

UDC 621.454:
536.46:
543.27

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-166

ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域
のガス組成と燃焼状態

大塚貞吉・斎藤 隆・堀内正司
本間幸吉・宮坂 彰

1969年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験(Ⅲ)	1968年5月	近藤博, 山崎紀雄, 藤古川昇	蓑田光弘
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川隼人	戸川保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年5月	竹中幸彦, 古田敏康, 三本木茂夫, 越熊倉郁夫	斉藤浩一, 藤島矩一郎, 小川鉦一, 朝田洋邦彦
TM-134	AGARD 標準模型HB-1, HB-2の超音速風洞試験	1968年5月	斉藤秀夫, 原根英夫	石原久蔵, 野田順一
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川鉦一	遠藤修司
TM-136	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井映一, 高菊地孝	飯田宗四郎, 安藤泰勝
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年5月	毛利浩	
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	堀武敏, 林洋一	越出慎一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年6月	竹内和之, 飯田宗四郎	野原利雄
TM-140	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究(Ⅱ)	1968年7月	犬丸矩夫	北村清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤博, 八山優	坂口一晋, 高森晋
TM-142	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究(Ⅲ)	1968年7月	犬丸矩夫	高橋侔
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中幸彦, 野口義男	朝田洋雄
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中幸彦, 野口義男	朝田洋雄
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸川隼人, 山本浩通	石黒登美子
TM-146	双発 STOL 機の飛行試験(実用運用包囲線および離着陸特性)	1968年8月	幸尾治朗, 塚野雄吉, 小野孝次	岡遠一, 鎌田幸男
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月正男, 円居繁治	鈴木孝雄
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋安次郎, 西武徳	宮沢政文
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月		ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェット VTOL機 の着陸における水平方向の減速について	1968年11月		西村博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討(フラッタ解析法の研究 その1)	1968年12月		市川輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月		檜崎哲二, 中野富雄
TM-153	FA-200 改機の風洞試験(Ⅰ) プロペラ付き	1969年2月	広末健一, 高橋宏	坂井紀穂, 綿貫忠晴
TM-154	FA-200 改機の風洞試験(Ⅱ) 高揚力装置付き	1969年2月	広末健一, 高橋宏	木村友昭, 綿貫忠晴
TM-155	極超音速風洞 M7ノズル較正試験	1969年2月	橋本登, 穂積弘一	吉沢昭

ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域の ガス組成と燃焼状態*

大塚 貞吉**・斎藤 隆***・堀内 正司***
本間 幸吉***・宮坂 彰***

Composition of Burning Gases and Combustion Characteristics in the Combustion Zone of Gas Turbine Combustor

By

Teikichi OTSUKA, Takashi SAITO, Shoji HORIUCHI
Kokichi HOMMA and Sho MIYASAKA

In connection with developing the high intensity combustors for turbojet engines, it is of prime importance to investigate the structure of the combustion zone. For this purpose, gas analysis may be a useful method because it can measure unburnt components directly.

The authors carried out gas analyses to reveal the causes of deterioration of combustion performances from gas composition profiles in the primary combustion zone. Experiments were carried out with tubular-type combustor models, under atmospheric, low-pressure and room temperature conditions.

As the results, a relation between local oxygen-consumption efficiency and local air-fuel ratio was obtained. The gas flow pattern also had considerable influence on the completeness of local combustion. The mean diameter of atomized fuel droplets affected air-fuel distribution in the primary zone, due to the change of penetration of liquid sprays. At low pressure conditions, deterioration of combustion performance was observed near the air-entry holes of the combustor-liner, but it was not observed in the center region.

1. ま え が き

ジェットエンジンの燃焼器では、一般に液体の炭化水素系の燃料を燃焼させて高温のガスを発生させる。その内部で起こる現象は、燃料の霧化、蒸発、混合、着火、燃焼および火炎の伝ば等、相互に干渉し合う、物理的、化学的過程を含み¹⁾、きわめて複雑な現象である。燃焼効率は、燃焼器の性能をきめる重要な特性であるが、燃焼領域の空燃比特に一次燃焼領域の空燃比は、出口断面で計測した燃焼効率に支配的な影響をおよぼしているものと考えられている²⁾³⁾。また、振動

燃焼や火炎の吹き消え等についても一次燃焼領域の性質は重大な影響を与え⁴⁾⁵⁾、燃焼器の高負荷化をはかる場合には、特に一次燃焼領域の性質を詳細に調査する必要がある。この領域の性質を調べる方法として次のようなものがあげられる。

- (1) 燃焼器内のフローパターンの測定。
- (2) 内部の温度分布の測定。
- (3) 燃焼中のガス組成の測定。

これらの方法のうち、(1)は燃焼時の測定が困難であり、多くの場合は非燃焼時に測定を行なっている。(2)は噴射弁近傍のような未燃焼燃料を多く含む領域では、信頼性のあるデータを得るのがむずかしく、(3)は代表試料を得るための試料採取系統が、特に液滴状の未燃焼燃料を多く含む場合に問題になる。

* 昭和44年9月11日受付

** ロケット部

*** 原動機部

いずれにしても、単独ではこの領域の性質の解析には不十分な面があるが、このうち、ガス分析には、燃焼中のガス組成を明らかにすることによって、局所空燃比や残留している未燃焼成分の形などのように、他の測定では得られない燃焼進捗状況を直接知り得る利点があり⁶⁾、Bragg⁷⁾等は高性能燃焼器の設計データを取得するための有効な手段として推奨している。

(2)については、さきに一部研究を実施した¹⁰⁾ので、本研究では、燃焼器の高負荷化と高空性能を改善するという問題に関連して、燃焼領域特に一次燃焼領域の性質を、燃焼中のガス組成の面から、燃焼器内のフローパターンを加味して解析することを試みた⁸⁾⁹⁾。

実験には、前述の内部温度分布の研究の際に使用した燃焼器模型を用いた。この燃焼器模型は1個の渦巻噴射弁をもつ缶形燃焼模型で、一次空気量が比較的少なく、多くの場合一次燃焼領域過濃の状態で作動していると考えられる。この実験では主として燃料流量を変化させた場合、特に空燃比を小さくした場合の燃焼領域のガス組成を測定し、この領域の性能変化について検討を行なった。また、加えて燃焼器内筒の空気孔配置を変えた場合、および燃焼器入口圧力を低下させた場合についても測定を行なった。

2. 実験装置および方法

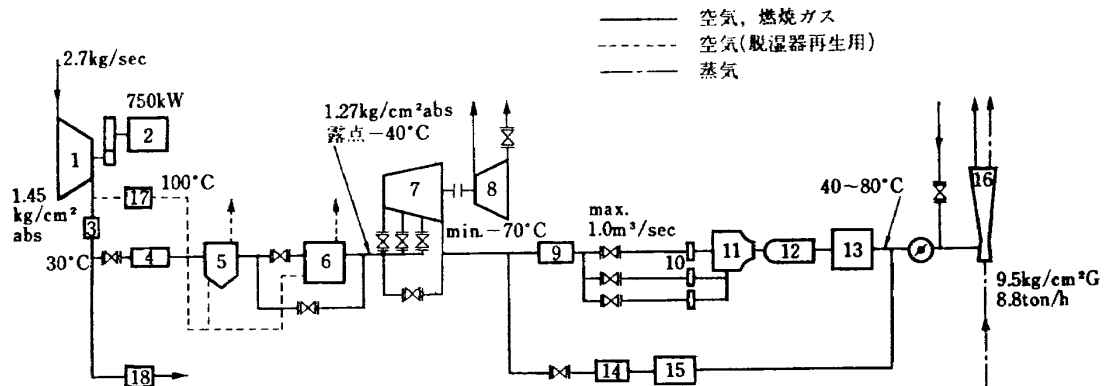
2.1 燃焼実験系統

燃焼実験には、当所原動機部の缶形燃焼器試験設備を用いた¹¹⁾。図1(a)にこの系統を示す。この設備の要目は次の通りである。

- 供試燃焼器入口圧力： 常圧~0.2 ata
- “ “ 入口温度： 常温~-60°C
- “ “ 風 量： 最大 1 m³/s
- 燃 料 圧 力： 0 ~ 100 kg/cm²·G

2.2 缶形燃焼器模型と試料採取点

この実験に用いた缶形燃焼器模型を図2および図3に示す。図2のCC No.21はJ-33形燃焼器を基本とし、実機用を内筒空気孔をそのままにして真直かつ円形断面になるように変形し、加えて外筒を直円筒にしたものである。またCC No.2は、燃焼時間の増大をはかって、No.21の空気孔のうち主として希釈空気孔の機能をもつと考えられる下流側空気孔7個×7列を、130 mm下流側に離して燃焼領域と希釈領域を分けた形にしたものである。燃焼器入口から内筒に至る拡散筒は、ドームから内筒に入る空気を分流するために二重にしてある。



- | | |
|------------------|--------------|
| 1 遠心送風機 | 10 空気流量計 |
| 2 電 動 機 | 11 混合および整流器 |
| 3 第1空気冷却器 | 12 供試燃焼器 |
| 4 第2空気冷却器 | 13 排ガス冷却器 |
| 5 トリエチレングリコール脱湿器 | 14 バイパス空気加熱器 |
| 6 アルミナゲル脱湿器 | 15 燃熱冷却器 |
| 7 空気タービン | 16 エゼクタ |
| 8 動力吸収送風機 | 17 脱湿器再生用加熱器 |
| 9 自動制御電熱器 | 18 自動制御放風弁 |

図1(a) 燃焼実験系統

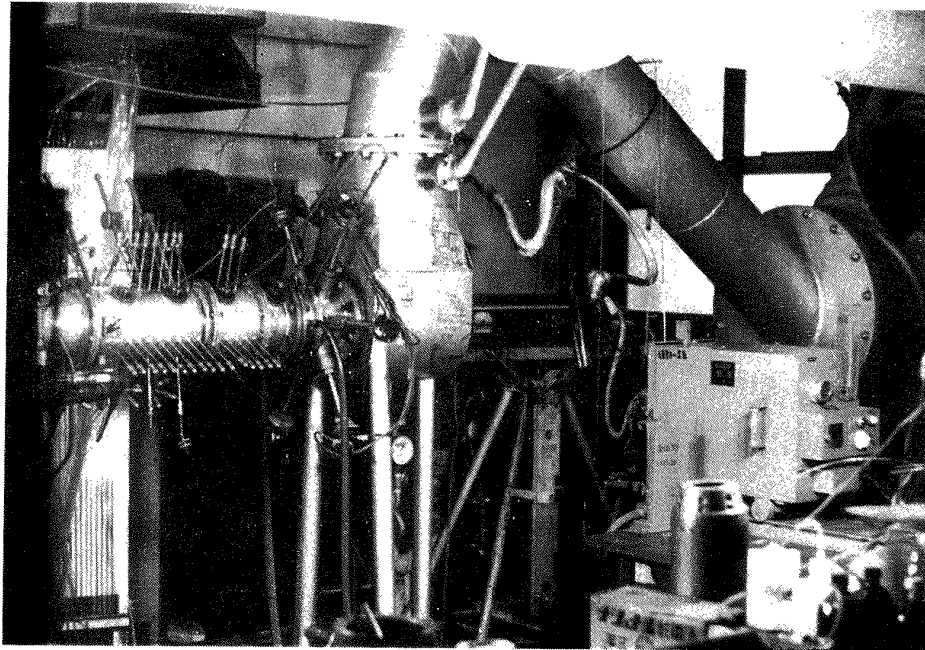
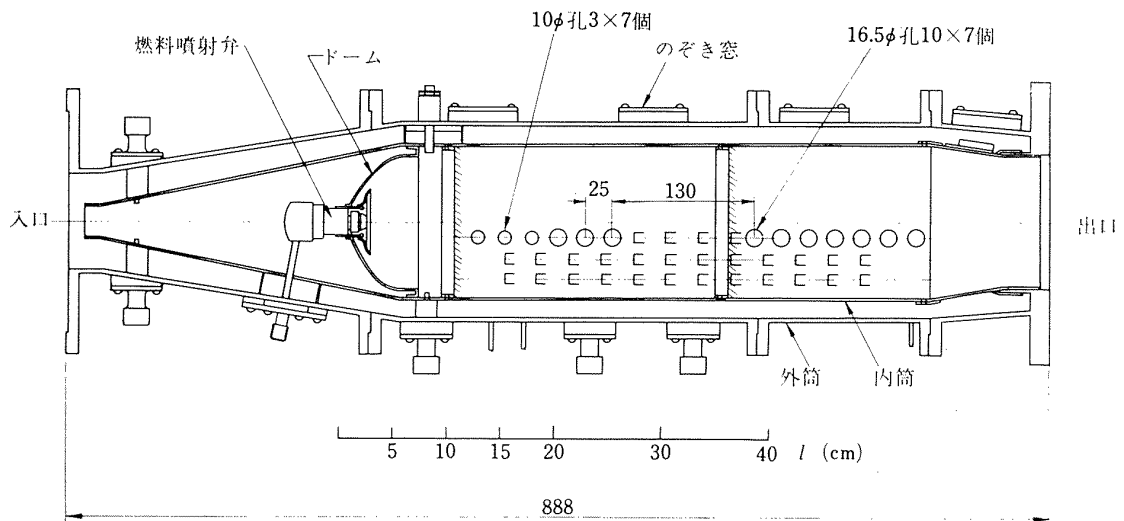


