

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-292

高圧燃焼器の研究(Ⅳ)

—— アニュラ型燃焼器模型(呼称CC20-2)の実験結果 ——

鈴木邦男・石井浅五郎

1976年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
実 験 計 測	佐々木康之 ^{**} , 佐々木宣卿 ^{**} 田頭 健 ^{***}
計 測 装 置	西尾 健二 [*] , 越沼 威 [*]
実験装置運転 (空 気 源)	小倉 五郎 [*] , 平田 宏 [*] 下平 一雄 [*]

* 原動機部

** 川崎重工業(株)

*** 石川島播磨重工業(株)

高 圧 燃 焼 器 の 研 究 (Ⅳ)*

—— アニュラ型燃焼器模型(呼称CC20-2の実験結果) ——

鈴木 邦 男**・ 石 井 浅五郎**

概 要

通商産業省工業技術院の大型工業技術開発制度の一テーマ；航空機用ジェットエンジンの研究開発支援の一環として、試作エンジンFJR710のアニュラ型燃焼器模型(呼称CC20-2)を製作し、燃焼実験を行なった。このCC20-2の燃焼器ケーシング主要部は実機と同一形で、燃料噴射弁は実機のものと同じ性能、ライナも実機なみの一体構造としている。ライナについて原型から改-8までの改造を行い、これによってライナ空気孔の燃焼器性能に及ぼす影響、スワラ盲リング径の影響、分流板入口計測座の影響および隔壁板冷却空気流出法の影響などを求めた。実験結果は実機ライナの設計に取入れられ良好な成績をおさめている。

1. はしがき

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度にとりあげられている航空機用ジェットエンジンの研究開発は順調に進んでいるが、この支援の一環として、試作ターボファンFJR710のアニュラ型燃焼器模型(呼称CC20-2)を設計・製作した。これは、FJR710エンジンのアイドリング付近までの実機相当条件の実験を行い、実機燃焼器の性能推定ができるよう考慮したもので、燃焼器ケーシング主要部を、計測座を除いて、実機と同一形にし、燃料噴射弁には実機のものと同じの性能をもつ呼称CC20-2ノズルを用いた。ライナは、CC20-1までのボルト止めによる組立式をやめ、溶接一体構造とし、これも実機の場合に近づけた。一体構造のため、ひんばんな構造の変更はできなかったが、原型から改-8までかえ、ライナ各部の燃焼器性能に及ぼす影響を調べた。すなわち、ライナ第1列空気孔の円周方向配置の影響および空気孔直径の影響、スワラ盲リングをかえた影響、分流板入口幅を3mm から4mm に広げた効果、分流板入口部に計測器相当のピンをつけた影響、ライナ内側希

釈孔を広げた効果などを調べた。これらの結果およびセクタ燃焼器模型の実験結果から最後に改-8(#03改)として実機装着型に改造したが、原型から改-7までの結果が十分に生かされず、予期したほどの性能は得られなかった。このあたりに燃焼器の複雑性があり、まだ充分解明されていない点が見出される。しかし、この実験成果のいくつかは実機燃焼器に採用して有効な結果を得ている。

2. 記 号

l_f	: 火炎長さ
l_l	: ライナ長さ
n	: 空燃比 = w_a/w_f
P	: 空気全圧 ($\text{kg/cm}^2 \text{ abs}$)
P_f	: 燃料圧力 ($\text{kg/cm}^2 \text{ G}$)
ΔP	: 入口-出口空気全圧差 = $P_1 - P_2$ (kg/m^2)
t	: 温度 ($^{\circ}\text{C}$)
Δt	: 出口-入口の平均温度上昇 = $t_2 - t_1$ (deg C)
T_2/T_1	: 出口/入口温度比 ($^{\circ}\text{K}/^{\circ}\text{K}$)
U_r	: 最大断面平均風速 (m/s)
w_a	: 空気流量 (kg/s)
w_f	: 燃料流量 (kg/s , g/s)
δ_t	: 出口温度不均一率 = $\frac{(t_{2i})_{\max} - t_2}{\Delta t}$
η_b	: 燃焼効率 (%)
ϕ	: 全圧損失係数 = $\frac{\Delta P}{\frac{1}{2}\rho_1 U_r^2}$
ρ	: 空気密度 ($\text{kg s}^2/\text{m}^4$)

添 字

1	: 入口状態
2	: 出口状態
i	: 各測定点
p	: プライマリノズル
s	: セコンダリノズル

* 昭和50年12月26日 受付

** 原動機部

3. 実験装置

CC20-2の燃焼実験を行った試験装置は、当所原動機部の円環型燃焼器試験装置である。¹⁾

計測系は、HONEYWELL 316 のミニコンピュータを用い、オンラインシステムでデータの処理を行なった。²⁾

4. CC20-2 燃焼器模型

CC20-2は、実機燃焼器の各種性能を調べることを目的としたもので、実機燃焼器相当形の模型である。このため、燃焼器ケーシング、燃料噴射弁および燃焼器ライナをそれぞれ新製した。

4.1 燃焼器ケーシング

ケーシングの空気流路側形状は、実機のそれと同一にした。すなわち、燃焼器入口デフューザ部分の形状を合せると同時に、燃焼器入口部分に8箇所のストラットをおき、内径側デフューザ出口部分に抽気孔をつけ、ライ

ナ止めピン座(8箇所)および点火プラグ座(2箇所)にフェアリングをつけた。

模型として取付けたものは、デフューザ部壁圧孔：円周方向1箇所、外径側および内径側に軸方向10点づつ、デフューザ出口全圧測定用計器座：外径側および内径側に各1箇所、視窓：円周方向2箇所、軸方向2箇所、ケーシング下流側の外径側抽気孔および抽気マニホールドである。ケーシング入口、出口のフランジはCC10のそれに合せた。

ケーシングの概要を図1に、外観を写真で図2に示す。

4.2 燃料噴射弁

燃料噴射弁は、外形および流量-圧力特性を実機のもので同一にした。これを以下CC20-2ノズルと呼ぶ。CC20-2ノズルは、実機的设计点で必要とする燃料流量を噴射差圧 25 kg/cm^2 以下で得るよう考慮したものである。CC20-2ノズルの流量-圧力特性を前報までのCC10ノズルと比較して図3に示す。CC20-2ノズルはCC10ノ

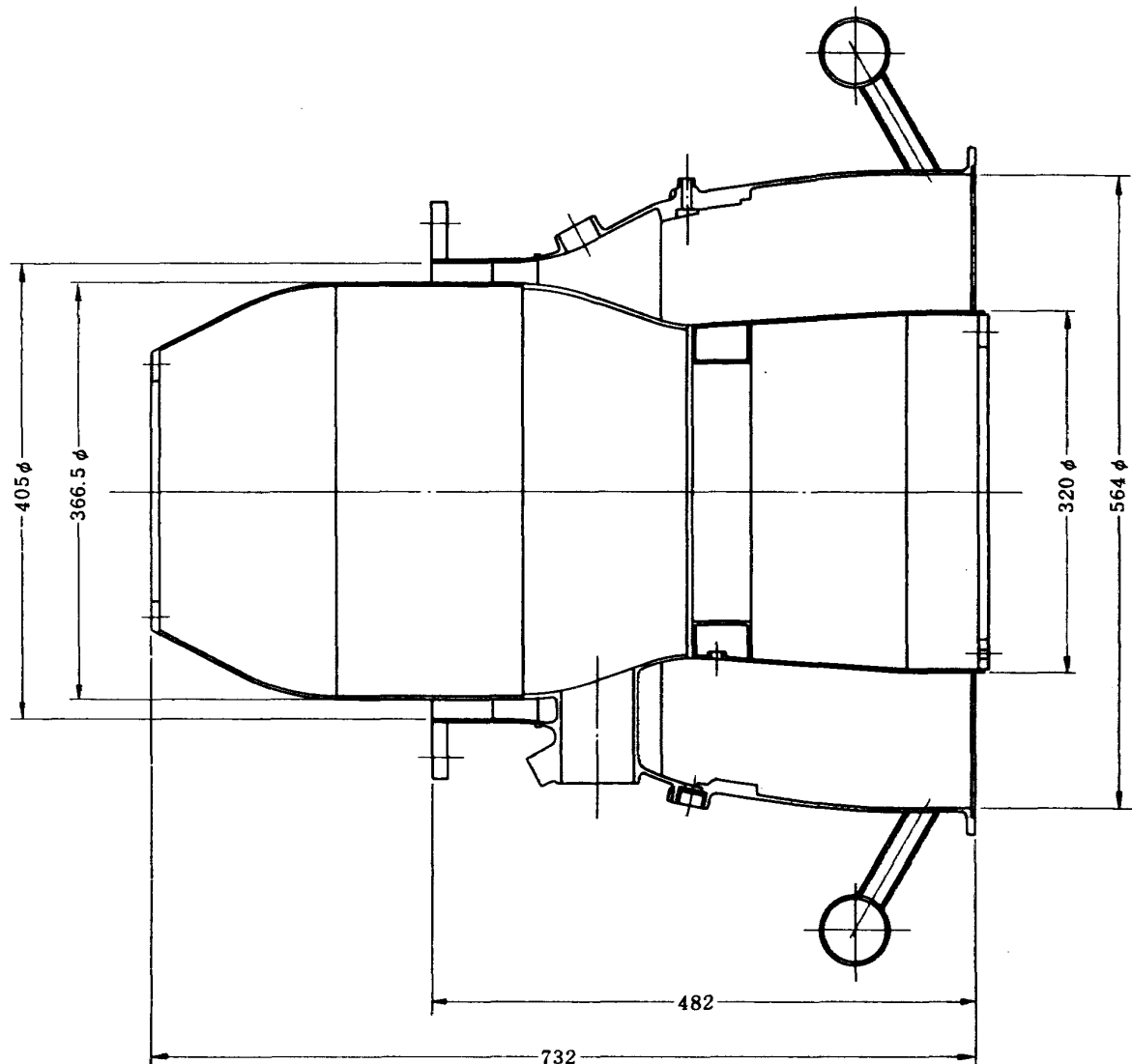


図1 CC20-2 ケーシング概要

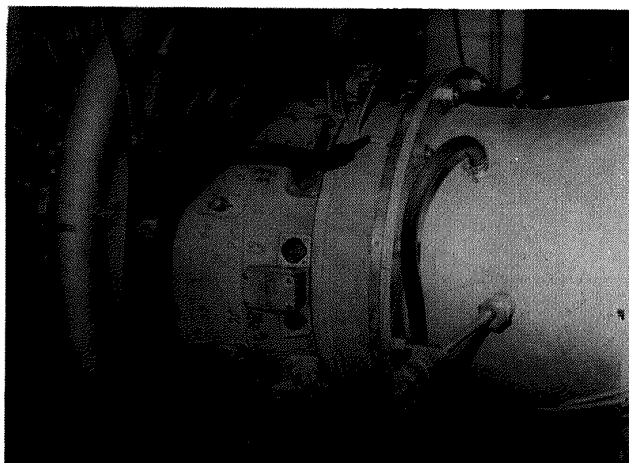


図2 CC20-2 ケーシング外観 (組立状態)

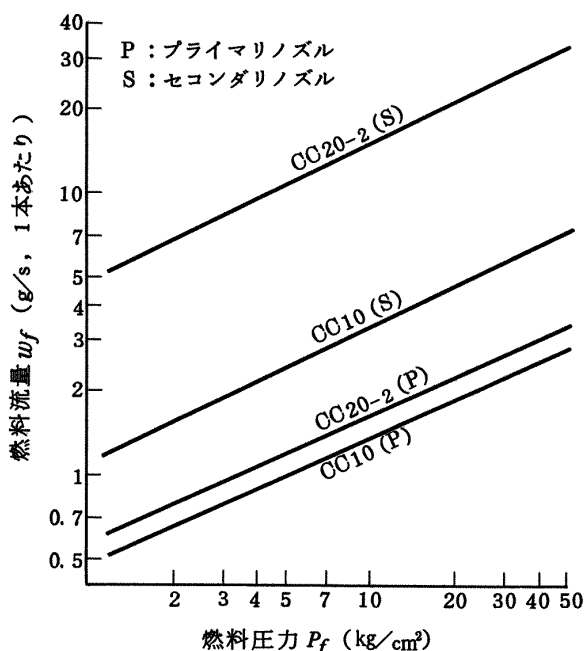


図3 燃料噴射弁の流量-圧力特性

ズルとくらべ同一噴射圧力時における燃料流量が、プライマリノズルで1.18倍、セコンダリノズルで4.3倍大きくなっている。設計噴霧角は92～95°である。この平均噴霧粒径についてP & W社が発表している次式で計算した結果を図4に示す。

$$D_{32} = 24.3 w_f^{0.25} \nu_f^{0.2} \sigma^{0.6} / P_f^{0.4}$$

ここに

D_{32} : サウタ平均径 (μm)

w_f : 燃料流量 (kg/h)

