

UDC 621.452.322
034

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-318

高圧燃焼器の研究 (VI)

——実機装着形ライナの燃焼実験結果——

鈴木邦男・石井浅五郎

1976 年 10 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**, 酒井規行**, 遠崎良樹**, 長門侃二***, 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*, 黒沢要治*

* 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(VI)*

— 実機装着形ライナの燃焼実験結果 —

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研究開発：航空機用ジェットエンジンの研究開発の一環として、燃焼器の実機装着形ライナを設計・製作し、その性能確認のため、入口空気圧力2.7気圧までの燃焼実験を行なった。燃焼器ライナとして、改造形まで含めて、15種類の実験結果を示す。

1 は し が き

通商産業省工業技術院では、昭和46年度から大型工業技術研究開発のテーマとして「航空機用ジェットエンジンの研究開発」を取り上げ、FJR710ターボファンエンジンの研究開発を進めている。当所では、このプロジェクトの一環として、エンジン各要素についての研究開発を行なっているが、燃焼器についても、アニュラ形燃焼器の部分模型に相当する箱形模型およびセクタ模型からアニュラ形実物模型までの各種の燃焼器模型について実験研究を行なっている。

本報は、これらの研究成果をもとに実機装着形ライナを設計・製作し、その性能確認のため、入口空気圧力；ほぼ大気圧から2.7気圧までの燃焼実験を行なった結果について述べる。

燃焼器の場合、構造のわずかな差異が性能上に大きく現われるという微妙な箇所を多く含み、製作した各ライナは、必ずしも予期した性能を示してはいない。しかし、それまでの模型実験のデータとの対応性はかなり良く、ボルト止め組立方式と溶接組立方式との差異など構造的因子の影響度の調査や資料の適用可能範囲の検討を行なうことができた。

2 記 号

n ; 空燃比 w_a/w_f

* 昭和51年8月30日受付

** 原動機部

P_1, P_2 ; 入口, 出口の平均空気全圧 $\text{kg/cm}^2 \text{ abs}$
 P_f ; 燃料圧力 $\text{kg/cm}^2 \text{ G}$
 T_1, T_2 ; 入口, 出口の平均温度 K
 T_i, T_j ; 各温度計位置の温度 K
 U_r ; 最大断面平均風速 m/s
 w_a, w_f ; 空気, 燃料の流量 kg/s
 δ_i ; 出口温度不均一率 $\{(T_{2i})_{\max} - T_2\} / \Delta T$
 ΔT ; 平均温度上昇 $T_2 - T_1$
 η_b ; 燃焼効率 $\%$
 ϕ ; 全圧損失係数 $(P_1 - P_2) / \frac{1}{2} \rho_a U_r^2$
 ρ_a ; 入口空気密度 $\text{kg s}^2 / \text{m}^4$

3 実 験 装 置

燃焼実験を行なった試験装置は、当所原動機部の円環形(アニュラ形)燃焼器試験装置である。この装置では、次の条件にて実験することができる。

供試燃焼器入口空気圧力； $P_1 = \text{ほぼ大気圧} \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$

供試燃焼器入口空気温度； $T_1 = 325 \sim 425 \text{ K}$

空気流量； $w_a = 1.5 \sim 25 \text{ kg/s}$

燃料圧力； $P_f = 0 \sim 100 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$

燃料流量； $w_f = 0.018 \sim 1 \text{ kg/s}$

使用燃料；ジェット燃料

実験データ処理は、ミニコンピュータを用い、オンラインシステムで行なり。

4 試 験 ラ イ ナ

試験したライナは、呼称#01から#11までのうち、#03¹⁾と#07²⁾を除いたものである。改造形があるため、全体で15種類になった。これらライナの特徴を表1に示す。また、付図1～7に各ライナの断面図を示す。

燃焼器ケーシングは、すべて同一の実機相当形(呼称CC20-2¹⁾)を用い、燃料噴射弁には、外形は同一であるが流量特性のやや異なるもの2種類を用いた。

表 1. 試験ライナイナ一覧表

ライナイ名称	分流板		隔壁板		スワッチ	ライナイ空気孔	摘 要
	形状	入口幅	位置	冷却			
01	標準形	3~3.5	原	無	55φ/45°, 43番付富リング上8ヶ切欠	13φ軸方向4列	
02	標準形	3~3.5	原	無	55φ/45°, 43番付富リング上8ヶ切欠	13φ軸方向4列	#01と同仕様
02改	標準形	5~5.5	原	無	55φ/45°, 43番付富リング上8ヶ切欠	13φ軸方向4列	分流板入口幅を広げる
02改-2	標準形	3~3.5	原	無	55φ/45°, 43番付富リング上8ヶ切欠	13φ軸方向4列	
(03改)	標準形	4~4.5	+3	有	54φ/45°, 425番付富リング上16-1.5φキリ カラ冷却	13φ軸方向4列	TM-292参照
04	標準形	3~3.5	原	有	55φ/45°, 43番付富リング上8ヶ切欠	13φ軸方向4列	
04改	標準形	4~4.5	+5	有	54φ/45°, 425番付富リング上16-1.5φキリ	13φ軸方向4列	隔壁板冷却空気をライナイ外部へ流出させる。以下同じ
05	標準形	3.5~4	原	有	54φ/45°, 425番付富リング上8-1.5φキリ	13φ軸方向4列	
05改	標準形	3.5~4	原	有	54φ/45°, 425番付富リング上16-1.5φキリ	13φ軸方向4列	
06	標準形	4.5~5	+5	有	54φ/45°, 425番付富リング上16-1.5φキリ	13.5φ軸方向3列	#06以後標準分流板入口に計器用切欠8個 所をつける
06改	標準形	4.5~5	+5	有	54φ/45°, 425番付富リング上16-1.5φキリ	13.5φ 外側希釈孔10φ置	
(07)	-	-	-	-	-	13.5φ 軸方向3列	燃焼実験専用 TM-299参照
08	標準形	4~4.5	原	有	54φ/45°, 425番付富リング上16-1.5φキリ カラ冷却	13φ軸方向4列	
09	標準形	4~4.5	原	有	54φ/45°, 425番付富リング上16-1.5φキリ カラ冷却	13φ軸方向4列	
10	鈍頭形	30φ	原	有	46φ/45° 富リングなし カラ冷却	13φ軸方向4列	
10改	鈍頭形	28φ	原	有	46φ/45° 富リングなし カラ冷却	13φ軸方向4列	
11	標準形	4~4.5	原	有	54φ/45°, 425番付富リング上16-1.5φ カラ冷却	13φ軸方向4列	

5 実験結果

5.1 呼称#01ライナの実験結果

このライナの場合、エンジン運転に用いた後に燃焼実験を行なった。エンジン運転後、燃焼器内部のスワラ

盲リング、ライナ隔壁板およびライナ第1列空気孔より上流側の部分に炭素堆積があり、またライナの変形も部分的に見られたが、そのままの状態で行った。燃料噴射弁として同一規格であるがA、B2組のものを用い、噴射弁の違いによる燃焼器性能の差異を調べた。

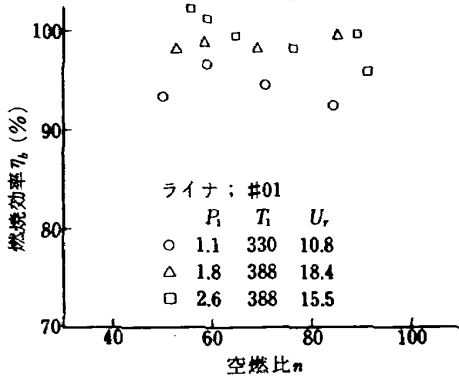


図 1 燃焼効率特性 (#01)

5.1.1 燃焼効率特性

各実験条件における燃焼効率特性を図1に示す。ほとんどの実験値が燃焼効率 $\eta_b = 95\%$ 以上を示し、空燃比 $n=100$ 付近でも効率低下は少ない。

5.1.2 出口温度半径方向分布

出口温度半径方向分布の代表的な形を図2に示す。燃料噴射弁A組、B組による差異はいくぶんあるが、傾向としては同一といえる。図中に示した二点鎖線は所要の分布形で、実験値は比較的要求値に近い。

5.1.3 出口温度円周方向分布

出口温度円周方向分布を図3に示す。円周方向測定位置D~E間がほかより高い温度を示す。入口空気全圧が

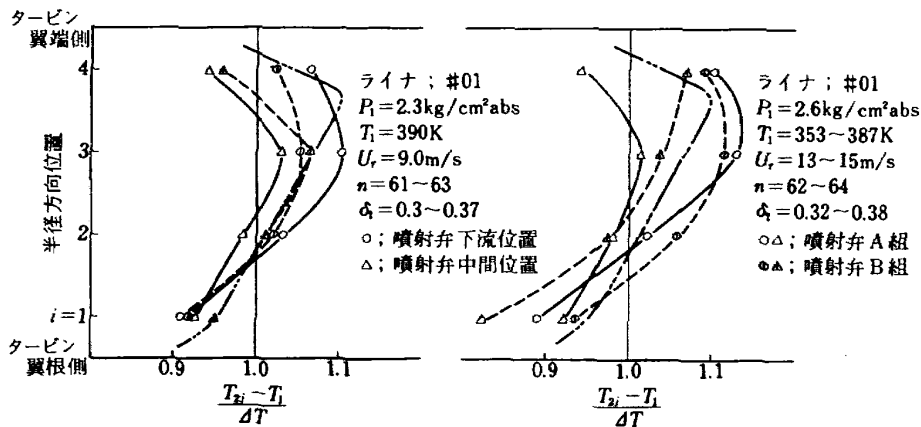


図 2 出口温度半径方向分布 (#01)

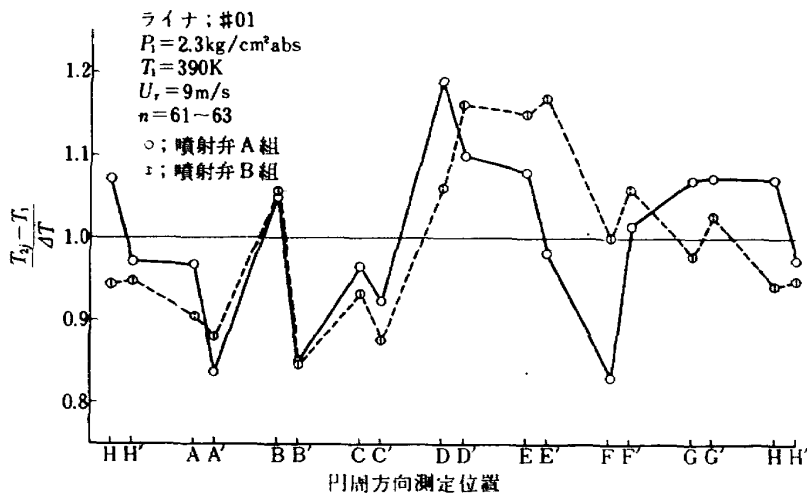


図 3 出口温度円周方向分布 (#01)

大気圧付近のときはこのような傾向はなく、燃料噴射弁の流量特性と、ライナまたはケーシングの形状の影響が重なり合って生じたものとみられる。図の円周方向測定位置A, B, C, ……は燃料噴射弁の下流位置にあたり、A', B', C' ……は噴射弁中間位置にあたる。この両者の値を比較すると、噴射弁下流位置のほうが中間位置より高めの温度を示すが、高空気圧力時、燃料噴霧の貫通度が減少して噴射弁下流位置に集まり、この部分の温度が高くなる傾向を考えると好ましくはない。

5.1.4 出口温度不均一率

図4に出口温度不均一率の結果を示す。入口空気全圧の高いときのほうが不均一率の大きいという傾向は好ましくないが、この実験条件では、デュアルオリフィス燃料噴射弁のセコンダリノズルを僅か開いた状態になり、各噴射弁の流量不均一の大きな状態に対応している。したがって、さらに空気全圧力を高め、燃料流量を増加させれば、不均一率の減少が得られるものと推定される。

5.1.5 全圧損失係数

燃焼時の全圧損失係数は、ほぼ次式で表される。

$$\phi = k_1 + k_2 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1 \right)$$

ここに k_1, k_2 は定数。 k_1 は以下に述べるように、 $k_1 = 30 \sim 35$ となり、 k_2 は図18にみられるように $k_2 = 1 \sim 2$ と大きくないので、第2項はFJRエンジンの場合、 $\Delta\phi = k_2 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1 \right) \leq 2$ となる。すなわち、全圧損失係数は通風時のまさつ抵抗が大部分を占めている。これから各ライナの全圧損失係数の比較に対し通風時の値をとって調べた。図5は#01の通風時の測定結果である。図6は、燃焼器入口ディフューザの壁圧分布を示したものである。壁圧測定位置3は流路の曲り部分にあたり、壁圧の低下がみられる。ライナ第1列空気孔は壁圧測定位置8-9の間にある。位置10はライナ最終空気孔の直後にあたる。

5.1.6 火炎長さ

視窓から目視で火炎長さを観察し、火炎がライナ出口まで達したときの空燃比を限界空燃比として、この限界空燃比を求めた。火炎は空燃比低下によって、多くの場合、長くなるので、限界空燃比の小さい値を示すほどその燃焼器の火炎は短いと判断してよい。図7は、測定結

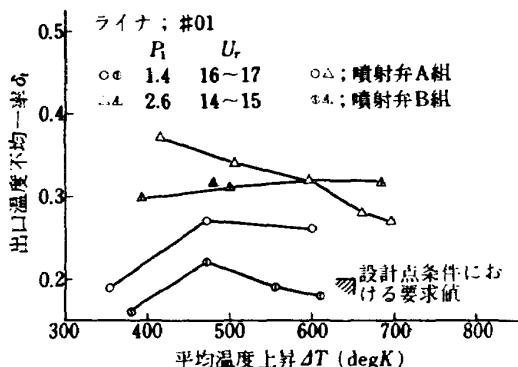


図4 出口温度不均一率(#01)

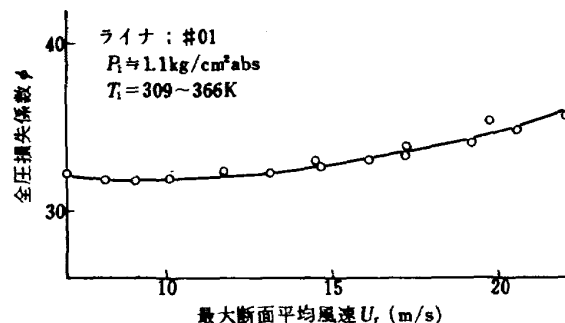


図5 通風時の全圧損失係数(#01)

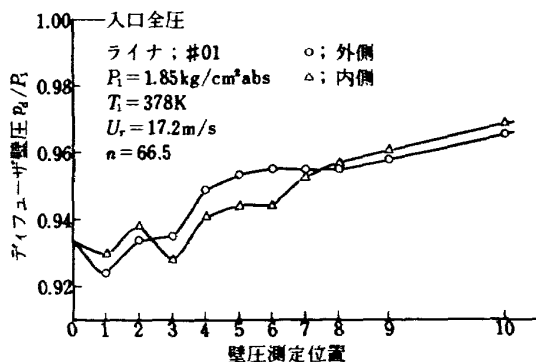


図6 ディフューザ壁圧分布(#01)

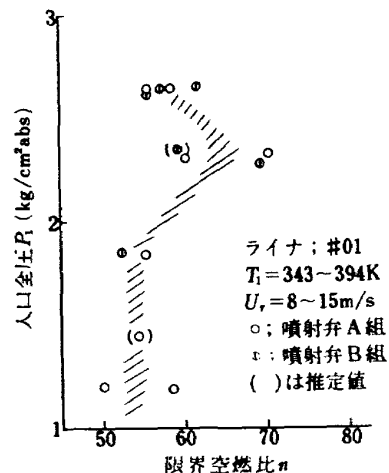


図7 火炎長さの限界空燃比(#01)

果である。火炎長さは、これまでの経験から判断して、入口空気全圧 $P_1 = 2 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ の間で最も長い状態を示し、これより空気全圧を増加すると短くなること が推定されるので、図7の程度であれば充分であろう。

5.1.7 振動燃焼限界

#01 ライナの場合、相当に広い振動燃焼範囲が観察された。振動燃焼の判定は耳で行ない、通常の燃焼音と異なる音を発する状態を振動燃焼とした。図8にこの結果を示す。図中の○印は、振動燃焼の観察された実験点である。振動燃焼範囲は極めて複雑で一般的な傾向はこの図からは明らかでない。

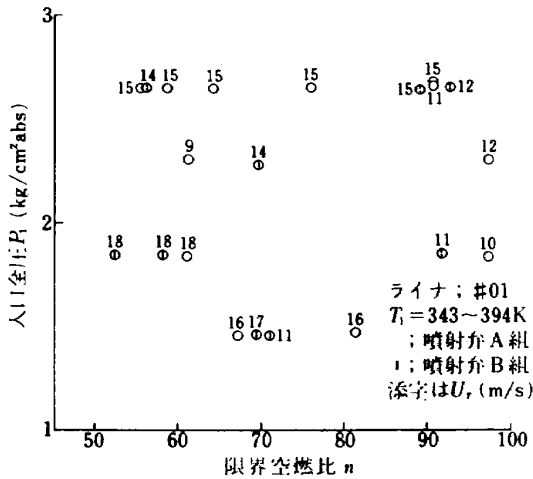


図 8 振動燃焼が観察された実験点 (#01)

5.1.8 燃焼実験後の状態

燃焼実験後、ライナを観察したところ、炭素堆積の状態は、ほぼ実験前の原型をとどめていたが、20~30mm もきのこ状に突出した先端は、もえて低くなっていた。

その他燃焼実験にともなうライナ変形、燃損箇所はなく、目視による変化は見出せなかった。

5.2 呼称#02 ライナの試験結果

呼称#02 ライナは、図面上では#01 ライナと同一である。

5.2.1 着火性能

着火試験は、空気流量を設定し、点火スパークを作動させながらプライマリ燃料噴射弁を開き、スワロー1箇所以上に着火したときの燃料圧力を読むという手順で行なった。火炎を後方から観察していると、着火は点火プラグに最も近いスワロー位置から始まり、燃料圧力を少し高めると全体に行きわたった。この結果を図9および図10に示す。図10は、燃料圧力から推定した燃料流量を用いて着火時の空燃比を求めたものである。着火性能は良好である。

5.2.2 燃焼効率特性

各実験条件における燃焼効率の測定値を図11, 12に示す。燃焼効率が100%を超えている状態があるが、これは、主に空気流量計の誤差に基づくものと推定された。しかし、燃焼効率特性は、この実験条件においてすぐれている。

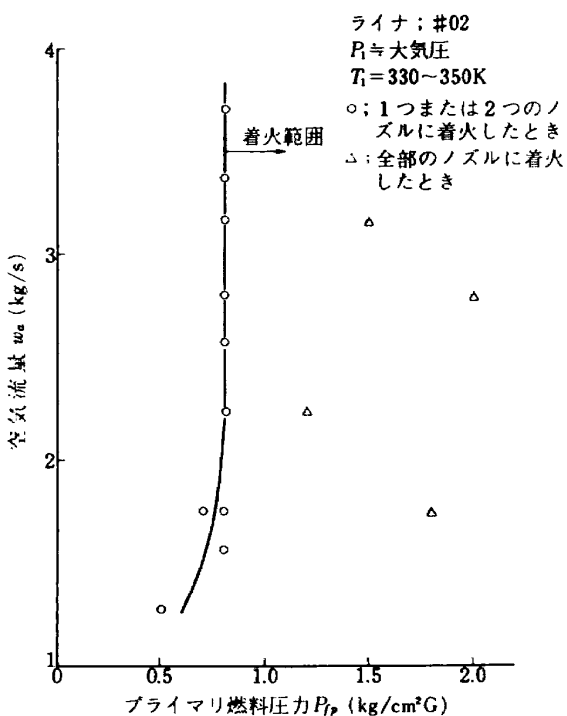


図 9 着火性能-I (#02)

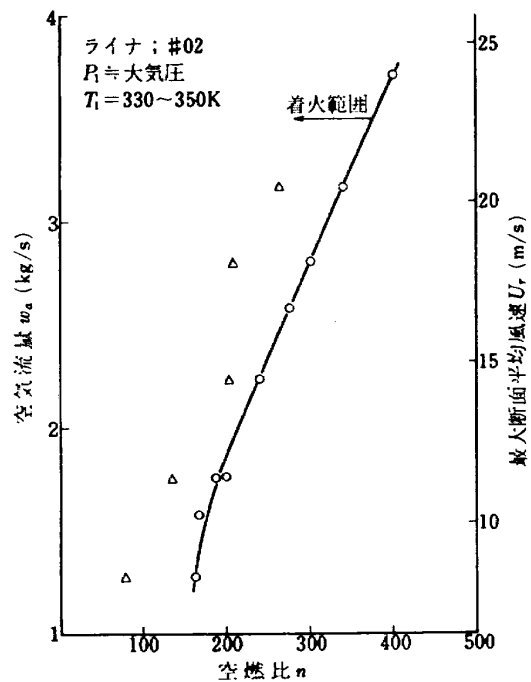


図 10 着火性能-II (#02)

5.2.3 出口温度半径方向分布

ライナ #02 の出口温度半径方向分布を図12に示す。これは #01 の結果と異なり、やや半径方向に中高のフラットに近い分布形になっている。また、噴射弁中間位置の温度が噴射弁下流位置の温度より高くなっている。この差異は、分流板入口幅の実効値の差によると推定さ

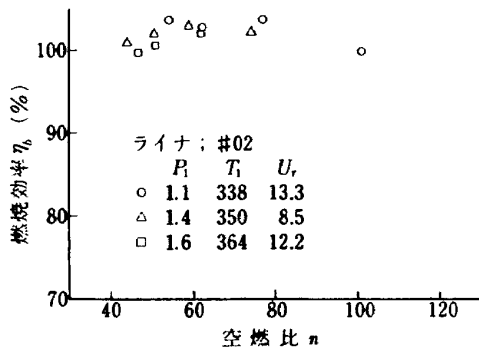


図 11 燃焼効率特性 (#02)

れる。すなわち、後記の #10 ライナの実験結果に示された傾向から判断して、#02 のほうが #01 よりも分流板入口の実効幅が狭いためと考えられる。(#02 の分流板入口部分は、一度 5~5.5mm と広げ、のち再び 3~3.5mm に戻す加工を行ない、入口形状が原型から変化した。)

5.2.4 出口温度円周方向分布

出口温度円周方向分布の測定例を図13および図14に示す。これは、#01 の図3に比べて揃っている。図13には、燃料噴射弁の流量分布との対応を調べるため、ノズル流量分布を併記した。これをさらに明らかに示すため、出口温度と燃料流量との相関をとったものが図15である。これでは、相関はみられない。

5.2.5 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16に示す。これは #01 の結果とほぼ同程度である。