図 1(b) 実験装置外観



(内筒径138φ 外筒径176φ)

図 2 燃焼器模型 CC No. 2

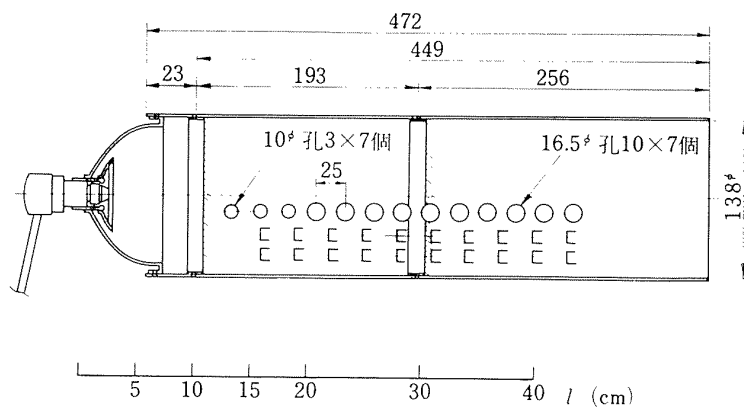


図 3 燃焼器模型 CC No. 21 (内筒)

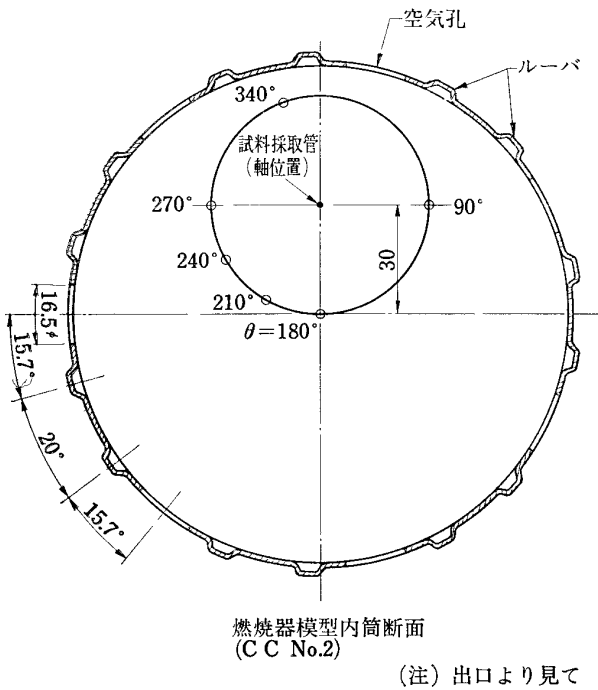


図 4 試料採取位置

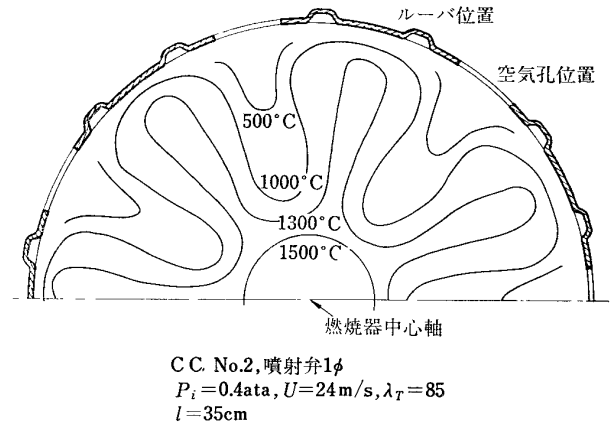


図 5 (b) 内筒内断面温度分布

燃料噴射弁として、噴霧角 90° の渦巻噴射弁を用いた。噴孔口径は 2ϕ および 1ϕ の2種類を使用している。燃料は、ジェット燃料油4号(JP-4, JIS K2209-1960)を使用した。

なお、この実験では、内筒の空気孔配置の影響を調べる場合を除いて、すべてCC No.2を用いた。

ガス試料の採取にあたっては、ある燃焼器断面上での平均試料の採取は行わず、熱電対による内部温度の実測値を参考として、断面上は図4に示す点を選んで局所ガスを採取した。これらの断面上の点は、図6に示す先端を曲げたステンレス製試料採取管の支持軸を、燃焼器中心軸から垂直に30mm上方の点を軸心として回転させることによって得られる直径60mmの円周上の点である。これらの点のうち、 $\theta=180^\circ$ は確実に循環流領域に入る点、 $\theta=270^\circ$ は内筒空気孔から流入する空気の影響を受けやすい点、両者の中間の領域として $\theta=90^\circ$ の点を選んだ。また、 $\theta=340^\circ$ の点は、内筒空気孔の影響を受けることが少なく、しかもできるだけ内筒壁面に近接する領域を代表する点として選んである。軸方向に沿った試料採取点は、図2および図3の下部に l (cm) として示した。図5に温

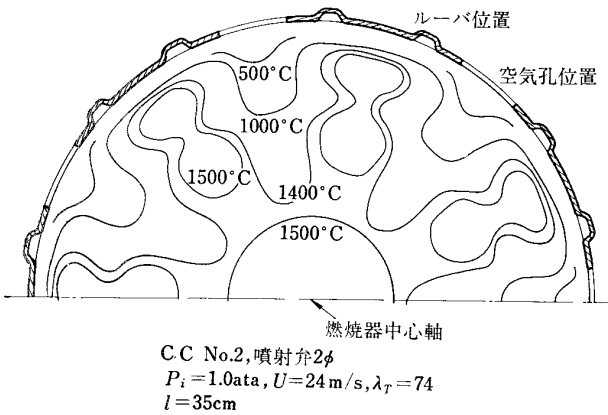


図 5 (a) 内筒内断面温度分布

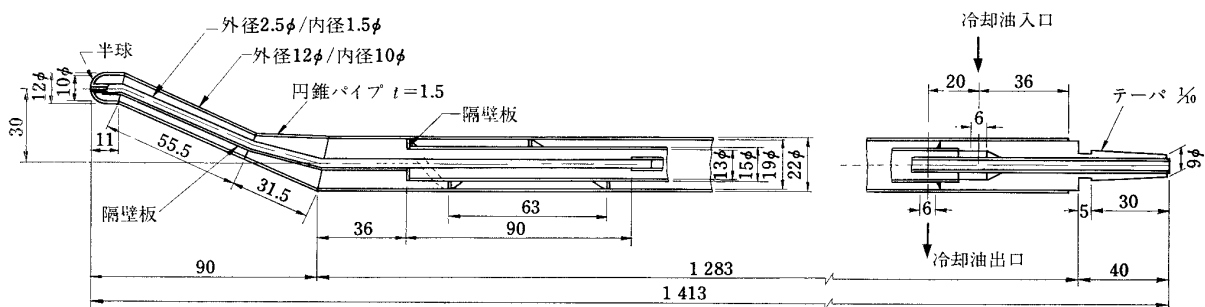


図 6 試料採取管

度分布の実測値¹⁰⁾を参考として示す。

2.3 試料採取系統

この実験に用いた試料採取系統を図7に示す。試料は、試料採取管②を通して油回転真空ポンプ⑥で吸引し、その一部を毛細管リーク⑨を通して真空の試料容器⑪に導入し、時間平均の試料を採取するようにした。試料容器は、油拡散真空ポンプを用いて、160°Cの温度条件下であらかじめ 3×10^{-5} Torr. 以下に排気して用いた。

試料採取管は図6に示すような三重構造とし、採取される試料の反応停止と含まれる高沸点成分の凝縮防止を目的として、約 160°C に加熱した伝熱媒体油 — SK Oil #260 — を循環させている。試料容器は、加熱を目的として、バルブディスクにテフロンを用いたステンレス製のベローバルブと、硬質ガラス製の試料容

器を、コバルト金属管を介して接合してある(図8)。

また、全試料回路は採取試料保存用恒温槽を含めて、試料中の高沸点成分の凝縮を防ぐために、約160°Cに加熱した。

燃料液滴や、いろいろの密度差をもつ気団を含む非均質のガス流れから、代表試料の採取を行なうためには、採取点のガス流速に合わせて試料を吸引すること—いわゆる等速吸引—が必要であるが¹²⁾、一次燃焼領域を対象とする場合、その領域の流れの複雑性のため、この等速吸引を行なうことは実際問題として著しく困難になる。このため今回の実験では、採取管入口で約 30 m/s の一定速度で試料の吸引を行なった。この条件で比較的未燃焼燃料を多く含む領域での試料採取の再現性を測定した結果、表1に示してあるように分析値で0.12モル%以内であった。

