	382	1166	784	0.30	1004	3.05	0.053	37.0	516	1081	7.0	0	25.7	553	543

$P_a = 752 \text{ mmHg}$

1976年7月7日(水) ライナS-250A (第5回テスト)

No	P_1 kg/cm ² abs	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_1 K	T_2 K	ΔT deg K	δ_t	σ	$\alpha/\Delta T$ 1/deg K	T_2/T_1	$\Delta P/P_1$	ϕ	n	η_b %	$L_b \times 10^{-7}$ kcal/ m ³ h atm	P_f kg/cm ² G		(注)
																	P	M	
1000	1.067	1.953	0	1093	304	304	—	—	—	—	1.00	0.025	361	—	—	—	—	—	} 通風
2000	1.162	3.403	0	1795	312	312	—	—	—	—	1.00	0.073	40.7	—	—	—	—	—	
1	1.212	3.251	0.0347	1810	344	637	293	0.69	109.7	0.374	1.85	0.067	40.5	93.7	68.1	2.7	10	3.3	
2	1.431	2.630	0.0310	1265	351	872	522	0.55	124.5	0.239	2.48	0.031	38.7	84.9	112.3	3.4	20	0.4	
3	1.422	2.643	0.0173?	12.86	353	745	393	0.41	81.0	0.206	2.11	0.032	39.4	152.3?	148.4?	2.5	10	1.0	T.F.M. 限界
4	1.431	2.634	0.0272	12.82	355	783	283	0.48	98.6	0.348	2.21	0.031	39.0	96.8	104.0	2.8	10	1.9	
5	1.405	3.562	0.0167?	17.86	359	440	81	2.40	101.2	1.249	1.23	0.062	39.8	214.2?	42.7?	0.7	10	0.9	T.F.M. 限界 燃えてない
6	1.422	3.528	0.0195	17.60	361	453	92	2.18	117.8	1.280	1.25	0.060	40.1	181.6	41.2	0.8	10	1.3	燃えてない
7	1.443	3.518	0.0285	17.41	364	678	315	0.36	92.4	0.293	1.87	0.058	40.0	123.7	96.6	2.7	10	2.2	
8	1.431	3.681	0.0371	18.45	365	755	390	0.38	90.3	0.232	2.07	0.066	40.8	99.3	97.4	3.5	10	5.0	
9	1.845	3.138	0.0124?	12.26	367	686	318	0.47	76.8	0.242	1.87	0.027	38.0	252.0?	196.9?	1.8	10	1.3	T.F.M. 限界
10	1.826	3.178	0.0260	12.60	369	719	350	0.40	80.1	0.229	1.95	0.028	37.2	122.4	106.7	2.1	10	1.9	
11	1.848	3.096	0.0320	12.17	370	803	433	0.35	85.3	0.197	2.17	0.027	38.4	96.6	105.2	2.6	10	3.8	
12	1.819	4.459	0.0352	18.15	377	604	227	0.39	72.9	0.321	1.60	0.060	39.6	126.5	62.8	1.7	0	10.5	
13	1.846	4.398	0.0439	17.73	379	744	365	0.20	42.3	0.116	1.96	0.057	39.8	100.2	91.6	3.1	0	12.5	
14	1.884	4.284	0.0569	16.97	380	892	512	0.17	65.9	0.129	2.35	0.054	40.8	75.3	98.9	4.2	0	15.0	
15	1.861	4.359	0.0786	17.53	381	1077	696	0.23	77.0	0.111	2.83	0.058	41.5	55.4	101.8	6.0	0	18.0	
16	2.668	4.142	0.0596	11.69	383	969	586	0.21	61.3	0.105	2.53	0.022	35.6	69.4	105.9	3.3	0	12.0	
17	2.668	4.257	0.0521	12.02	384	895	511	0.24	54.5	0.107	2.33	0.022	33.6	81.7	107.3	2.9	0	10.0	
18	2.663	4.573	0.0423	12.97	385	763	378	0.22	38.1	0.101	1.98	0.026	34.5	107.9	102.6	2.3	0	7.5	
19	2.642	5.997	0.0425	17.27	388	600	213	0.38	51.5	0.242	1.55	0.049	36.7	141.1	64.2	1.5	0	7.5	
20	2.645	5.761	0.0509	16.62	389	739	351	0.19	35.5	0.101	1.90	0.046	36.9	113.1	99.5	2.7	0	10.0	
21	2.641	6.120	0.0591	17.76	390	775	384	0.20	37.8	0.098	1.99	0.054	38.6	103.4	100.3	3.2	0	12.5	
22	2.638	6.080	0.0873	17.70	391	986	595	0.30	77.9	0.131	2.52	0.055	39.6	69.6	107.7	5.0	0	18.0	