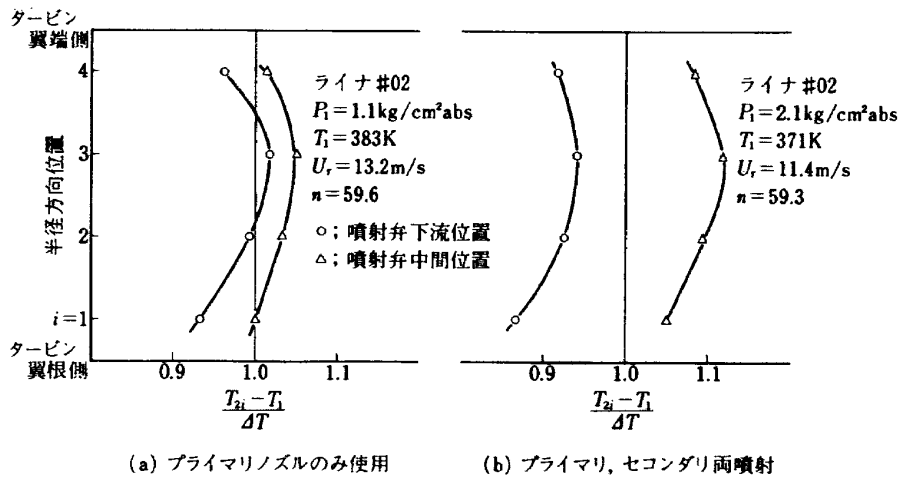


図 12 出口温度半径方向分布 (#02)

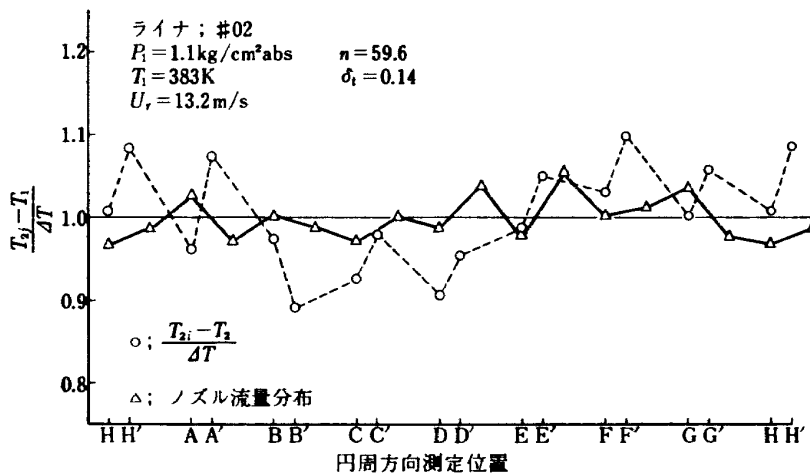


図 13 出口温度円周方向分布 (I-プライマリノズルのみ使用)

5.2.6 全圧損失係数

図17にライナ#02の測定結果を示す。最大断面平均風速の小さな範囲で損失係数の急増する傾向がみられるが、検討の結果、空気流量計の測定誤差によると判明し、 $U_r < 13 \text{ m/s}$ の範囲の信頼性は低い。それにしても図5の

#01の値より高めである。図18は、燃焼時の全圧損失係数を示したもので、これから出口/入口温度比増加による損失係数増加の少ないことが明らかである。#02の場合のディフューザ壁圧分布の測定例を図19に示す。内側ディフューザの壁圧測定位置2付近が図6の結果と

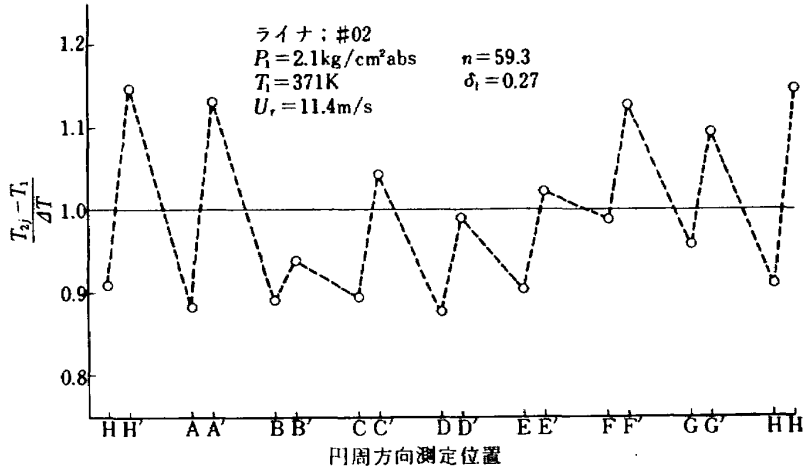


図 14 出口温度円周方向分布 (Ⅱ-プライマリ, セコンダリ両噴射)

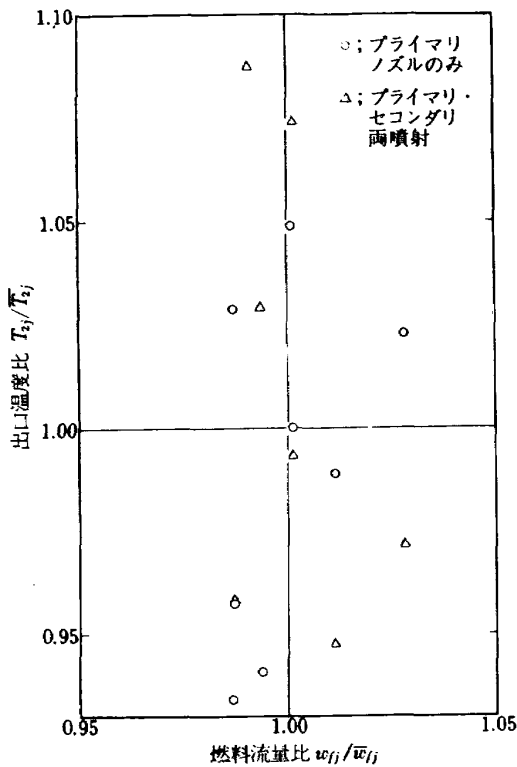


図 15 出口温度と燃料噴射弁流量との相関 (#02)

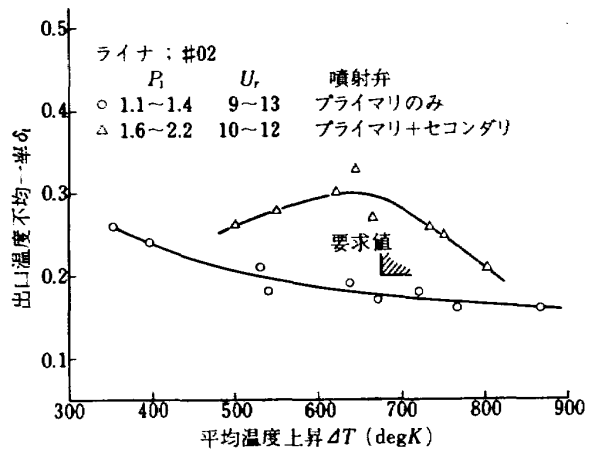


図 16 出口温度不均一率 (#02)

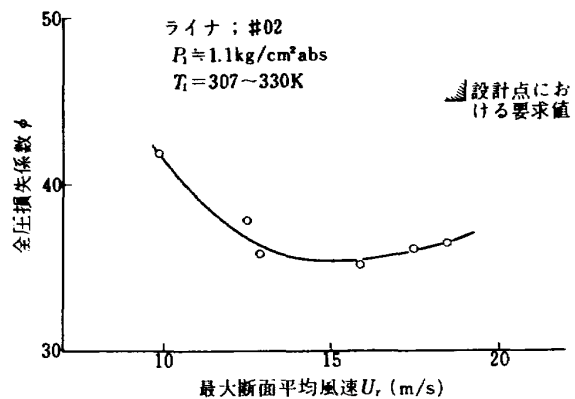


図 17 通風時の全圧損失係数 (#02)

異なっているが、他は、ほぼ同様である。なお、図の縦軸の P_d/P_1 は、最大断面平均風速によって変化するので、実験条件の異なる場合と直接比較はできない。

5.2.7 火炎長さ

#02の火炎長さの限界空燃比を図20に示す。これは、#01の結果(図7)とほぼ同様である。

5.2.8 燃焼実験後の状態

洗滌したライナを実験したが、実験後、スワロー盲リング上に僅か炭素堆積がみられた他には炭素堆積や過熱箇所はなかった。

5.2.9 その他

ライナ#02は#01と図面上同一であるが、温度分布などに、いくぶんの差異があり、これを比較することによって製作誤差やライナ内炭素堆積の有無、使用による熱的変形の有無による影響の程度が判明する。

なお、#02では、振動燃焼は全く観察されなかった。

5.3 呼称#02改ライナの実験結果

呼称#02改ライナは、#02の分流板入口幅3~3.5mmを5~5.5mmと広げたものである。分流板の外形は#02

と同一で、入口流路部分をミリングカッターで削り取った。

5.3.1 燃焼効率特性

各実験条件における燃焼効率を図21に示す。これは#01の結果に近く、分流板入口幅を広げた効果はみられない。

5.3.2 出口温度半径方向分布

測定結果の例を図22に示す。半径方向にややタービン翼端側で高めの形である。噴射弁下流位置と中間位置の温度の比較は、同図に示すように実験条件によって変化し、どちらが高いとも云えない。

5.3.3 出口温度円周方向分布

出口温度円周方向分布の測定例を図23および図24に示す。燃料噴射弁のプライマリノズルのみ使用したときと、プライマリ・セコンダリ両噴射のときで部分的な差はあるが、全体の傾向としては同様であり、この円周方向の温度分布は、ライナ、ケーシングなどの形状、実験装置の特性によって決まるようである。

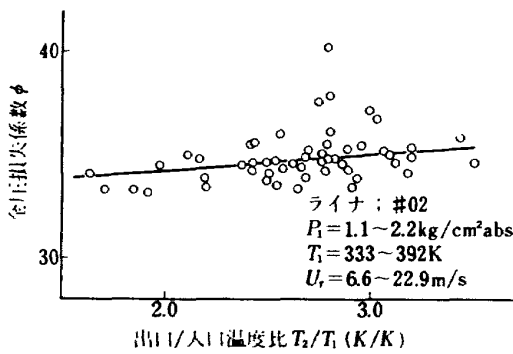


図 18 燃焼時の全圧損失係数 (#02)

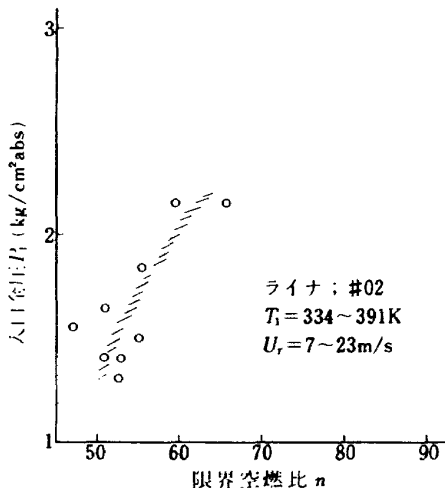


図 20 火炎長さの限界空燃比 (#02)

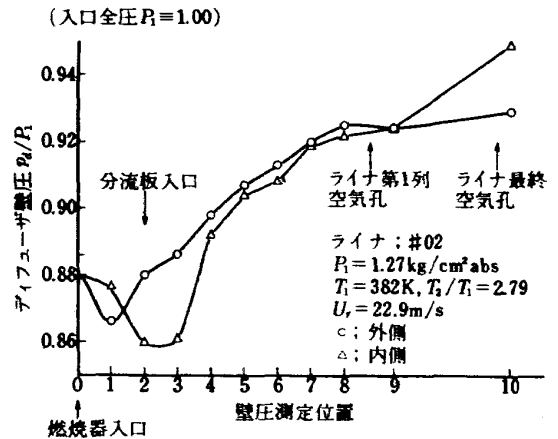


図 19 ディフューザ壁圧分布 (#02)

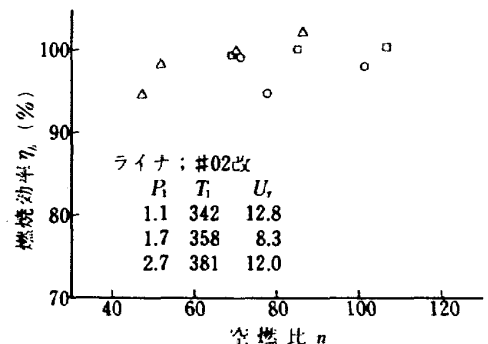


図 21 燃焼効率特性 (#02改)

5.3.4 出口温度不均一率

各条件下の出口温度不均一率を図25に示す。入口空気全圧 $P_1=1.7\text{kg/cm}^2\text{ abs}$ のとき、平均温度上昇とともに不均一率の増加する傾向は好ましくないが、他の実験条件では、このようなことはみられず、絶対値も高くない。

5.3.5 全圧損失係数

＃02改の通風時の全圧損失係数を図26に示す。これは同図中に破線で示した＃02の結果より低い。一般にスワラから流入させる空気量の割合を増すと全圧損失係数の低下がみられる。

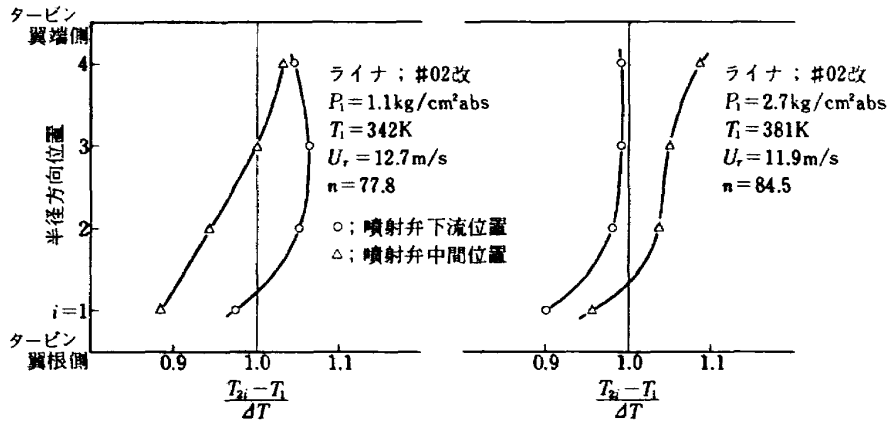


図 22 出口温度半径方向分布 (＃02改)

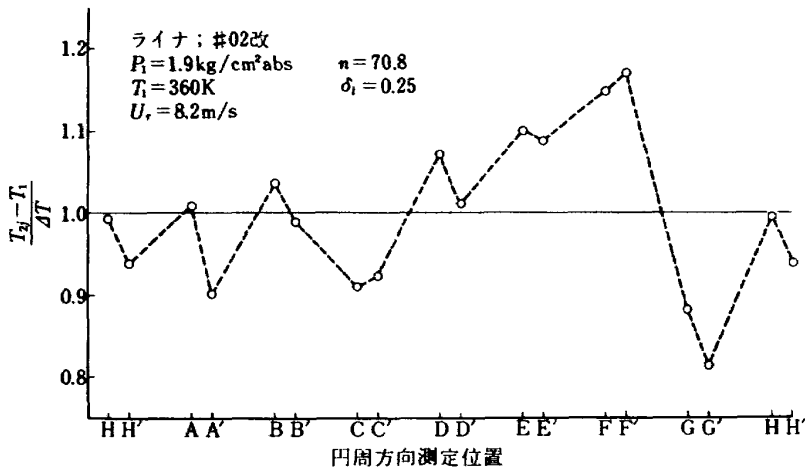


図 23 出口温度円周方向分布 (I-プライマリノズルのみ使用)

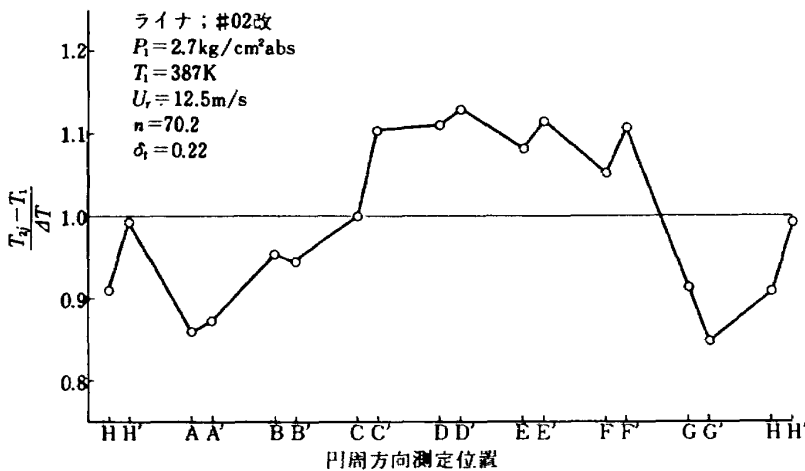


図 24 出口温度円周方向分布 (Ⅱ-プライマリ・セコンダリ両噴射)

図27は、ディフューザ壁圧分布の測定例で、最大断面平均風速が低かったため、傾向が明らかに示されていないが、問題になるような点は見出せない。

5.3.6 火炎長さ

火炎長さについては、測定点が多くないため、目安程

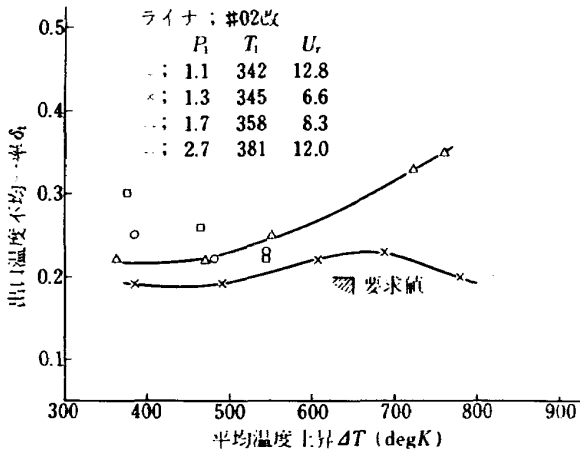


図 25 出口温度不均一率 (#02改)

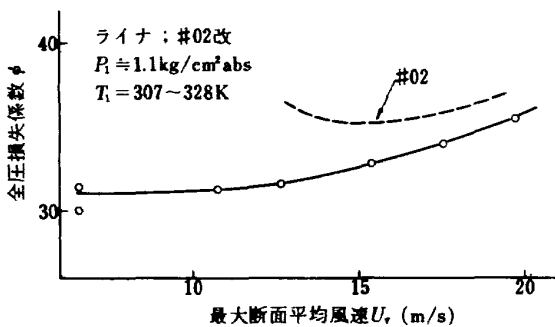


図 26 通風時の全圧損失係数 (#02改)

度であるが、これを図28に示す。#01や#02に比べて、いくぶん限界空燃比が大きく、火炎は長めである。

5.3.7 振動燃焼限界

分流板入口幅を広げることにより燃焼実験範囲内で振動燃焼が観察された。この限界の空燃比を図29に示す。#01ほどには振動燃焼範囲は広くないが、好ましいことではない。

5.3.8 燃焼実験後の状態

燃焼実験後のライナの目視検査では、異状は認められなかった。

5.4 呼称#02改-2ライナの実験結果

分流板入口幅を広げた#02改では、燃焼性能として改善された点がみられず、振動燃焼が現れたため、分流板入口幅を原型の3~3.5mmに戻し、スワラ盲リング上の炭素堆積防止のため、盲リングに1.5φキリ孔8個を追加した。これを#02改-2と呼ぶ。

この燃焼実験は、#02原型状態でエンジンに組み込み、運転を行なった後のライナにスワラ盲リングの追加工を行ない、焼損箇所をブレードして行なったものである。

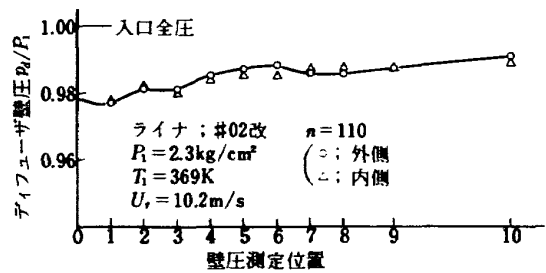


図 27 ディフューザ壁圧分布 (#02改)

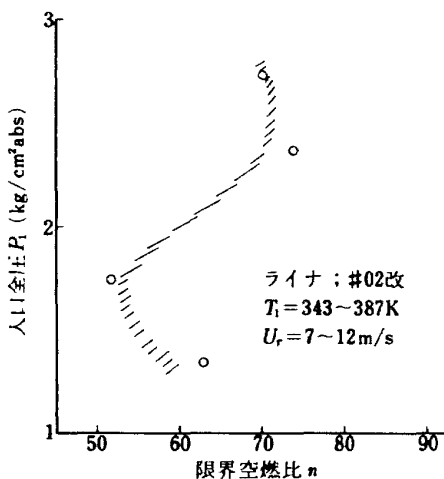


図 28 火炎長さの限界空燃比 (#02改)

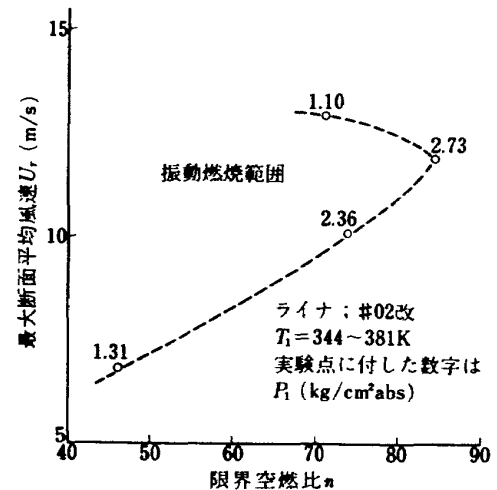


図 29 振動燃焼限界 (#02改)

5.4.1 燃焼効率特性

得られた燃焼効率特性を図30に示す。入口空気全圧 $P_1 \sim 1.5 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ のとき、空燃比 $n < 60$ の範囲でいくぶん効率低下が見られるが、効率の絶対値は $\eta_b \sim 95\%$ 程度以上と高く、実用上全く問題はない。

5.4.2 出口温度半径方向分布

代表的な #02改-2 の結果を図31に示す。半径方向にやや一様すぎる感じはあるが、ほぼ良好である。分布

形は、#02原型のものに近い(図12参照)。

5.4.3 出口温度円周方向分布

#02改-2 の出口温度円周方向分布の例を図32に示す。#02原型より不揃いで、形としては#02改のものに近い。

5.4.4 出口温度不均一率

各実験条件における出口温度不均一率を図33に示す。平均値にして $\delta_t \approx 0.29$ となり、ばらつきが少なく、好

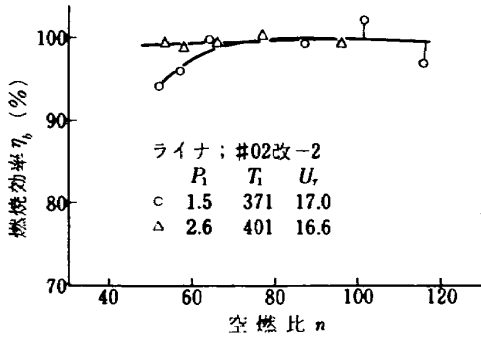


図 30 燃焼効率特性 (#02改-2)

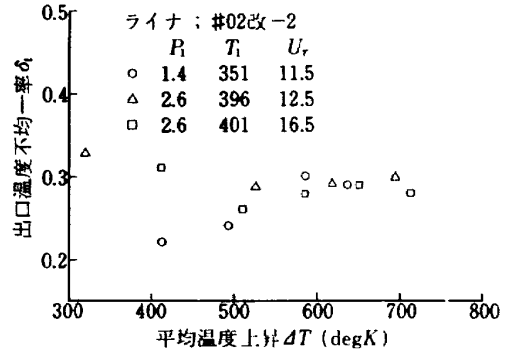


図 33 出口温度不均一率 (#02改-2)