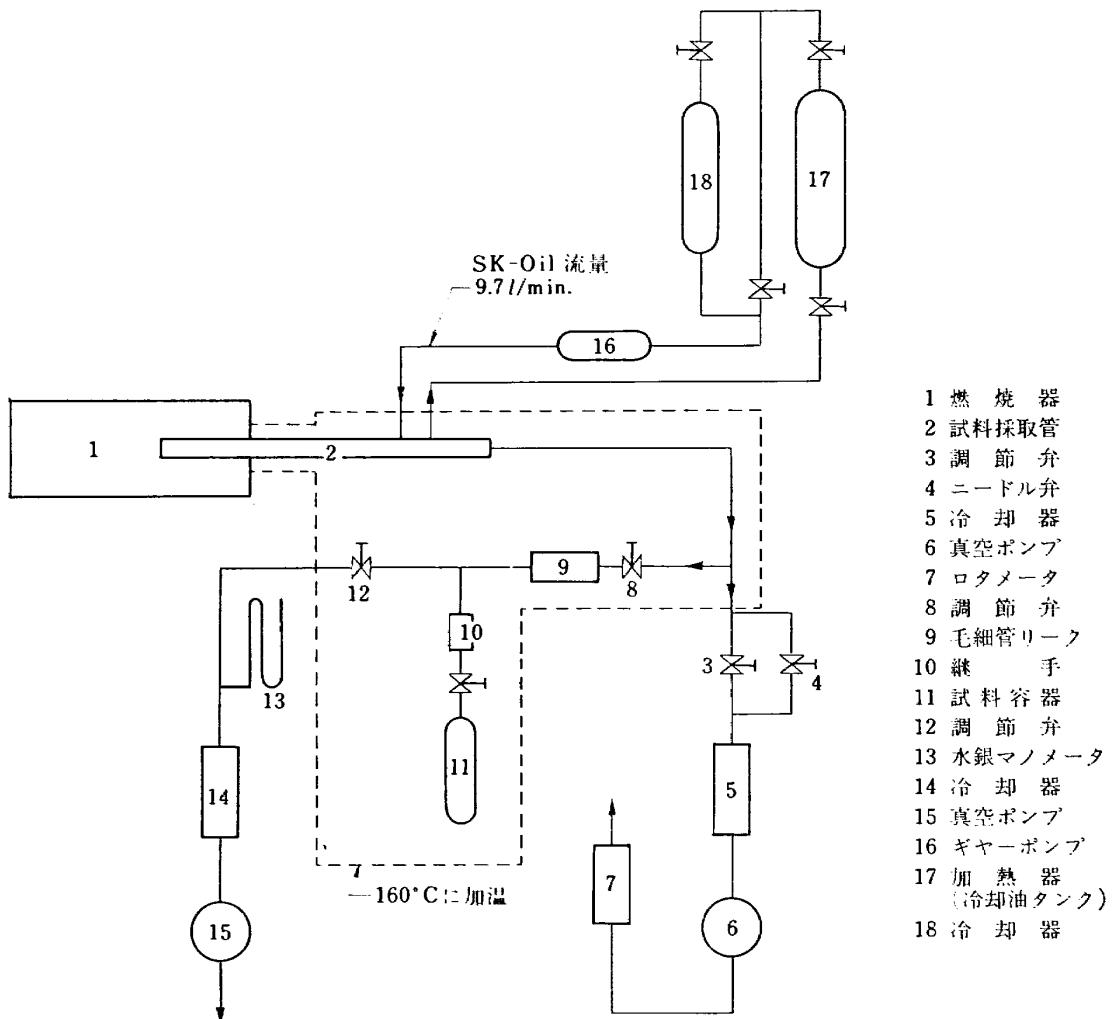


図7 試料採取系統

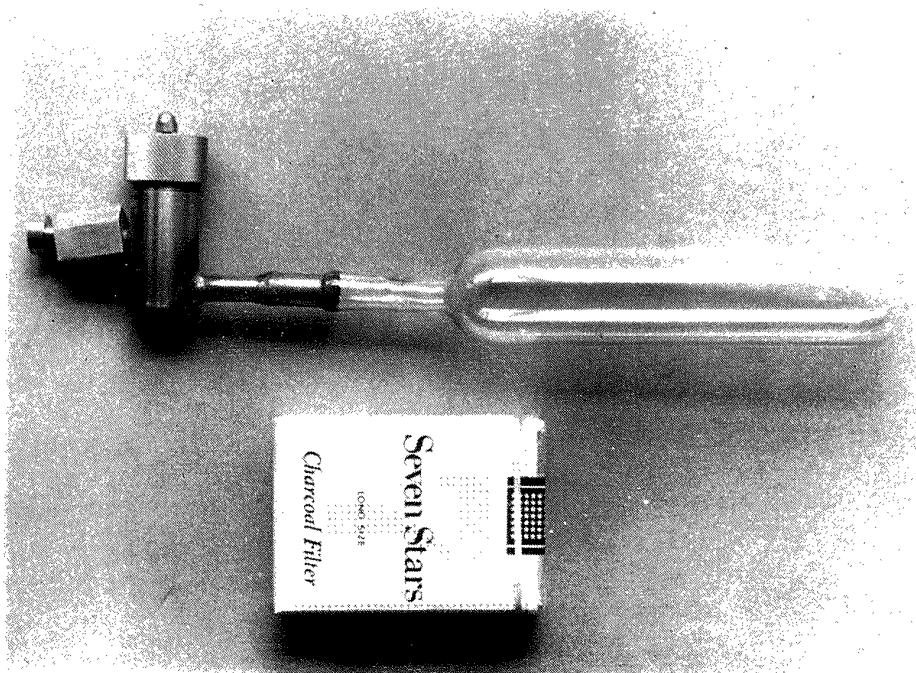


図 8 試料容器

表 1 分析値 (モル%) の再現性
 ($p_i = 1.1 \text{ ata}$, $u = 23 \text{ m/s}$, $\lambda_T = 68.7$, $\theta = 90^\circ$, $l = 20 \text{ cm}$)

実験番号 成分	No. 3	No. 4	No. 5	平均	偏差の最大値
JP-4	1.305	1.353	1.336	1.331	0.022
Ar	1.010	1.006	1.002	1.006	0.004
CO ₂	2.943	2.822	2.859	2.875	0.068
O ₂	11.671	11.897	11.773	11.780	0.117
C ₂ H ₆	0.143	0.110	0.151	0.135	0.016
C ₂ H ₄	0.714	0.741	0.702	0.719	0.022
C ₂ H ₂	0.316	0.315	0.318	0.316	0.002
CO	5.781	5.563	5.784	5.709	0.039
N ₂	73.343	73.403	73.167	73.304	0.099
CH ₄	0.401	0.401	0.406	0.403	0.003
H ₂	2.373	2.388	2.502	2.421	0.081

2.4 測定項目

測定はガス組成のほかに、次のものについて行なった。

- (1) 燃焼器入口静圧 : 1点(水銀マノメータ)
- (2) 燃焼器入口温度 : 1点(CA熱電対)
- (3) 燃焼器出口温度 : 18点(CA熱電対)
- (4) 空気重量流量 : ノズル流量計
- (5) 燃料重量流量 : ロタメータ
- (6) 燃料噴射圧力 : ブルドン管式圧力計

以上の測定から次の項目を求めた。

- (1) 燃焼器入口静圧 : $P_i \text{ ata}$
- (2) 空気重量流量 : $m_a \text{ kg/s}$
- (3) 最大断面平均風速 : $u \text{ m/s}$ 燃焼器入口状態の
空気が、燃焼器の最大断面を平均して通過する
とした場合の風速。
- (4) 燃料重量流量 : $m_f \text{ kg/h}$
- (5) 全体空燃比 : $\lambda_T = m_a \times 3600 / m_f$
- (6) 出口燃焼効率 : $\eta_c \%$ 燃焼器出口の燃焼

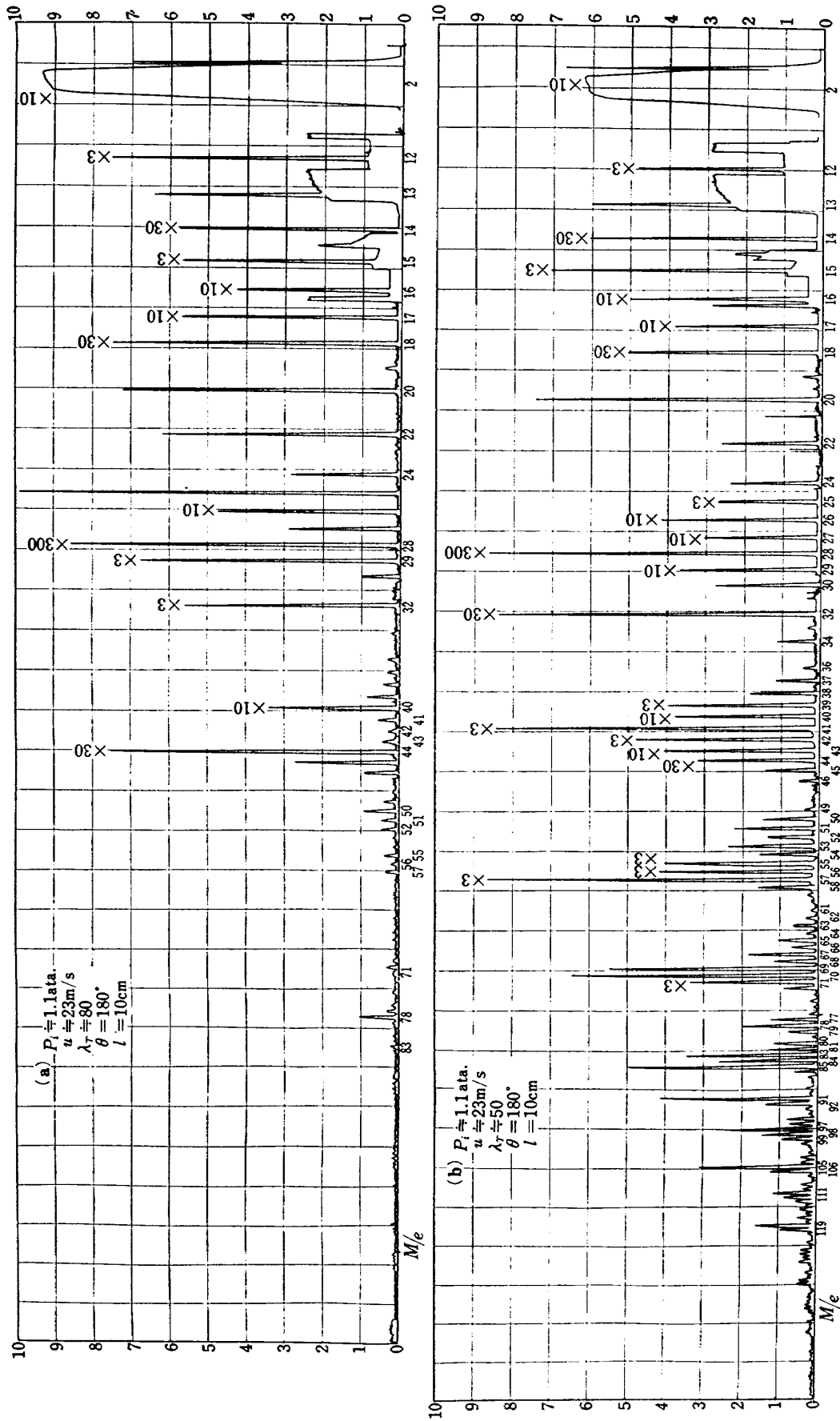


図9 燃焼中のガスの質量スペクトル

ガスの平均エンタルピと燃焼器入口空気のエントルピの差、および燃料の低位発熱量から求めた。ここでは、JP-4 の低位発熱量を 10,250 kcal/kg として計算を行った。

2.5 分析方法および分析値の整理

採取した試料の分析は、CEC 21-620A 改良型質量分析計を用いて行なった。その主要性能は次の通りである。

- 走査方式 : 電場(トロコイド型)
- 分解能 : $M/\Delta M \approx 130$
- 衝撃電子加速電圧 : 70V (固定)
- 衝撃電子電流 : 0~100 μ A (可変)
- 試料導入系 : 全ステンレス加熱導入系

得られた質量スペクトルの例を図9に示す。未燃焼燃料を多く含む場合には、質量スペクトルはきわめて複雑になり、その解析は困難になる。燃焼器出口で性能を測定する場合には高精度を要求されるが、燃焼領域を対象とするときには、そこでのわずかな変動に着目することよりも、まず燃焼状態の大きな特性の変化を知ることが重要であるとの立場から、質量スペクトルの解析を行なうに当っては、相当に大幅な仮定を行なった。図10に全体空燃比 λ_T を変えた場合の、燃焼器内の1点での試料の質量スペクトルから、ASTMによって提案されている、低オレフィンガソリンについての平均炭素数を推定する式¹³⁾を用いて算出した未燃焼炭化水素の平均炭素数(分析した成分のうちガス炭化水素を除いたもの)を示す。これからわかるように、 λ_T が70以上の場合を除き、平均炭素数は8付近のほぼ一定の値を示す。 λ_T が70より大きくなると平均炭素数は低い値を示すようになるが、後に述べるように、このような場合は未燃焼成分のうち未燃焼燃料の占める割合はきわめて小さくなる。またJP-4の質量スペクトルから計算した平均炭素数もほぼ8付近の値を示す。これらのことから、質量スペクトル上炭素原子を3個以上含むものは、すべて未燃焼燃料により与えられるものとし、パラフィン系炭化水素の特性ピーク⁴⁾の和 $\Sigma 43^*$ が燃料濃度を与えるものと仮定して、水蒸気を除く次の各成分のモル%を算出した。