ν_f : 燃料動粘性係数 (cm^2/s)

σ : 表面張力 (dyne/cm)

P_f : 噴射圧力 (kg/cm^2)

これによると、CC20-2ノズルとCC10ノズルの同一噴射圧力時における D_{32} の比はプライマリノズル(約)1.05:1, セコンダリノズル(約)1.44:1, 同一燃料流量時

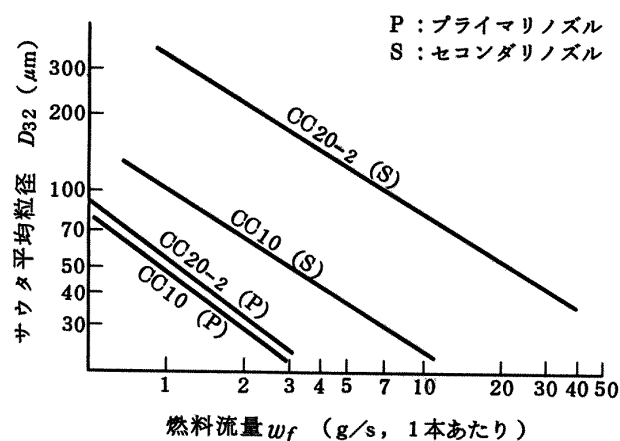


図4 噴霧平均粒径の推定値

における D_{32} の比はプライマリノズル(約)1.14:1, セコンダリノズル(約)3.2:1となる。この噴霧粒径の燃焼性能に及ぼす影響は、 $D_{32} > 100 \mu\text{m}$ で相当に大きいと推定され、CC20-2セコンダリノズルの噴射圧力の低いとき問題になる可能性がある。

4.3 ライナ

ライナは、実機相当形として分流板、スワラをライナに溶接形にした。

4.3.1 分流板

分流板のスワラ空気取入口の幅は、CC10の $t=1 \times 2$ 板付相当とし $3.0^{+0.5}_{-0} \text{mm}$ とした。また、スワラ空気流路に長方形断面のデフューザとして損失の少ない広がり角11°のデフューザ板を取付け、静圧の回復をかけた。分流板先端は、外径側を内径側より6mmのぼし、ふちを薄くして圧力損失の低下を考慮した。この部分の外径側/内径側流路断面積比は、出口温度半径方向分布を所要の形にすることから1.05:1に選定した。

4.3.2 スワラ

スワラは、セクタ燃焼器模型の実験結果³⁾から、有効外径54mmφ、旋回角45°、盲リング径39.0mmφとした。

4.3.3 ライナ

ライナ隔壁板は、二重構造にした冷却形を採用した。冷却空気は、強度部材としての隔壁板にあけた代表径1.6mmφ、ピッチ5.5mmの小孔から熱しゃへい板に衝突し、これを冷却してのちライナ内面に沿って流出する。冷却空気出口は、その断面積を隔壁板小孔全面積の3倍程度にとった。

ライナ輪郭は、前報のCC20-1相当であるが⁴⁾、隔壁板付近をやや外径寄に修正した。

ライナ空気孔は、軸方向4孔とするが、その第1列空気孔をこれまでの13mmφより小さめの11mmφとし、

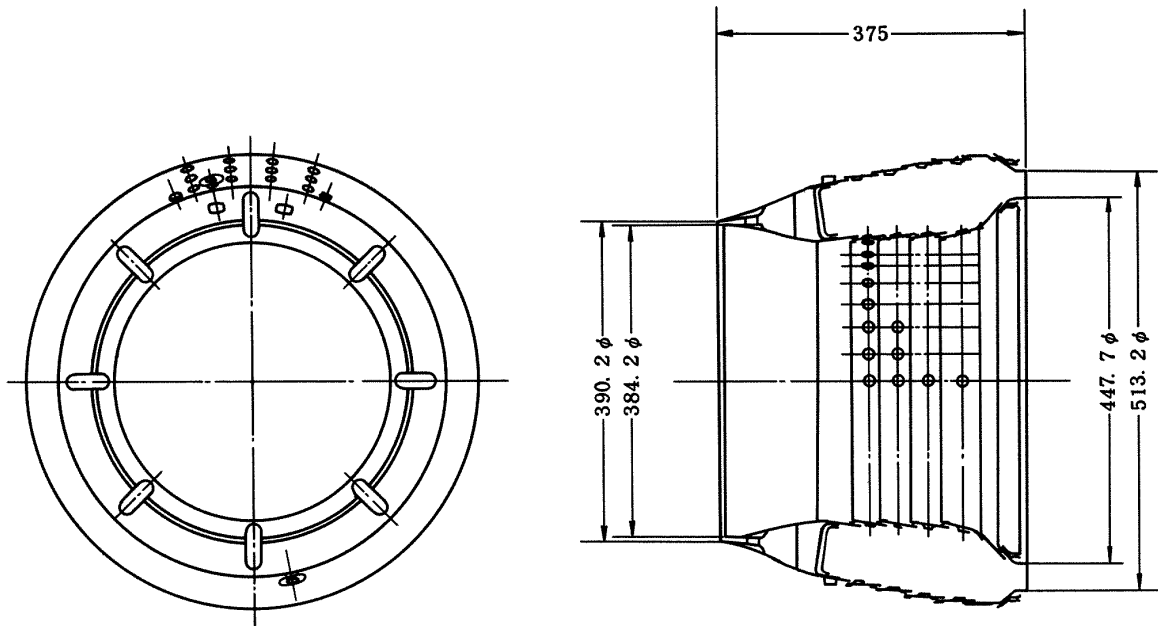


図5 CC20-2 ライナ主要部

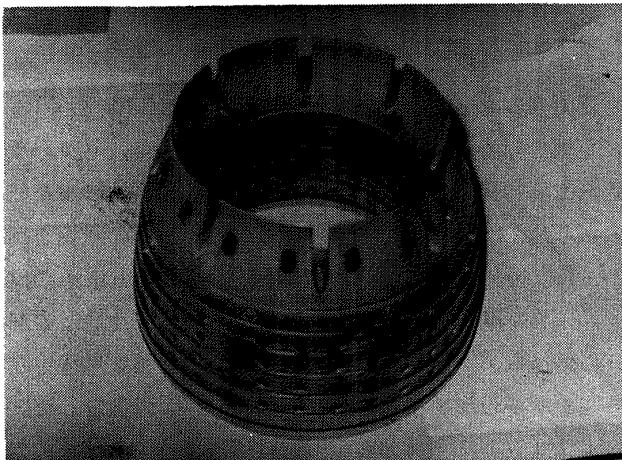


図6 CC20-2 ライナ外観(改-2型)

この影響を調べることにした。この第1列空気孔直径の変更は次の理由による。すなわち、CC20-2のスワラ取付面からライナ第1列空気孔までの軸方向距離は約49mmで、JR系燃焼器ライナの実験結果から決定したものであるが、FJR燃焼器ライナの場合、ライナ幅が約80mmとJR系ライナの約133mmより狭く、実効上の空気孔位置が上流側へ移動した形になり、スワラによって形成される循環流への干渉割合が大きくなると予想されたためである。

CC20-2 ライナ主要部を図5に、完成品を写真で図6に示す。使用材料は、すべてハステロイXである。

5. 実験内容

通風試験は大気圧条件のみで行い、最大断面平均風速 $U_r = 6 \sim 24 \text{ m/s}$ の範囲について調べた。燃焼実験は、次の条件で行なった。

$$P_1 = 1.1 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$$

$$t_1 = 45 \sim 130 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$U_r = 6 \sim 18 \text{ m/s}$$

$$n = 46 \sim 115$$

使用燃料：Jet A-1

抽気の影響は、前報にて明らかになったため、今回は調べなかった。

実験したライナ供試体を表1に示す。同表中、改-8(＃03改)は実機装着型に改造したもので、これについては後述する。

計測点および計測位置、データ処理に用いた計算式は、第Ⅱ報²⁾と同一である。

燃焼実験時の燃料噴射圧の設定は、次のようにした。すなわち、CC20-2ノズルの噴霧粒径は、図4から明らかにCC10ノズルにくらべて大きいので、燃焼性能上にこの影響が現われやすく、実機作動時に近い状態に合せ、燃料流量の少ないときは、プライマリノズルのみを用い、所要の流量を得るプライマリ噴射圧が $P_{fp} = 15 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ を超えるとき、 $P_{fp} = 15 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ 一定に保ったまま、不足分をセコンダリノズルで補うようにした。したがって、セコンダリノズルは、相対的に低い噴射圧力

表1 CC20-2 のライナ改造内容

ライナ呼称	分 流 板	ス ワ ー ラ	ラ イ ナ 空 気 孔
原 型	原 型	原 型	原 型
改 - 1	原 型	原 型	第1列空気孔を、スワール空气の旋回流を促進するよう1個おきに盲する。
改 - 2	原 型	原 型	第1列空気孔を、スワール空气の旋回流を妨げるよう1個おきに盲する。
改 - 3	原 型	原 型	第1列空気孔を11φから13φと広げる。
改 - 4	原 型	54φ/39φ盲付から 54φ/42.5盲付にかえる。	第1列空気孔13φのふちを丸く削る。
改 - 5	入口幅を3mmから4mmに削る。	改-4と同一	改-4と同一
改 - 6	入口に8箇所、8φのピンを溶接する。	改-4と同一	改-4と同一
改 - 7	改-6と同一	改-4と同一	内側希釈孔(第4列空気孔)を上流側に8mmのばし長円にする。
改 - 8 (#03改)	入口幅4mmとして新製。入口に8箇所計測座(切欠)付	54φ/42.5盲付噴射弁カラー冷却形として新製。	内側希釈孔13φ相当に戻す。

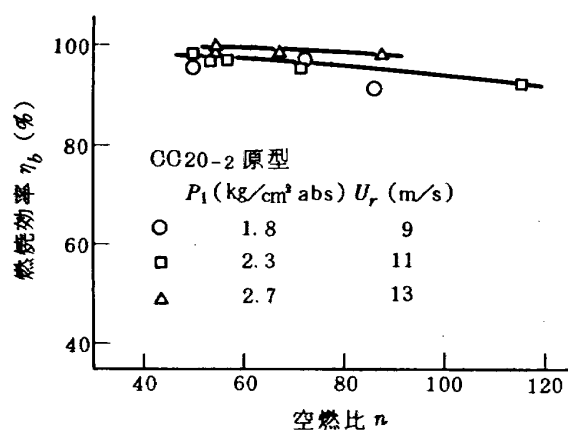


図7 CC20-2 原型の燃焼効率特性

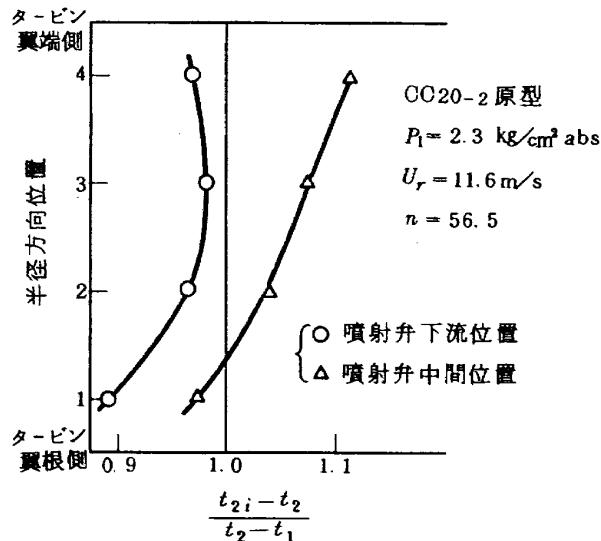


図8 CC20-2 原型の出口温度半径方向分布

で作動させることになるが、プライマリ噴射圧の高い場合、噴霧粒径のいちぢるしい粗大化は観察されない。

6. 実験結果

6.1 CC20-2 原型の実験結果

6.1.1 燃焼効率特性

CC20-2 原型の燃焼効率特性を図7に示す。空燃比増加時の効率低下の傾向は少なく、エンジンアイドリング状態に近い $P_1 = 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ のときには $\eta_b > 98\%$ を