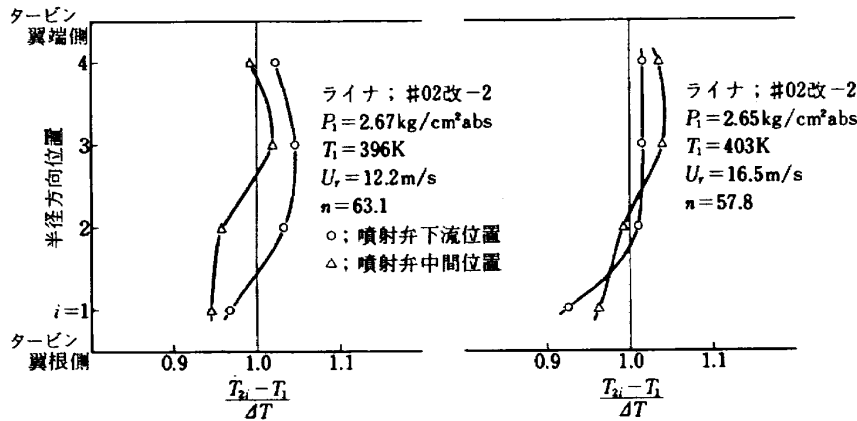


図 31 出口温度半径方向分布 (#02改-2)

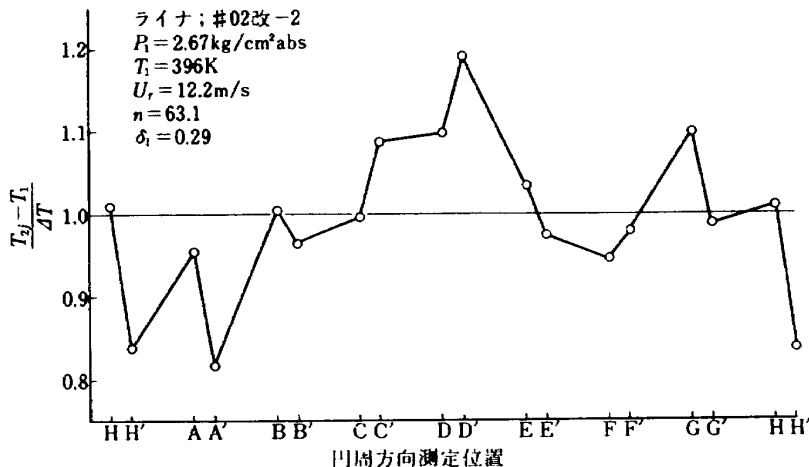


図 32 出口温度円周方向分布 (#02改-2)

ましい傾向を示している。

5.4.5 全圧損失係数

通風時の全圧損失係数を図34に示す。これは、#02原型より高めである。その原型を調べるためディフューザ壁圧分布をとった結果図35に示す。壁圧測定位置3において壁圧低下があり、これが全圧損失係数増加をもたらしていると推定される。壁圧測定位置3は、分流板入口の直後にあたり、分流板入口幅を原型に戻したときの分流板入口形状が適当でなかったためであろう。

5.4.6 火炎長さ

#02改-2で得られた火炎長さに対する限界空燃比を図36に示す。図中矢印は、火炎長さがライナ出口まで達していないときのものである。他のライナに比べ、火炎はきわめて短い。しかし、この火炎長さの短縮化の原因は、明らかでない。

5.4.7 振動燃焼限界

振動燃焼は、実験範囲内において現れなかった。試み

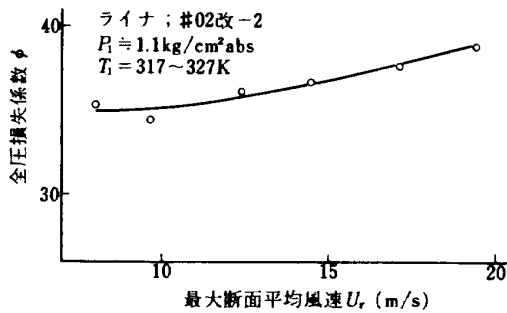


図 34 通風時の全圧損失係数 (#02改-2)

に燃焼実験範囲外も調べたが全くなかった。

5.4.8 燃焼実験後の状態

燃焼実験に基づくライナの变形や焼損は認められなかった。

スワラ盲リング上の炭素堆積は、16個のスワラのうち2箇所に少しみられたが、盲リングのキリ孔を、16個と増していることから、これ以上に堆積が成長するかどうかの判定はむずかしい。ライナ隔壁板のスワラ中間位置に炭素堆積(高さ10mmくらい)が円周方向2箇所にみられた。その他、炭素堆積ではないが、分流板の燃料噴射弁取付孔の下流側が少し黒ずんでいた。これは分流板内部に燃料分が逆流し、これが燃料噴射弁ボディ下流側に生ずる渦によって流出したと考えられる。燃料分がどのような条件のとき逆流したかは不明である。

5.5 呼称#03ライナの実験結果

これについては、本シリーズの第IV報に報告したので、ここでは省略する¹⁾。

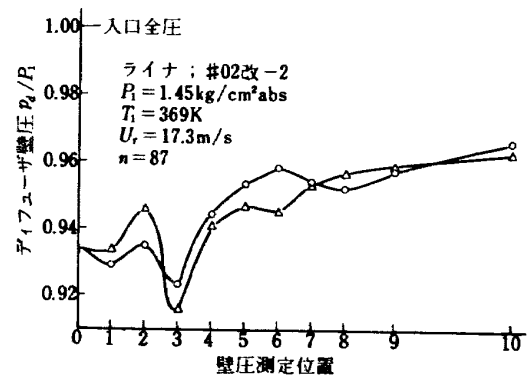


図 35 ディフューザ壁圧分布 (#02改-2)

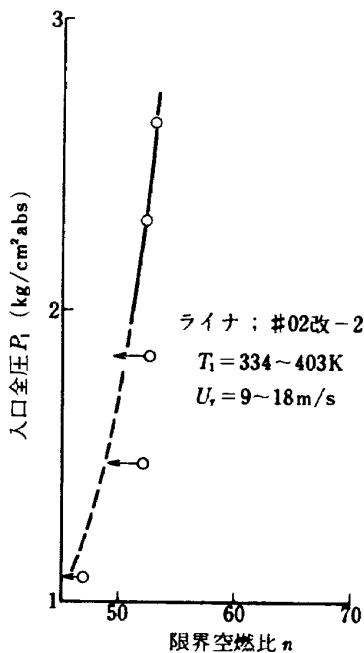


図 36 火炎長さの限界空燃比 (#02改-2)

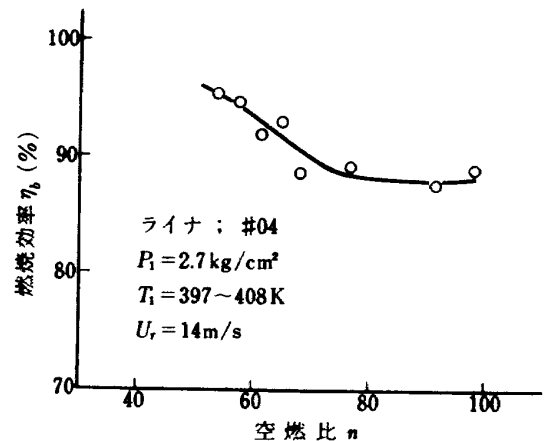


図 37 燃焼効率特性 (#04)

5.6 呼称#04ライナの実験結果

呼称#04ライナは、スワーラを取付けている隔壁板を二重構造にしてインピンジ冷却を行ない、冷却空気をライナ壁に沿って流出させる方式をとったこと、および分流板入口にディフューザ板をつけ、スワーラに流す空気の静圧回復を高めたことを特徴としている。前者は、ライナ耐久性の向上をはかったもの、後者は、圧力損失の低減化をはかったものである。

5.6.1 燃焼効率特性

図37に燃焼効率の測定例を示す。これまでのライナでは、同図の条件で燃焼効率 $\eta_b \sim 100\%$ が得られているから、#04は効率が低めである。第IV報に述べた呼称CC20-2のライナは隔壁板を#04と同様に冷却しているが、燃焼効率の低下はみられない¹⁾。

5.6.2 出口温度半径方向分布

代表的な結果を図38に示す。半径方向にほぼ一樣な分布である。

5.6.3 出口温度円周方向分布

出口温度円周方向分布の例を図39および図40に示す。

実験条件は兩者について大きな差はないが、分布形の傾向は異なっている。ただし、兩図を重ね合せてみると、対応はとれており、円周方向測定位置によって温度の山や谷を強調する操作を行なうと図39から図40へ移る。

5.6.4 出口温度不均一率

出口温度円周方向分布は、前記のように実験条件によって相当に変化するが、出口温度不均一率は大きくなく図41に示す程度になっている。ただし、平均温度上昇の大きな範囲において、最大断面平均風速を高めたとき不均一率の増加する傾向は好ましくない。

5.6.5 全圧損失係数

通風時の全圧損失係数を図42に示す。#01~#02ライナのそれにくらべて、損失係数は低い。これは、分流板入口にディフューザを入れ、スワーラに入る空気量を実質的に増加させたこと、および隔壁板冷却空気がスワーラから流入する空気と同様に働き、損失係数を低下させているためと推定される。

図43はディフューザ壁圧分布で、ほぼ妥当な形である。

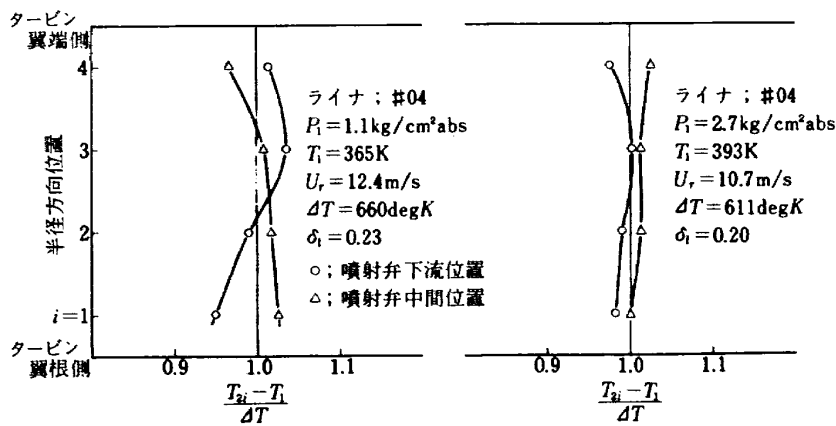


図 38 出口温度半径方向分布 (#04)

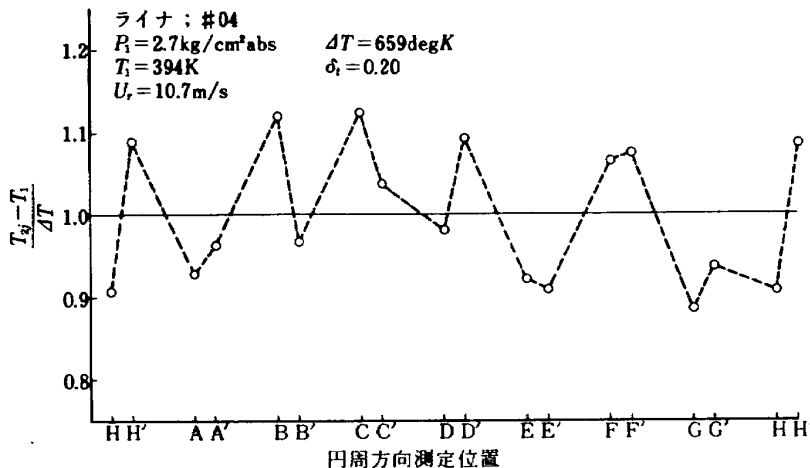


図 39 出口温度円周方向分布-I (#04)

5.6.6 火炎長さ

ライナ#04について火炎がライナ出口まで達したときの限界空燃比を図44に示す。これまでのライナの結果のほぼ平均程度になっている。短か過ぎる火炎は燃焼効率の低下をもたらすので、適当な長さといえる。

5.6.7 燃焼実験後の状態

第1列空気孔まわりのライナが、少し熱的な変色を示

していたが、燃焼実験中の実験条件設定の際、空燃比を大幅に低下させたときがあり、そのためとみられる。焼損や変形箇所はなかった。炭素堆積については#02の場合と同程度であった。

5.7 呼称#04改ライナの実験結果~I

#04改ライナは、#04の上流側を改造したもので、次の点が原型と異なっている。

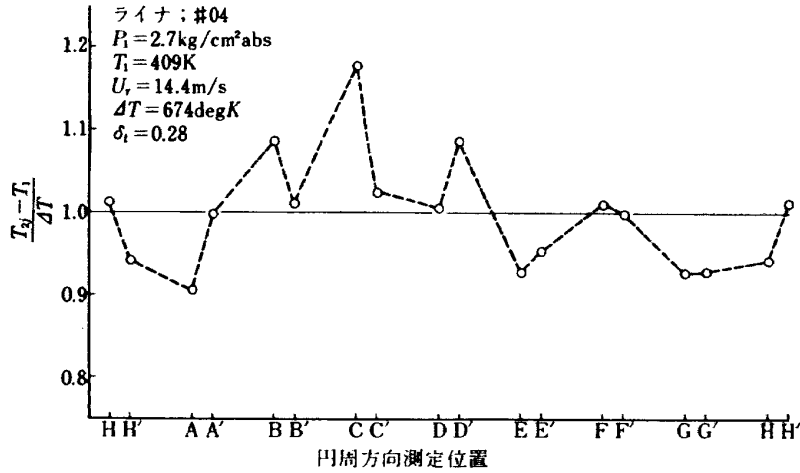


図 40 出口温度円周方向分布-I (#04)

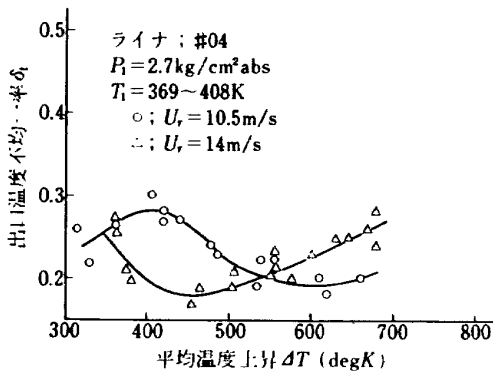


図 41 出口温度不均一率 (#04)

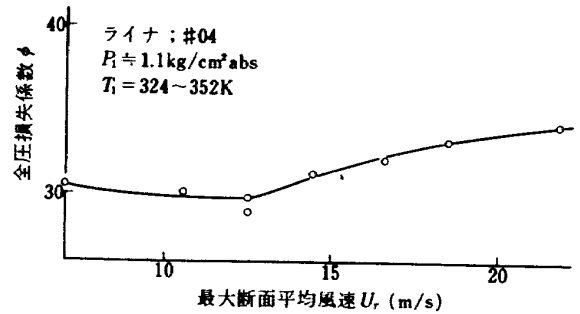


図 42 通風時の全圧損失係数 (#04)

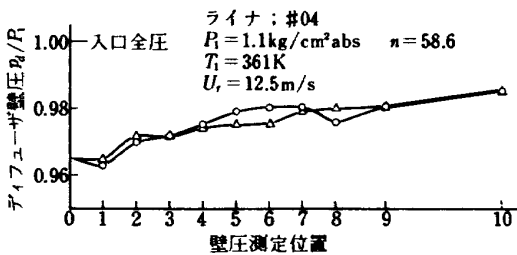


図 43 ディフューザ壁圧分布 (#04)

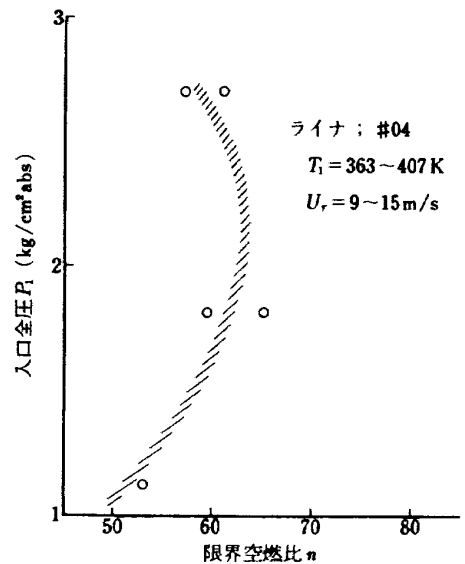


図 44 火炎長さの限界空燃比 (#04)

- (1) 分流板入口に、計器挿入用切欠を8箇所つけた¹⁾。
- (2) 分流板入口幅を原型の3~3.5mmから4~4.5mmと増加させた。
- (3) スワラをそれまで標準形として用いていた呼称55φから54φにかえた。
- (4) 隔壁板の軸方向位置を5mmほど上流側へ移し燃料噴射弁とスワラとの相対位置を変えて、エンジンアイ

ドリング時の炭化水素排出低減化をはかった³⁾。

- (5) 隔壁板冷却空気をライナの外側に流出させ、冷却空気による炭化水素排出増加を防いだ。

5.7.1 燃焼効率特性

図45に各条件下における#04改の燃焼効率を示す。効率の絶対値は原型と(図37)と同程度であるが、傾向としてはこのほうが一般的である。燃料噴射弁とスワラの軸方向相対位置を変えた効果は、箱形燃焼器模型の実験では現れなかったが、アニュラ形の場合、いくぶん効率低下の方向に作用しているようである。

5.7.2 出口温度半径方向分布

出口温度半径方向分布は、#04原型と同様、半径方向に、ほぼ一様である。(図46)。これは、出口温度半径方向分布について、上流側の構造変化の影響の少ないことを示している。

5.7.3 出口温度円周方向分布

出口温度円周方向分布の測定例を図47に示す。円周方向測定位置A'とB'に谷と山があるほか、ほぼ揃っている。

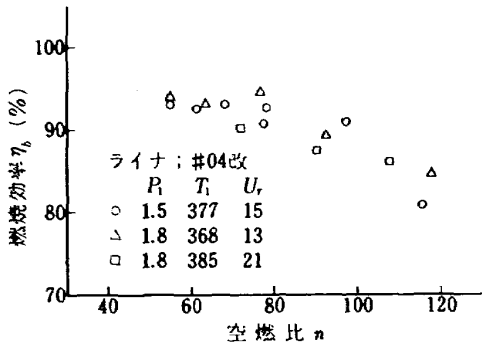


図 45 燃焼効率特性 (#04改)

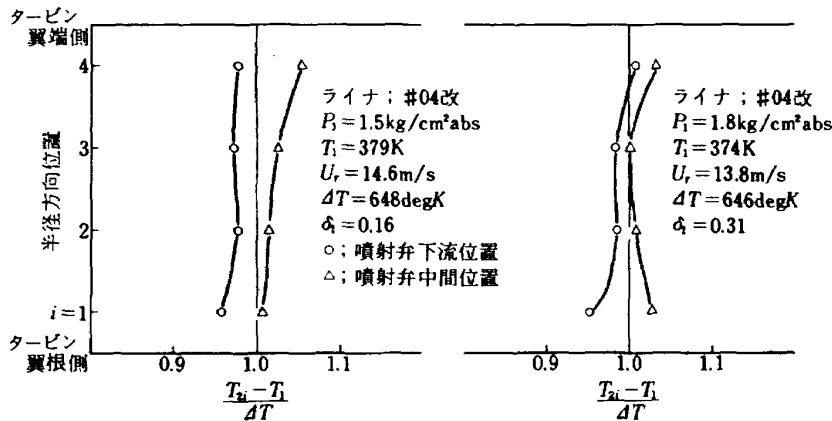


図 46 出口温度半径方向分布 (#04改)

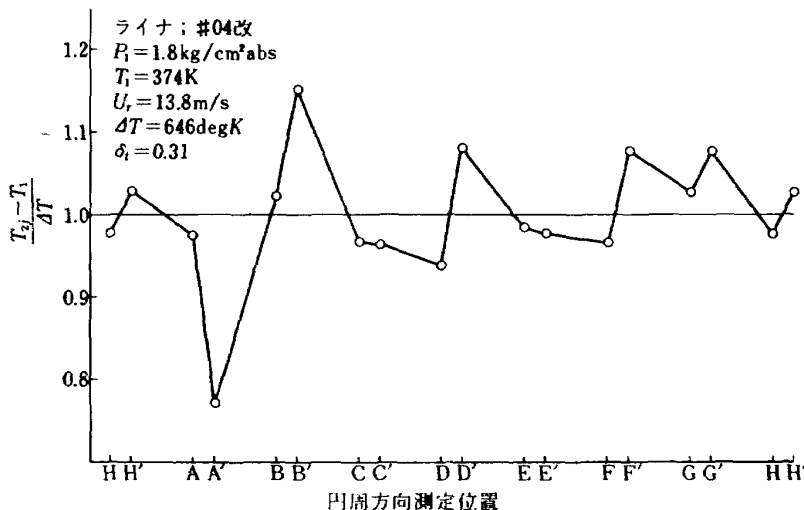


図 47 出口温度円周方向分布 (#04改)

5.7.4 出口温度不均一率

測定した出口温度不均一率を図48に示す。燃料噴射弁のプライマリノズルのみ使用している状態からセコンダリノズルをわずかに開いた状態に移すと不均一率の大幅な増加がみられるが、セコンダリノズルの燃料圧力を高めていくと不均一率は減少し、入口空気全圧 $P_1 \sim 1.8 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ のとき不均一率 $\delta_t \sim 0.3$ と、これまでのライナの値と同程度になる。

5.7.5 全圧損失係数

通風時の全圧損失係数を図49に示す。#04改の場合、分流板入口に切欠をつけたことによる損失増加¹⁾と分流板入口幅を広げたことによる損失低下があり、総合して、#02程度になっている。この分流板入口の切欠の影響は、ディフューザ壁圧分布に明らかに現われている(図50の3位置の圧力低下)。

5.7.6 火炎長さ

入口空気全圧の高い状態における実験を行なっていな

いため、火炎長さについては、明らかでないが、図51によると、#04原型より少し長めではないかと思われる。

5.7.7 その他

燃焼実験後の状態は、正常で、これまでのものと変わった点はなかった。振動燃焼は観察されなかった。

5.8 呼称#04改ライナの試験結果〜Ⅱ

#04改ライナをエンジンに組込んで運転した後、再び燃焼実験を行なった。これは、エンジンにおいて hot-spot とと思われる箇所が観察されたため、出口温度分布のみを測定したものである。ライナは#04改そのものであるが、データの区別をするため、#04改-1とした。

5.8.1 出口温度半径方向分布

図52にこの測定結果を示す。燃料噴射弁中間位置の温度が高めになっているが、平均してみると#04改とほとんど変化していない。燃料噴射弁下流位置と中間位置の温度差は、同一ライナでも実験条件によって変わるので図52と図46の相違がライナの熱変形などによるもの

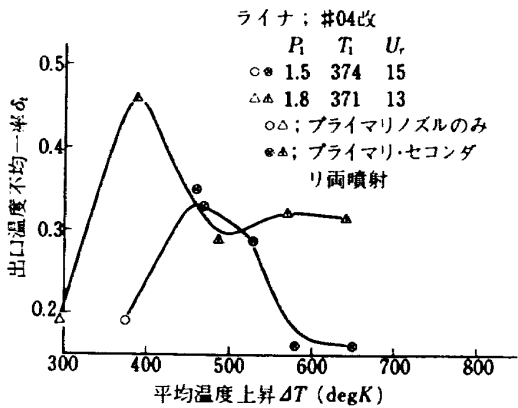


図 48 出口温度不均一率 (#04改)