分析した成分

- (1) 未燃焼燃料(UBF) : 図10より平均分子量を M.W. = 114 とした。
- (2) ガス炭化水素(GHC) : メタン, アセチレン,

* 質量スペクトル上で $M/e=43, 57, 71, 85, 99, 113$ にあらわれるピークの高さ(イオン強度に比例する)を加え合わせたもの。

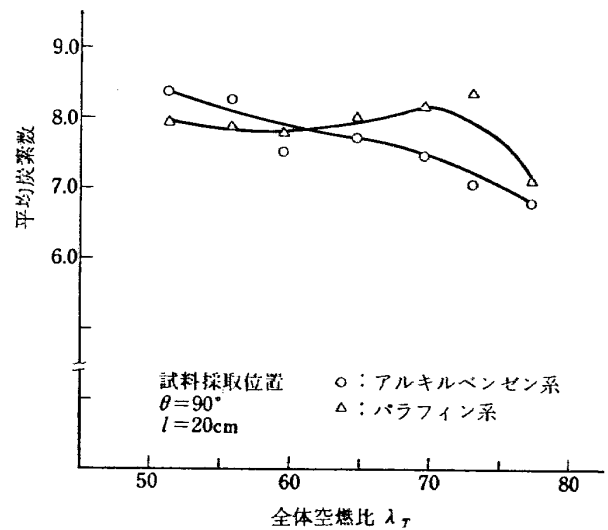


図10 燃焼ガスに含まれる炭化水素の平均炭素数 (燃料: JP-4)

エチレン, エタン

- (3) 無機ガス成分 : 水素, 一酸化炭素, 窒素, 酸素, アルゴン, 炭酸ガス

得られた分析値(モル%)は、それが各成分のモル数を表わすものとして、各成分の分子量を考慮してそれぞれの含有重量を算出した。以下分析値より算出した重量を $W(i)$ kg で表示する。ここで i はそれぞれ各成分名を示すものとする。

さらにこれらの値をもとにして、次の重量を求めた。

- (1) 空気重量 : $W(Air)$ kg 燃焼前に含まれていたと考えられる空気重量。

$$W(Air) = W(N_2) \times 1.3247$$

- (2) 全炭素重量 : $W(TC)$ kg 燃焼中のガスに含まれている全炭素重量。

$$W(TC) = \sum_i W(i) \cdot f_c(i)$$

ここで $f_c(i)$ は成分 i の含有炭素重量分率を示す。

このようにして求めた値は、以下に示すような無次元量に整理し、検討を行なった。

- (1) 局所空燃比 : λ_L 燃焼が行なわれる前の、局所的な空気~燃料重量混合比。

$$\lambda_L = \{W(Air)/W(TC)\} \times 0.857$$

(JP-4 の炭素重量分率を0.857とした)

- (2) 局所残留エンタルピ割合 : R. E. (i) % λ_L と $W(Air)$ で定まる局所的な熱入力に対する成分 i の発熱量割合。

$$R. E. (i) = \frac{W(i) \times H(i)}{1/\lambda_L \times W(Air) \times 10,250} \times 100\%$$

ここで $H(i)$ は、成分 i の低位発熱量(kcal/kg)

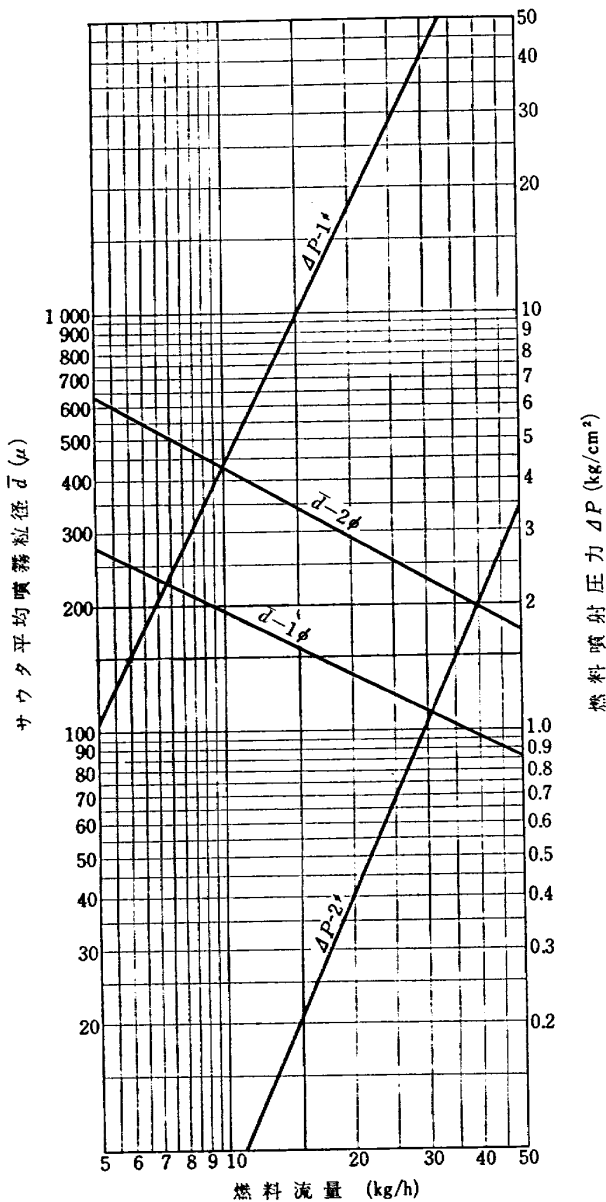


図 11 噴孔径 2φ および 1φ の噴射弁の特性
燃料流量—噴射圧力、噴霧粒径

を示す。ただし $H(\text{JP-4}) = 10,250 \text{ kcal/kg}$

(3) 局所酸素消費効率 : ϵ %

λ_L と $W(\text{Air})$ によってきまる酸素理論消費量と、実際に消費された酸素量の割合で、空気と燃料の理論混合比を $\lambda_{\text{stoich.}} = 15$ として、次の式により計算した。

($\lambda_L \leq 15$ の場合)

$$\epsilon = \frac{W(\text{Air}) \times 0.2301 - W(\text{O}_2)}{W(\text{Air}) \times 0.2301} \times 100\%$$

($\lambda_L \geq 15$ の場合)

$$\epsilon = \frac{W(\text{Air}) \times 0.2301 - W(\text{O}_2)}{W(\text{Air}) \times 0.2301 \times 15 / \lambda_L} \times 100\%$$

3. 実験結果および結果の考察

得られた分析値のうち代表的なものを巻末の付表に示す。以下これらの分析値より求めた特性を図示し検討を行なう。

3.1 燃料流量を変えた影響

燃焼器の最大断面平均風速を $u = 23 \text{ m/s}$ 、燃焼器入口静圧を $P_i = 1.1 \text{ ata.}$ 、燃焼器入口温度を $T_1 = 25^\circ \text{C}$ とほぼ一定に保ち、噴射する燃料の流量を変えて全体空燃比 λ_T を変化させ、その影響を調べた。

噴射弁は、噴孔径が 2φ のものを使用している。図11に噴孔径 2φ および 1φ の噴射弁について、燃料流量～噴霧粒径特性と燃料流量～噴射圧力特性を示す。実験は全体空燃比 λ_T が約 50, 80, 120 の 3 点について行なった。これらの λ_T に対応する燃料流量は、それぞれ約 50 kg/h, 31 kg/h, 22 kg/h となる。図12, 図13および図15に実験した各空燃比の場合について、断面上の各試料採取点角度 (θ°) ごとに、軸方向距離 ($l \text{ cm}$) に対して、局所空燃比 λ_L 、局所残留エンタルピ割合 R. E. (i)、局所酸素消費効率 ϵ 等の各特性を図示してある。

全体空燃比 $\lambda_T = 80$ の場合、図12(b)に示すように燃焼器中心軸上 ($\theta = 180^\circ$) では、軸方向に沿う全領域にわたって未燃焼燃料の形として存在する局所残留エンタルピ割合 R. E. (UBF) はきわめて少ないことが認められ、局所酸素消費効率 ϵ は $l = 30 \text{ cm}$ 付近までの範囲では 97% 以上と高い値を示す。またこの領域での局所空燃比は $\lambda_L = 8.5 \sim 10$ 付近にあり、燃焼生成物組成にもあまり大きな差がない。これらのことおよびこの領域が流速のおそい逆流領域に含まれることから、ガスはその条件での平衡状態に近いと考えられる。

表 2 に分析値から計算した比の値

$$K = \frac{P_{\text{CO}} \cdot P_{\text{H}_2\text{O}}}{P_{\text{CO}_2} \cdot P_{\text{H}_2}}$$

と、ガス組成から計算した局所温度 T^* およびその温度での水性ガス反応



の平衡定数

$$K_P(T^*) = \left(\frac{P_{\text{CO}} \cdot P_{\text{H}_2\text{O}}}{P_{\text{CO}_2} \cdot P_{\text{H}_2}} \right)_{\text{eq.}} (T^*)$$

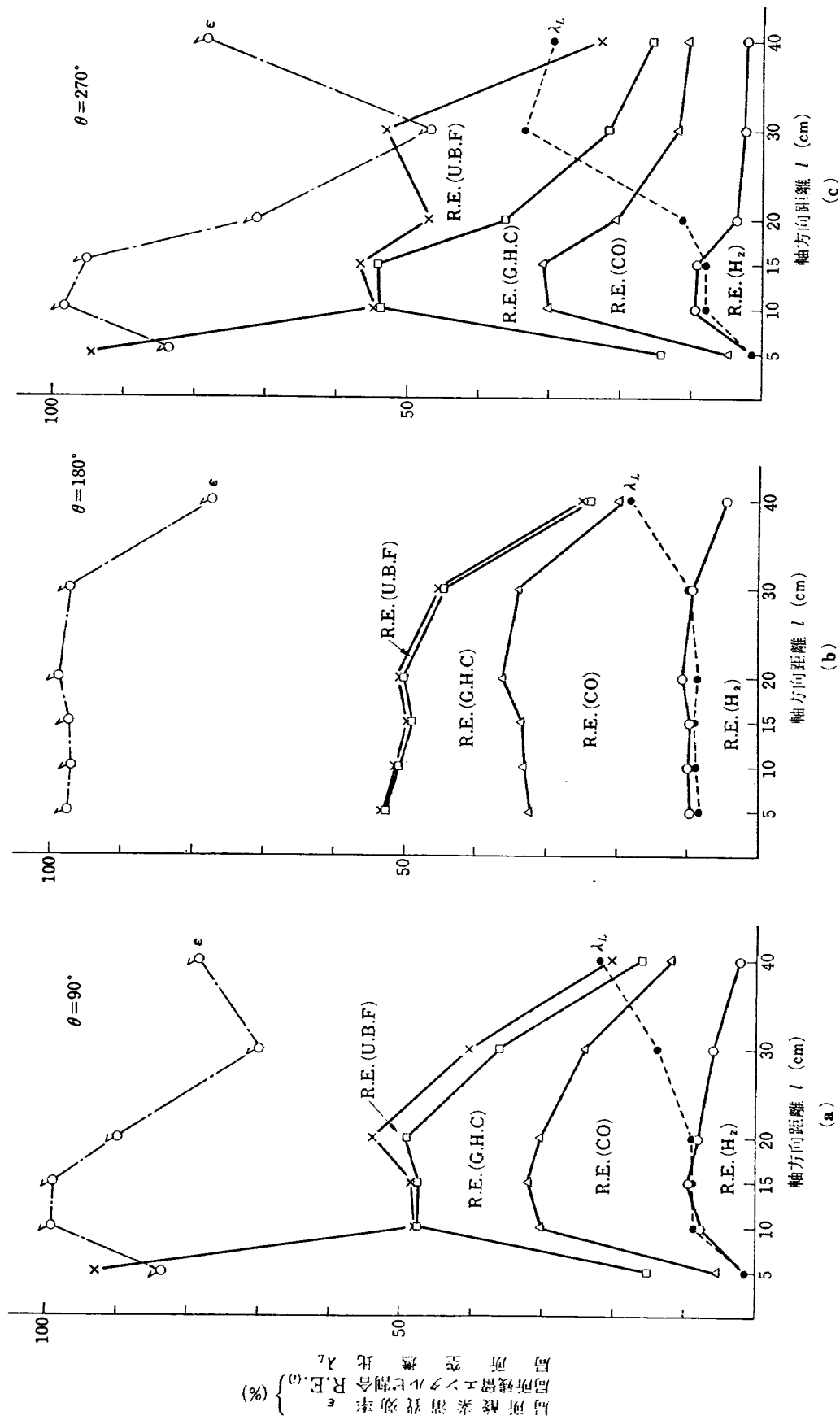


図 12 (a)~(c) 局所燃焼特性 (全体空燃比 $\lambda_T = 80.07$
入口圧力 $p_i = 1.057$ ata
噴霧平均粒径 $\bar{d} = 230 \mu$)