$P_a = 757.1 \text{ mmHg}$

1976年7月9日(金) ライナS-250A (第6回テスト) 7.5° 回転状態

No	P_1 kg/cm ² abs	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_1 K	T_2 K	ΔT degK	δ_t	σ	q/DT 1/degK	T_2/T_1	$\Delta P/P_1$	ϕ	n	η_b %	$L_b \times 10^{-7}$ kcal/m ² h atm	P_f kg/cmG	
																	P	M*
1	1.132	2.309	0.0228	1.356	339	768	429	0.38	898	0.209	2.26	0.037	38.9	1013	108.4	3.1	13	0.3
2	1.141	2.313	0.0340	1.355	341	904	563	0.35	1108	0.197	2.65	0.036	38.8	681	98.1	4.1	23	0.3
3	1.149	2.301	0.0392	1.350	343	972	629	0.28	1289	0.205	2.83	0.037	40.1	586	95.5	4.6	10	0.7
4	1.158	2.304	0.0462	1.350	346	1065	719	0.25	615	0.086	3.07	0.037	40.3	499	94.6	5.3	10	1.2
5	1.252	3.322	0.0386	1.820	350	743	393	0.38	609	0.155	2.12	0.069	41.8	859	84.6	3.7	10	0.8
6	1.261	3.323	0.0440	1.823	353	824	472	0.30	692	0.147	2.33	0.069	42.1	75.6	90.4	4.4	10	1.1
7	1.276	3.313	0.0518	1.811	355	910	555	0.31	898	0.167	2.56	0.069	42.9	64.0	91.4	5.2	10	1.7
8	1.301	3.328	0.0646	1.797	358	1009	651	0.33	1143	0.176	2.81	0.068	43.4	51.5	88.0	6.1	10	3.0
9	1.249	3.383	0.0359	1.922	362	630	268	0.47	702	0.262	1.74	0.074	41.4	94.2	62.8	2.5	0	2.0
10	1.264	3.355	0.0459	1.893	364	788	424	0.42	680	0.160	2.16	0.074	42.9	73.0	78.5	4.0	0	2.9
11	1.284	3.321	0.0640	1.856	365	961	596	0.42	437	0.073	2.63	0.074	45.1	51.9	80.8	5.7	0	5.2
12	1.421	2.694	0.0320	1.364	367	836	469	0.40	571	0.122	2.27	0.035	39.0	84.1	99.9	3.2	20	0.6
13	1.427	2.659	0.0353	1.346	368	864	495	0.32	808	0.163	2.34	0.035	40.5	75.4	95.3	3.3	10	0.9
14	1.440	2.659	0.0415	1.338	369	931	562	0.32	1086	0.193	2.52	0.034	40.5	64.0	93.2	3.8	10	1.2
15	1.464	2.627	0.0544	1.305	371	1064	693	0.36	1428	0.206	2.86	0.033	41.3	48.3	88.8	4.6	10	2.0
16	1.430	2.632	0.0232	1.347	373	652	279	0.39	463	0.166	1.74	0.034	40.1	113.4	78.5	1.8	0	1.3
17	1.451	2.650	0.0268	1.337	373	709	337	0.41	523	0.155	1.90	0.033	39.4	99.0	83.3	2.2	0	1.5
18	1.463	2.636	0.0335	1.320	373	796	423	0.43	892	0.211	2.13	0.033	40.1	78.7	84.4	2.7	0	2.0
19	1.430	2.691	0.0471	1.380	374	932	558	0.46	946	0.170	2.49	0.037	41.6	57.2	83.4	3.9	0	3.2
20	1.400	3.675	0.0418	1.947	378	787	409	0.38	850	0.208	2.08	0.073	41.9	87.8	91.1	3.8	10	1.1
21	1.405	3.666	0.0369	1.943	379	738	359	0.35	50.5	0.141	1.94	0.072	41.4	99.6	90.1	3.3	6	1.1
22	1.434	3.636	0.0432	1.877	377	814	437	0.29	67.7	0.155	2.15	0.069	42.4	84.3	93.4	4.0	6	1.5
23	1.483	3.564	0.0738	1.784	378	1062	684	0.37	117.3	0.171	2.81	0.065	44.3	48.3	87.6	6.1	6	4.5
24	1.401	3.650	0.0319	1.939	379	577	198	0.61	72.6	0.367	1.52	0.073	42.2	114.5	56.0	1.8	0	1.8
25	1.445	3.627	0.0387	1.873	380	713	333	0.35	57.8	0.174	1.88	0.067	41.6	93.7	78.3	2.9	0	2.4
26	1.444	3.624	0.0511	1.878	381	847	466	0.35	67.4	0.145	2.22	0.069	42.8	70.8	84.3	4.2	0	3.6
27	1.438	3.664	0.0732	1.907	381	1001	620	0.42	109.7	0.177	2.63	0.074	44.5	50.1	81.8	5.9	0	6.6
28	1.806	4.399	0.0415	1.842	385	682	297	0.30	70.7	0.238	1.77	0.062	40.4	106.0	78.5	2.5	0	3.0
29	1.847	4.337	0.0516	1.780	386	792	406	0.30	58.2	0.143	2.05	0.060	41.9	84.1	86.5	3.4	0	4.0
30	1.838	4.343	0.0654	1.791	386	889	503	0.33	78.3	0.156	2.30	0.061	42.1	66.4	86.1	4.3	0	5.7
31	1.819	4.361	0.0899	1.822	387	1030	643	0.33	121.4	0.189	2.66	0.066	44.1	48.5	82.5	5.7	0	10.0