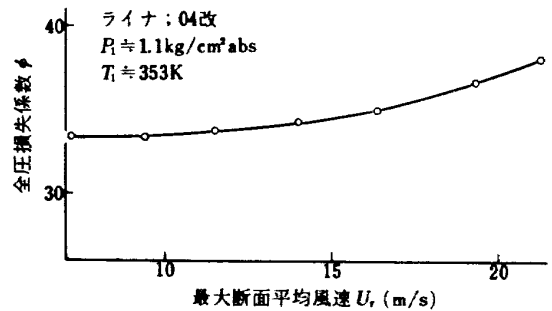


図 49 通風時の全圧損失係数 (#04改)

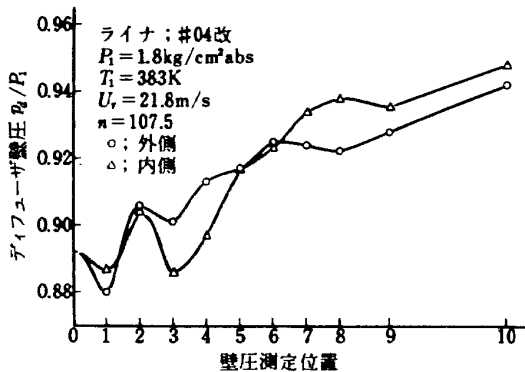


図 50 ディフューザ壁圧分布 (#04改)

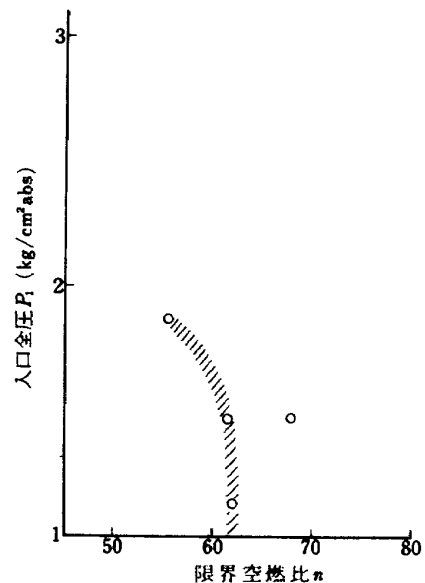


図 51 火炎長さの限界空燃比 (#04改)

かどうかの判定はむずかしい。

5.8.2 出口温度円周方向分布

円周方向の分布の測定結果を図53に示す。従来のデータと比較して同程度のばらつきになっている。図54

は、エンジンにおいて hot-spot があつたのではないかと思われた点火プラグ位置下流側の部分を詳細に測定した結果である。円周方向位置Gの箇所の半径方向位置 $i=2$ にもっとも温度の高い点があるが、hot-spot とい

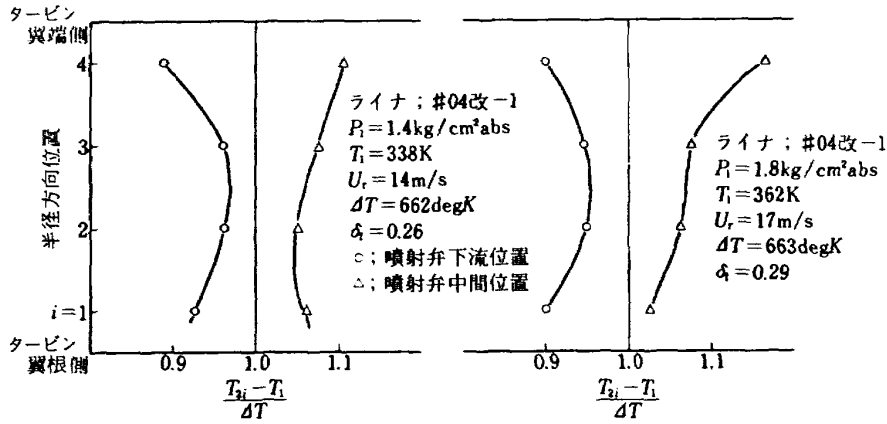


図 52 出口温度半径方向分布 (#04改-1)

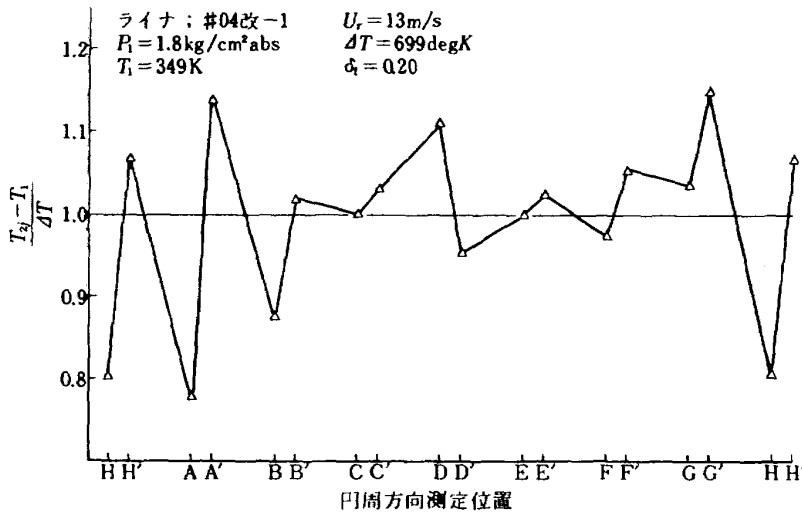


図 53 出口温度円周方向分布 (#04改-1)

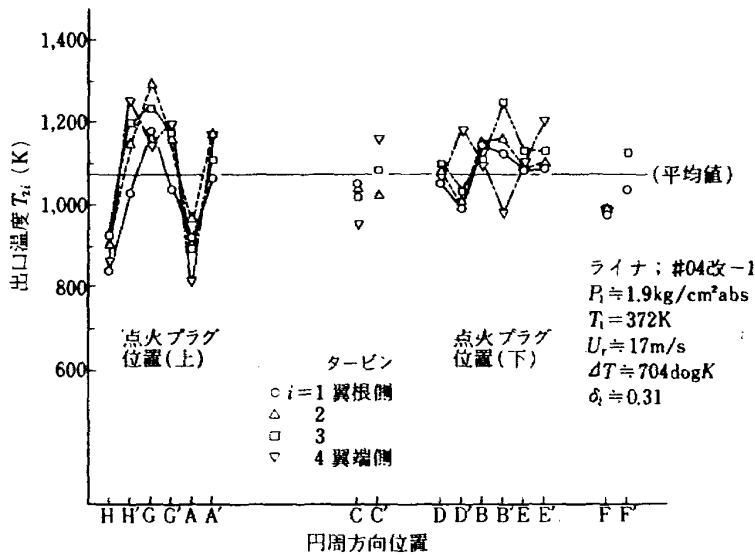


図 54 点火プラグ位置の出口温度分布 (#04改-1)

える程ではない。

5.8.3 出口温度不均一率

#04改と#04改-1の出口温度不均一率の比較を図55に示す。両者の間に少し差異があり、#04改-1のほうが高レベルになっているが、実験条件によっては逆になることもあり、特に変化したということではない。

5.8.4 火炎長さ

燃焼中、下流側から火炎長さを観察したが、1箇所のみ長くのびる状態はなかった。

以上の事柄から判断すると、エンジンにおいて観察されたことは、hot-spotという程のものでなく、「他の箇所よりいくぶん高温になっていた」程度によるものであろう。

5.9 呼称#05ライナの実験結果

呼称#05ライナは、#03相当のものであるが、分流板入口幅を3.5~4.0mmと僅か広げている。隔壁板冷却空気をライナの外側に流出させる形式を採用した。スワローは呼称54φである。

5.9.1 燃焼効率特性

各実験条件における燃焼効率特性を図56に示す。入口空気全圧の高いとき、効率が100%を超えているが、これは空気流量の計測誤差に起因すると考えられ、効率の絶対値についての信頼性はうすいが、問題になるような点はないと判断される。

5.9.2 出口温度半径方向分布

代表的な結果を図57に示す。入口空気全圧の低いときには半径方向にほぼ一様であるが、空気全圧の高いときにはタービン翼端側で高めの傾向を示し、好ましい。

5.9.3 出口温度円周方向分布

図58に出口温度円周方向分布の測定例を示す。図57から判明するように、燃料噴射弁下流位置と中間位置で温度の差があり、下流側のほうが高い。全体的にはほぼ一様といえる。

5.9.4 出口温度不均一率

出口温度不均一率は低めで、平均温度上昇 $\Delta T > 500$ degKにおいて $\delta_t \sim 0.25$ 程度を示す(図59)。

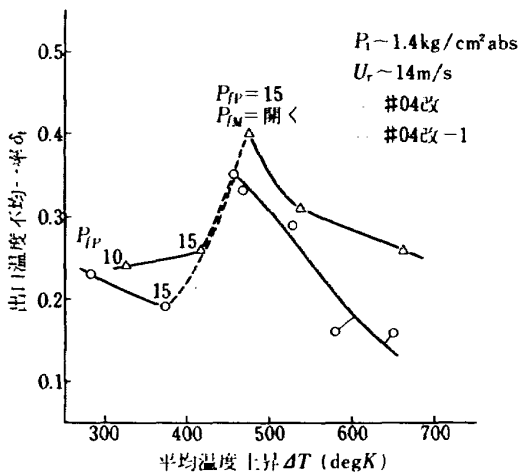


図 55 出口温度不均一率 (#04改-1)

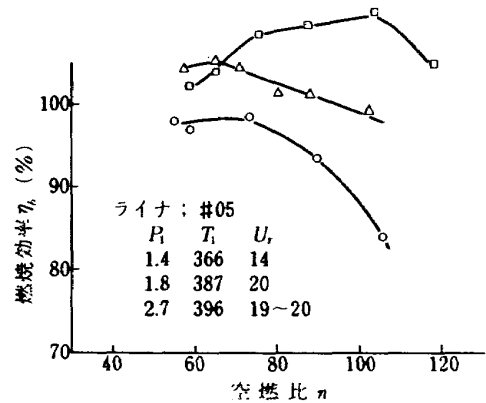


図 56 燃焼効率特性 (#05)

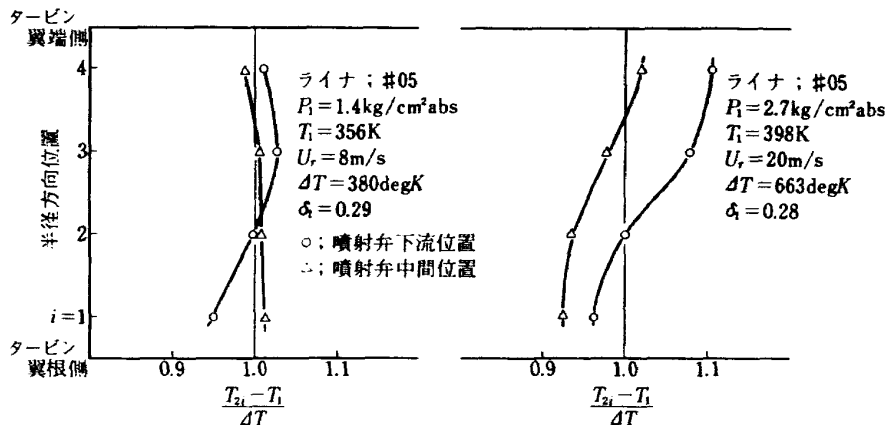


図 57 出口温度半径方向分布 (#05)

5.9.5 全圧損失係数

通風時の全圧損失係数を図 60 に示す。これまでの測定値に比べて低めである。これは、僅かではあるが分流通板入口幅を広くしているためと思われる。図 61 はディフューザ壁圧分布の測定結果であるが、ほぼ良好といえる。

5.9.6 火炎長さ

火炎長さは #03 のそれより短かめで、#01 や #02 と

同程度である。

5.9.7 振動燃焼限界

実験条件によって、弱い振動燃焼が観察されたが、#03 ライナの場合より振動燃焼範囲は狭かった。

5.9.8 燃焼実験後の状態

燃焼実験後、全体的にみてライナに焼損や変形箇所はなかった。詳細な点では、次の事柄が観察された。

- (1) スワラ盲リング上に、僅か炭素堆積がみられた

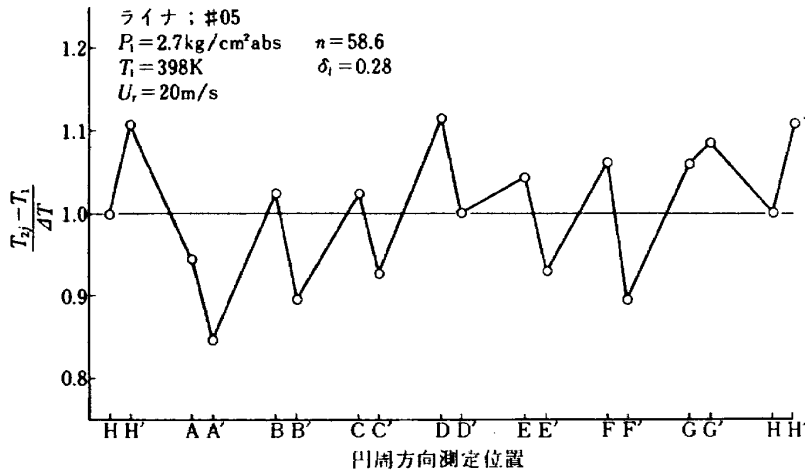


図 58 出口温度円周方向分布 (#05)

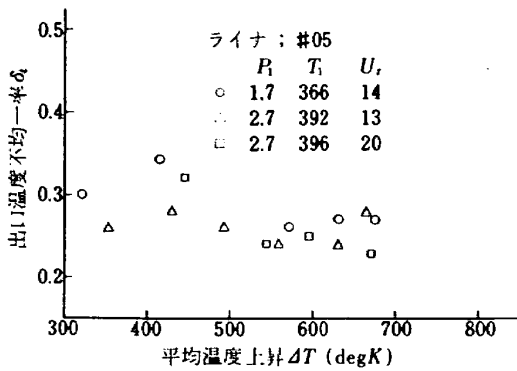


図 59 出口温度不均一率 (#05)

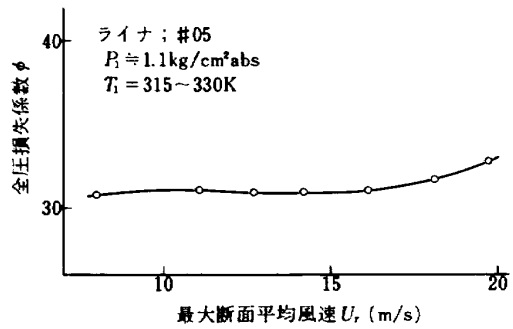


図 60 通風時の全圧損失係数 (#05)

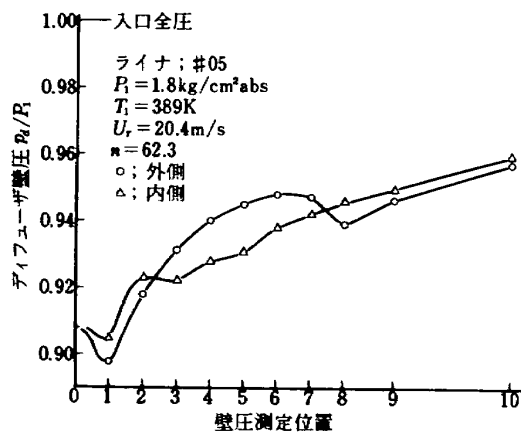


図 61 ディフューザ壁圧分布 (#05)

(16個のスワーラのうちの2個のみ)。

(2) 隔壁板の緑の熱しゃへい板を溶接した箇所に、高温になった痕跡がみられた。

(3) 隔壁板の熱しゃへい板および内側ライナ上流側の一部が黒くすすけていたが、炭素堆積というほどではなかった。

5.10 呼称#05改ライナの実験結果

#05改ライナは、原型のスワーラ盲リング上に1.5φキ

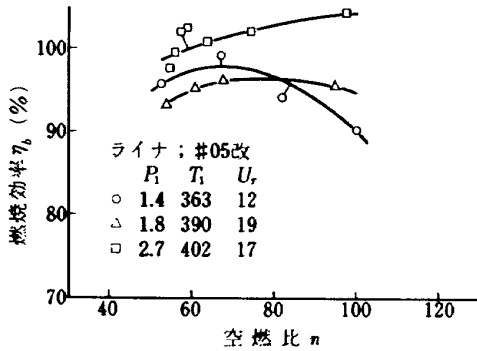


図 62 燃焼効率特性 (#05改)

リ孔を8個追加し、スワーラ1個につき16個の小孔をあけたものである。また、スワーラのピッチ円が図面寸法より直径で3mmほど小さくなっていたため、図面通りの数値まで修正した。したがって、スワーラはライナ隔壁板に対して大分外径寄りの位置に移った。

5.10.1 燃焼効率特性

#05改ライナの燃焼効率特性を図62に示す。実用範囲内で燃焼効率 $\eta_b > 95\%$ を示し、問題はない。#05原型の結果(図56)と比較すると、各実験条件における傾向は一致し、効率の絶対値も $P_1 \sim 1.4 \text{ kg/cm}^2\text{abs}$ の場合にはよく一致する。 $P_1 = 1.8 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2\text{abs}$ の条件では図56と合わないが、これは、前回の実験時空気流量測定に誤差があったことによる。

5.10.2 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63に示す。これも原型の結果(図57)とほとんど同一である。

5.10.3 出口温度円周方向分布

出口温度円周方向分布の代表的なものを図64に示す。円周方向測定位置D~Eの箇所に温度の高いピークをつ

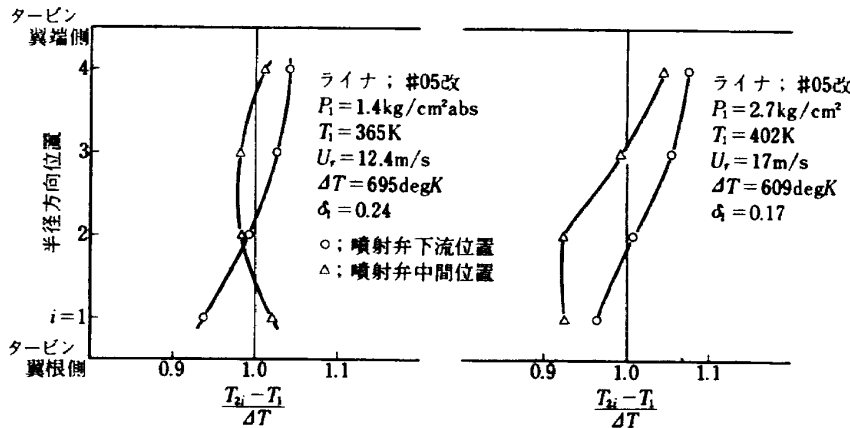


図 63 出口温度半径方向分布 (#05改)

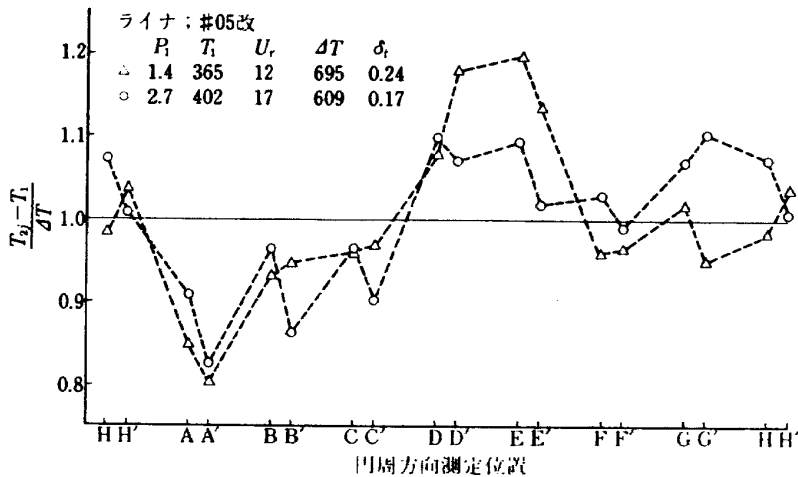


図 64 出口温度円周方向分布 (#05改)

く傾向を示すときがあるが、問題にするほどではない。

5.10.4 出口温度不均一率

出口温度不均一率は、複雑な傾向を示す。(図65)。平均温度上昇増加とともに不均一率の減少する状態は、燃料噴射弁セコンダリノズルの燃料圧力増加に基づく燃料噴霧の均一化に起因し、さらに平均温度上昇を高めて不均一率の増加する状態は、火炎長さが増加し、部分的に長くのびることに起因していると判断される。入口空気全圧 $P_1 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ のとき、最大断面平均風速を増加させると同一空燃比でも火炎長さの増加することが観察され、これが同図中の口印($U_r = 17 \text{ m/s}$)のほうか、△印($U_r = 12 \text{ m/s}$)より不均一率最少の位置が平均温度上昇値の小さなほうに移る傾向として現われている。

5.10.5 全圧損失係数

#05改の通風時の全圧損失係数を図66に示す。これは、#05原型の図60と実験誤差範囲内で一致する。ディフューザ壁圧分布も#05原型と改の間で差はみられない(図67)。

5.10.6 火炎長さ

ライナ長さ一ばいまで火炎がのびるときの限界空燃比

を図68に示す。これはライナ#01や#02と同程度で実用上問題はない。

5.10.7 燃焼実験後の状態

燃焼実験に基づく変形箇所などは見られなかった。しかし、外側ライナのライナ止めピンボスと点火プラグ座の間が少し熱的な原因から変色していた。また、内側ライナの円周方向測定位置 E - E'間の上流側がわずかな熱的な変色を示した。

炭素堆積は、スワラ盲リング上に最高3mmの高さになっていたが、1.5φキリ孔の箇所にはなく、この堆積がさらに成長するかどうかの判定はむずかしいところである。隔壁板の熱しゃへい板上が黒くなっていたが、炭素堆積という程ではない。

外側ケーシングのライナ第1列空気孔に対応する箇所が黒くなっていた。円周方向には、空気孔1列おきになっており、スワラからの空気の旋回流によってライナ空気孔から空気の流入が妨げられる箇所になっていた。図69にこれを示す。

5.11 呼称#06ライナの試験結果

呼称#06ライナは、箱形燃焼器模型(呼称CC20S-

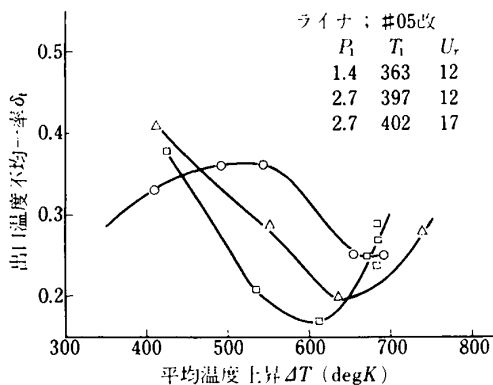


図 65 出口温度不均一率 (#05改)