表 2 局所温度 (T^*) と局所濃度比 (K)

試料採取位置		局所温度 T^* °K	$K = \frac{P_{CO} \cdot P_{H_2O}}{P_{CO_2} \cdot P_{H_2}}$	平衡定数 $K_P(T^*)$
θ°	l cm			
180°	30	1923	4.077	4.2889
"	20	1949	3.945	4.3855
"	15	1860	4.354	4.0484
"	10	1904	3.673	4.2162
"	5	1907	3.828	4.2267
90°	20	1823	4.402	3.903
"	15	1954	3.893	4.4027

注)

- 1) 全体空燃比 $\lambda_T = 80.07$
- 2) 局所温度 T^* °K はガス組成を基礎にした計算温度
- 3) $K_P(T^*) = \left(\frac{P_{CO} \cdot P_{H_2O}}{P_{CO_2} \cdot P_{H_2}} \right)_{eq.}(T^*)$

を示す。ここでわかるように $K_P(T^*)$ と K はかなり近接した値を示す。

このほぼ均一な状態にある領域のガス組成が、急激に変化をする点は、この場合、軸上において燃焼ガスの逆流のはじまる点 ($l \approx 32$ cm) と対応している。逆流のはじまる点は食塩水を細管より吹き込み、火炎の色の変化を観察して決定した。 $l = 40$ cm の点では局所空燃比は急激に増大して $\lambda_L \approx 18$ になるが、局所酸素消費効率は約80%に低下する。この点の組成は断面内での混合および拡散の結果とみられるが、局所残留エンタルピ割合は CO および H_2 の形をとるものが大部分を占め、これより下流側では主として CO のおそい燃焼速度¹⁴⁾が局所効率を支配すると考えられる。

$\theta = 90^\circ$ および $\theta = 270^\circ$ の点は、燃焼器断面上で燃焼器中心軸から同一の距離にあるが、 $\theta = 270^\circ$ は内筒空気孔より入る空気流によって強く影響を受ける領域である。この二つの断面上の点について検討すると、図12(a)および図12(c)に示すように、 $l = 5$ cm では局所空燃比は下流側に比べて非常に低く、ほとんど完全に燃料噴霧のシースの中に入っているのが認められる。これらの点の局所空燃比は $\lambda_L < 2$ と低い値を示すにもかかわらず、局所酸素消費効率は $\epsilon > 80\%$ と高い値を示す。このことから燃焼器上流のドームから流入する若干の空気を含む燃料噴霧が、高温かつ低酸素濃度の燃焼生成物の領域に直接吹き込まれていることがわかる。また、 $l = 10$ cm および $l = 15$ cm の点の局所酸素消費効率は、いずれも95%以上となる。このことと局所空燃比および局所残留エンタルピ割合より見て、ほぼ前述の燃焼器中心軸上 ($\theta = 180^\circ$) と同様な状態にあると考えられる。以上のことから少なくとも燃焼器上流側では、燃料噴霧のシースの存在する点を除いて、軸方向距離 $l = 15 \sim 20$ cm 付近までは $\theta = 90^\circ$,

180°, 270° の各領域ともほぼ同一の状態にあり、bluff-body 保炎器による循環流領域の状態¹⁵⁾に近いと考えられる。

$l = 20$ cm より下流側では内筒空気孔より流入する

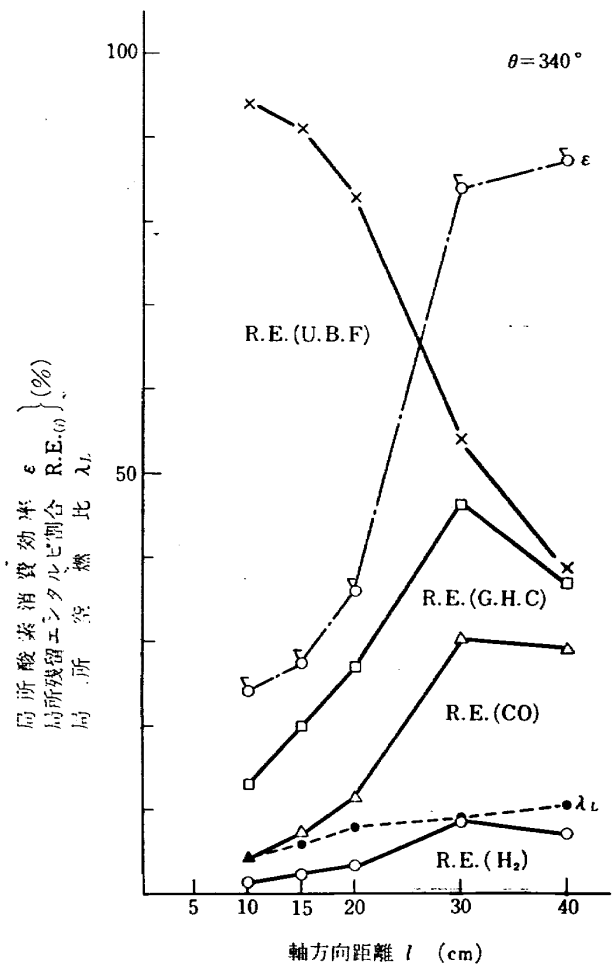


図 12(d) 局所燃焼特性

- (全体空燃比 $\lambda_T = 81.36$)
- (入口圧力 $p_i = 1.085$ ata)
- (噴霧平均粒径 $\bar{d} \approx 230 \mu$)

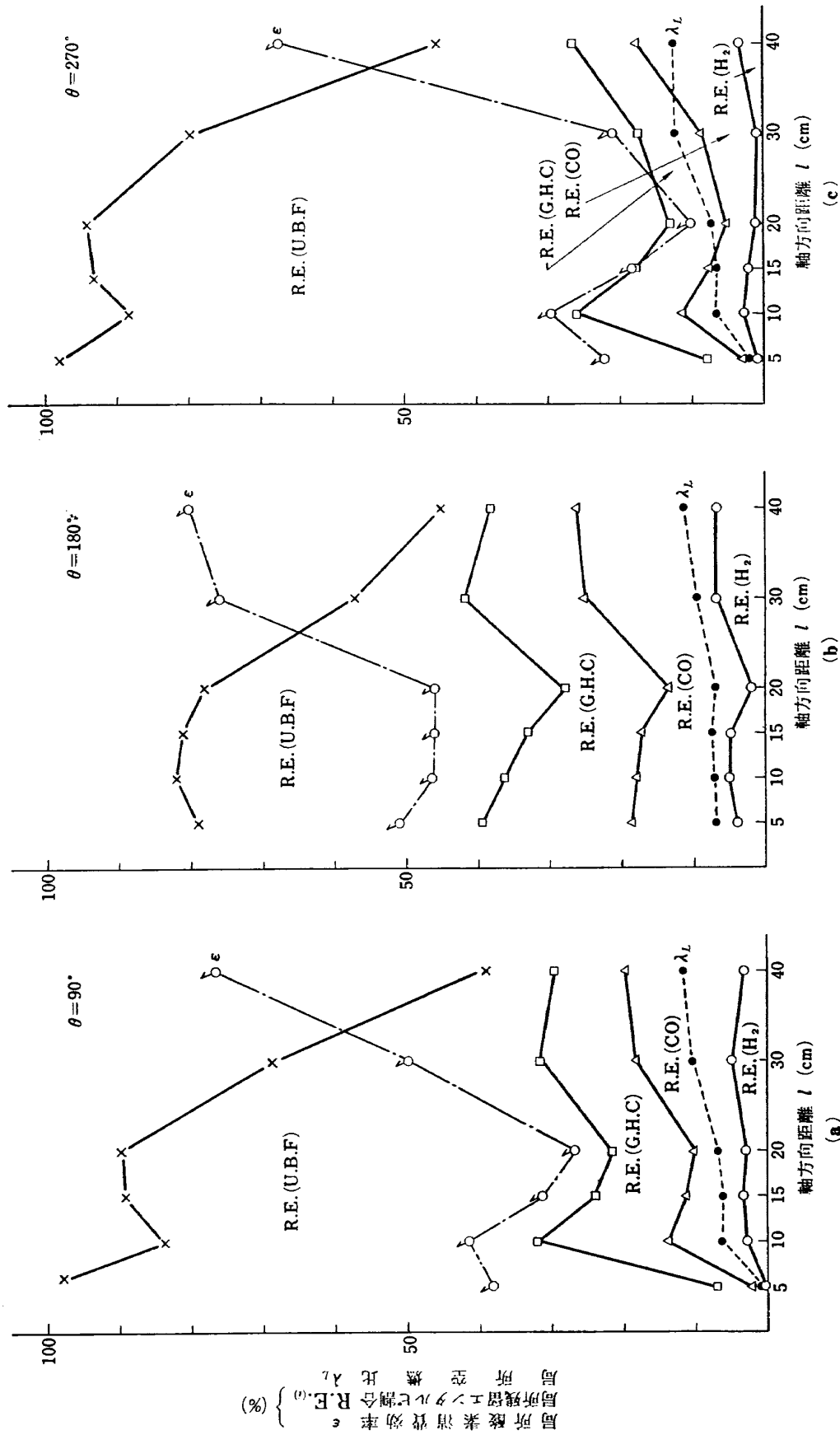


図 13 (a)~(c) 局所燃焼特性 (全体空燃比 $\lambda_T = 50.54$
入口圧力 $p_i = 1.114 \text{ ata}$
噴霧平均粒径 $\bar{d} = 180 \mu$)

空気の影響を受けはじめ、中心軸上と比較して局所空燃比が増大する。この場合急激に局所空燃比の増大する点では、一般に局所酸素消費効率が低下するのが認められ、同時に、 $\theta=270^\circ$ 、 $l=30$ cm の点で特に顕著に見られるように、未燃焼燃料の形をとる残留エンタルピ割合の増加がある。これはおそらくその点より上流側の燃焼器壁面に近い領域に存在する、未燃焼燃料を含む低温の空気との急速な混合の結果とみられる。壁面近傍の $\theta=340^\circ$ の点は、図12(d)に示すように、測定した点に対応する軸方向距離にある断面上の他の点と比較して、局所空燃比は低い値を示す。また、局所酸素消費効率は軸方向下流に向かって増加し、断面上の他の点とは異なった変化を示す。このような燃焼器上流側の燃焼の進行のゆるやかな領域は、若干青色をおびた透明な領域として見られ、燃料流量を増加させると、この領域は下流に向かって伸びるようになる。

次に燃料流量を増して、全体空燃比を $\lambda_T=50$ とした場合に得られた結果を図13に示す。この結果を図12に示した $\lambda_T=80$ の場合と比較すると、測定した各点について局所空燃比は減少し、特に $l=20$ cm より上流側での局所空燃比は $\lambda_L < 8$ となる。この局所空燃比の低下に伴って、未燃焼燃料の形をとる局所残留エンタルピ割合の増加と局所酸素消費効率の低下が認められる。ここでもっとも直接的に燃焼の進捗状態を示すものとして局所酸素消費効率に着目すると、燃焼器の軸方向下流側に向かって、ほぼ一定の値をとるかあるいは

は減少している領域と、下流側に向かって増加している領域が、 $l=20$ cm 付近を境界として存在するのが認められる。このうち $l=20$ cm より上流側の局所空燃比をみると、軸方向に沿う変化は比較的少なく、 $\theta=90^\circ$ 、 $\theta=180^\circ$ 、 $\theta=270^\circ$ の各断面上の点の間の差もそれほど大きくない(図22参照)。

このような局所空燃比の比較的一定な領域で、局所酸素消費効率が上流に向かって一定又は増加していることから、この領域内での燃焼状態は燃焼器内のフローパターンと関係していると推定される。

図14に木綿糸のストリーマを用いて測定した燃焼器内のフローパターンの例を参考として示す。これらはプラスチック製の、燃焼器模型と同一寸法の透明模型(内筒の冷却用ルーバはつけず、空気孔のみをあけてある)を用いて、非燃焼時の測定を行なったものである。