(註) * P_{fM} の0点は0.2 kg/cmG

1976年9月16日(木) ライナスAS-250B (第1回テスト)

$T_c = 24.0^\circ\text{C}$ $P_c = 754.9\text{ mmHg}$

No	P_1 kg/cm ² abs	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_1 K	T_2 K	ΔT degK	δ_t	σ	$\sigma/\Delta T$ 1/degK	T_2/T_1 K/K	$\Delta P/P_1$	ϕ	n	η_b %	$L_b \times 10^{-7}$ kcal/m ³ h atm	P_f kg/cm ² G		備考
																	P	M	
1000	1.173	3455	0	1813	314	314	—	—	—	—	1.00	0.077	42.3	—	—	—	—	—	通風
2000	1.219	3910	0	2029	322	322	—	—	—	—	1.00	0.097	43.8	—	—	—	—	—	
3000	1.278	4428	0	2240	329	329	—	—	—	—	1.00	0.121	45.7	—	—	—	—	—	
4000	1.115	2621	0	1525	331	330	—	—	—	—	1.00	0.049	40.0	—	—	—	—	—	
5000	1.084	2107	0	1266	332	331	—	—	—	—	1.00	0.032	38.5	—	—	—	—	—	
1	1.839	3243	0.0265	1213	351	662	312	0.33	647	0.207	1.89	0.029	39.9	122.2	93.1	1.9	10	1.1	
2	1.829	3279	0.0352	1240	352	760	408	0.37	790	0.194	2.16	0.029	37.4	93.2	95.3	2.6	10	1.4	
3	1.807	3272	0.0428	1262	355	828	473	0.34	875	0.185	2.33	0.032	40.5	76.5	91.8	3.1	10	1.9	
4	1.820	3283	0.0616	1264	357	1039	682	0.39	1373	0.201	2.91	0.032	40.6	53.3	95.4	4.5	10	3.8	
5	1.835	4491	0.0415	1742	362	705	342	0.31	709	0.207	1.95	0.062	42.5	108.1	92.0	2.9	10	1.8	
6	1.820	4501	0.0508	1773	365	785	420	0.30	869	0.207	2.15	0.065	43.1	88.5	93.6	3.7	10	2.6	
7	1.808	4528	0.0655	1806	367	898	531	0.32	1048	0.197	2.45	0.066	42.6	69.1	94.1	4.8	10	4.3	
8	1.820	4518	0.0896	1801	370	1052	682	0.33	1439	0.211	2.84	0.067	44.1	49.9	89.9	6.2	10	9.0	
9	2.729	4721	0.0396	1268	374	742	369	0.34	640	0.173	1.99	0.023	30.4	119.3	110.4	2.3	10	2.6	
10	2.727	4806	0.0460	1296	375	788	413	0.32	690	0.167	2.10	0.024	30.5	104.4	109.1	2.6	10	3.2	
11	2.727	4773	0.0609	1292	376	910	534	0.33	877	0.164	2.42	0.024	31.3	78.3	107.1	3.4	10	4.8	
12	2.729	4770	0.0849	1293	377	1075	698	0.31	1284	0.184	2.85	0.025	32.3	56.2	103.4	4.5	10	8.8	
13	2.714	6316	0.0604	1772	388	765	377	0.27	727	0.193	1.97	0.053	37.3	104.7	99.2	3.1	10	4.4	
14	2.712	6468	0.0729	1822	389	833	444	0.29	871	0.196	2.14	0.055	37.1	88.7	100.0	3.8	10	6.2	
15	2.711	6502	0.0952	1838	390	944	553	0.30	1130	0.204	2.42	0.058	38.1	68.4	98.0	4.8	10	10.1	
16	2.706	6682	0.1295	1899	392	1094	702	0.33	1571	0.223	2.79	0.065	40.3	51.6	96.3	6.5	10	20.2	
17	2.713	6276	0.485	1786	393	651	258	0.43	814	0.316	1.66	0.052	36.8	129.5	82.7	2.1	0	5.8	
18	2.710	6534	0.0632	1865	394	752	358	0.32	893	0.249	1.91	0.058	37.5	103.4	93.2	3.1	0	8.0	
19	2.713	6474	0.0850	1848	394	882	488	0.30	1118	0.229	2.24	0.057	37.5	76.1	95.3	4.2	0	12.0	
20	2.710	6499	0.1155	1860	395	1046	651	0.37	1551	0.238	2.65	0.060	39.3	56.3	96.7	5.8	0	21.0	
21	2.738	4897	0.0258	1386	395	571	176	0.55	599	0.340	1.45	0.026	30.5	190.2	82.1	1.1	0	3.5	
22	2.739	4787	0.0435	1352	394	764	370	0.34	797	0.215	1.94	0.025	30.6	110.1	102.9	2.3	0	5.0	
23	2.738	4837	0.0619	1367	394	906	511	0.27	1058	0.207	2.30	0.026	31.8	78.0	102.5	3.3	0	8.0	