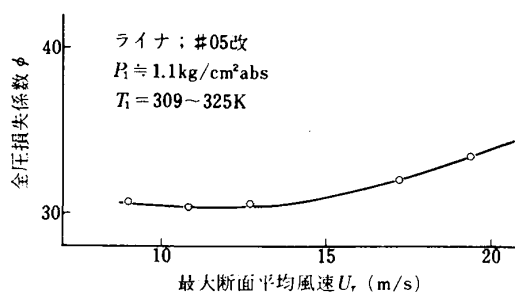


図 66 通風時の全圧損失係数 (#05改)

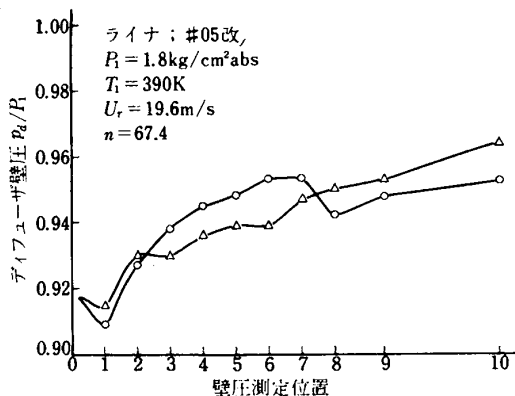


図 67 ディフューザ壁圧分布 (#05改)

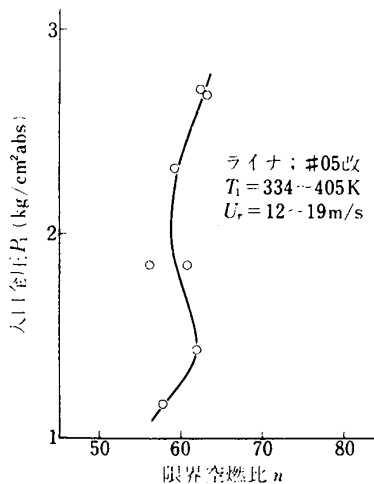


図 68 火炎長さの限界空燃比 (#05改)

2) の実験結果を用いて設計した軸方向空気孔3列のものである。⁴⁾ 分流板入口幅を4.5~5mmと広くとり、分流板入口に8箇所の計器用切欠をつけた。スワローは呼称54φで5mmほど上流側へ移動させ、噴射弁をスワローの下流側へ5mmほど突出す形とした。

5.11.1 燃焼効率特性

図70にライナ#06の燃焼効率特性を示す。平均して

効率 $\eta_b \sim 93\%$ と低めであるが、#04改と同等である。空燃比 $n=50 \sim 100$ の範囲で効率はほぼフラットになっている。

5.11.2 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71に示す。タービン翼根側で温度が高く、望ましい分布形ではない。箱形燃焼器模型の実験結果も同図のような傾向を示したが

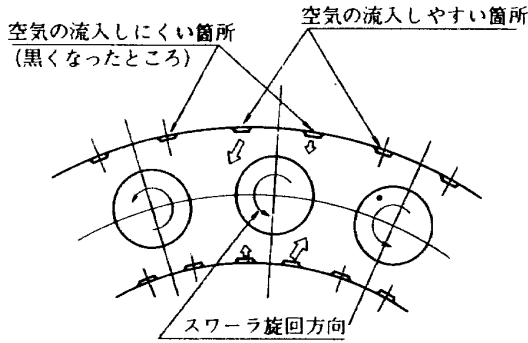


図 69 ライナ空気孔のスワローとの相対位置による空気流入量の違い

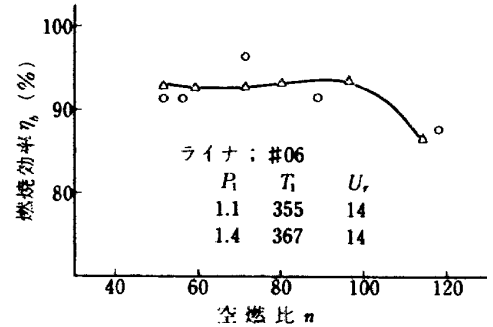


図 70 燃焼効率特性 (#06)

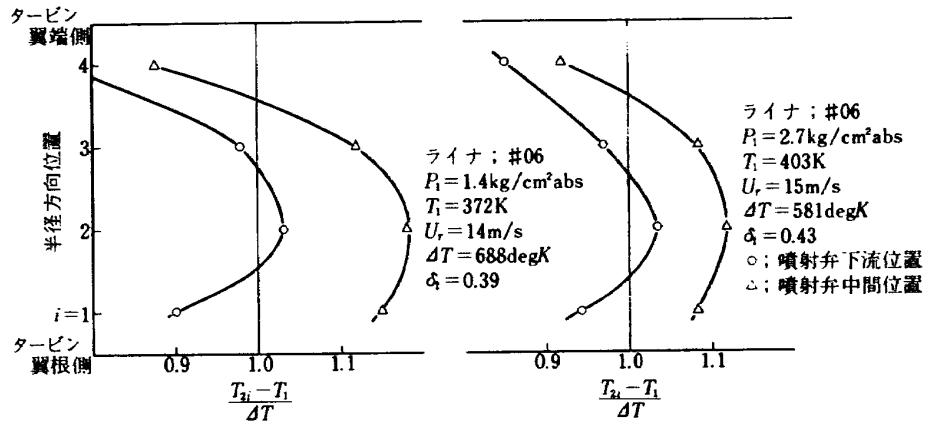


図 71 出口温度半径方向分布 (#06)

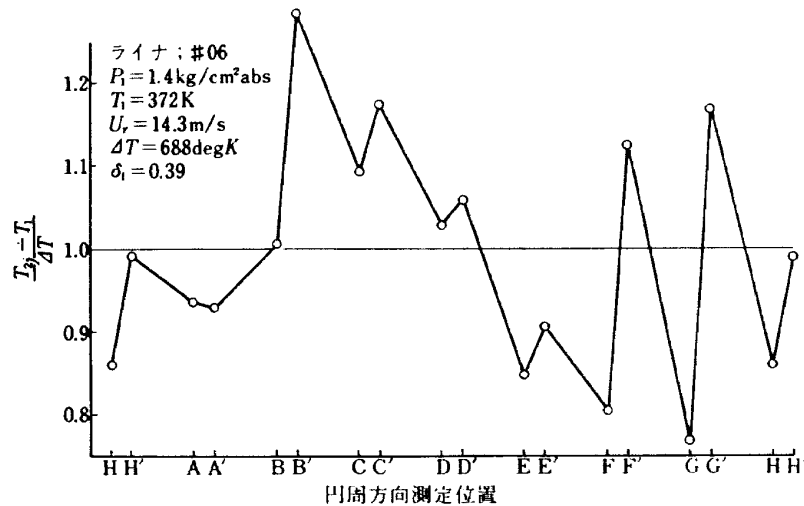


図 72 出口温度円周方向分布 (#06)

4), 実験条件によっては半径方向に一様またはタービン翼端側で高温になることがあり, 箱形模型とアナユラ形との対応性も, 詳細な点やデリケートな場合についてはとれないので, そのまま #06 に移したことに起因しているようである。

なお, 図 71 によると噴射弁中間位置の温度のほうが噴射弁下流位置より高い傾向になっている。

5.11.3 出口温度円周方向分布

#06 原型について出口温度円周方向分布を測定した結果を図 72 に示す。円周方向測定位置 B' の温度が高く, その他の点についてもばらつきが大きい。

5.11.4 出口温度不均一率

図 73 に実験結果を示す。円周方向の分布のばらつきは, 上記のように大きい, 不均一率としては安定しており, $\delta_r = 0.36 \sim 0.39$ となっている。しかし, この不均一率値は, 他のライナのそれに比べて高めである。

5.11.5 全圧損失係数

#06 原型の通風時の全圧損失係数を図 74 に示す。これは #05 の値とほとんど同一であって, #06 に分流板入口計器用切欠のあることを考えると, #06 としては低めの全圧損失係数をもっているといえる。

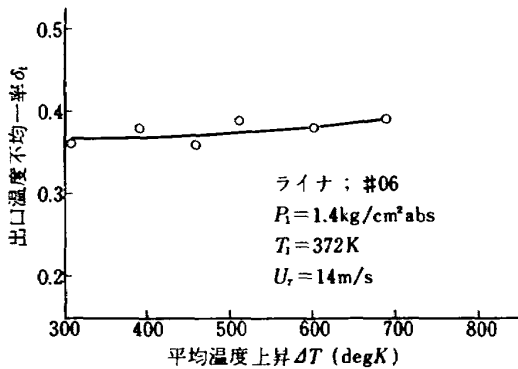


図 73 出口温度不均一率 (#06)

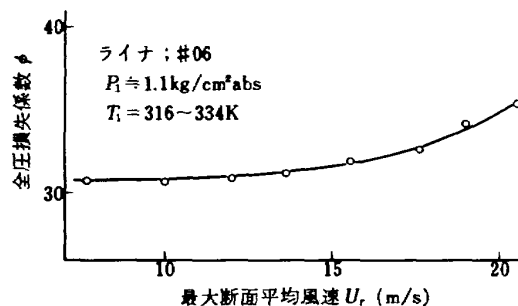


図 74 通風時の全圧損失係数 (#06)

5.11.6 火炎長さ

火炎長さがライナ出口に達したときの空燃比を図 75 に示す。実験点が 2 点のみで精度は高くないが, 火炎長さは, 他のライナと比べて長めである。

5.11.7 振動燃焼

分流板入口幅を広げ, スワラへ流れる空気量を増しているため, 振動燃焼が起きるのではないかと予想されたが, 実験範囲内では起きなかった。この結果から, 実機運転条件に振動燃焼の範囲がかかることはないと考えられる。

5.11.8 燃焼実験後の状態

ライナ第 1 列空気孔の案内筒のまわりが黒くなっていた。これは, 円周方向に 1 個おきになっており, スワラの旋回方向との関係で, 1 個おきに流入空気量が少くなっているためと判断された (図 69)。

外側ライナについて, 円周方向にストラット位置の軸方向に第 1 列空気孔上流側のところがやや変色していた。ただし, 特に高温になったというほどではない。

ライナ内面は全体的にすすで黒くなっていた。スワラ盲リング上には, 厚み 1 mm 以下ではあるが炭素堆積がみられた。

5.12 呼称 #06 改ライナの実験結果

呼称 #06 改ライナは, #06 原型の出口温度半径方向分布修正のため, 外側ライナ空気孔最終列の 10φ を盲したものである。

この実験では燃焼器出口断面の計測について円周方向位置の影響を調べるため, 原位置から燃料噴射弁の 2/3 ビッチまわした状態の計測も行なった。図 76 にこれを示す。

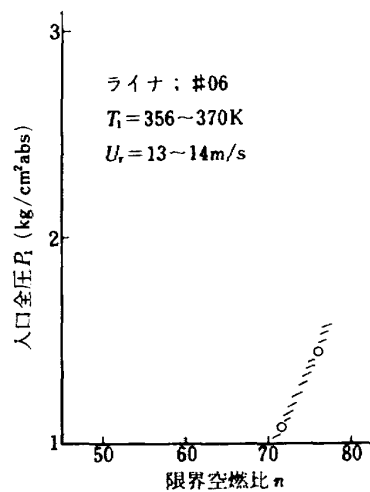


図 75 火炎長さの限界空燃比 (#06)

5.12.1 燃焼効率特性

図 77 に燃焼効率の測定結果を示す。図中○印と①印は、ほぼ同一条件の結果であるが、計測位置によって燃焼効率の値が相当に異なる、換言すれば、円周方向の出口温度分布は、一様になっていないことが判明する。いずれにしても、燃焼効率の絶対値は低めである。

5.12.2 出口温度半径方向分布

図 78 に #06 改の出口温度半径方向分布を示す。原型

に比べていくぶんタービン翼端側の温度が高めになっているが、まだ原型の傾向が残っている。

出口温度計の円周方向位置を図 76 のように変更したところ、図 79 に示すような結果が得られた。これではタービン翼端側のほうが高めになっており、燃焼器出口の円周方向位置によって半径方向の温度分布が相当に変化していることが判明する。

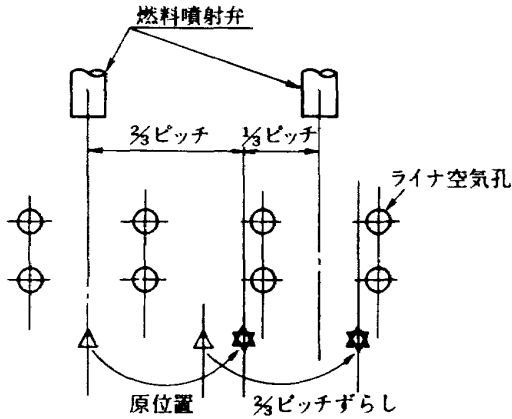


図 76 出口計測位置のずらし

ライナ; #06改

	P_1	T_1	U_r
○	1.4	370	15
①	1.4	358	15
Ⓜ	2.7	393	13~15

○; 計測原位置
Ⓜ; 計測 3/8ピッチずらし

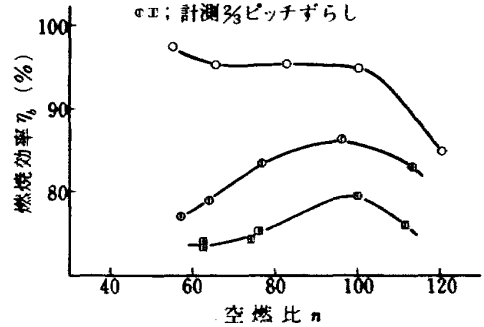


図 77 燃焼効率特性 (#06改)

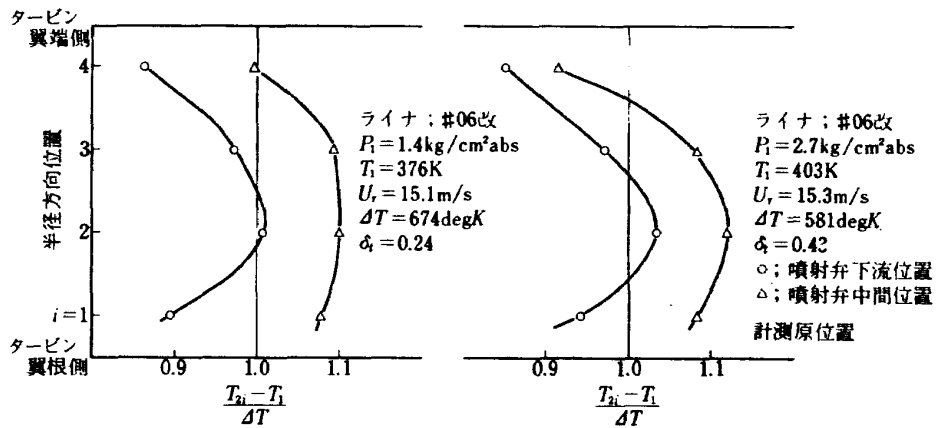


図 78 出口温度半径方向分布-I (#06改)

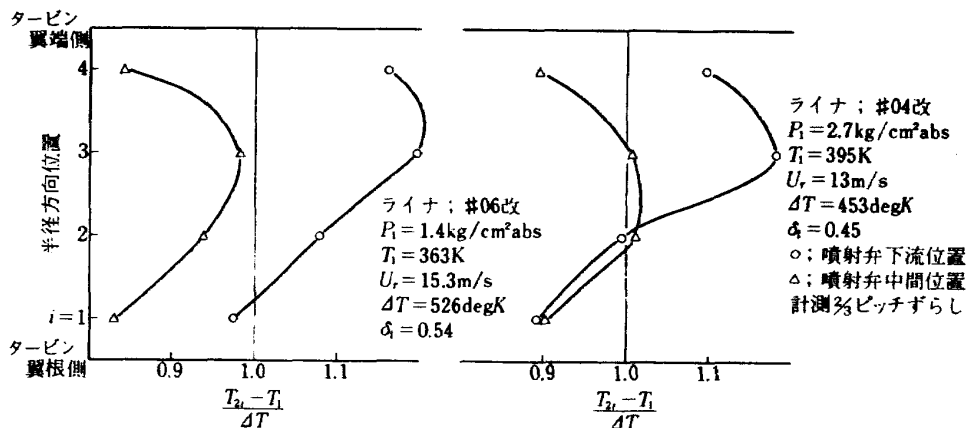


図 79 出口温度半径方向分布-II (#06改)

5.12.3 出口温度円周方向分布

図 80 に一つの測定結果を示す。これでは、やや不均一ということのみであるが、図 81 の実験条件では円周

方向測定位置 C' に大きなピークができています。この図 81 に近い実験条件で計測位置を 2/3 ピッチずらした場合を 図 82 に示す。図 81 と図 82 を合せてみると温度の山や

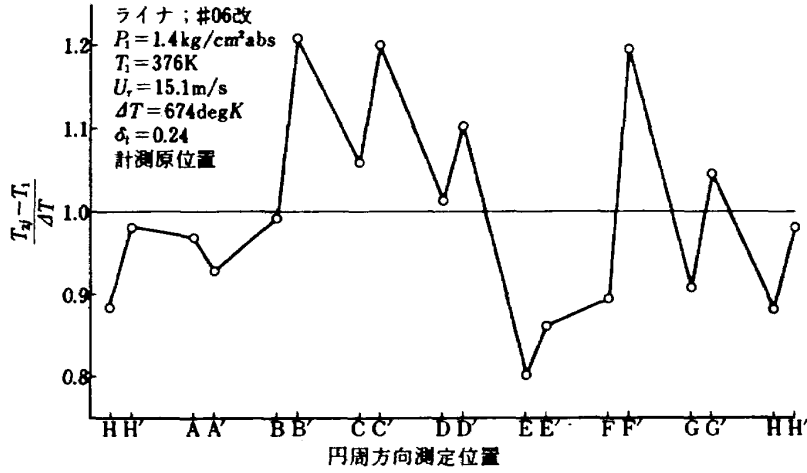


図 80 出口温度円周方向分布-I (#06改)

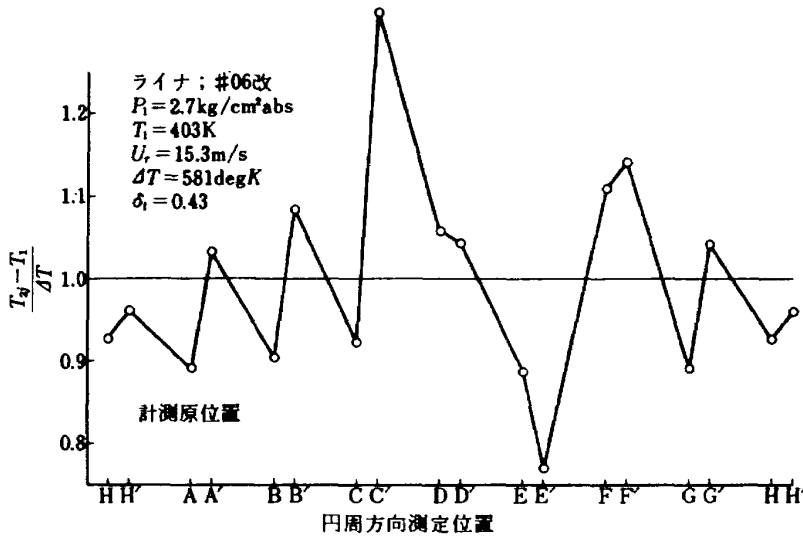


図 81 出口温度円周方向分布-II (#06改)

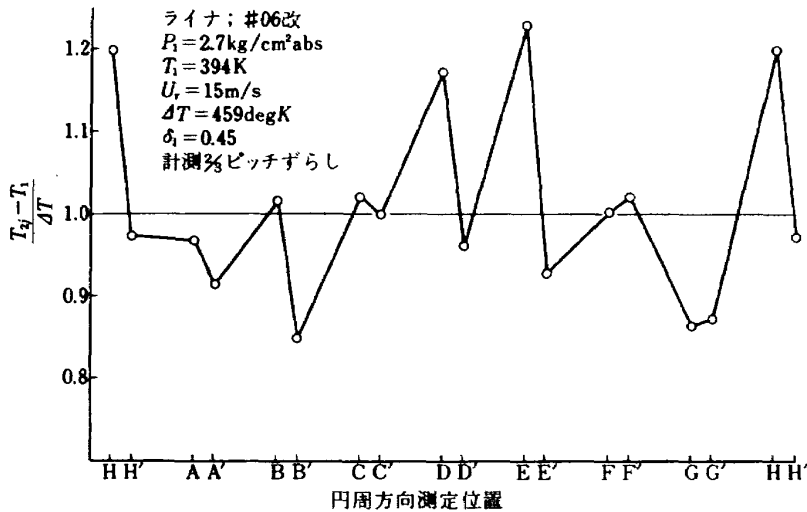


図 82 出口温度円周方向分布-III (#06改)

谷は相当に狭い範囲に限られていることが判明する。

5.12.4 出口温度不均一率

#06改の各実験条件における出口温度不均一率を図83に示す。図中の×印と△印、および×印と□印を比較すると、同一入口空気全圧のときは最大断面平均風速

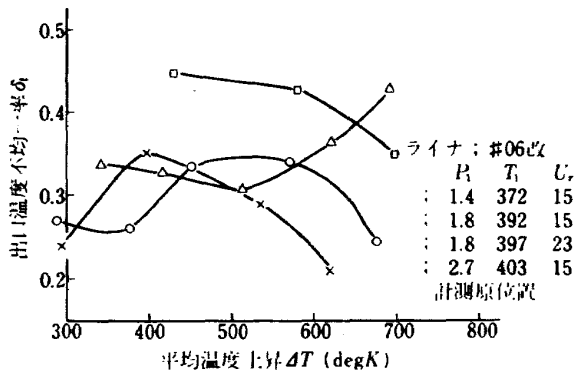


図 83 出口温度不均一率-I (#06改)

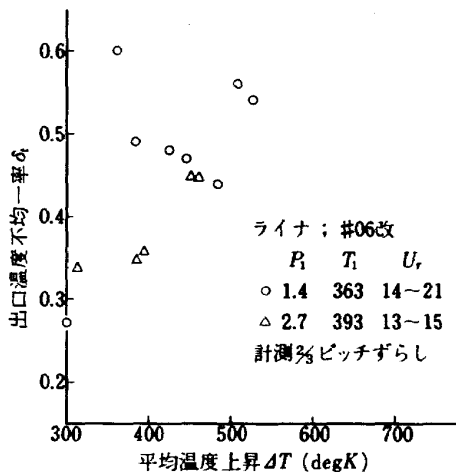


図 84 出口温度不均一率-II (#06改)

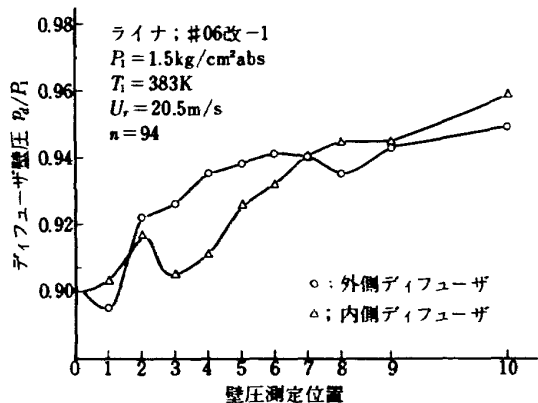


図 86 ディフューザ壁圧分布 (#06改)