この例でわかるように、 $l=17\sim 20$ cm 付近より上流にまき込まれる流れが認められる。このフローパターンと、前に述べたように、 $l=20$ cm 付近より上流側にある $\theta=90^\circ$ 、 180° 、 270° の領域の局所空燃比が比較的一定であることから見て、この上流側の領域の局所空燃比は $l=20$ cm 付近できまり、この領域にこれより上流側から直接入り込む燃料の割合は少ないと推定される。噴射された燃料の一部は、この流れによって上流側に逆流し、この間での燃焼の進行の結果、上流に向かって局所酸素消費効率が增大することになる

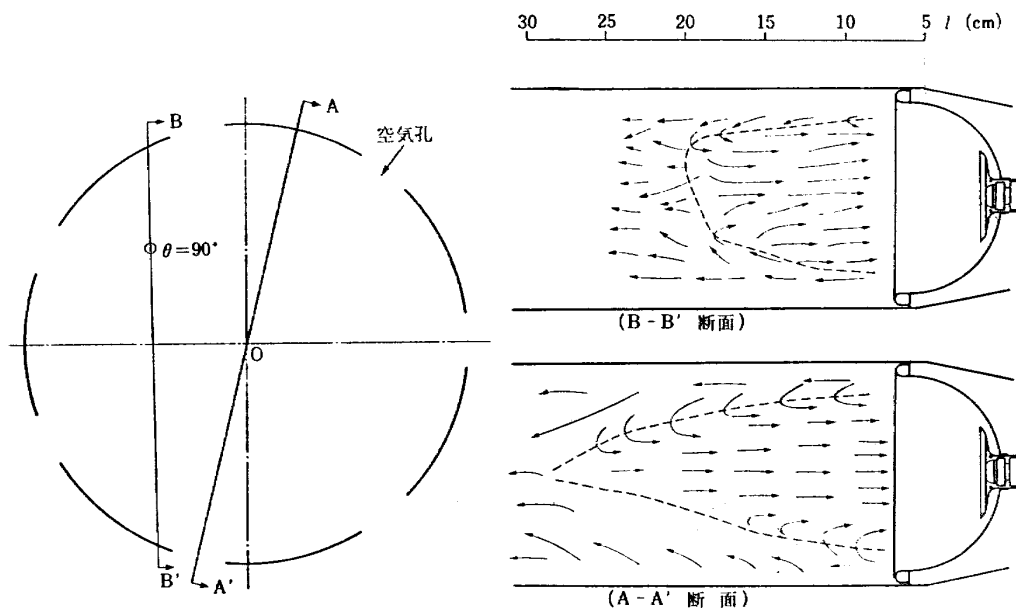


図 14 燃焼器内のフローパターン (参考用, 非燃焼時)

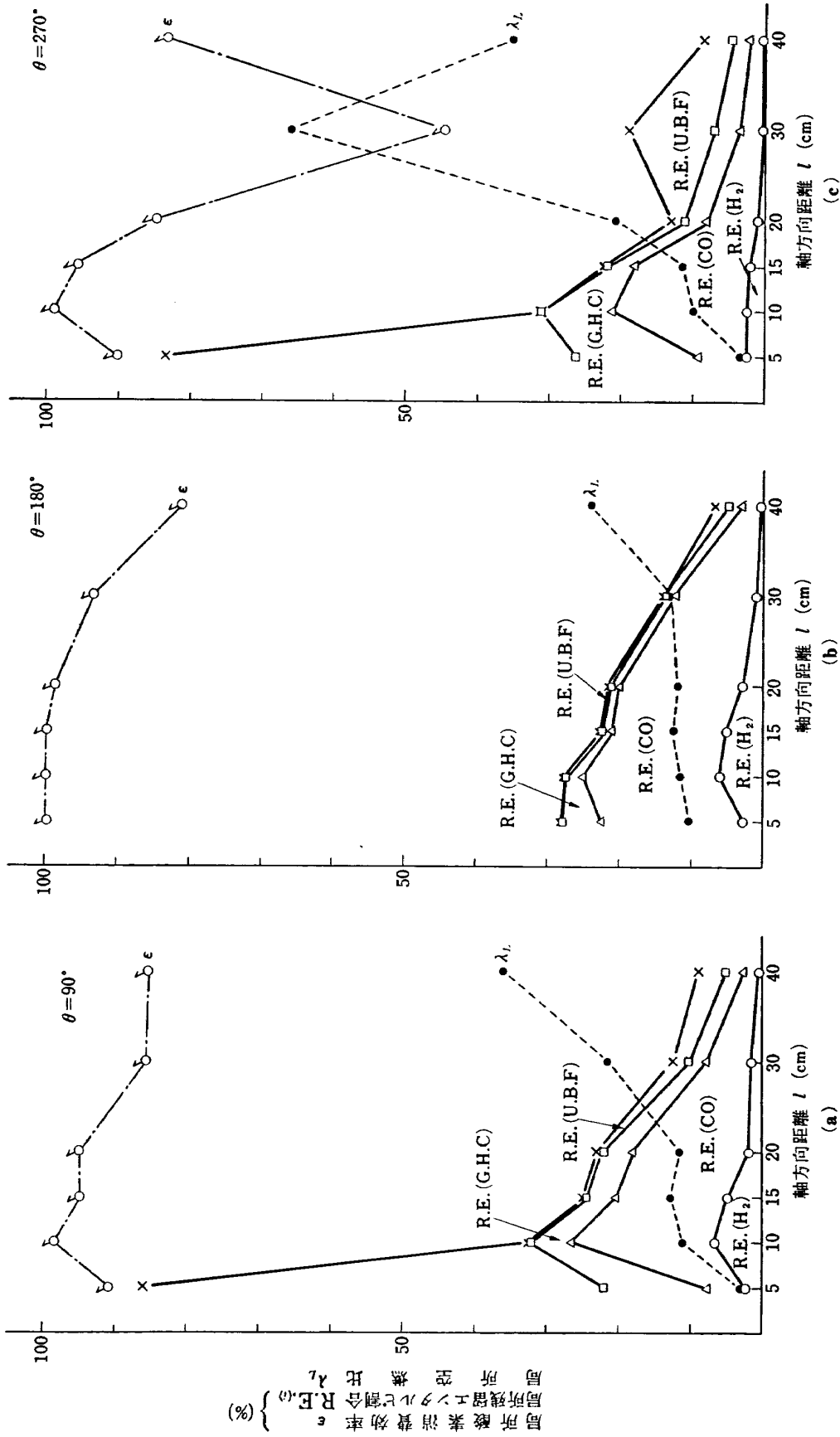


図 15 (a)~(c) 局所燃焼特性 (全体空燃比 $\lambda_T = 117.62$
 入口圧力 $p_k = 1.061 \text{ ata}$
 噴霧平均粒径 $\bar{d} = 280 \mu$)

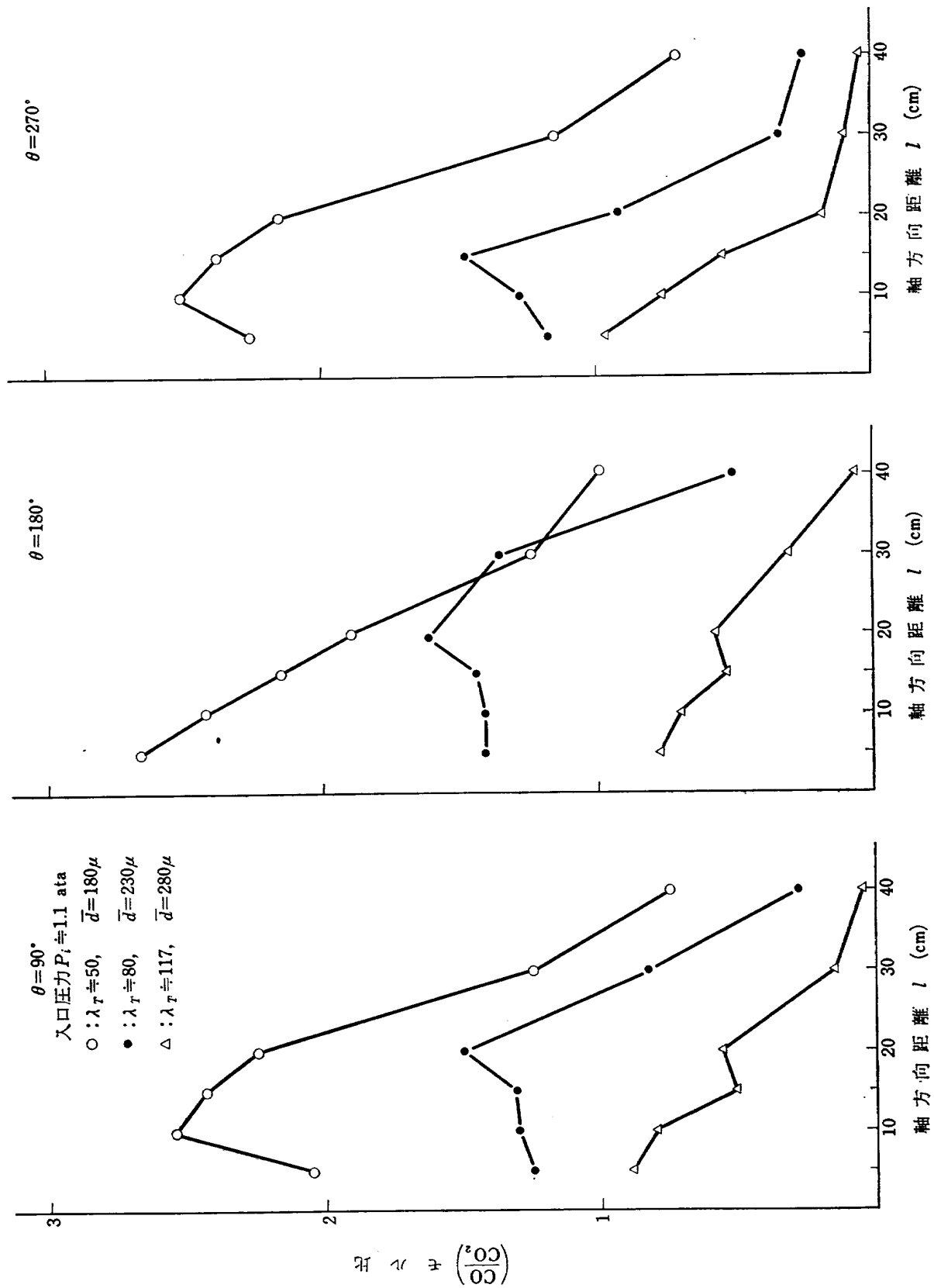


図 16 局所 (CO/CO₂) モル比

ものと考えられる。

$l=20$ cm 付近より下流側では、軸方向に沿う局所空燃比の増加、局所酸素消費効率の急激な増大、これらに対応して未燃焼燃料の形をとる局所残留エンタルピー割合の急激な減少が認められる。これらのことから、一次燃焼領域の局所空燃比が低下して $\lambda_L \approx 8$ 以下になる場合には、定性的には局所温度は軸方向下流に向かって一度低下し、次に二次燃焼によって上昇することを示している。また、未燃焼燃料分が急激に減少する場合には、それに伴って CO および H_2 の形をとる局所残留エンタルピー割合が増加することが認められる。

$l=30$ cm での局所空燃比の増加は、 $\lambda_T \approx 80$ の場合に比較してはるかに少なく、この部分では観察によっても火炎が内筒空気孔より時々外へ出るのが見られる。

次に燃料流量を減らして全体空燃比を $\lambda_T \approx 120$ とした場合に得られた結果を図15に示す。この場合は、測定した各点について $\lambda_T \approx 80$ の時より局所空燃比は増加しているが、局所酸素消費効率の変化は似た傾向を示している。一方、全般に局所残留エンタルピー割合は低下して、 $\lambda_T \approx 80$ の場合に比較してさらに上流で燃焼が進捗している状態を示している。これは図16に示したように、 $\lambda_T \approx 120$ の場合には局所的な (CO/CO₂) モル比がすべての測定点で1以下の値をとり、 $\lambda_T \approx 80$ の場合よりも低くなっていることによってもはっきり認められる。