示す。プライマリノズル、セコンダリノズルの燃料噴射圧の設定法にもよるが、CC20-1の結果⁴⁾より良好である。

6.1.2 出口温度半径方向分布

図8に出口温度半径方向分布の例を示す。燃料噴射弁中間位置の分布位置の分布形は良好であるが、噴射弁下流位置の分布は、タービン翼端側でもう少し高温になる傾向が望まれる。燃料噴射弁下流位置と中間位置の温度の差は、もちろん、少ないほうがよいが、これは希釈混

合領域の働きが充分でなく、燃料の燃焼器内の分散およびこれに基づく火炎の燃焼器内分布の影響が現われるため、その調整は、実際には相当にむずかしい。この円周方向の温度分布に関連して、セクタ燃焼器模型の大気圧条件における燃焼実験時、火炎を観察すると次のようなことがみられる。

- (1) 燃料流量の少ないとき、火炎はおもにスワラ盲リング付近から生じ、スワラ下流側の循環流領域に沿って広がっている。これから、スワラ下流側（噴射弁下流側）の温度が、中間位置より高めになる。
- (2) 燃料流量を増加させるとスワラ盲リング付近の火炎は消え（燃料過濃混合気の形成によると推定される）、スワラ中間の隔壁板付近が保炎器として働き、ここから火炎が生じてスワラ中間位置（噴射弁中間位置）の温度を高める。この隔壁板平面部分は、スワラピッチ円より外径側のほうが内径側より広がるため、この部分の保炎効果が大きく、タービン翼端側の温度が高めになる。

この改善策として、スワラおよび燃料噴射弁の調整

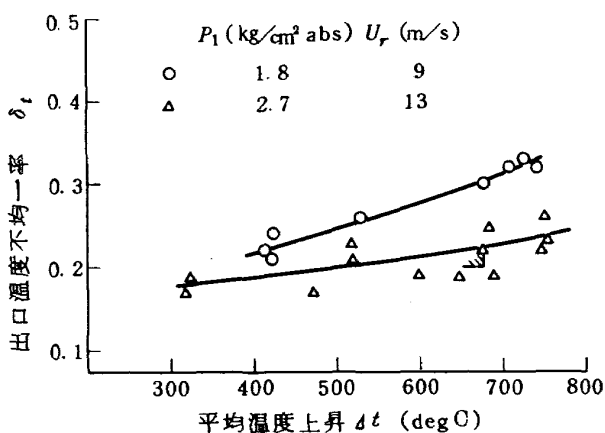


図9 CC20-2 原型の出口温度不均一率

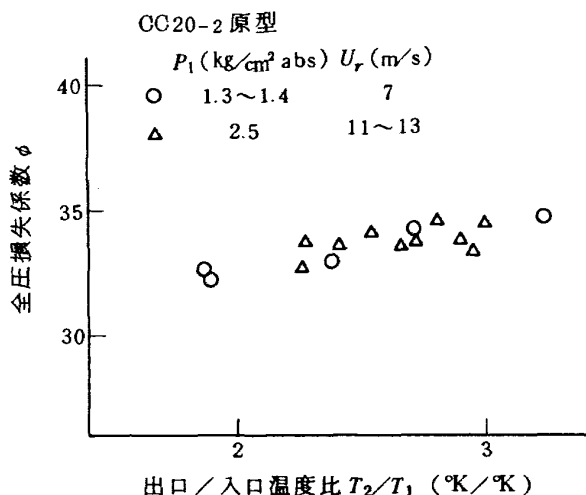


図10 CC20-2 原型の全圧損失係数

が考えられるが、高気圧条件のとき、どのような火炎が形成され、どのような出口温度分布を示すかは、この実験装置の能力上調べられないので、実機運転結果を待つことにし、この調整については考えないことにした。

6.1.3 出口温度不均一率

出口温度不均一率の代表的な結果を図9に示す。入口空気全圧の高いときのほうが低下する傾向を示しその絶対値も大きくない。設計点条件における要求値 $\delta_t < 0.2$ は、このままでも満足されよう。ただし、平均温度上昇 $\Delta t > 500$ deg C の範囲では、CC20-1 の結果より不均一率が高い。

6.1.4 全圧損失係数

CC20-2の全圧損失係数を図10に示す。CC10やCC20-1の結果と比較してほぼ同様、または少し低めになっている。

この全圧損失係数 ϕ は、ほぼ次式で表される。

$$\phi = K_1 + K_2 (T_2/T_1 - 1)$$

K_1 および K_2 は、作動条件によっていくぶん変化するが、 K_1 は通風試験で求めることができる。 K_2 は、 $K_2 = 1.5 \sim 2.5$ 程度である。CC10～CC20系統の燃焼器では、 $\phi = 30 \sim 40$ になっているので、上式の第2項よりも第1項のほうが大きく、通風試験で全圧損失係数の傾向を知ることができる。CC20-2原型の通風試験結果を図11に示す。図11によると、 ϕ 値の最大断面平均風速 U_r に依存する割合が相当に大きく現われている。これは、 U_r によってライナ壁内外の静圧差の分布形が変化すること、ライナ空気孔の流量係数が変化することの理由により空気流入配分が変化するためと推定される。このような傾向は、FJR系ライナに限らずJR系ライナでも示されている。

以後は、通風試験結果をもとに $U_r = 10 \sim 18$ m/s の範囲について全圧損失係数の比較を行う。

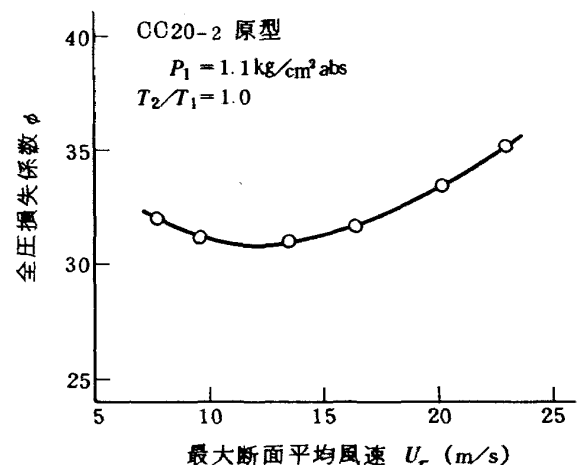


図11 CC20-2 原型の通風時の全圧損失係数

6.2 CC20-2 改-1 の実験結果

CC20-2 改-1 は、図12に示すようにライナ空気孔第1列めの11mmφ孔を1箇所きに盲したものである。これは、セクタ燃焼器模型にて流れ模様を調べた結果、第1列空気孔からの噴流はスワラからの旋回流の影響を受け、図12 a) に示した盲箇所からの空気の流入する量の少ないことが判明したため、盲付の実験をしたものである。

6.2.1 燃焼効率特性

CC20-2 改-1 の燃焼効率特性を図13に示す。原型にくらべ、空燃比の大きな側で少し効率低下がみられる。

6.2.2 出口温度半径方向分布

これは原型の場合とことなり、タービン翼端側の温度低下がみられた。図14にこれを示す。ただし、噴射弁下流位置と中間位置の温度差は減少した。このような傾向の変化は、第1列空気孔盲によるスワラ下流側の循環流の形状の変化に基くと判断される。

6.2.3 出口温度不均一率

CC20-2 改-1 の結果を図15に示す。入口空気全圧 $P_1 < 2.35 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ で出口温度不均一率は複雑な変化を示すが、そのレベルは原型の場合にくらべて高くない。しかし、 $P_1 = 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ になると、原型にくらべて大幅な不均一率の増加があり、通常、このような状態では火炎の部分的なびをとまっているため、望ましく

ないものである。

6.2.4 全圧損失係数

CC20-2 改-1 の通風時の全圧損失係数を図16に示す。風速の大きな範囲で原型より $\Delta \phi \sim 0.8$ 程度高くなって

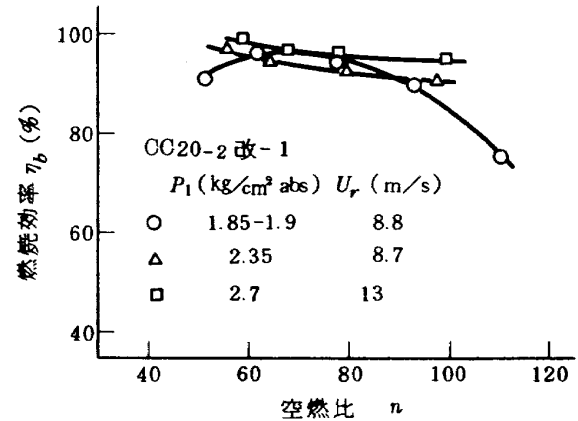


図13 CC20-2 改-1 の燃焼効率特性

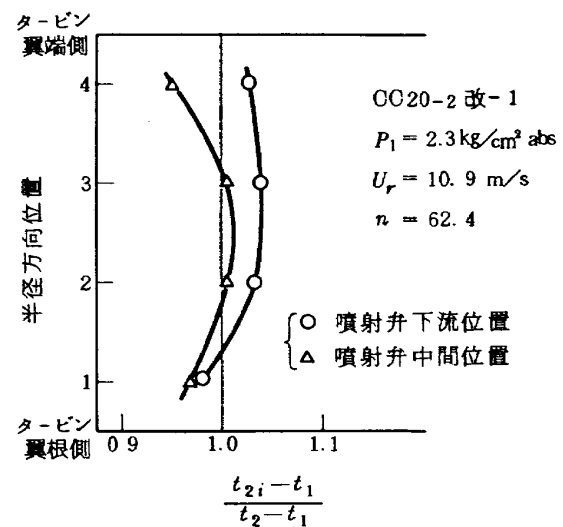


図14 CC20-2 改-1 の出口温度半径方向分布

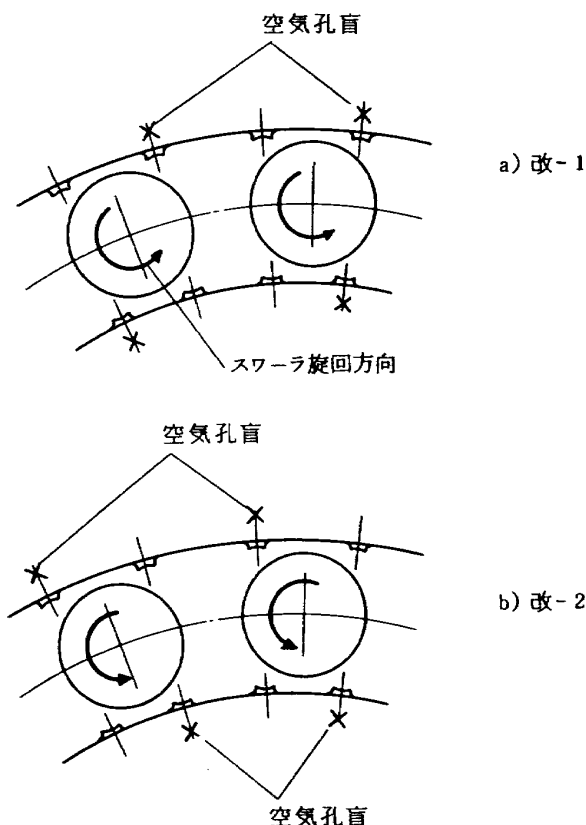


図12 CC20-2 第1列空気孔の盲

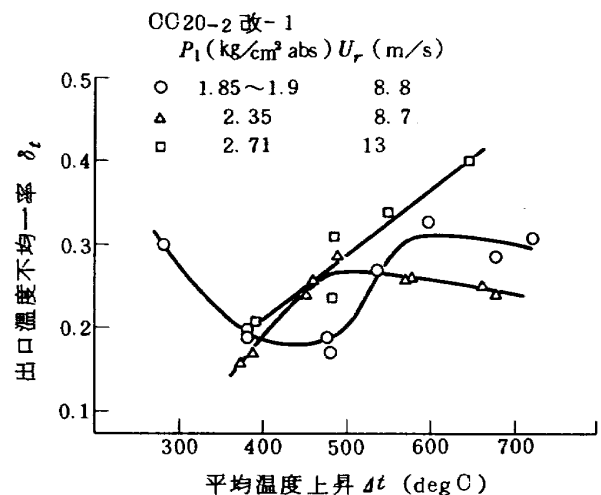


図15 CC20-2 改-1 の出口温度不均一率

いるが、大きな差はない。この全圧損失係数の増加は、ライナ空気孔開口面積の減少（0.904 倍）によるものと内部の流れ模様の変化によるものなどが加算された結果であるが、後記の改-7 の実験結果と合せて検討すると、流れ模様の変化などに基くものは、ほとんどないことが判明する。