を高めるほど、同一最大断面平均風速のときは入口空気全圧の高いときほど出口温度不均一率の増加する傾向がある。ただし、この傾向は、入口空気全圧をさらに高めると変わることが予想され、実用上どうかという判断は、むづかしい。

図84は出口計測位置を2/3ピッチずらしたときの結果である。値が大きくばらついているため、明らかではないが、レベルは温度計原位置の結果より高い。

5.12.5 全圧損失係数

#06改の通風時の全圧損失係数を図85に示す。この値は原型とほぼ同一である。また、出口計測位置2/3ピッチずらしの影響はほとんどなく、燃焼器出口の全圧分布は一樣といえる。図86はディフューザ壁圧分布で、分流板入口計測座(切欠)の影響は、内側ディフューザ壁圧分布には、壁圧測定位置2-3の間でみられるが、外側ディフューザ壁圧分布には、現れていない。これは、分流板入口形状の僅かな差異によると考えられる。

5.12.6 火炎長さ

火炎がライナ出口までのびたときの限界空燃比を図87に示す。測定値は相当にばらついているが、平均して、

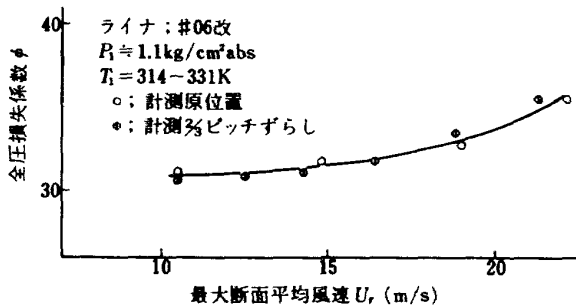


図 85 通風時の全圧損失係数 (#06改)

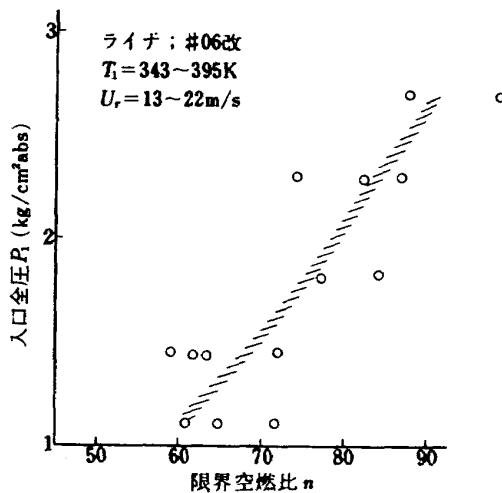


図 87 火炎長さの限界空燃比 (#06改)

やや長めである。しかし、原型より短くなっている。

火炎は、澄んだ透明な感じの色になっており、蒸発してのち燃焼する燃料の割合が多いと推定された。

5.12.7 燃焼実験後の状態

燃焼実験後のライナの状態は、原型の場合と同様であった。

5.13 呼称#07ライナの実験結果

呼称#07ライナは、燃焼試験専用として製作したもので、この実験結果については第V報²⁾に報告したので、ここでは省略する。

5.14 呼称#08ライナの実験結果

呼称#08ライナは、分流板入口幅を#04改と同じ4.0~4.5mmとし、分流板入口部分に8箇所計器座(切欠)をつけた。スワーラビッチ円を図面上3.0mmほど大きくしたが、完成品の検査では3mmほど小さく従来形と同一になっていた。その他は#05相当になっている。

5.14.1 燃焼効率特性

図88に実験結果を示す。燃焼効率は良好である。

5.14.2 出口温度半径方向分布

出口温度半径方向分布は図89に示すように、ほぼ一様で、燃料噴射弁下流位置より中間位置のほうが高い温

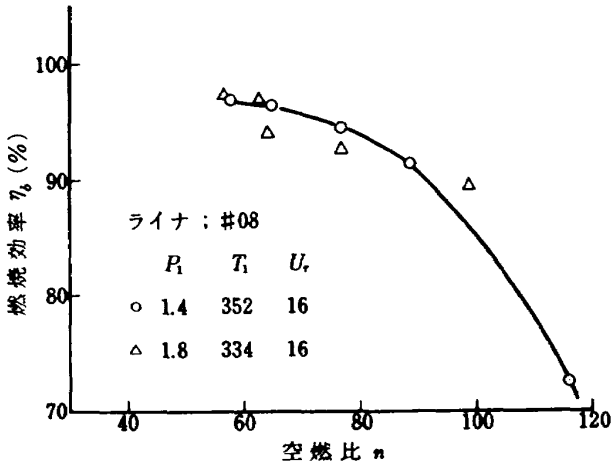


図 88 燃焼効率特性 (#08)

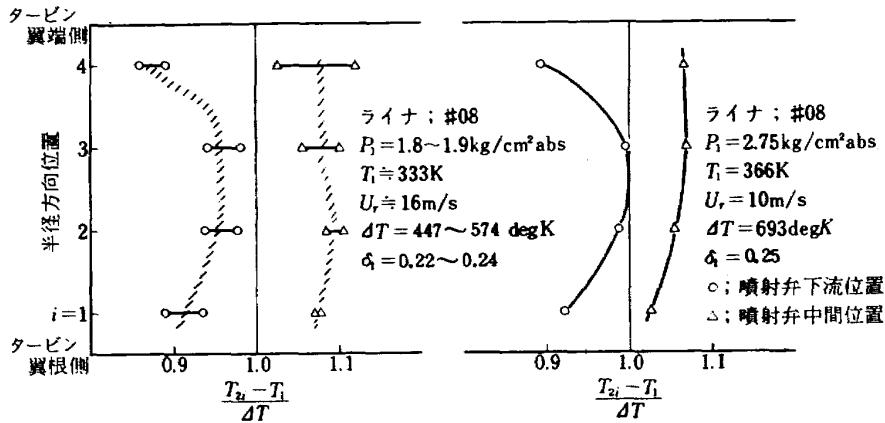


図 89 出口温度半径方向分布 (#08)

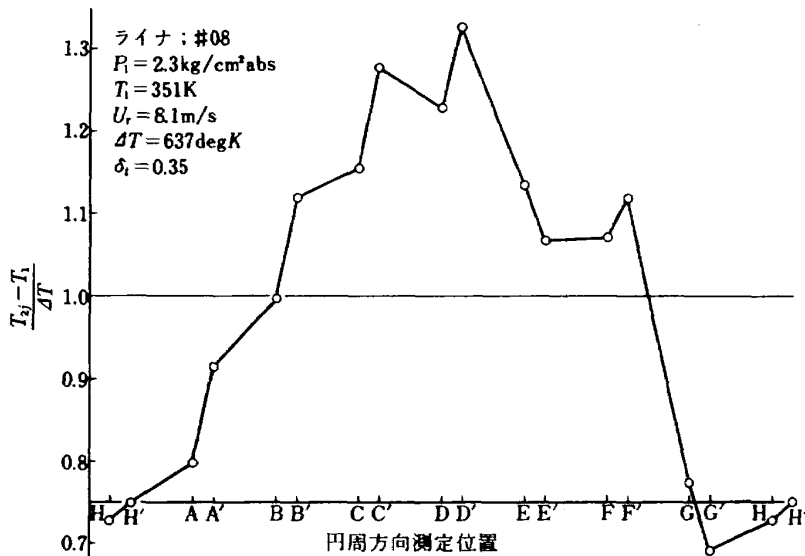


図 90 出口温度円周方向分布-I (#08)

度を示す。実験条件の変化による分布形の差は少ない。

5.14.3 出口温度円周方向分布

図90および図91に代表的な結果を示す。最大断面平均風速の小さな図90の場合は、円周方向に片寄りがみられる。出口温度計の上下方向位置は、A-H間が上、D-Eが下になっているので、片寄りの原因としていくぶん重力の影響が入っていると考えられる(下側の噴射弁から多く燃料がでる)。風速の大きな場合は空気流量の増加に対応して燃料流量が増加するので、片寄りはいみられない。

5.14.4 出口温度不均一率

出口温度不均一率の傾向を図92に示す。最大断面平均風速 $U_r \sim 11 \text{ m/s}$ のときは、平均温度上昇増加とともに出口温度不均一率の減少する傾向があるが、風速 $U_r \sim 16 \text{ m/s}$ では、逆に不均一率の増加する傾向を示す。この風速増加によって不均一率の増加することは、局所的な火炎ののびに起因すると推定され、好ましくない傾向である。不均一率の増加し始める点の平均温度上昇値は、

風速の大きなほど小さくなり、入口空気全圧を高めるほど大きくなると推定される。

5.14.5 全圧損失係数

通風時の全圧損失係数は、 $\#01$ や $\#02$ の値と同レベルである。図93にこれを示す。図94は、ディフューザ壁分布の測定結果で、壁圧測定位置2-3の間に分流板入口計測座の影響が現れている。

5.14.6 火炎長さ

図95に火炎長さから判断した限界空燃比を示す。入口空気全圧 $P_1 \sim 27 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ 付近で、もう少し限界空燃比の小さなほうが望ましいが、実用上問題になるほどでないと思われる。

5.14.7 振動燃焼限界

実験した範囲内で振動燃焼は観察されなかった。また、実験条件設定の過渡期にも振動燃焼は現れなかった。

5.14.8 燃焼実験後の状態

ライナ内面が全体に黒くなっていた。スワラ盲リング上に僅か(0.1mm程度)炭素堆積が見られたが、実用

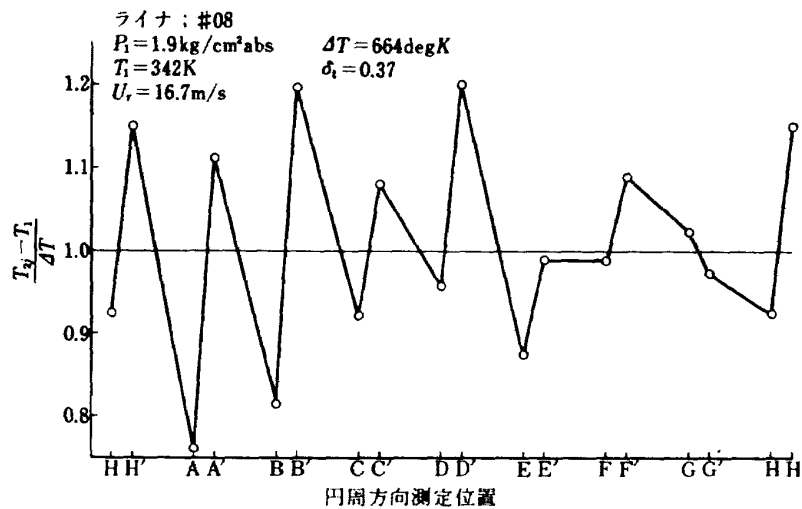


図 91 出口温度円周方向分布-Ⅱ ($\#08$)

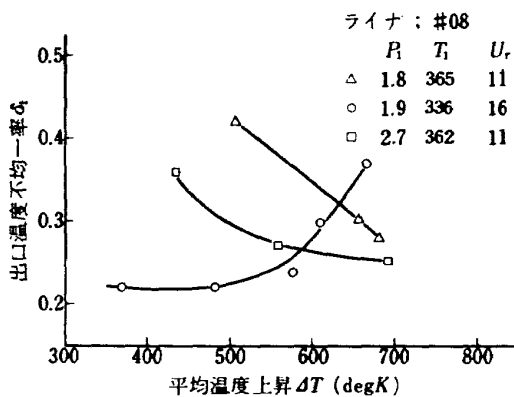


図 92 出口温度不均一率 ($\#08$)

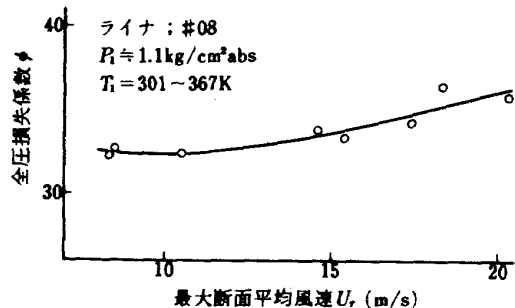


図 93 通風時の全圧損失係数 ($\#08$)

上問題になるほどではなかった。過熱した箇所はない。

5.15 呼称#09ライナの実験結果

呼称#09ライナは、#08とスワーラピッチ円を除き同一で、#05相当品である。スワーラピッチ円も実測値では、#08とほとんど同じになっている。

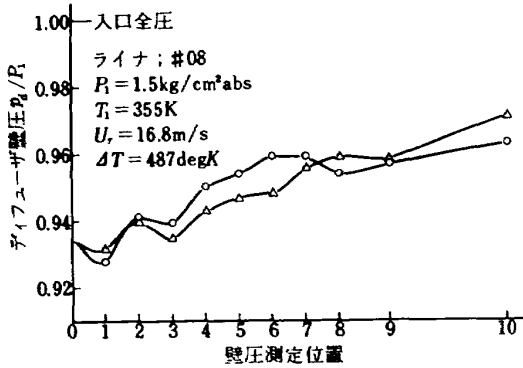


図 94 ディフューザ壁圧分布 (#08)

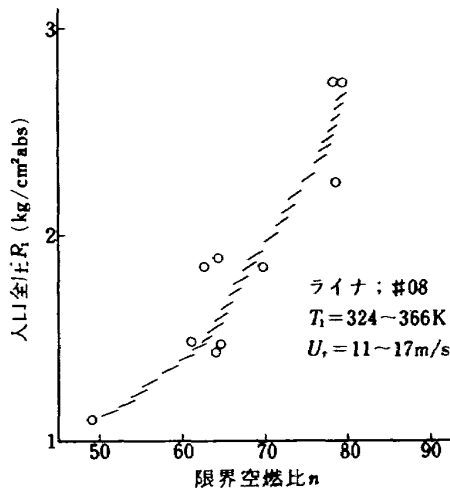


図 95 火炎長さの限界空燃比 (#08)

5.15.1 燃焼効率特性

得られた燃焼効率特性を図96に示す。燃料噴射弁呼称CC20-2は従来使用してきたもの、呼称CC20-3は燃料流量を増加させたものである。燃料噴射弁の相異は、空燃比の小さな範囲では燃焼効率に影響を与えないが、空燃比の大きな範囲では、燃料噴霧粒径の大きな場合、燃焼効率の低下がある。

5.15.2 出口温度半径方向分布

エンジン作動線から判断すると、入口空気全圧に対し最大断面平均風速がやや低めの条件の結果を図97に示す。燃料噴射弁に基づく差があるように示されているが、分布形からみて本質的なものではない。#08の結果よりタービン翼端側の温度が低下している。

5.15.3 出口温度円周方向分布

出口温度円周方向分布を図98および図99に示す。両図は、異なる傾向を示しているようであるが、重ね合わせてみると似た傾向をもつところが多く、燃料噴射弁の出口温度円周方向分布に及ぼす影響は少ないといえる。これは、#02の実験結果にもみられたことである。これから、出口温度円周方向分布には、おもに重力の影響(図

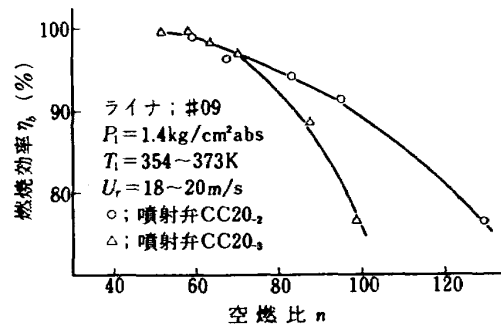


図 96 燃焼効率特性 (#09)

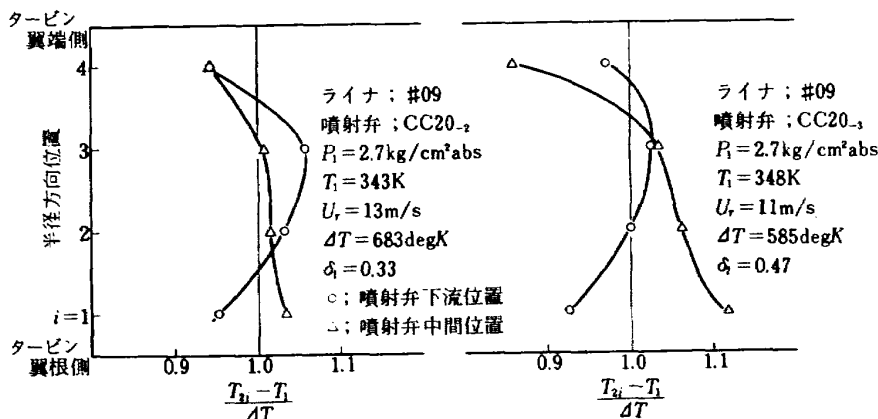


図 97 出口温度半径方向分布 (#09)

99には、これがみられる)と、各スワラからの空気流入状態の影響が加わって現れていると推定される。

5.15.4 出口温度不均一率

図100に示す#09の出口温度不均一率の傾向は、#08の結果とよく似ている。図101の結果は、特徴のある形で、燃料流量の多いセコンダリノズルの開き初めに

おいて、不均一率の増加することが示されている。図100と図101を合せて考えると、出口温度不均一率に対し図102の傾向があると推定される。

5.15.5 全圧損失係数

#09の通風時の全圧損失係数を図103に示す。#08の値よりいくぶん高めである。製作誤差の全圧損失係数

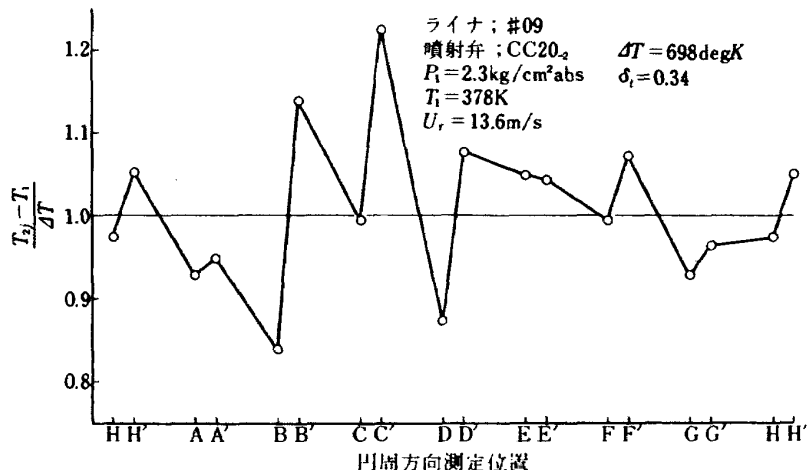


図 98 出口温度円周方向分布-I (#09)

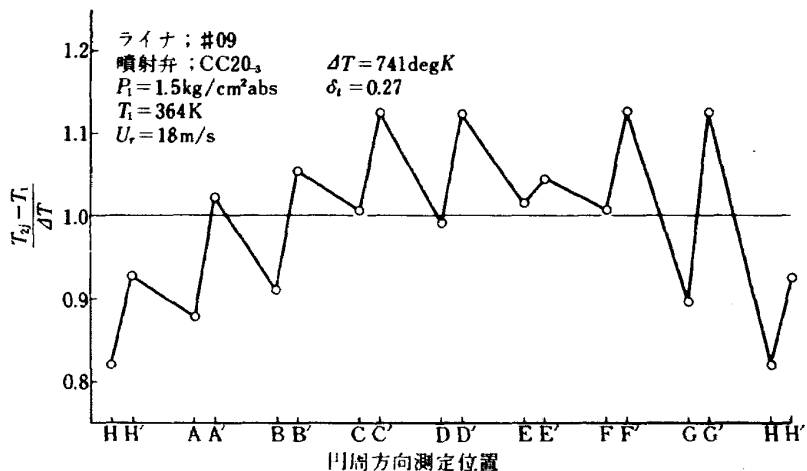


図 99 出口温度円周方向分布-II (#09)

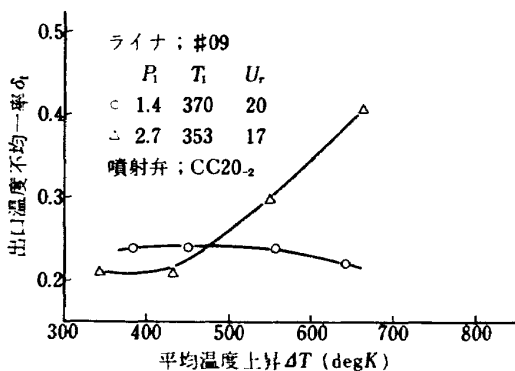


図 100 出口温度不均一率-I (#09)

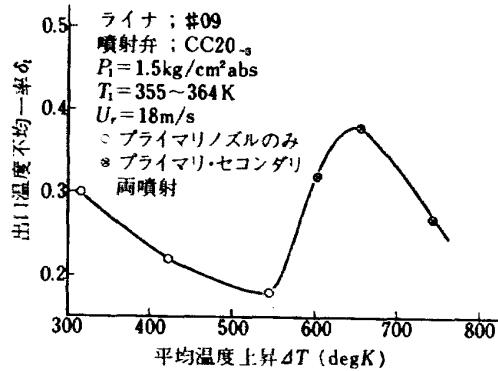


図 101 出口温度不均一率-II (#09)

に及ぼす影響が、この程度あるという例になろう。図104はディフューザ壁圧分布で、これは#08の結果とほとんど同一である。

5.15.6 火炎長さ

火炎長さの傾向を図105および図106に示す。図105と図106は、燃料噴射弁による違いを示したものであるが、あまり差はない。図105の平均値は長くないが、火炎長さのピーク位置では、限界空燃比が大きく、この傾向は好ましくない。火炎ののびる位置は、円周方向測定位置B-Cの間で、図98の温度のピーク位置に対応している。#08の結果との相違は、やはり、製作誤差に基づくと考えられる。

5.15.7 振動燃焼

燃焼実験範囲では、振動燃焼は観察されなかった。

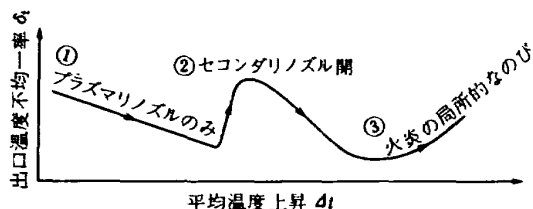


図102 出口温度不均一率の傾向



図103 通風時の全圧損失係数 (#09)

5.15.8 燃焼実験後の状態

ライナの過熱箇所、炭素堆積はみられなかった。#09では初めての試みとして隔壁板の熱しゃへい板上に、2mmほど蒲鉾形の張出しをつけたが、この箇所の過熱もみられなかった(他の部分よりは高温になっていた)。

5.16 呼称#10ライナの試験結果

呼称#10ライナは、鈍頭形分流板の採用、呼称46mmφスワラの採用を特徴としている。ライナ本体は#08~#09などと同形である。鈍頭形分流板と46mmφスワラの組合せは、高圧セクタ燃焼器試験装置による高圧燃焼実験の結果、従来形より排気中の煙濃度減少に有効であると判断された。

#10ライナ原型(分流板入口孔30φ)の燃焼実験の際、圧力測定計器の修理を行っていたため、燃焼効率等の計測ができず、この実験では、温度分布の調査を主目的にした。

5.16.1 出口温度半径方向分布

図107に出口温度半径方向分布の測定結果を示す。半径方向位置4の温度が低めであること、および入口空気全圧 $P_1 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ のとき噴射弁下流位置の温度のほうが高くなっていることの2点を