以上述べたように、燃料流量を変えると燃焼領域特に一次燃焼領域の状態にはっきりとした変化を生ず

る。一次燃焼領域は高温の燃焼ガスを二次燃焼領域に供給し、それによって二次燃焼領域の燃焼を促進させる機能をもつ必要があるが⁴⁾、この実験では一次燃焼領域の局所空燃比が、この機能に対して支配的な影響を与えている結果を得た。図17に断面上、 $\theta = 90^\circ$ 、 180° 、 270° の点の局所空燃比と局所酸素消費効率の関係を示してある。いま、一次燃焼領域を代表する点として $l=20$ cmより上流側の点を取り、これらの点の局所酸素消費効率を、ガス温度を代表する定性的な目安を表わすものとする。ここに示された点のうち、 $\lambda_L < 4$ の点は、燃料噴霧のシースが直接関係しているとみられる $l=5$ cm の点での測定結果であるので、これは対象から除外して考えることにする。この結果から明らかなように、この領域内では局所空燃比が $\lambda_L \geq 8$ の値のときに最高の燃焼進捗度を示し、 $\lambda_L < 8$ になると性能は急激に低下する。

また、図17で●、▲、■等で示した $l \geq 30$ cm の点で得られた結果をみると、 $l=20$ cm より上流の一次燃焼領域の局所酸素消費効率の低い場合には、二次燃焼領域の局所空燃比が $\lambda_L > 8$ の値をとる場合にも、局所酸素消費効率は低い値を示す。

したがって、燃料流量を最大にした場合でも、一次燃焼領域内の局所空燃比は、 $\lambda_L = 8$ 以上の値をとるようにすることが望ましい。

図18に図14に示した断面A～0における局所空燃比および局所酸素消費効率の分布を示した。 $\lambda_T \approx 80$ の場合には、循環流領域内の局所空燃比は噴射弁に近い

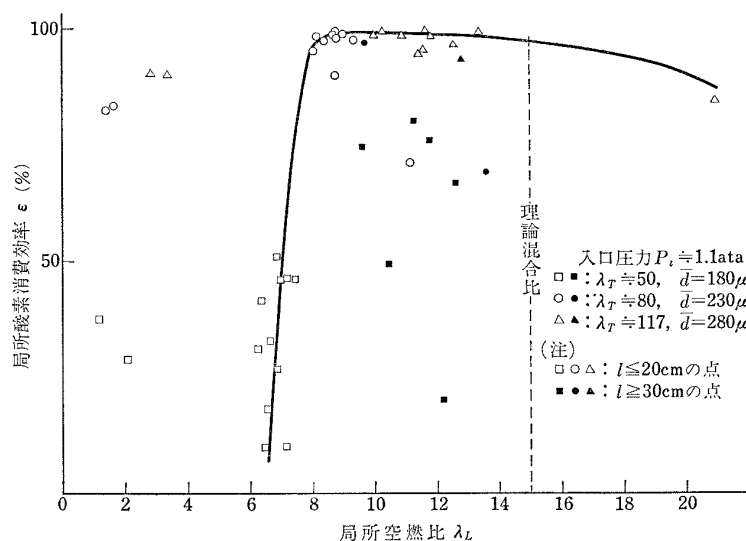


図 17 燃焼領域内の局所空燃比～局所酸素消費効率

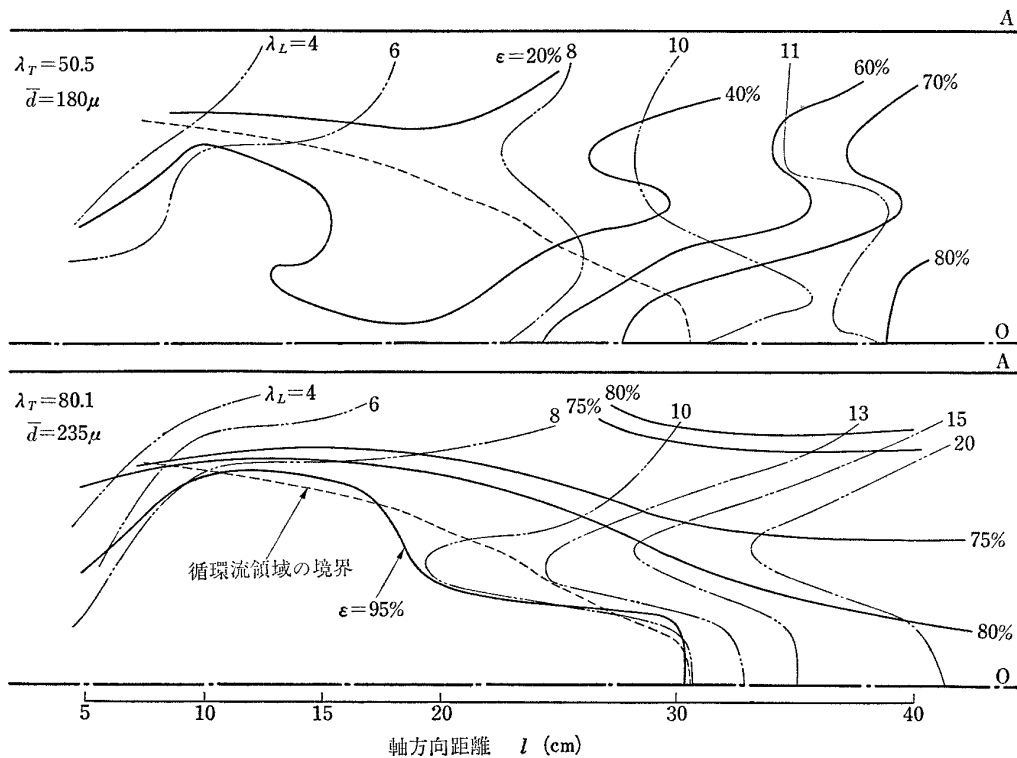


図 18 局所空燃比および局所酸素消費効率の分布

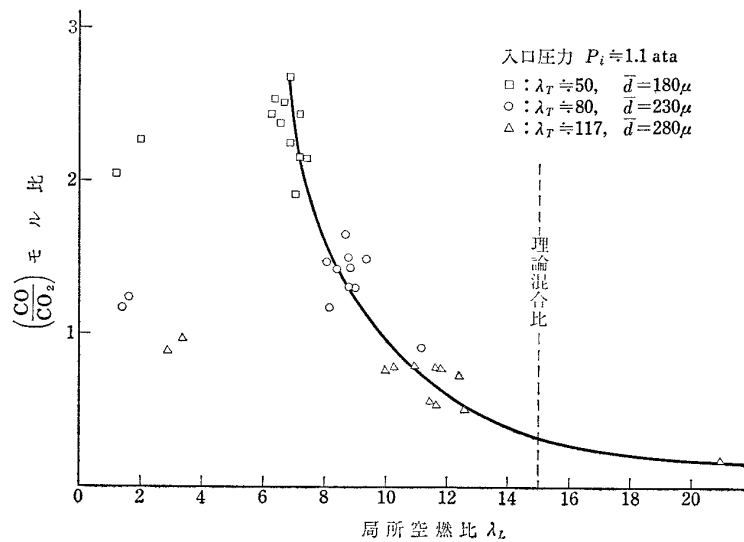


図 19 一次燃焼領域内の局所空燃比 $\sim \left(\frac{\text{CO}}{\text{CO}_2} \right)$ モル比

領域を除いて $\lambda_L = 8 \sim 10$ にあり、局所酸素消費効率は、ほぼ $\epsilon \approx 95\%$ の一定の値を示している。これに対して全体空燃比が $\lambda_T \approx 50$ になった場合は、高い酸素消費効率を得るための限界空燃比 $\lambda_L \approx 8$ を示す領域は、循環流領域の下流端に残るのみとなり、この結果この領域の局所酸素消費効率は著しく低下する。

図19 は前に述べた一次燃焼領域を代表する各点の、

局所空燃比と局所的な (CO/CO_2) モル比の関係を示したもので、図17に示された結果と合わせ考えると、この場合の一次燃焼領域の性能は (CO/CO_2) モル比で判定できる可能性を示している。すなわち、この領域の (CO/CO_2) モル比が1.6以下であれば、一次燃焼領域は二次燃焼領域の燃焼を促進するに十分な機能を持つものと考えられる。

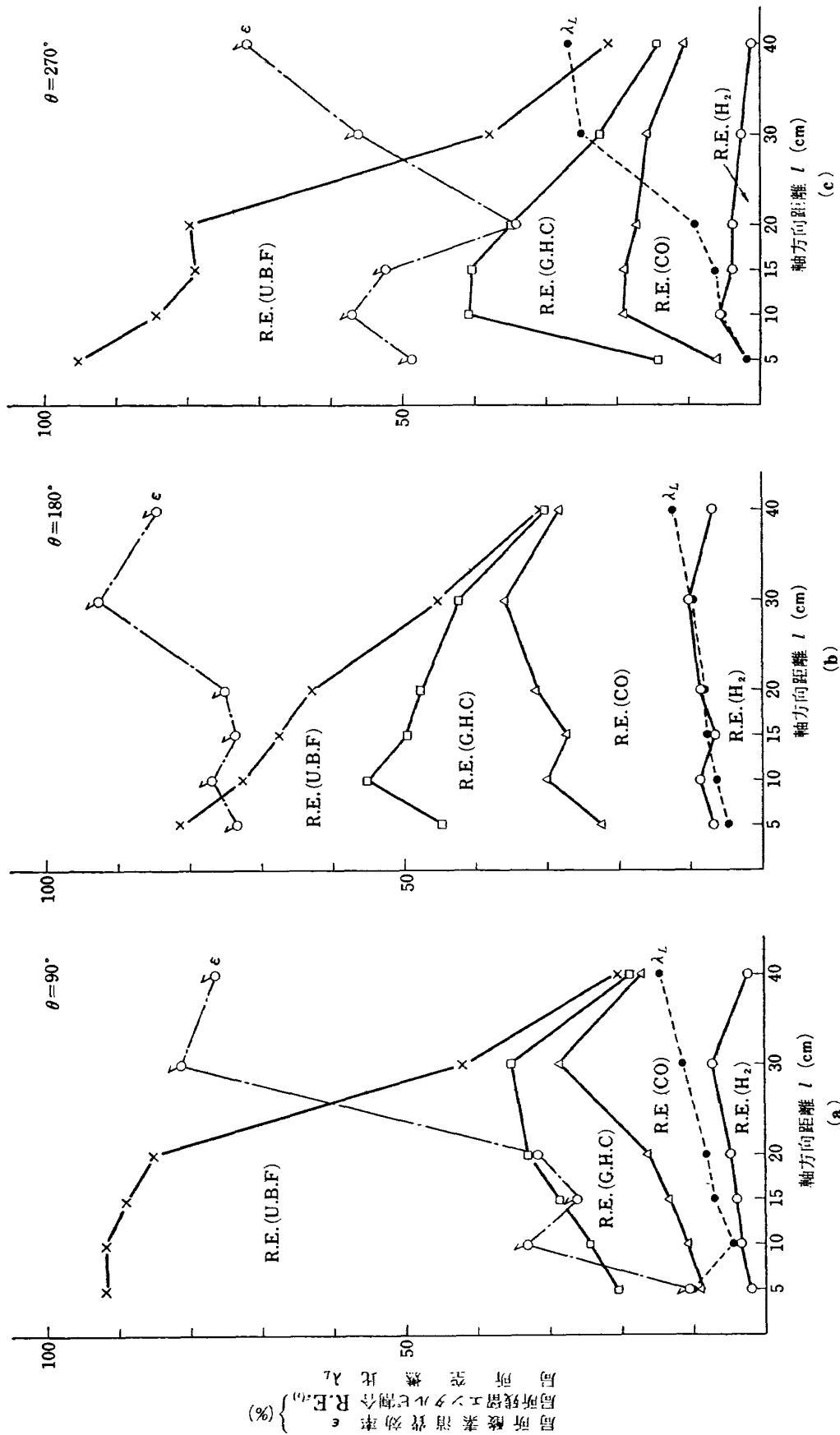


図 20 (a)~(c) 局所燃焼特性 (全体空燃比 $\lambda_T = 81.24$
 入口圧力 $p_i = 1.084 \text{ ata}$
 噴霧平均粒径 $\bar{d} = 110 \mu$)