6.3 CC20-2 改-2 の実験結果

CC20-2 改-2 は、CC20-2 改-1 と反対側の第1列空気孔を1箇所おきに盲したものである。（図6、図12）この場合、第1列空気孔からの空気噴流は、スワラによる旋回流を弱めるように働く。

6.3.1 燃焼効率特性

実験装置の都合から十分な実験ができなかったが、そのうちの代表的な結果を図17に示す。改-1の場合と逆に空燃比の小さな側で効率低下がある。 $P_1 = 2.3 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ のとき、空燃比の実用範囲内において $\eta_b \sim 90\%$ という結果は好ましいものではない。

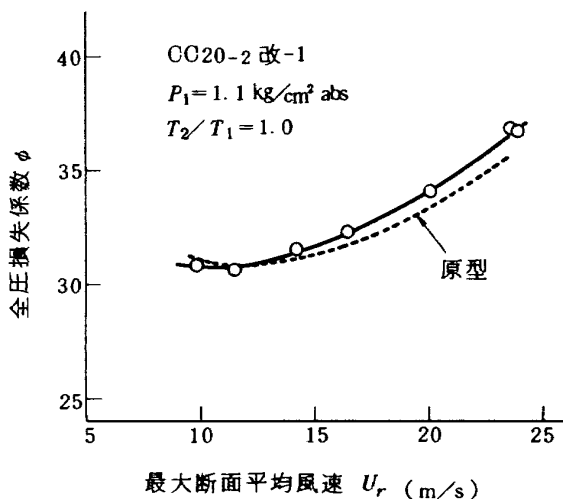


図16 CC20-2 改-1 の通風時の全圧損失係数

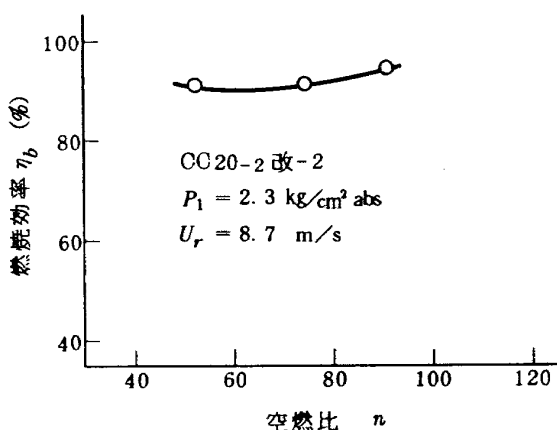


図17 CC20-2 改-2 の燃焼効率特性

6.3.2 出口温度半径方向分布

出口温度半径方向分布の例を図18に示す。噴射弁中間位置の分布形は、改-1のものとはあまり違ってないが、噴射弁下流位置では、タービン翼端側の温度が充分に高くなっている。噴射弁下流位置と中間位置の平均温度の差は、原型と改-1の場合、タービン翼端側で大きくなっているのに対し、改-2の場合、タービン翼根側で大きくなっている。これは、スワラ付近の流れ模様の変化に基く保炎箇所の変化によるものと判断される。

6.3.3 出口温度不均一率

CC20-2 改-2 の出口温度不均一率の測定結果を図19に示す。これは改-1の場合のもの（図15の△印）と逆の傾向になっている。平均温度上昇 $\Delta t > 500 \text{ deg C}$ の範囲で、温度上昇とともに不均一率が急増することは、実用上問題である。

6.3.4 全圧損失係数

CC20-2 改-2 の全圧損失係数は、改-1の場合より

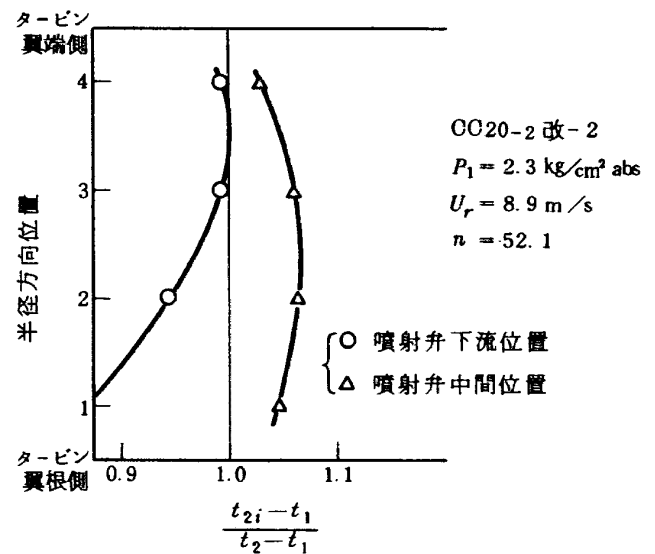


図18 CC20-2 改-2 の出口温度半径方向分布

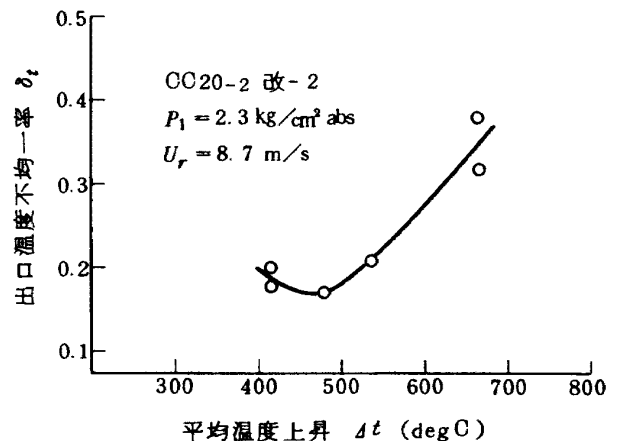


図19 CC20-2 改-2 の出口温度不均一率

減少し、原型のものとほぼ一致する。ライナ空気孔開口面積は、改-1 と同一であるから、改-1 の結果との相違は、流れ模様の変化（スワラー旋回流が弱められたこと）によると考えられる。

6.4 CC20-2 改-3 の実験結果

CC20-2 改-3 は、これまでの CC10 や CC20-1 と比較するため第1列空気孔を 13mm ϕ と原型の 11mm ϕ を広げたものである。

6.4.1 燃焼効率特性

CC20-2 改-3 の燃焼効率特性を図20に示す。実験条件によって原型よりやや低下したところ、逆に向上したところがあり、全体として原型なみの特性である。

6.4.2 出口温度半径方向分布

出口温度半径方向分布は、原型のものとことなり、改-2 の分布形に近い。例を図21に示す。

6.4.3 出口温度不均一率

CC20-2 改-3 の出口温度不均一率を図22に示す。測

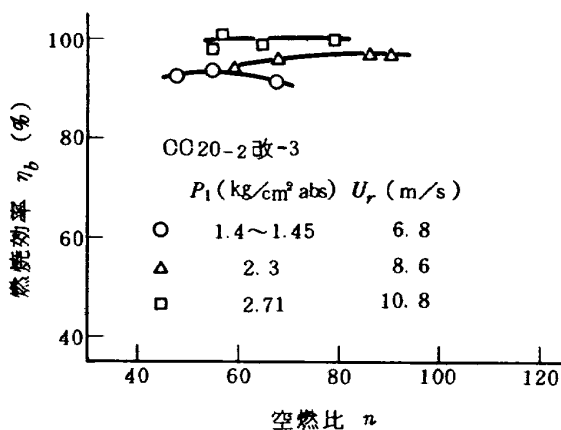


図20 CC20-2 改-3 の燃焼効率特性

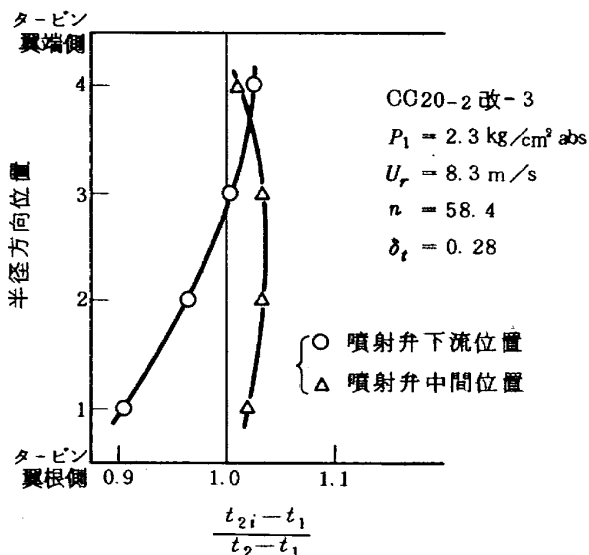


図21 CC20-2 改-3 の出口温度半径方向分布

定点がばらついているが、ほぼ原型なみの値である。ただし、入口空気全圧を高めたとき、原型の場合のように不均一率の減少する傾向はみられない。

6.4.4 全圧損失係数

通風試験時の全圧損失係数は、原型のものとほとんど一致する。しかし、燃焼時の値は、原型よりいくぶん低い。

6.5 CC20-2 原型から改-3 までの比較

CC20-2 原型から改-3 までは、ライナ第1列空気孔をかえたもので、この結果に順位をつけると表2のようになる。全体として原型と改-3 は同程度であるが、改-1 と改-2 はこれより劣っている。出口温度半径方向分布については、評価は同程度で順位がつけがたい。

火炎長さは、原型から改-3 までほとんど差がなく、火炎の長い部分がライナ長さ1ばいになったときの限界空燃比を求めると図23に示すようになる。なお火炎長さは、風速にはあまり依存していない。図23の結果は、CC10 や CC20-1 にくらべて限界空燃比が大きくなっているが、CC20-2 の場合、出口温度計位置にして B'~C 間の火炎がのび、これで限界空燃比が押えられているからである。

出口温度円周方向分布（図24）によると、火炎の長い B'~C 間は、原型の場合を除き、もっとも温度の高い箇

表2 CC20-2 原型から改-3 までの性能比較

	CC20-2 原型	改-1	改-2	改-3	備考
燃 焼 効 率	1	2	3	1	
出口温度不均一率	1	3	3	2	
全 圧 損 失 係 数	2	3	2	1	いずれも大差なし。

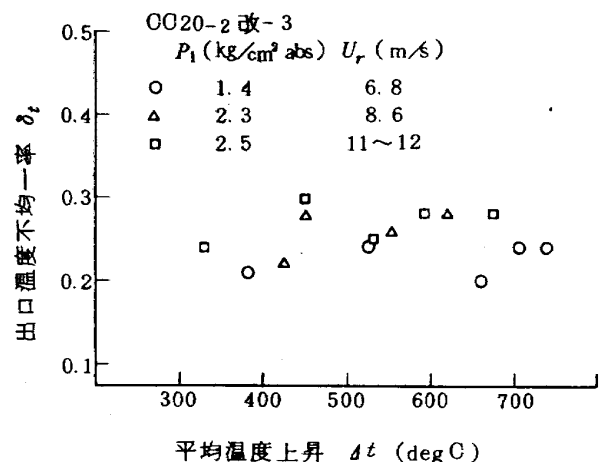


図22 CC20-2 改-3 の出口温度不均一率

所に対応している。

以上のことから、第1列空気孔について次のようなことが推定される。

(1) 空気孔箇数で半分盲しても、開口面積で1.4倍広げても全圧損失係数の変化は $\Delta\phi \sim 1$ 以下と大きなものではない。

(2) 空気孔盲の位置をかえた改-1と改-2で、燃焼効率特性や出口温度半径方向分布に逆の傾向を示すものがあることから、第1列空気孔の円周方向位置は、全体性

能に相当な影響を及ぼすことが判明する。これは、流入空気による一次燃焼領域内の流れ模様の修正の効果——保炎箇所の変化の効果とみられる。

(3) 原型および改-3の第1列空気孔は、配置として最良でないにしても、悪いものではない。

6.6 CC20-2改-4の実験結果

CC20-2改-4は、改-3のスワラ盲リング外径39mm ϕ を42.5mm ϕ と大きくしたものである。これは、セクタ燃焼器模型の実験結果から、出口温度不均一率低下に対し、このほうが有利と判断されたことによる。