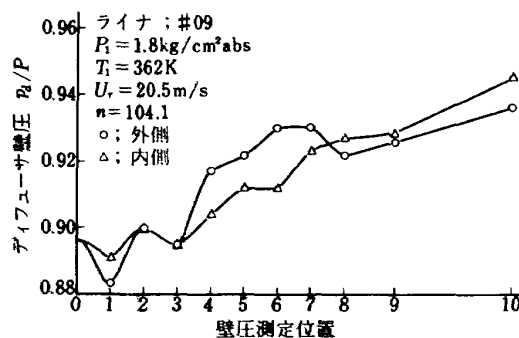


図104 ディフューザ壁圧分布 (#09)

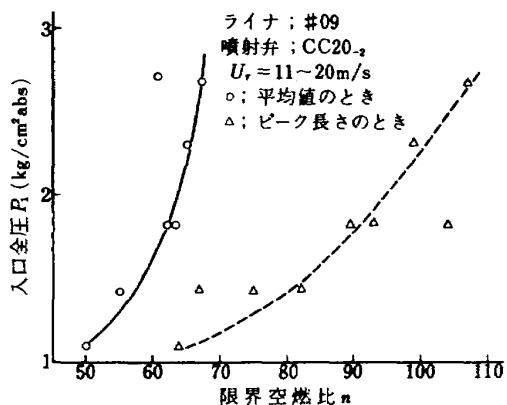


図105 火炎長さの限界空燃比-I (#09)

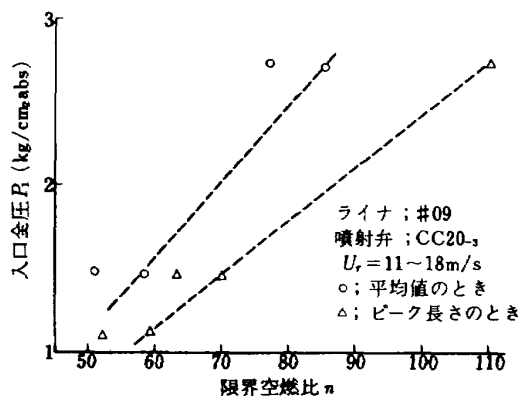


図106 火炎長さの限界空燃比-II (#09)

できれば修正したいところである。半径方向位置4の温度低下は、#09から明らかに現れているが、ライナ形状はその前のものと同一であり、この原因は不明である。

5.16.2 出口温度円周方向分布

出口温度の円周方向分布は、図108に示すように、特

徴はなく、問題になりそうな点は見出せない。従来形なみである。

5.16.3 出口温度不均一率

出口温度不均一率を図109に示す。従来形に対し、やや高めになっているが、傾向は良好である。

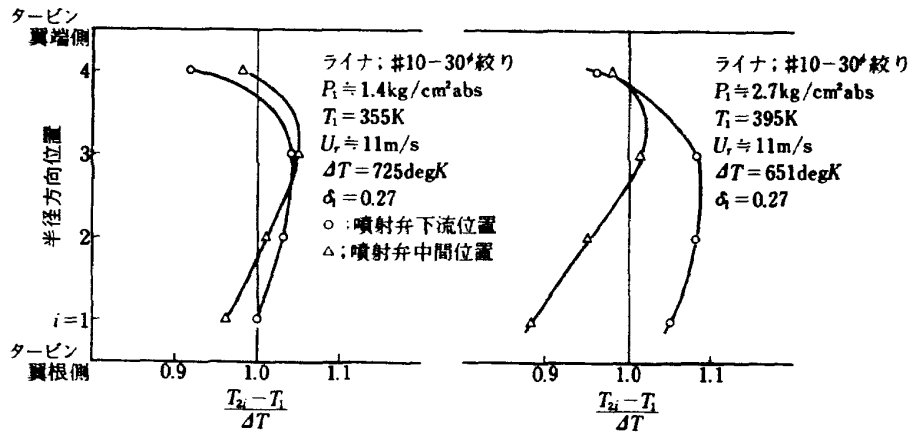


図107 出口温度半径方向分布(#10 分流板入口 30φ 絞り)

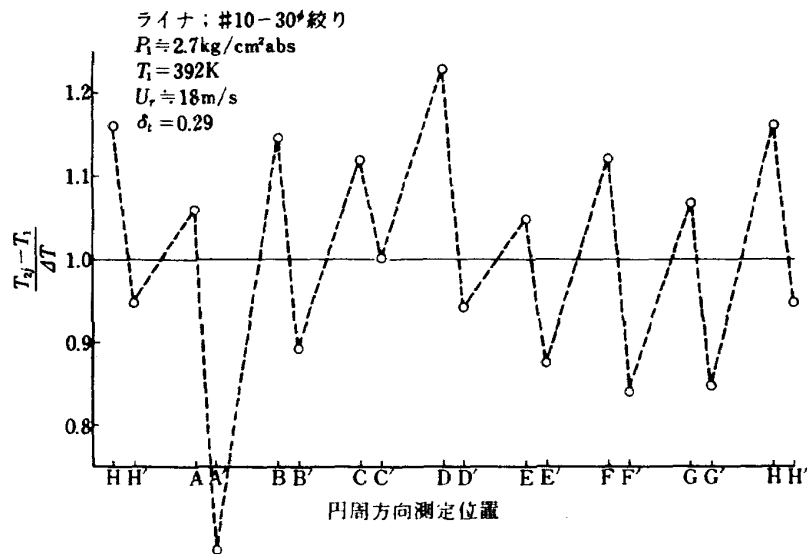


図108 出口温度円周方向分布(#10 分流板 30φ 入口 絞り)

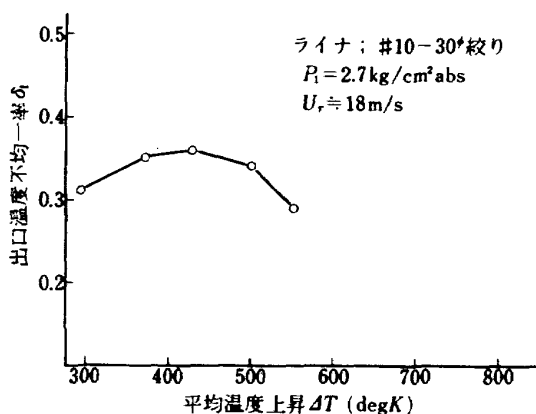


図109 出口温度不均一率(#10 分流板入口 30φ 絞り)

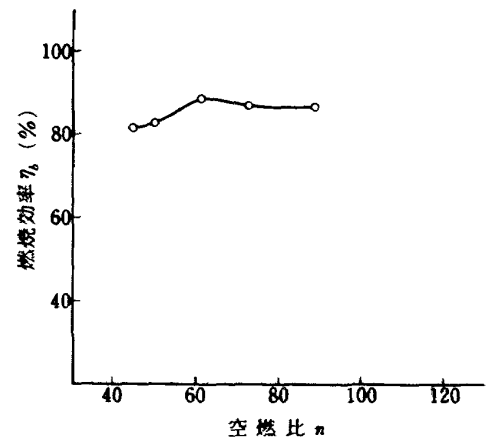


図110 燃焼効率特性の例(#10 分流板入口 28φ 絞り)

5.16.4 振動燃焼

入口空気全圧 $P_1 = 1.1 \sim 1.4 \text{ kg/cm}^2\text{abs}$, 最大断面平均風速 $U_r = 11 \sim 18 \text{ m/s}$ の条件のとき, 平均温度上昇 $\Delta T > 680 \text{ degK}$ で振動燃焼が観察された。しかし, これは, エンジン作動線から外れている。

5.16.5 燃焼実験後の状態

著しい炭素堆積, 高温ガスに曝された形跡, 熱変形などはなく, 全般に良好である。

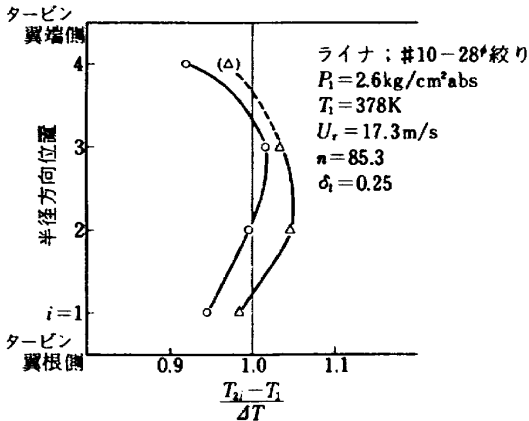


図 111 出口温度半径方向分布 (#10-分流板入口 28φ絞り)

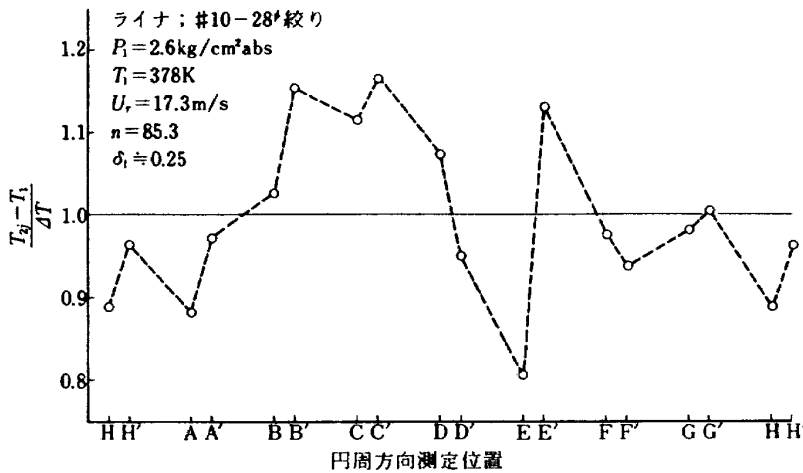


図 112 出口温度円周方向分布 (#10分流板入口 28φ絞り)

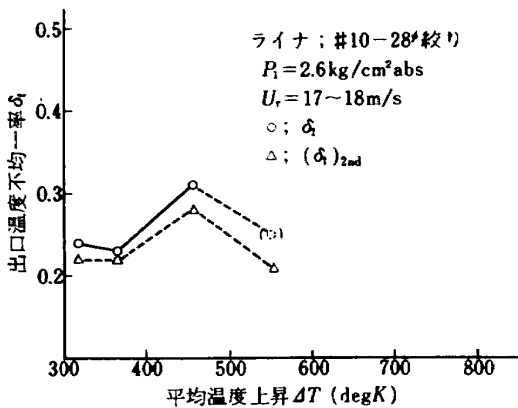


図 113 出口温度不均一率 (#10 分流板入口 28φ絞り)

5.17 呼称#10改ライナの実験結果

呼称 #10改ライナは, 分流板入口孔を原型の $30\text{mm}\phi$ から $28\text{mm}\phi$ と絞ったものである。この調整は, 当て板 (パッチ) によって行なった。このため原型を 30ϕ 絞り, 改型を 28ϕ 絞り と区別する。

5.17.1 燃焼効率特性

図 110 に実験結果を示す。良好な値ではないが, 実機作動条件では, 入口空気全圧増加にともなう燃焼効率向上が期待できるので, 実用上問題にはならない。

5.17.2 出口温度半径方向分布

図 111 によると, 半径方向位置 4 の温度が低めであるほかは良好である。同図中 () 付の点は, 出口温度計の故障と判断されるものを除いて算出した値である。

5.17.3 出口温度円周方向分布

結果の例を図 112 に示す。ほぼ従来形と同様である。

5.17.4 出口温度不均一率

出口温度不均一率の結果は良好である。これを図 113 に示す。計測時, 出口温度計の一つが異状に高温度を示したが, これが故障かどうかの判断をするため, 二番目に高い温度をとって $(\phi_1)_{2nd}$ の値を求めた。この傾

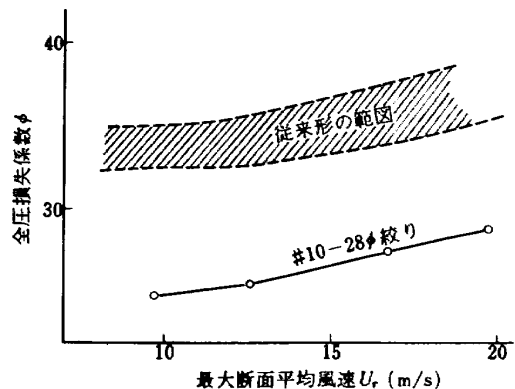


図 114 通風時の全圧損失係数 (#10 分流板入口 28φ絞り)

向や、温度分布形から、一点故障と判断し、改めて値を推定したのが同図の()付の点である。

5.17.5 全圧損失係数

通風時の全圧損失係数を図114に示す。従来形より大幅に損失係数の低下がある。これは、鈍頭分流板の効果

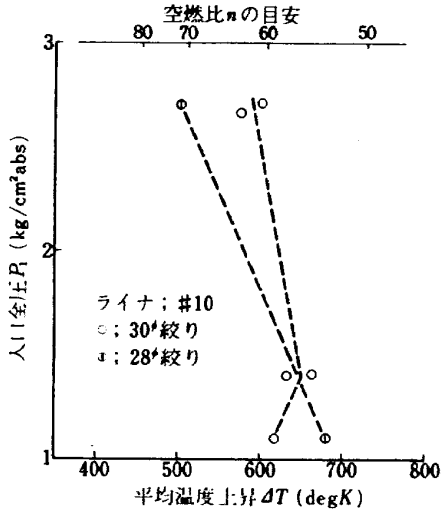


図 115 火炎長さからみた限界の温度上昇 (#10)

である。

5.17.6 火炎長さ

この #10 ライナの場合、原型では温度測定のみを行なったため、この結果と比較することを考え、機軸を限界空燃比の代わりに平均温度上昇をとった。実験点が少ないため明らかではないが、ほぼ従来をみて、実用上支障はないものと推定される。また、火炎がライナ出口まで達しても、それから燃料流量を増した状態で延びにくく、好ましい傾向を示す。

5.17.7 振動燃焼

分流板入口孔を 28φ 絞りに替えたところ、振動燃焼は完全に止った。

5.17.8 燃焼実験後の状態

#10 ライナ原型の場合と同様で、分流板入口孔絞りの影響は見られず、実用上、耐久性の点で特に問題となる箇所はないと判断された。

5.18 呼称 #11 ライナの実験結果 - I

呼称 #11 ライナは #08, #09 と同等品である。この燃焼実験時、#10 原型の場合と同じ理由から温度測定のみ

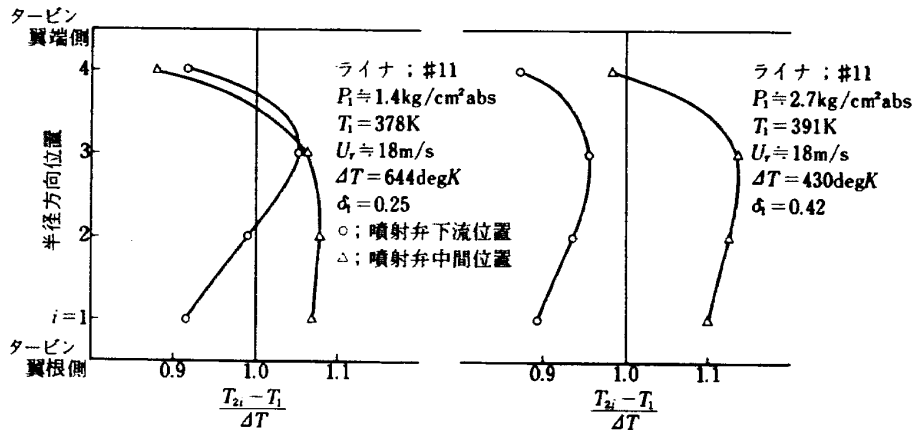


図 116 出口温度半径方向分布 (#11)

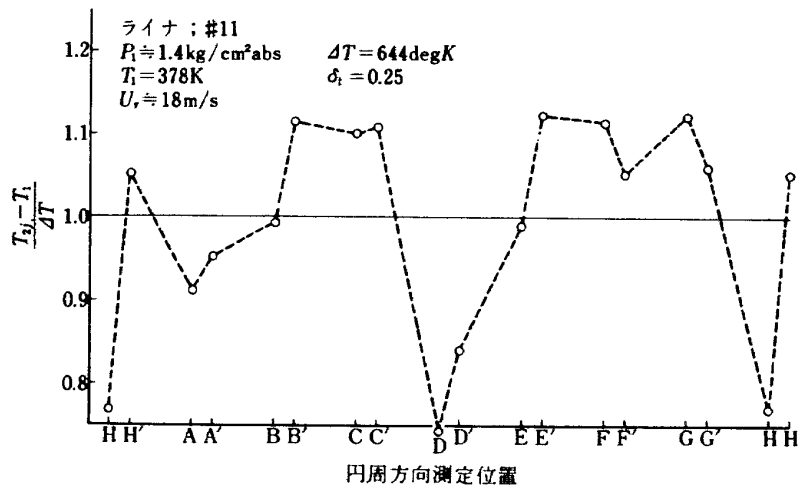


図 117 出口温度円周方向分布 (#11)

を行なったため、燃焼効率等が求まっていない。

5.18.1 出口温度半径方向分布

出口温度半径方向分布の測定結果を図116に示す。これは、#09の結果と似ているが、半径方向位置4の温度低下は、#09の場合より大きくなっている。

5.18.2 出口温度円周方向分布

測定例を図117に示す。円周方向測定位置DおよびHに温度の低い箇所があるが、これは実用上問題にはならない。ほぼ良好といえる。

5.18.3 出口温度不均一率

図118にこれを示す。入口空気全圧 $P_1 \sim 1.4 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ の場合は、測定点のばらつきが大きく、 $P_1 \sim 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ の場合は高いレベルを示している。全体的にみて従来の形よりやや不均一率が高めといえるが、平均温度上昇が増加しても不均一率の増加する傾向は見られない。

5.18.4 火炎長さ

平均温度上昇に対する、限界火炎長さ(ライナ出口ま

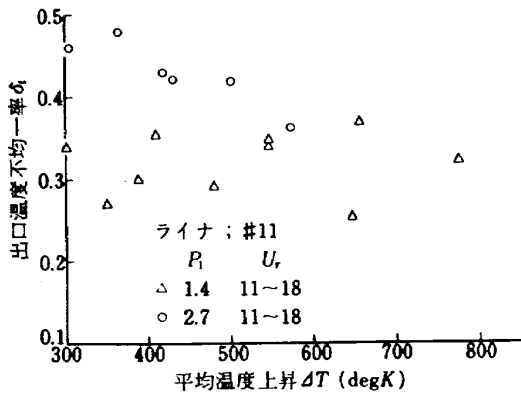


図 118 出口温度不均一率 (#11)

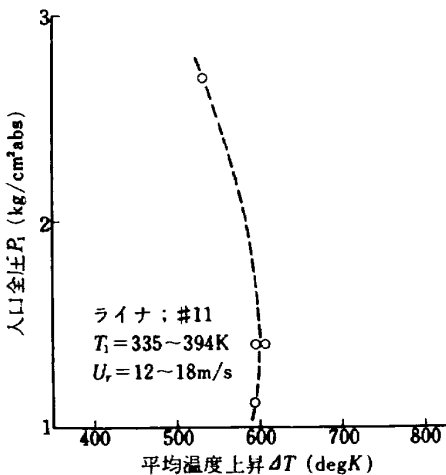


図 119 火炎長さからみた限界の温度上昇 (#11)

で火炎ののびる状態)を図119に示す。各ライナの平均値に近い。入口空気全圧 $P_1 = 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ のとき、平均温度上昇を図119の限界値より増加させても、急激な火炎ののびはなく、これについては良好といえる。

5.18.5 振動燃焼

燃焼実験中、振動燃焼は全く観察されなかった。

5.18.6 燃焼実験後の状態

特に高温になった箇所や炭素堆積は認められなかった。

5.19 呼称#11ライナの実験結果 - II

この#11ライナの場合、エンジンに組込んで運転したのち、再び燃焼実験を行なった。ライナには部分的に熱変形箇所(隔壁板部の熱しゃへい板)がみられたが、そのままの状態を実験した。

5.19.1 燃焼効率特性

入口空気全圧 $P_1 = 2.7 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ の条件では良好であるが、これより低い圧力のとき、燃焼効率がやや低めである。これを図120に示す。

5.19.2 出口温度半径方向分布

代表的な例を図121に示す。実験結果-Iと比較して、本質的な差異はない。

5.19.3 出口温度円周方向分布

円周方向測定位置BとDにピークがあり、出口温度不均一率を悪化させている。このピークは、前回の実験時には見られず、ライナの熱変形の影響によるところが大きいと判断される(図122)。

5.19.4 出口温度不均一率

各実験条件における出口温度不均一率を図123に示す。この値でみると、ライナ熱変形の影響はなく、前回実験時と同程度である。

5.19.5 全圧損失係数

通風時の全圧損失係数を図124に示す。前回の実験時に測定していないので直接の比較はできないが、#08、

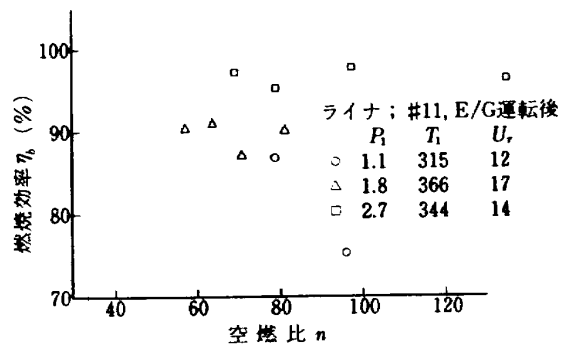


図 120 燃焼効率特性 (#11, E/G運転後)

#09のそれより僅か低めの値になって、これから、ライナ熱変形にともなう全圧損失係数の増加はない、と推定される。

5.19.6 火炎長さ

火炎長さの傾向を図125に示す。図119とは横軸が異なっているが、平均温度上昇をとって比較すると、前回の値とほとんど変わっていないことが判明する。

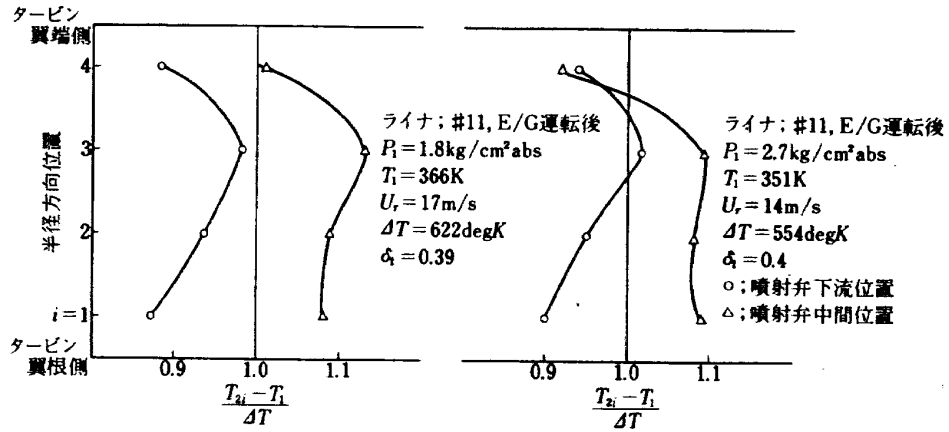


図 121 出口温度半径方向分布 (#11, E/G運転後)