1976年9月24日(金) ライナAS-250B (第2回テスト)																	$T_a = 21.7^\circ\text{C}$ $P_a = 760.4\text{ mmHg}$			
No	P_1 kg/cm ² abs	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_1 K	T_2 K	ΔT deg K	δ_t	σ	$\sigma/\Delta T$ 1/deg K	T_2/T_1 K/K	$\Delta P/P_1$	ϕ	n	η_b %	$L_b \times 10^{-7}$ kcal/m ² h atm	P_f kg/cm ² G		備 考	
																	P	M		
1000	1.178	3.575	0	1819	306	305	—	—	—	—	1.00	0.078	41.2	—	—	—	—	—	} 通 風	
2000	1.202	3.791	0	1970	318	318	—	—	—	—	1.00	0.089	42.0	—	—	—	—	—		
1	2.712	4.653	0.0406	11.25	334	687	353	0.24	62.7	0.178	2.06	0.020	30.9	114.1	100.5	2.1	0	4.5		
2	2.708	4.736	0.0480	11.66	340	724	385	0.31	88.6	0.230	2.13	0.022	31.3	98.5	95.0	2.4	0	5.5		
3	2.704	4.917	0.0615	12.24	343	856	513	0.21	72.7	0.142	2.50	0.024	31.6	80.0	104.7	3.3	0	7.7		
4	2.709	4.830	0.0819	12.14	347	1012	665	0.30	103.6	0.156	2.95	0.024	32.7	58.9	102.9	4.4	0	12.0		
5	1.844	4.653	0.0494	17.50	353	709	356	0.27	83.1	0.233	2.01	0.061	40.2	94.3	84.0	3.2	0	4.8		
6	1.851	4.636	0.0612	17.49	356	803	447	0.26	96.2	0.215	2.26	0.062	41.0	75.7	86.0	4.0	0	6.1		
7	1.828	4.656	0.0719	17.94	359	892	533	0.21	103.0	0.193	2.49	0.066	42.1	64.8	89.0	4.9	0	8.4		
8	1.830	4.621	0.0934	17.91	361	1039	678	0.35	120.2	0.177	2.88	0.069	44.4	49.5	88.6	6.4	0	13.2		
9	1.825	3.066	0.0385	11.99	364	807	443	0.27	62.3	0.141	2.22	0.026	38.2	79.5	89.5	2.7	0	3.5		
10	1.798	3.107	0.0432	12.37	365	861	497	0.26	72.5	0.146	2.36	0.028	38.3	71.9	91.5	3.1	0	4.0		
11	1.828	3.073	0.0528	12.06	366	959	594	0.26	90.6	0.153	2.62	0.027	38.9	58.3	90.0	3.7	0	5.1		
90	1.850	3.319	0.0387	12.94	367	780	412	0.26	60.1	0.146	2.12	0.030	37.4	85.7	89.4	2.6	0	3.5		
100	1.830	3.333	0.0432	13.16	368	824	456	0.27	67.7	0.148	2.24	0.031	38.4	77.1	89.5	3.0	0	4.0		
110	1.808	3.354	0.0542	13.44	369	928	559	0.24	84.4	0.151	2.52	0.034	39.3	61.9	89.8	3.8	0	5.1		
120	1.853	3.291	0.0644	12.91	371	1035	664	0.27	111.4	0.168	2.79	0.032	40.4	51.1	89.5	4.4	0	7.0		
13	1.431	3.828	0.0385	19.57	373	733	360	0.30	78.3	0.218	1.97	0.076	42.2	99.5	90.2	3.4	10	1.5		
14	1.456	3.803	0.0525	19.17	374	866	492	0.26	88.2	0.179	2.32	0.072	42.1	72.4	91.6	4.6	10	2.4	$w_{fM} = 0$	
15	1.436	3.766	0.0762	19.38	376	1046	669	0.28	113.7	0.170	2.78	0.077	44.3	49.4	87.8	6.5	10	5.0		
16	1.431	2.762	0.0317	14.26	376	828	452	0.42	103.9	0.230	2.20	0.037	39.6	87.2	100.1	3.1	20	0.9		
17	1.430	2.777	0.0304	14.36	377	792	415	0.34	80.9	0.195	2.10	0.037	39.1	91.3	96.0	2.9	10	1.2		
18	1.425	2.754	0.0371	14.29	377	877	500	0.30	85.5	0.171	2.33	0.038	40.6	74.4	95.7	3.5	10	1.5	} 42度同 一条件	
19	1.445	2.749	0.0527	14.07	377	1021	644	0.28	106.9	0.166	2.71	0.037	40.4	52.2	88.8	4.6	10	2.4		
190	1.440	2.763	0.0520	14.21	377	1026	649	0.28	104.1	0.160	2.72	0.038	40.9	53.1	90.8	4.6	10	2.4		