6.6.1 燃焼効率特性

CC20-2改-4の燃焼効率特性を図25に示す。改-3の図20と比較して同程度または高めになっており、燃焼効率として満足できる性能である。

6.6.2 出口温度半径方向分布

出口温度半径方向分布の測定例を図26に示す。分布形として改-3の図21よりやや良好であるが、これは、改-3の場合と相違のある実験条件の例で、他の多くの条件では、改-3と同等になっている。

6.6.3 出口温度不均一率

出口温度不均一率は、図27に示すように、改-3の場合とくらべて $P_1 = 1.4 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ と $P_1 = 2.5 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ のとき、ことなる傾向を示すが、大きな差はない。セクタ燃焼器模型の実験結果から期待したような改善はみられないで、むしろ不均一率の増加する傾向にある。このあたりがセクタ燃焼器（正確には箱型燃焼器）模型

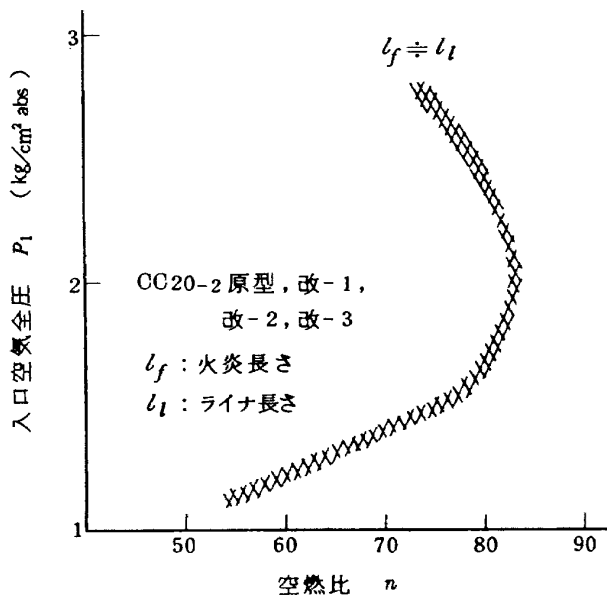


図23 CC20-2原型～改-3の火炎長さ

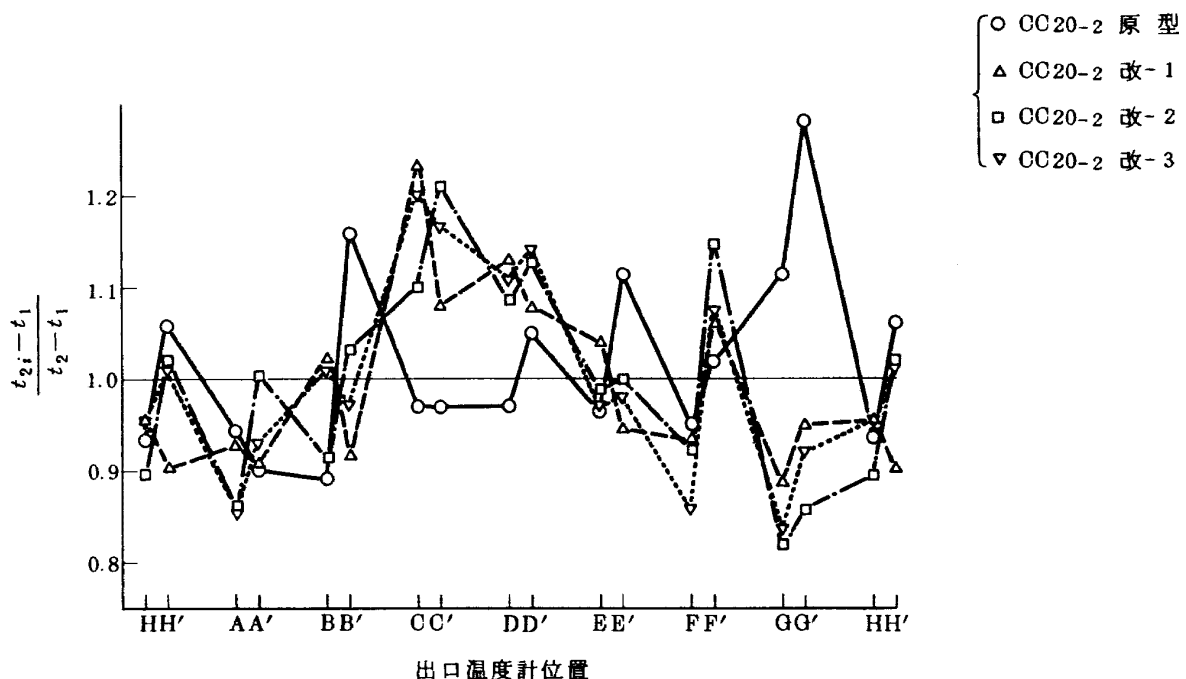


図24 第1列空気孔の影響 — 出口温度円周方向分布

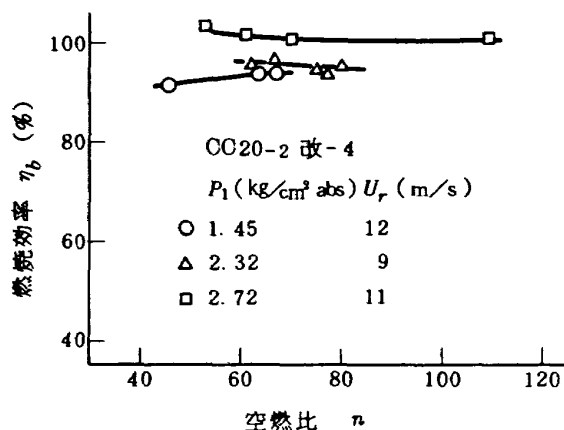


図25 CC20-2 改-4 の燃焼効率特性

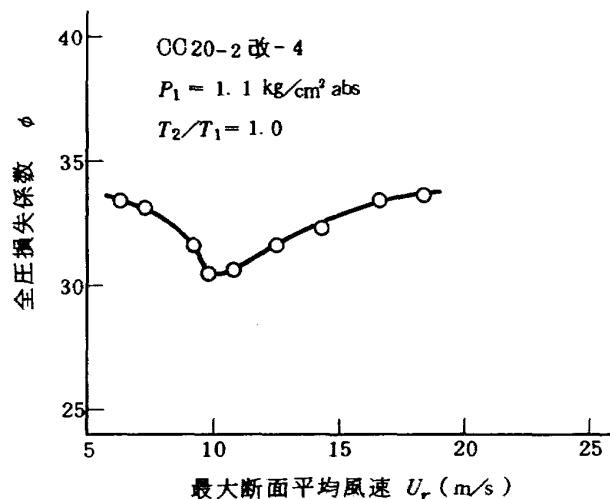


図28 CC20-2 改-4 の通風時の全圧損失係数

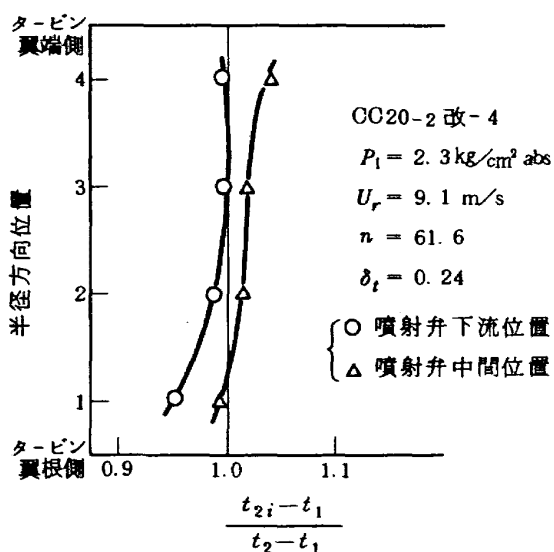


図26 CC20-2 改-4 の出口温度半径方向分布

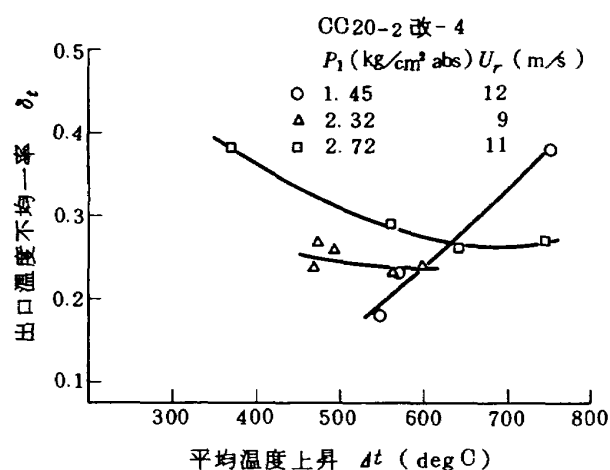


図27 CC20-2 改-4 の出口温度不均一率

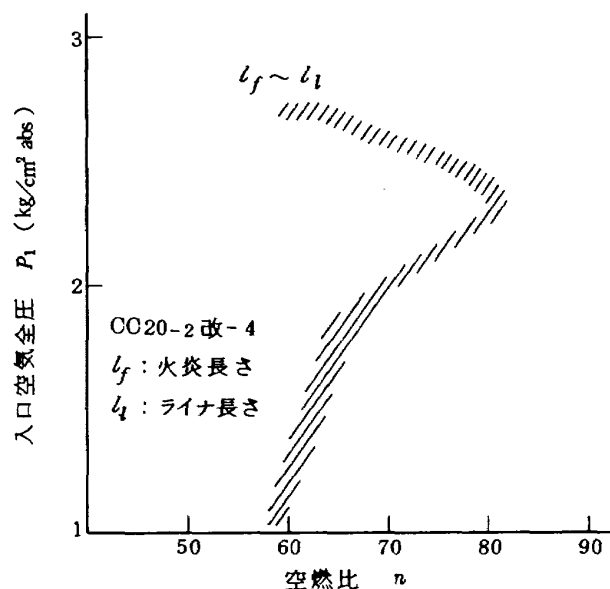


図29 CC20-2 改-4 の火炎長さ

28 を比較すればスワラ盲リングの影響が判明する。これによると $U_r = 10$ m/s 付近を除き、改-4 は全般に高くなっている。ただし、 $4\phi \sim 1$ 程度の増加で大きなものではない。また、 $\phi - U_r$ の関係は、特殊な形をしている。

6.6.5 火炎長さ

火炎長さは、大気圧付近および $P_1 = 2.3$ kg/cm² abs 付近を除いて改-3 の場合より短い。これを図29に示す。特に $P_1 = 2.7$ kg/cm² abs 付近では原型から改-3 までの結果にくらべ、火炎がライナ長さ1ばいまでのびる限界空燃比は $n \sim 74$ から $n \sim 62$ と大幅に減少している。この点についてスワラ盲リングをかえた効果があったとみてよい。

6.6.6 スワラ盲リング径 39φ と 42.5φ の性能比較

前節までの結果を総合すると、盲リング径の差は性能

からアニュラ型燃焼器の性能を推定するときのむずかしさであろう。

6.6.4 全圧損失係数

CC20-2 改-4 の通風時の全圧損失係数を図28に示す。改-3 の結果は原型のものと同じになるため、図11と図

上に現われ、次のようになった。

燃焼効率、42.5φ盲リングのほうが同等または高め、出口温度半径方向分布は、同等または42.5φ盲リングのほうが良好、火炎長さも同等または42.5φ盲リングのほうが良好である。反面、出口温度不均一率は、同等または39φ盲リングのほうが良好、全圧損失係数もわずかながら39φ盲リングのほうが良好である。

実用範囲について総合的に判断すると42.5φ盲リングのほうが、どちらかといえば良好といえる。

6.7 CC20-2改-5の実験結果

CC20-2改-5は、分流板入口幅の影響を調べるため、改-4の入口幅3mmから4mmと広げたものである。これにより、スワラから流入する空気量は、30%程度増加すると推定される。スワラには54φ/42.5φ盲付を用いた。改-5の場合、実験装置の都合から $P_1 = 1.8 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ の実験ができなかったため、他の場合と