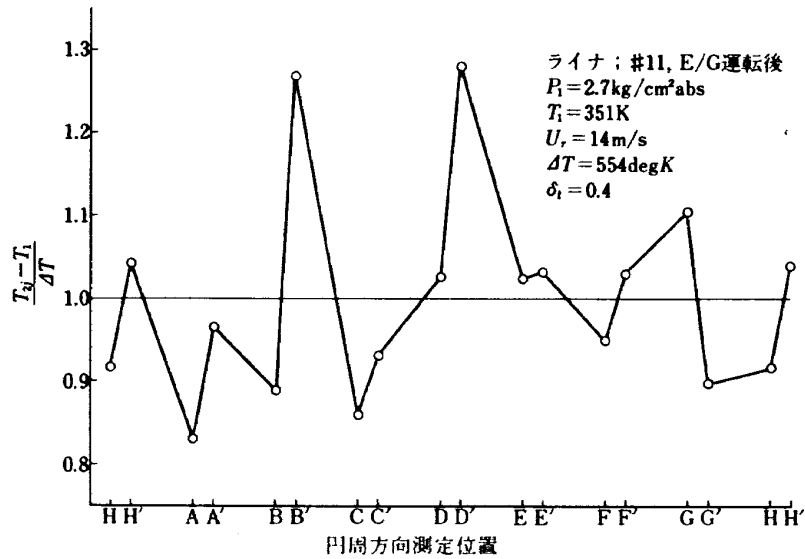


図 122 出口温度円周方向分布 (#11, E/G運転後)

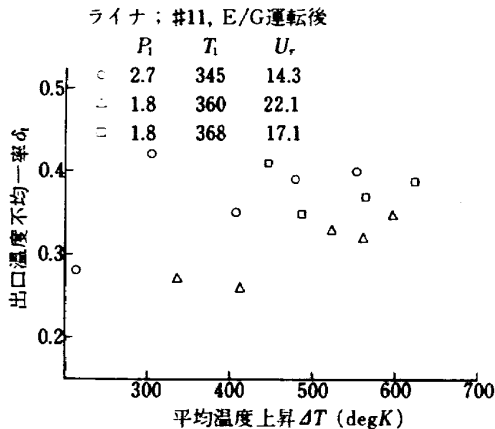


図 123 出口温度不均一率 (#11, E/G運転後)

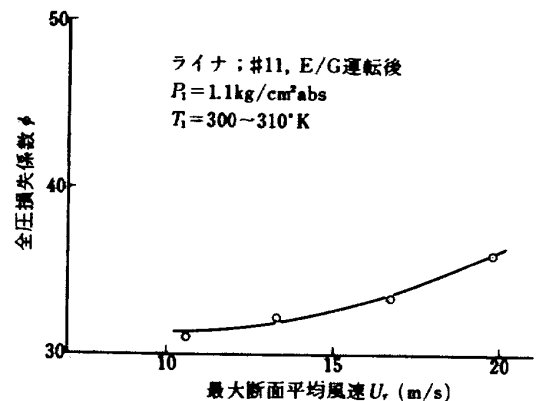


図 124 通風時の全圧損失係数 (#11, E/G運転後)

5.19.7 振動燃焼

振動燃焼は、実験した範囲内において全く観察されなかった。

5.19.8 燃焼実験後の状態

ライナの様子は、燃焼実験前と同じで、燃焼実験にもなり変化はみられなかった。

6 ま と め

実機装着用燃焼器ライナとして呼称 #01 から #11 までのものを実験した。これらのうちには、燃焼実験結果に基づく改造を行ない、再実験したものがあつたため全部で 15 種類のライナについて実験している。また、新製状態とエンジン運転後の状態の比較を行なったものもある。

6.1 ライナの構造的な差異の諸性能に及ぼす影響

ライナ構造の差異の燃焼性能に及ぼす影響を調べることを目的として、いくつかの事項を行なった。

(1) 分流板入口幅；この入口幅は、スワローに流れる空気量を制御する。入口幅 3~3.5mm (ライナ #02), 入口幅 5~5.5mm (ライナ #02 改) を比較すると、次のような差異がみられた。

燃焼効率、実験した範囲内で #02 のほうが良好である。

出口温度半径方向分布は、どちらかというとも #02 改のほうが好ましい形をしている。

出口温度不均一率は、差なし。

全圧損失係数は、#02 改のほうが明らかに低い。スワローから多く空気を流入させることによる全圧損失係数の低下は、理論計算からも得られる傾向である。

火炎長さは、大差ないが、どちらかというとも #02 改の

ほうが短めである。

以上の結果から、分流板入口幅は広いほうが良いことになるが、この傾向はスワローに依存するので、それぞれ最適なスワローを選定して実験すれば²⁾、全圧損失係数の点を除いて、どちらの分流板入口幅でも、同様な性能が得られよう。

(2) 分流板入口計測座 (切欠) の有無；無 (ライナ #04, #05), 有 (ライナ #04 改, #08, #09, #11), 分流板入口に計測器挿入のための切欠をつけることは、高流速箇所であるだけに影響が大きく、全圧損失係数の増加 ($\Delta\phi=3\sim5$) がみられる。このほかの点について、計測座有無による差はほとんどない。

(3) 分流板標準形と鈍頭形；標準形 (ライナ #04, #05, #08, #09, #11), 鈍頭形 (ライナ #10)。ライナ #10 は、46φ スワローを用いているため、他のライナ (55φ または 54φ スワロー付) と直接比較はできない。しかし、スワローの差のみでは説明できない程度の全圧損失係数の低下がある ($\Delta\phi=7\sim9$)。その他の点については、スワローの影響が大きく現われていると推定され、本実験のみでは、分流板の差異の詳細はわからない。

(4) ライナ隔壁板 (スワロー取付板) 位置；上流側へ 5mm 移動させたもの (+5 と表示) (ライナ #04 改, #06) と原位置 (燃料噴射弁先端とスワローの噴射弁取付座の面がほぼ揃う状態) (ライナ #04, #05, #08, #09, #11)。この目的は、燃料噴射弁とスワローとの軸方向相対位置をかえ、実効燃料噴霧角の制御をすることにある。燃料噴霧の観察によると +5 位置の場合、噴霧角は静止雰囲気するときと同様 (原位置では広がる) になり、ライナ壁面に衝突する燃料量が原位置の場合より減少する。この効果は、実験したライナに他にも条件の違い箇所があつたため、直接には評価できないが、次の点がみられた。

燃焼効率、全圧損失係数には差なし。

出口温度半径方向分布は、大きな差はないが、+5 位置ではやや中央部分の高くなる傾向を示す。

出口温度不均一率は、+5 位置のほうが僅か高め。

火炎長さは、+5 位置のほうが、僅か長め。

+5 位置では、燃料噴射弁が 5mm ほどスワロー出口側に突出しているため、燃料噴射弁の耐久性上好ましくなく、本格的な方法としては、スワロー形状から変更する必要がある。しかし、+5 の位置の利点は、この実験からは得られなかった。

(5) ライナ隔壁板の冷却の有無；無 (ライナ #01, #02), 有(1)-冷却空気をライナ内面に沿って流出させるもの (ライナ #04), 有(2)-冷却空気をライナの外側へ流出させるもの (ライナ #05, #06, #08, #09, #10, #

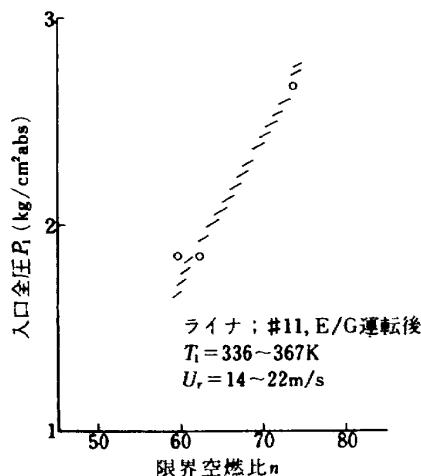


図 125 火炎の長さの限界空燃比 (#11, E/G運転後)

11)。ライナ隔壁板は、耐久性上特に問題になる箇所である。この冷却法は重要な事柄である。本実験で採用した冷却法は、隔壁板を二重構造にし、上流側の隔壁板を強度部材としてこれに小孔をあけ、小孔からの空気噴流をしゃ熱板に衝突させて冷却する方式である。この冷却空気の流出孔として上記の有(1)と有(2)を試験した。有(1)の方法は、燃焼効率の低下があったが、有(2)では効率低下がなく、良好であった。出口温度半径方向分布、全圧損失係数等への影響は、有(1)、有(2)ともみられなかった。

(6) スワラの差異；55φ/45°、43φ盲付(ライナ#01, #02, #04), 54φ/45°, 42.5φ盲付(ライナ#04改, #05, #06, #08, #09, #11), 46φ盲リングなし(ライナ#10)。スワラ55φと54φは、箱形燃焼器模型の場合に出口温度不均一率の差異として現れたが、アニューラ形の場合、有意の差はみられなかった。

スワラ46φは、データ不足で他のスワラと十分な比較はできないが、大気圧状態で火炎長さの短い傾向を示した。入口空気圧力を高めると火炎長さは他のスワラの場合より長くなったが、この傾向はスワラから流入する空気量(分流板入口開口面積で調節)により変化し、スワラ単独の性能評価のむずかしさが示された。火炎の長さ以外の点についての特徴はみられなかった。

(7) ライナ空気孔数；3孔形(ライナ#06), 4孔形(ライナ#01, #02, #03, #04, #05, #08, #09, #10, #11)。

ライナ空気孔は、流れ方向に4孔あけた形が主体であるが、空気孔軸方向位置の調節のため、3孔形も試験した。3孔形の性能は4孔形に比べて次の各点が異っていた。

燃焼効率は3孔形のほうが低めになっている。これは、箱形燃焼器模型の実験結果と逆の傾向であり^{3),4)}、燃焼器の矩形断面とアニューラ断面の違いによる流れ模様の変化が大きく影響していると判断される。

出口温度半径方向分布は、3孔形では全般に内径寄り高めの傾向を示した。これは箱形模型の結果とよく一致している。

出口温度不均一率は、3孔形のほうが高めである。

全圧損失係数には、3孔形と4孔形の差は現れなかった。

火炎長さは、3孔形のほうが長い。

以上のように、3孔形は目的とした燃焼効率の改善が得られず、他の性能についても優れた点はなかった。これから、この実験に用いた3孔形ライナは、空気孔配置が適当なものでなかったといえる。もちろん、3孔形でも他の実例から推定して十分な性能のものが得られる筈であるが、4孔形に比べて空気孔の調整がむずかしいと

いえそうである。

(8) 燃料噴射弁の影響；同一規格の噴射弁A, Bの2組についての比較(ライナ#01), 流量特性のやや異なる噴射弁；CC20-2 CC20-3 についての比較(ライナ#09)。同一規格の燃料噴射弁2組についての比較では、流量特性や噴霧角にいくぶん差異がみられたが、燃焼性能にこれらの影響は本質的には現れなかった。

流量特性の異なる噴射弁については、燃料流量が少く、噴射圧力の低い状態で差が現れ、流量の多い噴射弁のほうが、大きな燃焼効率低下を示した。

6.2 製作誤差の諸性能に及ぼす影響

製作誤差の影響は、次のライナの比較から判明する。

- (1) 同一図面にて製作したもの；ライナ#01と#02。
- (2) 図面上は少し異なっていたが、製作後、同一寸法になったもの；ライナ#08と#09。

ライナ#01と#02について、差異の認められたものは、ディフューザ壁圧分布で、分流板入口部分の形状は、極めてデリケートなことが判明する。その他の点については、実験時の測定誤差や再現性等を考慮すると、ほとんど差がないといえる。

ライナ#08と#09では、燃焼効率特性と出口温度半径方向分布はよく似ているが、全圧損失係数は#09のほうがやや高め、火炎長さは#09のほうが、入口空気全圧の高いとき、長いという差がみられた。この原因として、スワラとライナとの相対位置の差異があるように思われるが、明らかでない。

6.3 エンジン運転にともなうライナの熱的変形の諸性能に及ぼす影響

ライナの熱変形が出口温度分布等へ及ぼす影響を調べるには、次のライナについて新製状態とエンジン運転後の状態の比較を行えばよい。

- (1) ライナ#01と#02；#01と#02は同一図面にて製作しており、製作誤差に基づく性能の差が少いので、#02 新製、#01 運転後の比較ができる。
- (2) ライナ#04改
- (3) ライナ#11；この場合は、新製のときの実験データが不足して十分な比較はできない。

ライナ#01, #02の場合、燃焼性能は前記のようにほぼ同一で、熱変形による性能変化はみられないが、振動燃焼範囲は、著しく広がり、実機運転に差し支える程度と判断された。振動燃焼は、極めてデリケートな現象であるので、どの箇所の影響が現れたのか推定できなかった。

ライナ#04改の場合、出口温度について燃料噴射弁下流位置と中間位置との差が運転後のライナについては、広がっていた。その他の差異は認め難い。

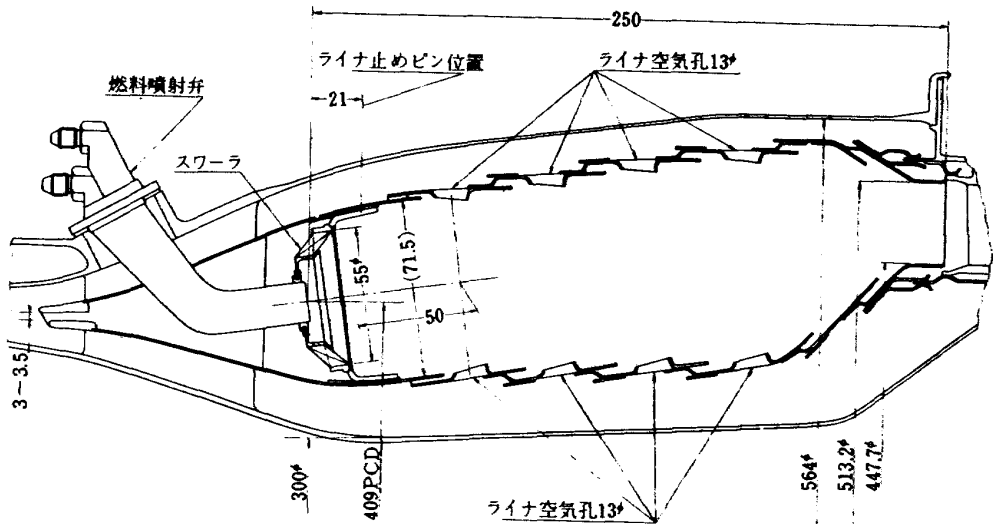
ライナ#11の場合も、ほとんど差はない。すなわち、振動燃焼範囲の点を除いてライナの熱変形の燃焼性能に影響を及ぼす度合いは小さいといえる。

6.4 全体的な性能について

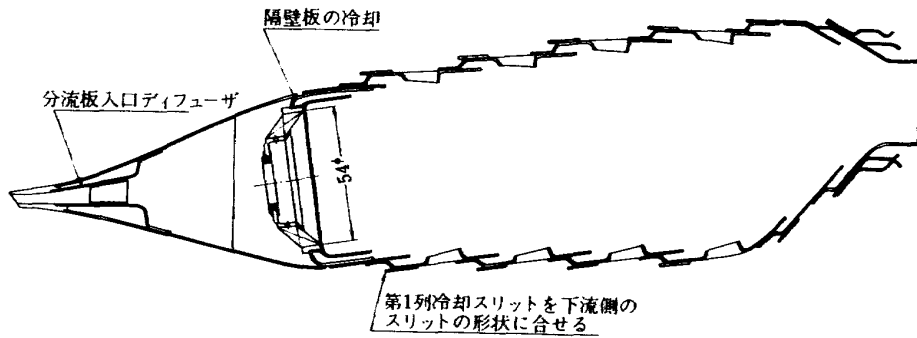
前記(6.1)のように、本実験では、各種の構造的な差異を調べているが、どのライナも実用的な性能をもつよう配慮しているため、大きな性能上の差はみられなかった。また、実験条件が、入口空気全圧 $P_1 \sim 2.7 \text{kg/cm}^2 \text{abs.}$ までと低いため、高圧燃焼状態の推定は、本実験結果からはできない。しかし、本データとエンジン運転時のデータを比較することにより、意味をもつことになり。

7 文 献

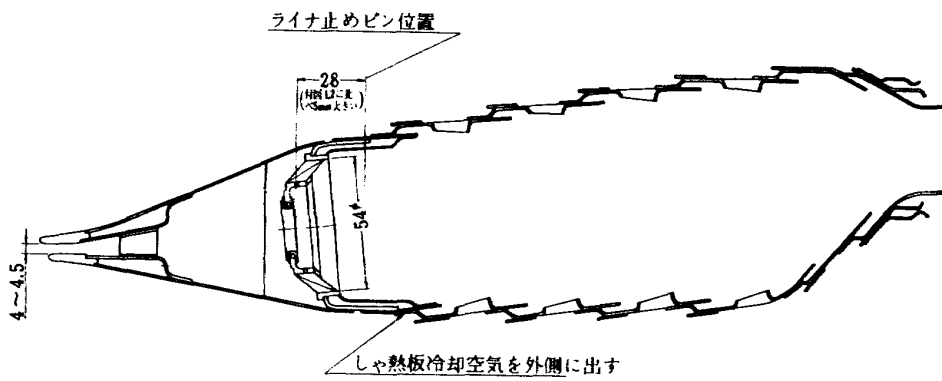
- (1) 鈴木邦男, 石井浅五郎; 高圧燃焼器の研究(Ⅳ), 航技研資料 TM-292(1976-2)「配布先限定」
- (2) 鈴木邦男, 石井浅五郎; 高圧燃焼器の研究(Ⅴ), 航技研資料 TM-299(1976-5)「配布先限定」
- (3) 鈴木邦男, 石井浅五郎; FJR エンジン用高圧形セクタ燃焼器模型の実験(I), 航技研資料 TM-265(1974-10)「配布先限定」
- (4) 鈴木邦男, 石井浅五郎; FJR エンジン用高圧形セクタ燃焼器模型の実験(Ⅱ), 航技研資料 TM-269(1975-1)「配布先限定」



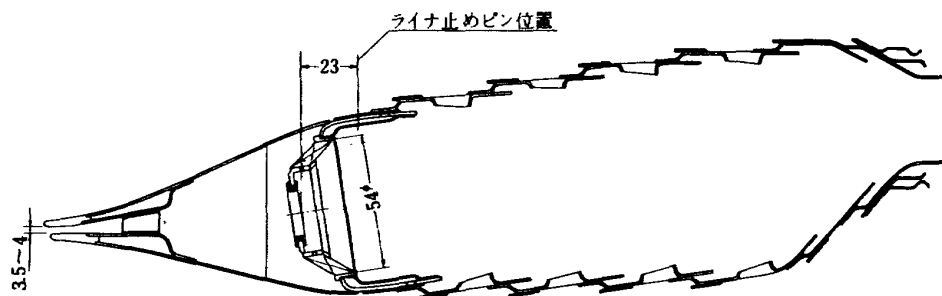
付図1 #01, #02 ライナ



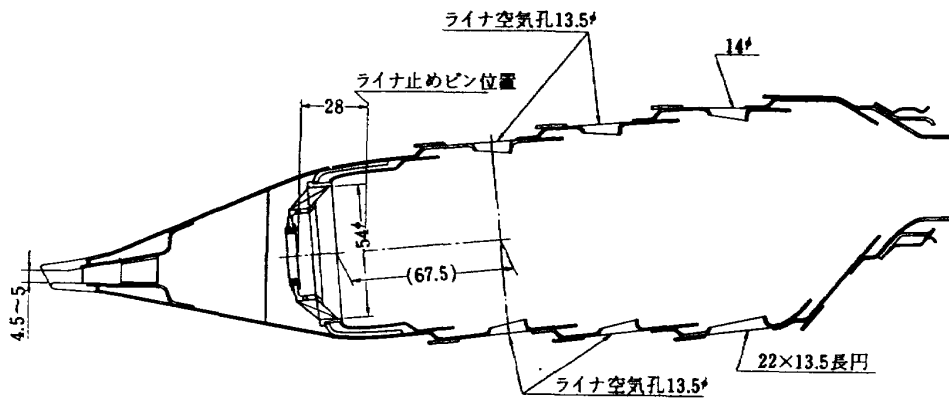
付図2 #04 ライナ



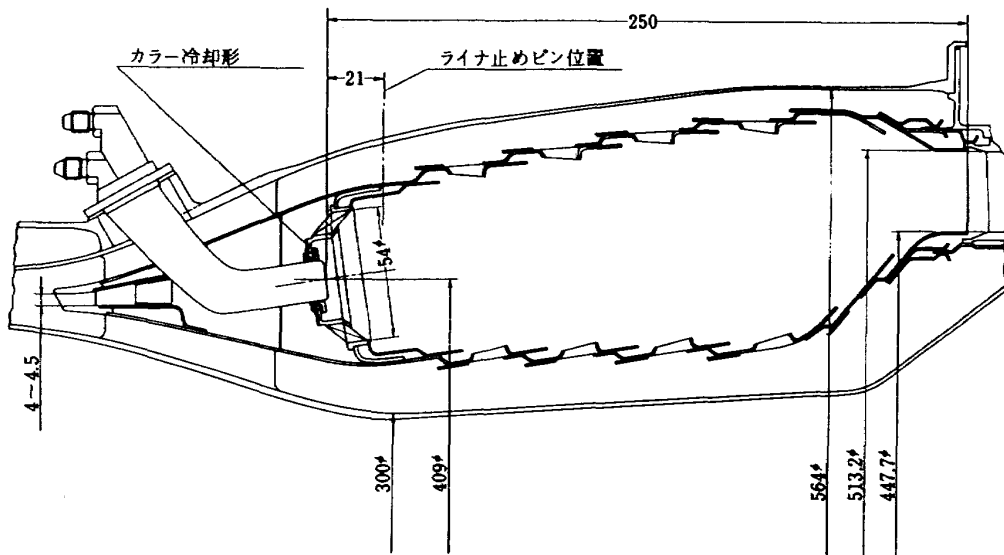
付図3 #04改ライナ



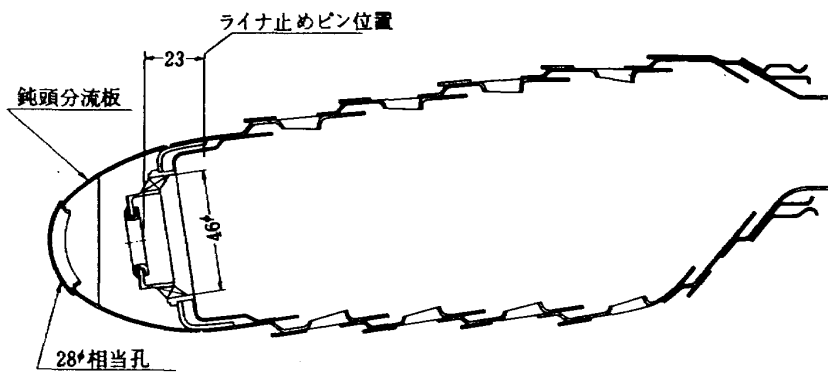
付図4 #05 ライナ



付図5 #06 ライナ



付図6 #08, #09, #11 ライナ (#05相当)



付図7 #10 ライナ (改形)

航空宇宙技術研究所資料318号

昭和51年10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