1976年11月4日(木) ライナAS-250B (第3回テスト) 7.5°回転状態 $T_a = -18.4^\circ\text{C}$ $P_a = 757.1\text{mmHg}$

No	P_1 kg/cm ² abs	w_a kg/s	w_f kg/s	U_r m/s	T_1 K	T_2 K	ΔT degK	δ_t	σ	$\sigma/\Delta T$ 1/degK	T_2/T_1 K/K	$\Delta P/P_1$	ϕ	n	η_b %	$L_b \times 10^{-7}$ kcal/m ³ h atm	P_f kg/cm ² G		備考
																	P	M	
1000	1.224	4.164	0	20.29	304	304	0	—	—	—	1.00	0.100	42.2	—	—	—	—	—	通風
2000	1.169	3.477	0	18.09	310	310	0	—	—	—	1.00	0.075	40.6	—	—	—	—	—	
3000	1.117	2.749	0	15.06	312	312	0	—	—	—	1.00	0.049	38.8	—	—	—	—	—	
4000	1.071	1.879	0	10.78	313	313	0	—	—	—	1.00	0.024	37.7	—	—	—	—	—	
1	1.867	4.584	0.0474	16.46	342	793	452	0.38	735	0.163	2.32	0.055	39.8	96.7	110.0	3.9	10	30	
2	1.838	4.575	0.0567	17.35	355	873	518	0.30	810	0.156	2.46	0.058	39.4	80.6	106.6	4.6	10	35	
3	1.855	4.534	0.0640	16.81	351	958	607	0.40	1079	0.178	2.73	0.057	40.2	70.9	111.2	5.4	10	50	
4	1.834	4.526	0.0861	17.31	358	1127	770	0.56	1623	0.211	3.15	0.061	41.6	52.5	107.4	7.1	10	8.5	
5	1.816	4.604	0.0389	17.93	360	673	313	0.48	819	0.262	1.87	0.062	39.7	118.2	92.0	2.8	0	4.0	
6	1.851	4.449	0.0474	17.10	363	785	422	0.41	976	0.231	2.17	0.055	39.1	93.9	100.1	3.6	0	5.1	
7	1.838	4.516	0.0614	17.58	364	903	538	0.51	1233	0.229	2.48	0.059	40.1	73.6	101.9	4.7	0	7.5	
8	1.837	4.505	0.0813	17.62	366	1066	700	0.50	1415	0.202	2.91	0.061	40.9	55.4	102.4	6.4	0	13.0	
9	1.827	3.197	0.0255	12.58	366	724	357	0.19	423	0.118	1.98	0.029	38.0	125.6	111.7	2.2	10	1.5	
95	1.829	3.285	0.0343	12.97	368	830	462	0.18	552	0.119	2.26	0.029	36.6	96.0	112.2	3.0	10	1.9	
10	1.824	3.266	0.0432	12.89	367	928	561	0.25	716	0.128	2.53	0.030	37.4	75.7	109.1	3.6	10	2.2	