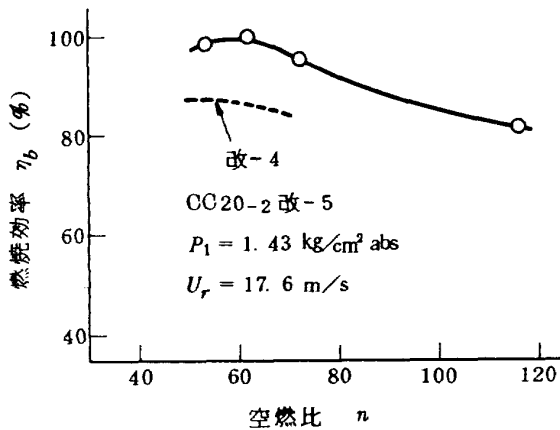


図30 CC20-2改-5の燃焼効率特性

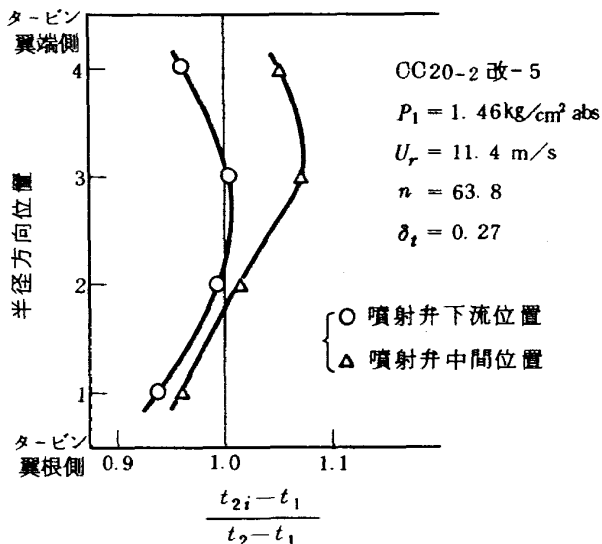


図31 CC20-2改-5の出口温度半径方向分布

十分な性能比較はできないが、次に示す結果を得た。

6.7.1 燃焼効率特性

$P_1 = 1.43 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ における改-5の燃焼効率特性を図30に示す。同図に示した改-4の結果とくらべて大幅な向上がある。これは、6.7.5に示すように、火炎長さが改-5にして増加したことと関連していると推定される。

6.7.2 出口温度半径方向分布

出口温度半径方向分布の測定例を図31に示す。これは、改-4の場合の図26と異なっているが、実験条件の違いに基づくもので、同一条件では、改-4との差はみられない。

6.7.3 出口温度不均一率

改-5の出口温度不均一率を図32に示す。 $\delta t > 640 \text{ deg C}$ の範囲で改-4よりすぐれているが、 $\delta t \sim 0.26$ 程度であり、もう少し低下させたいところである。平均温度上昇の小さな範囲の $\delta t \sim 0.3$ の値は、実用上問題ない。

CC10の実験結果⁸⁾では、分流板入口幅を4mmから3mmと減少させることにより出口温度不均一率の低下がみられたが、CC20-2では、上記のようにむしろ逆の傾向を示した。出口温度不均一率には、スワラに流れる空気流の様性が相当に影響を与えていると考えられ、CC20-2のように分流板入口にデフューザをおく形の場合、流れの乱れが減少し、分流板入口幅を広げ、スワラから多くの空気を流すようにしても、本実験範囲程度では、不均一率の増加が現われなかった、ということであろう。

6.7.4 全圧損失係数

改-5で得られた通風時の全圧損失係数を図33に示す。改-5の全圧損失係数は、多いところで $\delta \phi \sim 1$ 程度高

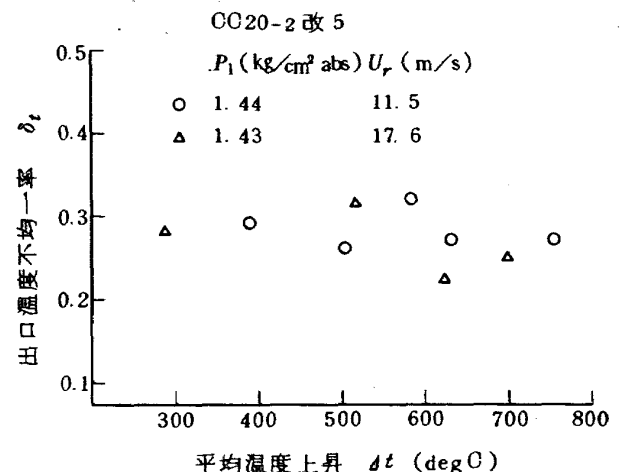


図32 CC20-2改-5の出口温度不均一率

めになっている。

多くの場合、全圧損失係数はスワラ空気量を増すと低下しているの、この傾向は逆である。分流板外形は改-4 から全くかえていないため、外径側、内径側のケーシングとの間のデフューザ損失の増加は考えられず、ライナ内部の流れ模様の変化に起因すると推定される。

6.7.5 火炎長さ

火炎長さは、大気圧付近のみの比較であるが、改-4 よりいくぶん長く、火炎がライナ長さ 1 ばいになる限界空燃比が改-4 の $n \sim 60$ から改-5 の $n \sim 65$ と増加している (図 34)。

6.8 CC20-2 改-6 の実験結果

CC20-2 改-6 は、FJR710/20 エンジンの燃焼器入口に計測器を取付けたときの影響を調べるため、分流板

入口に 8 箇所の切欠をつけ、これに計測器相当の 8ϕ のピンを溶接したものである。ピンの円周方向位置は、ストラットの中間とした。ピン以外については改-5 と同じである。

6.8.1 燃焼効率特性

改-6 の燃焼効率は、図 35 に示すように全般に高くなっている。図には、燃焼効率 100 % を超えた値もあるが、これは出口温度分布の不均一に基づくことが多く、100 % を大きく超えることは好ましくない。

6.8.2 出口温度半径方向分布

改-5 の図 31 と比較できる状態のものを図 36 に示す。改-6 のほうが、タービン翼端側の温度が高めになっている。これは、分流板-ケーシング間に形成されるデフューザの性能が、分流板入口のピンの存在により、外径

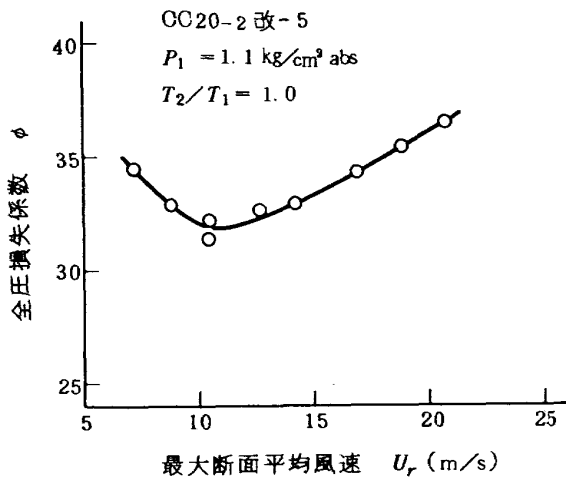


図 33 CC20-2 改-5 の通風時の全圧損失係数

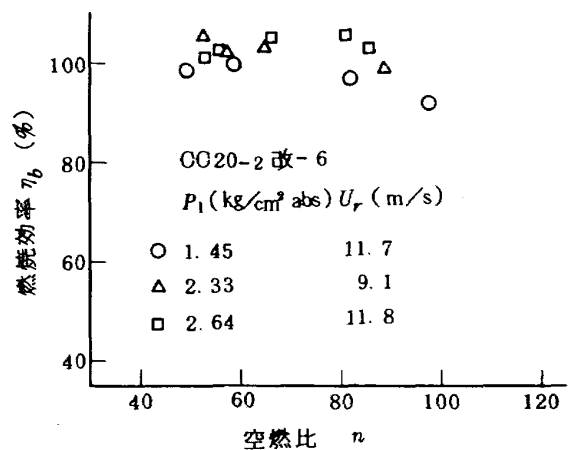


図 35 CC20-2 改-6 の燃焼効率特性

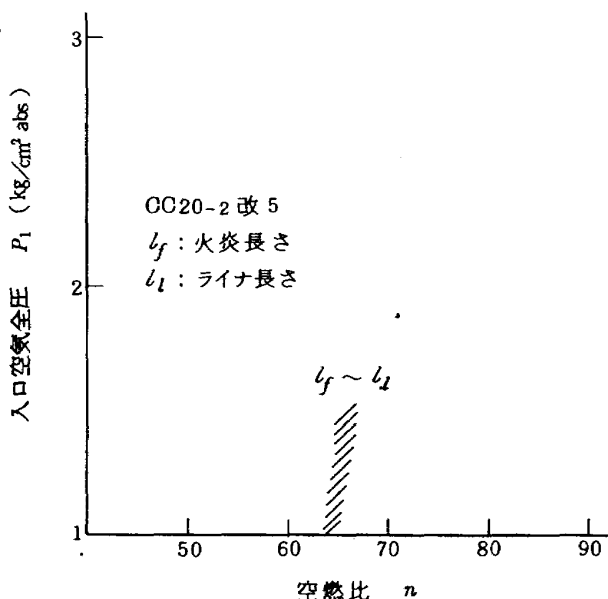


図 34 CC20-2 改-5 の火炎長さ

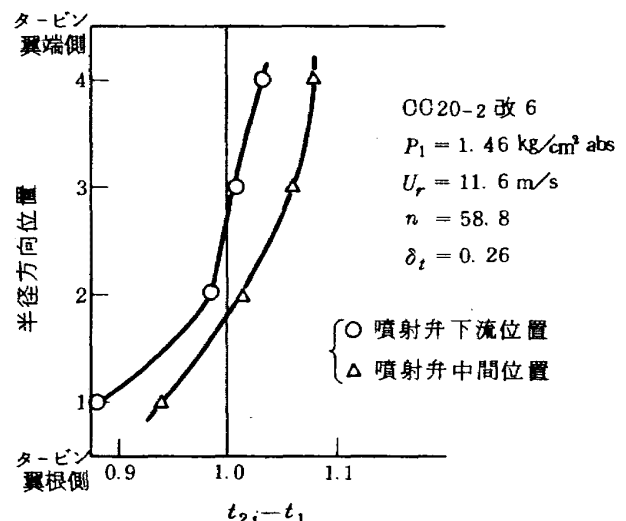


図 36 CC20-2 改-6 の出口温度半径方向分布

側と内径側でことになってくるためと考えられる。

6.8.3 出口温度不均一率

改-6 の出口温度不均一率は、図37に示すように、平均温度上昇増加とともに上昇する傾向を示す。 $\Delta t=600 \sim 700 \text{ deg C}$ の範囲では改-5、改-6 の差はなく、要求値に対し、少し高めである。

6.8.4 全圧損失係数

全圧損失係数は、分流板入口にピンをつけることにより大分増加した。これを図38に示す。改-5のときの図33と比較すると、全圧損失係数の増加は、最大断面平均風速の大きなきほど多く、 $\Delta \phi=4 \sim 6$ である。

6.8.5 火炎長さ

改-6 の火炎長さは、入口空気全圧が大気圧付近では改-4と同程度であるが、入口全圧を高めるほど増加し、 $P_1 = 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ でもまだ増加の傾向を示す。図39にこの傾向を示す。

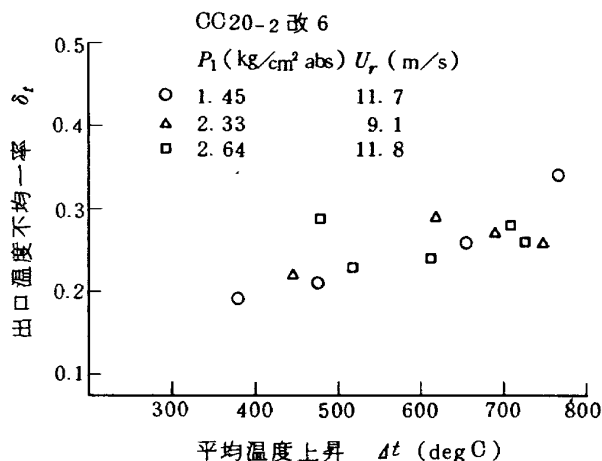


図37 CC20-2 改-6 の出口温度不均一率

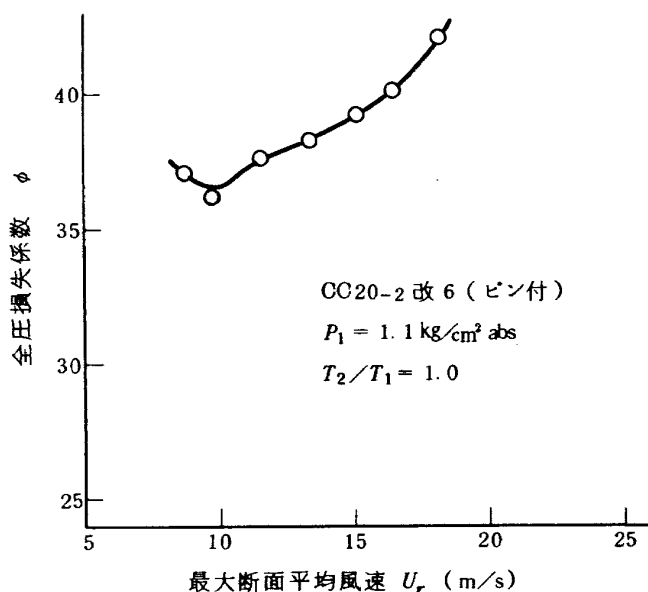


図38 CC20-2 改-6 の通風時の全圧損失係数

6.9 CC20-2 改-7 の実験結果

CC20-2 改-7 は、出口温度半径方向分布修正のための資料を得ることを目的に、内側ライナ希釈孔(第4列空気孔)を $13 \text{ mm}\phi$ から 13×21 の長円にのばしたものである。これによりライナ空気孔開口面積は、約10%増加した。その他は改-6 と同一である。

6.9.1 燃焼効率特性

改-7 の燃焼効率特性を図40に示す。入口空気全圧の効果が空燃比の大きな側において明らかに現われている。全体的に、良好な性能といえる。

6.9.2 出口温度半径方向分布

改-7 において内側希釈孔を広げた効果はあり、タービン翼根側の温度が低下した。図41にこれを示す。タービン翼根側では、噴射弁下流位置と中間位置の温度の差が少なく、改善されている。しかし、タービン翼端側の噴射弁中間位置は温度が高く、これが出口温度不均一率

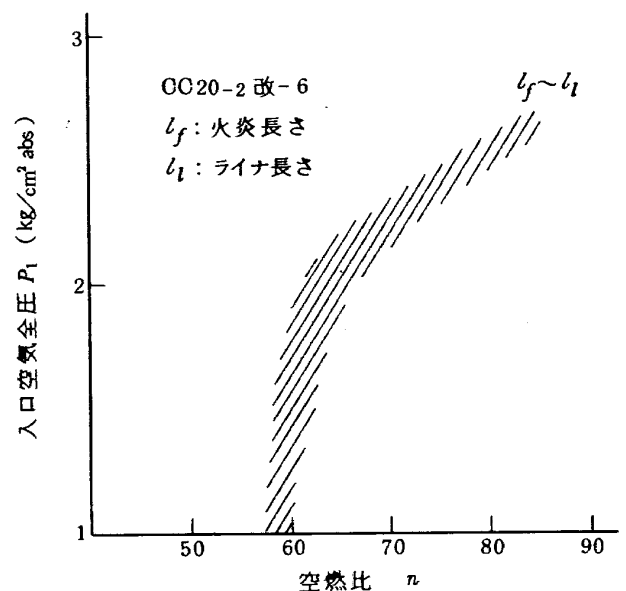


図39 CC20-2 改-6 の火炎長さ

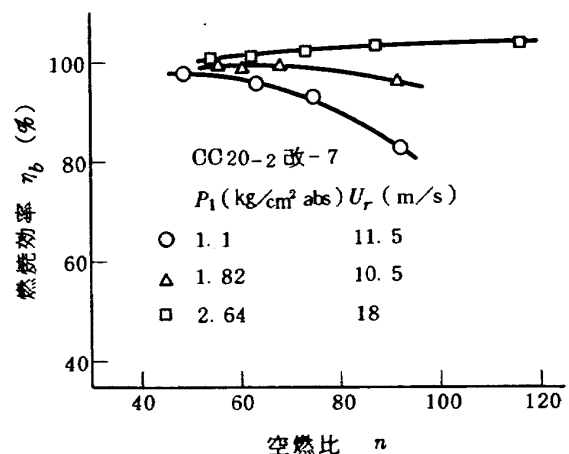


図40 CC20-2 改-7 の燃焼効率特性

を増加させている。

6.9.3 出口温度不均一率

出口温度不均一率は、改-6 と同様な傾向で、平均温度上昇増加とともに上昇するが、 $P_1 = 1.8 \sim 2.6 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ のとき $\Delta t > 550 \text{ degC}$ で改-6 のときより高レベルになる (図 42)。この点では改-6 のほうがすぐれている。

6.9.4 全圧損失係数

改-7 の通風時の全圧損失係数を図 43 に示す。改-6 よりわずかに ($\Delta \phi = 0.6 \sim 1.0$) 低下した。

6.9.5 火炎長さ

火炎がライナ長さ 1 ばいになる限界空燃比を図 44 に示す。最大断面平均風速の影響があり、風速の大きなきのほうに、火炎は短い。 $P_1 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ 付近においては改-6 の場合より短くなっている。

この内側ライナ希釈孔を広げる実験は、CC10 でも行

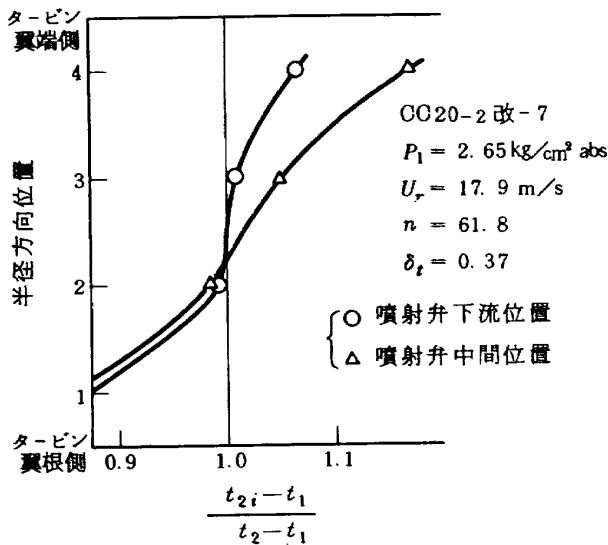


図 41 CC20-2 改-7 の出口温度半径方向分布

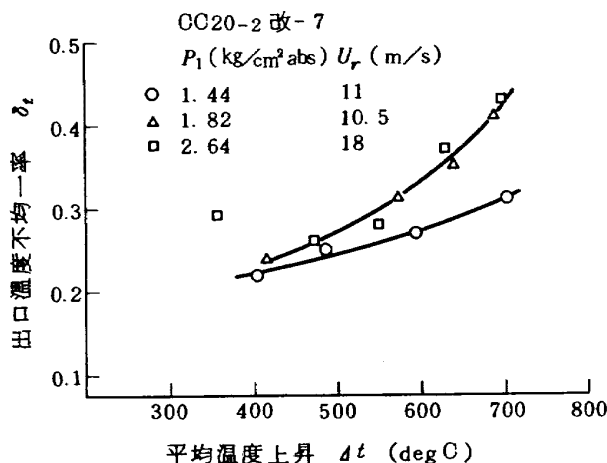


図 42 CC20-2 改-7 の出口温度不均一率

っている。その結果、燃焼効率の向上は得られたが、出口温度半径方向分布は中央がふくらむ形で改善されず、出口温度不均一率が増加した。また全圧損失係数の減少は得られず、火炎長さが増加した。このようなことから CC10 の場合、内側ライナ希釈孔を広げることは好ましくないと判断された。CC20-2 の場合、CC10 の結果といくぶんことになった点があるが、この原因の一つにはライナ冷却スリット構造の差異に基づくライナ輪郭の違い、ライナ空気流入配分の違いが考えられる。

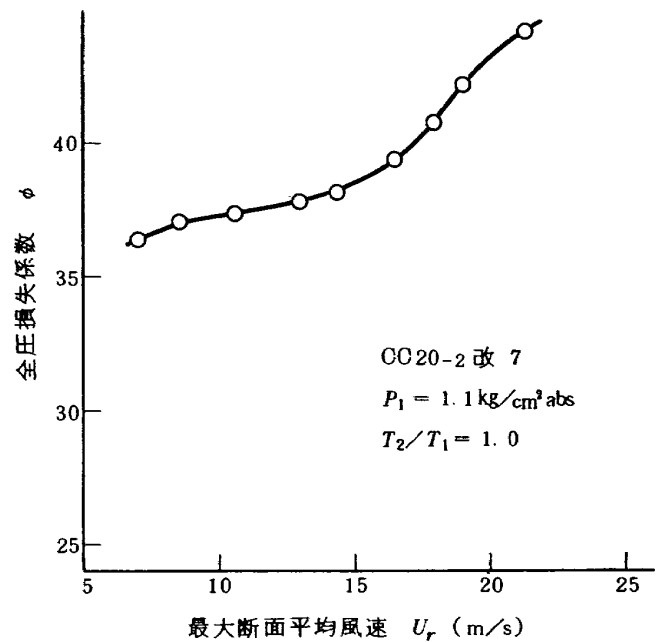


図 43 CC20-2 改-7 の通風時の全圧損失係数

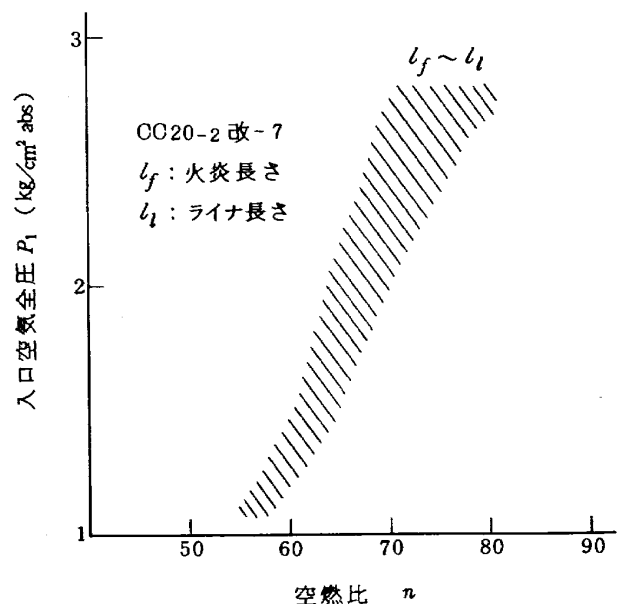


図 44 CC20-2 改-7 の火炎長さ

6.10 CC20-2 改-8 の実験結果

CC20-2 改-8 は、実機装着型として、セクタ燃焼器模型の実験結果を取入れ分流板、スワラおよび隔壁板を作り替えたものである(表1)。内容は、改-5 相当であるが、分流板入口に計器座として8箇所の切欠がついている。この改造時点で、ライナ呼称を通し番号で統一することにし、これを#03改と呼ぶことにした。

6.10.1 燃焼効率特性

改-8 (#03改)の燃焼効率特性を図45に示す。 $P_1 = 1.4 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ における効率は、改-5 の図30の場合よりやや低下しているが、 $P_1 = 1.8 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ においては、充分に高い効率を示し、問題ない性能である。

6.10.2 出口温度半径方向分布

出口温度半径方向分布の測定例を図46に示す。半径方向に温度の高い位置は中央部からややタービン翼根側に寄り、タービン翼端側高めの所要の形から大分ずれている。また、噴射弁下流位置と中間位置の温度差も大きい。予想では、改-5 の分布形に近いはずであったが、この

結果は、原型から改-7 までのいずれのものともことなっている。

改-8 (#03改)ではじめて採用したものは、スワラの噴射弁座カラーを冷却形にして、ここにわずか空気を流すようにしたこと、隔壁板冷却空気をライナの外側へ流出するようにしたこと、および隔壁板の軸方向位置を3mm 上流側へ移したことである。これから、出口温度分布形の変化は、スワラおよびこれを取付けている隔壁板まわりの構造の違いによるものと推定され、この部分の形状は、きわめてデリケートなものとなる。

6.10.3 出口温度不均一率

改-8 (#03改)の出口温度不均一率を図47に示す。この不均一率は、改-5 の図32などとくらべて相当に高レベルである。セクタ(箱形)燃焼器模型の結果⁵⁾では、隔壁板冷却空気をライナの外側に流出させることにより、出口温度不均一率の大幅な低下が得られているが、アニユラ型の場合には、あてはまらない。この原因は、出口温度半径方向分布の場合と同様、隔壁板付近の形状の差