11	1.844	3.256	0.0484	12.77	369	994	626	0.32	866	0.138	2.70	0.029	37.4	67.3	109.4	4.0	10	3.0	
12	1.832	3.295	0.0598	13.02	369	1113	744	0.40	1220	0.164	3.02	0.030	37.3	55.1	108.5	5.0	10	4.1	
13	1.838	3.275	0.0284	12.93	370	711	342	0.45	730	0.213	1.92	0.028	36.0	115.6	98.8	2.1	0	3.0	
14	1.848	3.255	0.0328	12.82	371	777	407	0.42	829	0.204	2.10	0.028	36.4	99.2	101.8	2.5	0	3.4	
15	1.840	3.286	0.0396	13.01	371	852	481	0.49	1007	0.209	2.30	0.029	36.3	83.1	102.1	3.1	0	4.1	
16	1.831	3.266	0.0536	13.02	372	1012	640	0.51	1250	0.195	2.72	0.030	37.6	60.9	102.0	4.2	0	6.2	
17	1.448	2.745	0.0298	13.84	372	862	491	0.28	789	0.161	2.32	0.035	38.6	92.0	115.1	3.3	20	0.8	$w_{fM} = 0$
175	1.430	2.748	0.0257	14.05	372	796	424	0.29	657	0.155	2.14	0.035	37.8	107.1	114.7	2.9	15	0.8	$w_{fM} = 0$
177	1.426	2.715	0.0192	13.94	373	736	363	0.26	558	0.154	1.97	0.035	38.7	141.8	128.2	2.4	10	0.8	$w_{fM} = 0$
19	1.435	2.734	0.0277	13.98	374	809	435	0.21	598	0.137	2.16	0.035	38.2	98.5	108.4	2.9	10	1.2	
18	1.447	2.739	0.0338	13.88	374	888	515	0.21	710	0.138	2.38	0.034	37.9	81.0	107.1	3.5	10	1.4	
20	1.450	2.736	0.0484	13.85	374	1080	706	0.35	1236	0.175	2.89	0.035	39.2	56.5	105.5	4.9	10	2.4	
21	1.441	2.736	0.0172	14.04	377	610	234	0.59	642	0.274	1.62	0.034	37.2	159.3	82.6	1.4	0	1.9	
22	1.426	2.728	0.0281	14.11	376	767	392	0.50	990	0.253	2.04	0.036	38.4	97.0	96.1	2.7	0	2.4	
23	1.438	2.721	0.0360	13.95	376	875	499	0.53	1246	0.250	2.33	0.035	38.6	75.4	97.0	3.4	0	3.1	
24	1.448	2.711	0.0463	13.79	375	1008	632	0.59	1660	0.263	2.69	0.035	39.2	58.6	97.3	4.4	0	4.3	

航空宇宙技術研究所資料 328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(0422)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