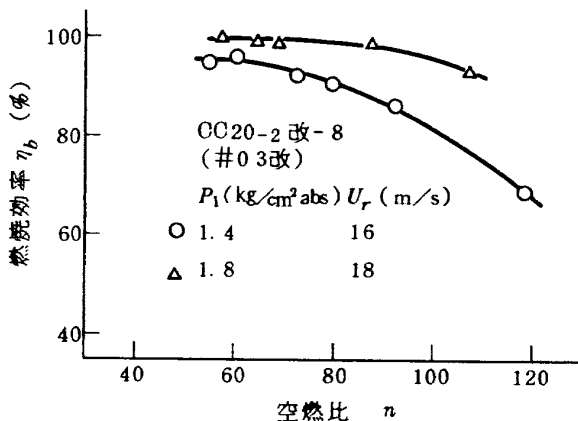


図45 CC20-2 改-8 (#03改)の燃焼効率特性

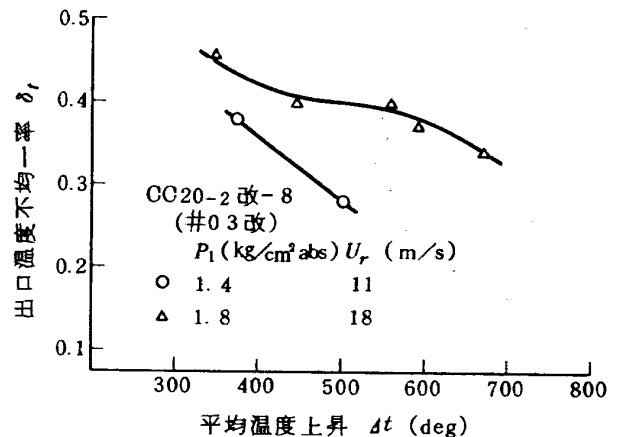


図47 CC20-2 改-8 (#03改)の出口温度不均一率

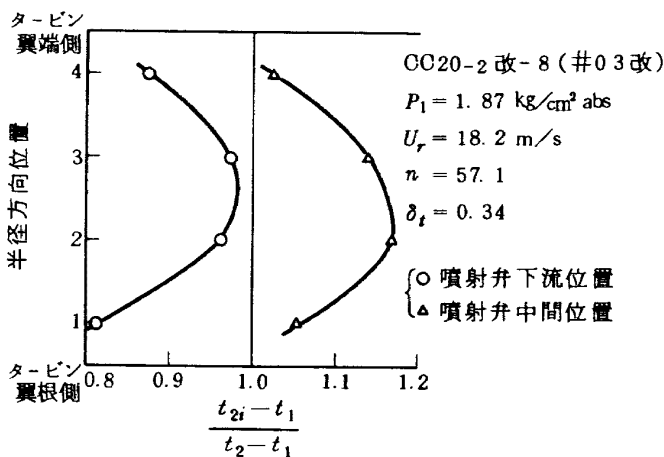


図46 CC20-2 改-8 (#03改)の出口温度半径方向分布

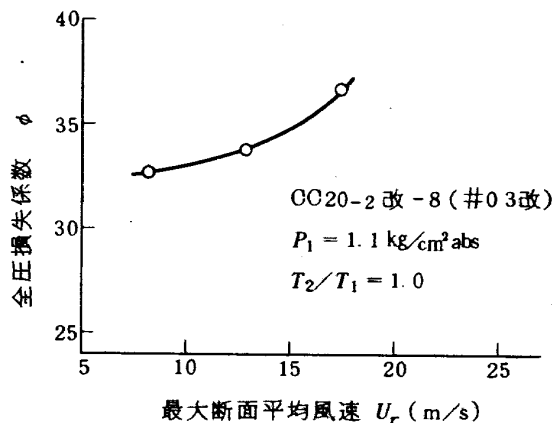


図48 CC20-2 改-8 (#03改)の通風時の全圧損失係数

によるものと思われる。

6.10.4 全圧損失係数

測定点は少ないが、図48に通風時の全圧損失係数を示す。これは、改5の図33より $\Delta\phi = 1.5 \sim 2$ ほど高めで、分流板入口の切欠きの影響とみられる。

6.10.5 火炎長さ

改-8 (#03改) の火炎長さは、原型から改-3までのものと同様で、改-4から改-7の結果より長い。図49にこれを示す。火炎長さについても出口温度半径方向分布の場合と同様、構造上のわずかな差異が影響するようなデリケートな点がある。最大断面平均風速の火炎長さに及ぼす影響として、風速を高めるほど火炎が長くなる傾向を示す。

6.11 分流板入口計器座の影響

FJR710/20エンジンに取付ける予定の分流板入口計器の影響を調べるため、CC20-2改-6、改-7は、分流板入口に計器相当の8mm ϕ のピンを取付けて実験し、改-8は、分流板に計器取付部分の切欠きのみつけて実験した。この影響は、燃焼器入口デフューザに現われるはずで、デフューザ壁圧分布を図50に示す。8 ϕ ピン付による壁圧の変化は、分流板入口直後に相当する壁圧孔位置3でもっとも大きく、ここで大きな壁圧低下がみられる。切欠のみをつけた改-8では、この壁圧低下は大きくない。

ライナ第1列空気孔は、壁圧孔位置8~9間にある。図50によると、第1列空気孔位置における壁圧は、内径側より外径側のほうが高い傾向を示しているが、その差はピン付または切欠付により拡大されている。この内径

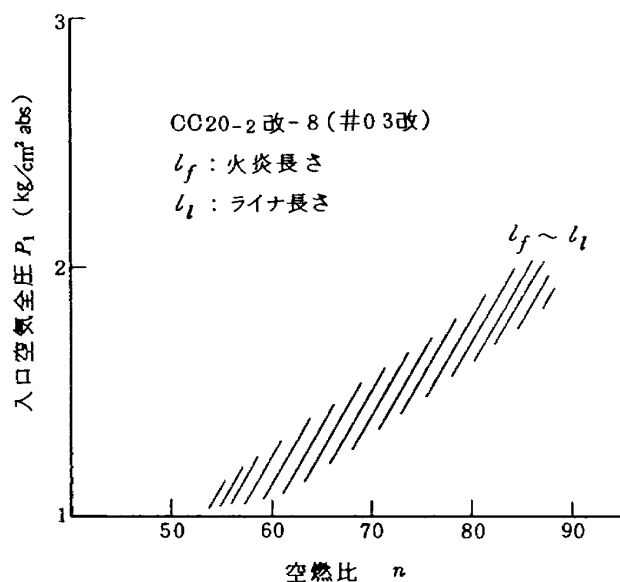


図49 CC20-2 改-8 (#03改) の火炎長さ

側と外径側の壁圧差は、セクタ燃焼器内の流れ模様の測定結果から推定すると、一次燃焼領域内の流れ模様に影響を及ぼし、出口温度半径方向分布に影響する。改-6の場合、この結果として出口温度半径方向分布のタービン翼根側の温度低めという変化が現われている。

全圧損失係数への影響としては、ピン付のとき $\Delta\phi = 4 \sim 6$ 、切欠のみのとき $\Delta\phi = 1.5 \sim 2$ とあり、これ自体は実用上問題ないと判断されるが、出口温度半径方向分布の変化には充分注意する必要がある。今回の実験のように8本のピンを円周等配に取付けた場合以外るとき、円周方向の不均一が現われると考えられ、実機の計器としてなるべく細いもの、またはだ円にして流れの抵抗を減らしたものにすることが必要である。

7. 結果のまとめ

実機相当型のアニュラ燃焼器模型として呼称CC20-2を製作し、原型から改-8まで改造して、入口空気全圧はほぼ大気圧から2.7 kg/cm² absの条件にて燃焼実験を行い、次のような結果を得た。

(1) CC20-2は、前報のCC20-1とは燃料噴射弁がかわり、条件が大分違っているため直接の比較はできないが、CC20-2のほうが燃焼効率特性は良好、出口温度不均一率は少し劣り、全圧損失係数はほぼ同様、その他の性能もほぼ同様であった。

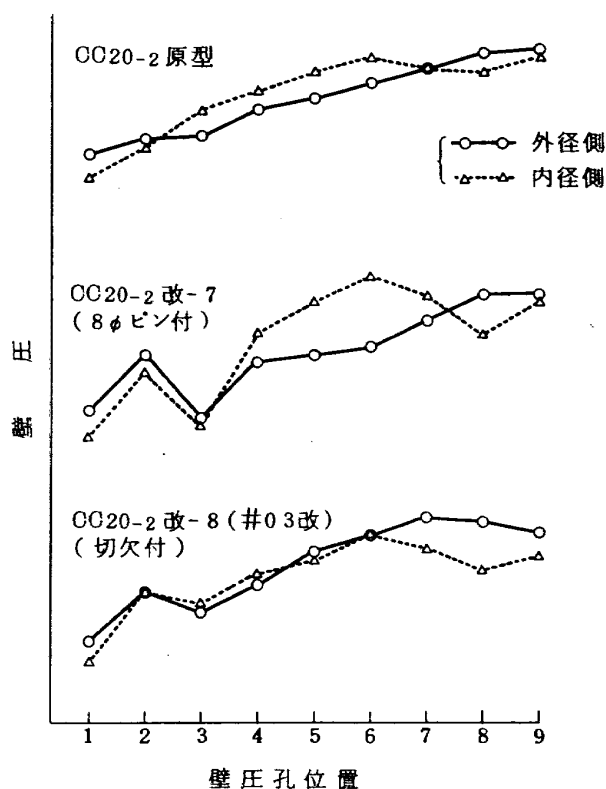


図50 デフューザ壁圧分布の比較

(2) ライナ空気孔第1列めの配置は、実験した範囲では原型、またはCC20-1相当の改-3が良好な性能を示し、これまでの空気孔配置は最良でないにしても比較的良好な状態にあると判断された。

(3) 54φスワラについて盲リング径39φと42.5φの比較は、燃焼効率、出口温度半径方向分布、火炎長さの点で42.5φ盲リングのほうが良好、出口温度不均一率、全圧損失係数の点で39φ盲リングのほうが良好となった。実用範囲で総合的に判断すると、どちらかといえば、42.5φ盲リングのほうがすぐれている。

(4) 分流板入口幅を3mmから4mmと広げた結果、燃焼効率特性は向上、出口温度不均一率は減少したが、反面、全圧損失係数がわずかに増加し、火炎長さも少し増加した。その他の性能については変化がなかった。なお、スワラには42.5φ盲リング付を用いている。

(5) 第4列めの希釈孔のうち、内側ライナのものを広げた結果、出口温度半径方向分布には期待通りの効果がみられた。また、火炎長さが少し減少し、全圧損失係数も少し低下した。しかし、出口温度不均一率がやや増加した。その他の性能についてはほとんど変化が認められなかった。

(6) FJR710/20で予定している分流板入口部計測器の影響を調べるため、分流板入口に8mmφのピンを溶接して実験した。その結果、デフューザ壁圧分布が変わり、出口温度半径方向分布はタービン翼端側がやや高めになり、全圧損失係数は $\Delta p = 4 \sim 6$ 増加、火炎長さも、特に入口空気全圧の高い範囲で増加した。その他の性能については差はなかった。ピンの影響は、相当に大きいと判断されるので、計測器としてなるべく細いものを用いるというような配慮が必要である。

(7) CC20-2改-8(#03改)として、分流板入口に計測器のための切欠をつけ、ライナ隔壁板位置を3mm上流側に移動し、隔壁板冷却空気をライナの外側に流出させ、スワラの噴射弁座を空冷にしたものを製作し、実験した。これはセクタ燃焼器の実験結果を大幅に取入れたものであるが、この結果は、改-7までのものとなる傾向を示し、全般に、良好なものにはならなかった。このあたりに燃焼器の複雑性があり、まだ充分解明されていない点が見出される。

文 献

- 1) 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)
- 2) 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)「配布先限定」
- 3) 鈴木邦男，石井浅五郎：FJR エンジン用高圧形セクタ燃焼器模型の実験(Ⅰ)，航技研資料 TM-265(1974-10)「配布先限定」
- 4) 鈴木邦男，石井浅五郎：高圧燃焼器の研究(Ⅲ) 航技研資料 TM-285(1975-10)「配布先限定」
- 5) 鈴木邦男，石井浅五郎：FJR エンジン用高圧形セクタ燃焼器模型の実験(Ⅱ)，航技研資料 TM-269(1975-1)「配布先限定」

航空宇宙技術研究所資料292号

昭和51年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