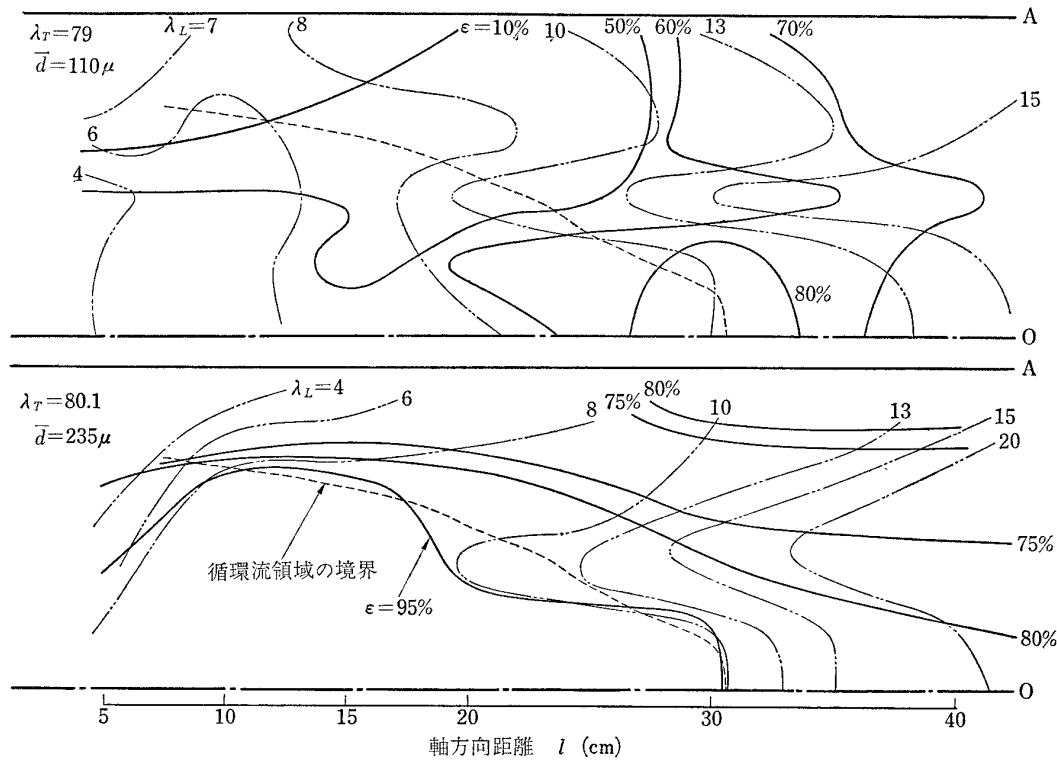


図 21 局所空燃比および局所酸素消費効率の分布

3.2 燃料噴霧の粒径を変えた影響

3.1では、燃料流量を変えた場合の一次燃焼領域の局所空燃比の変化と、それにもなう局所的な燃焼進捗状況について検討した。一方、燃料噴射弁の噴孔口径を変えて、燃焼器出口での燃焼効率を測定すると、燃料噴霧粒径の小さい場合には、出口で最高の燃焼効率を示す場合の全体空燃比 λ_T は大きくなる傾向がある¹⁰⁾。このことから、燃焼器内の燃料濃度分布と、実効局所空燃比すなわち燃焼反応に直接関係する蒸発した燃料と空気の混合比が、燃焼状態に重要な関係をもつものと考えられる¹⁶⁾。

ここでは、この関係を明らかにするために、燃料の噴霧粒径を小さくした場合の測定を行なった。図12に示した $\lambda_T = 80$ の場合と比較するため、燃料流量は $m_f = 31$ kg/h と同じにし、 2ϕ の噴射弁に代えて 1ϕ の噴孔口径をもつ噴射弁を使用して実験を行なった。この場合の燃料噴霧のサウタ平均粒径は、 2ϕ の場合の $\bar{d} = 235 \mu$ から $\bar{d} = 110 \mu$ と小さくなっている。この結果を図20および図21に示す。図20を図12の平均粒径の大きい場合と比較すると、特に上流側での局所残留エンタルピ割合の増加と局所酸素消費効率の低下の著しいことが認

められる。局所酸素消費効率の変化は、 $l = 15 \sim 20$ cm を境界として図13に示した $\lambda_T = 50$ の場合に似た傾向を示す。ここで局所空燃比 λ_L の軸方向に沿った変化を、断面上の異なった角度 θ ごとに拡大して示すと図22のようになる。全体空燃比が $\lambda_T = 80$ の場合について、噴霧の平均粒径 $\bar{d} = 235 \mu$ と $\bar{d} = 110 \mu$ の二つについてみると、 $\theta = 340^\circ$ の場合を除いて、噴霧粒径の小さい場合の局所空燃比は、粒径の大きい場合に比較して低い値を示し、 $l = 20$ cm 付近より上流側では軸方向上流に向かって急激に減少する傾向を示している。これに対して内筒壁面に近接した $\theta = 340^\circ$ では、粒径の小さい場合の局所空燃比のほうが高い値を示している。この実験では燃料液滴と燃料蒸気を分別するような試料の採取¹²⁾を行っていないため、ここで得られた局所空燃比を、前述の実効空燃比と厳密に考えることはできないと思われるが、燃料流量が同じ場合、噴射圧力が高くなったがって噴霧粒径の小さい場合には、燃料の蒸発が促進されると同時に燃料液滴の貫通度が低下し¹⁶⁾、噴射弁近傍では燃焼器中心軸まわりの燃料濃度が高くなることを示すと考えられる。

噴霧粒径を小さくした場合には、このような上流側の局所空燃比の低下の結果一次燃焼領域の性能が低下

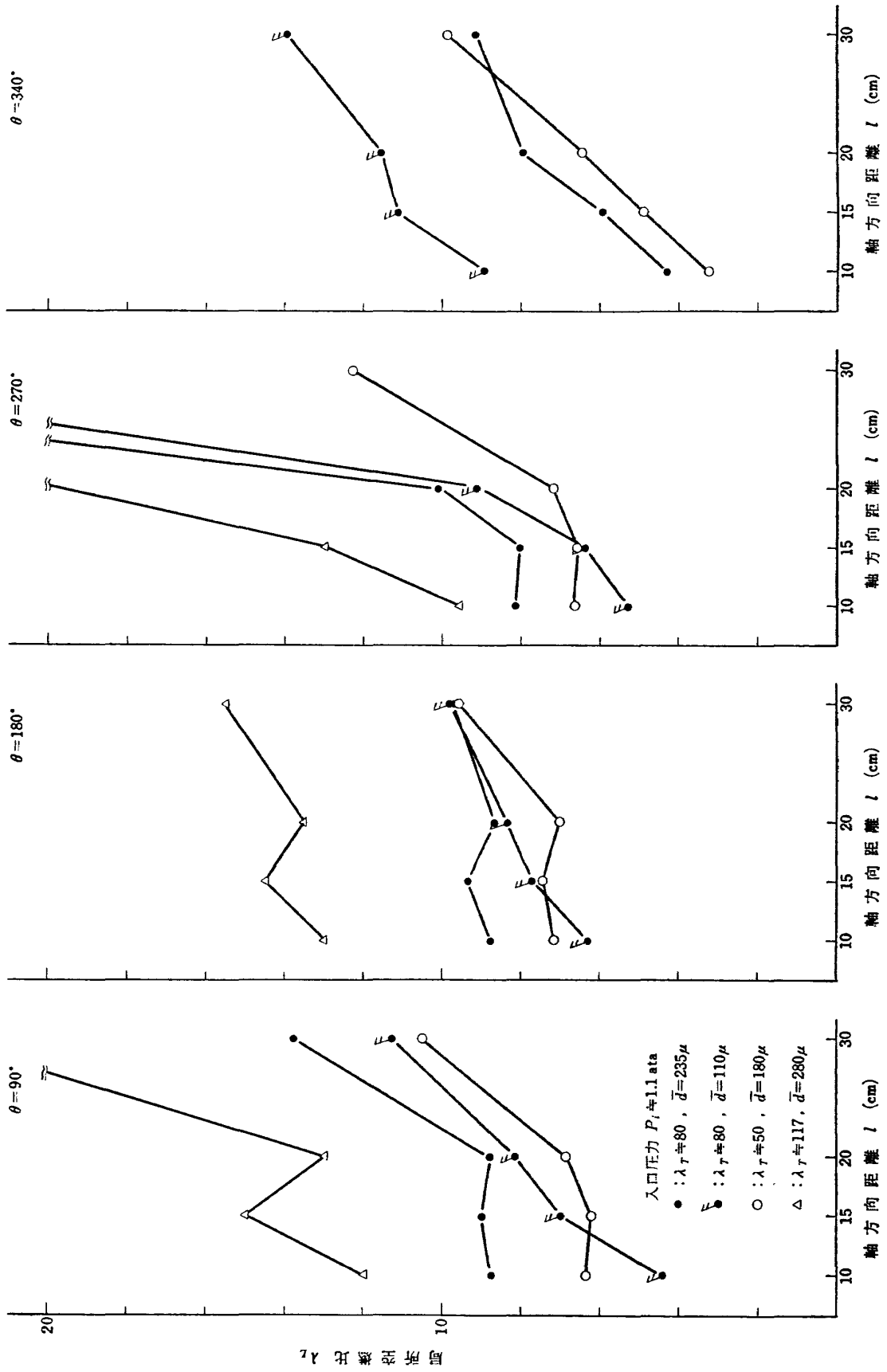


図 22 局所空燃比

し、これが全体の燃焼性能を変えると考えられる。

また、 $\theta=340^\circ$ の点を除いて $l=10\text{ cm}$ での局所空燃比は、図22に示したように、 $\lambda_T=50$ 、 $\bar{d}=180\mu$ の場合より低い値を示すにもかかわらず、図20にみられるように $\lambda_T=50$ の場合より一般に高い局所酸素消費効率を示している。一方3.1で述べた逆流のはじまる $l=17\sim 20\text{ cm}$ での局所空燃比は、 $\lambda_T=80$ 、 $\bar{d}=110\mu$ の場合の方が、 $\lambda_T=50$ 、 $\bar{d}=180\mu$ の場合より大きく、これに対応して局所酸素消費効率も高い値を示している。これらの事実と、循環流領域の大きさは燃料流量によって大きくは変わらないことから考えて、 $\lambda_T=80$ 、 $\bar{d}=110\mu$ の場合には、 $\lambda_T=50$ 、 $\bar{d}=180\mu$ の場合に比較して高い局所酸素消費効率をもつ一次燃焼領域に、その上流側から入り込む燃料の割合が多くなっていると推定される。

このような状態では、3.1に述べたような局所空燃比と局所酸素消費効率の間はかなり明確な関係は成立しなくなる。3.1の燃料噴霧のシースの存在する領域は、このような状態の極端な場合とみられる。

3.3 内筒の空気孔配置による影響

今まで述べたように、燃焼器模型 CC No.2 では、軸方向距離 $l=30\text{ cm}$ 付近で内筒空気孔から流入する空気の影響をもっとも強く受けている。 $l=40\text{ cm}$ ではそれより上流の内筒の空気孔のない領域で燃焼が進行する結果、上流側で認められたような、燃料流量の変化に対する断面内の各点間の燃焼進捗状態に顕著な差異は認められなくなる。

燃焼器模型 CC No.21 では、CC No.2 のように空気孔を離れた領域はなく、軸方向に沿って等間隔に空気孔が配置されている。このような空気孔配置をとった場合の、一次燃焼領域の状態に与える影響と、燃焼器出口での性能の変化について検討を行なった。

ここでは、一次燃焼領域を代表する点として、燃焼器 CC No.2 で、燃料流量を変えた場合にもっとも著しい影響を受けた $l=20\text{ cm}$ の点を選び、この点の特性の変化を検討した。実験は燃焼器入口温度を $T_1=25^\circ\text{C}$ 、燃焼器入口圧力を $P_1=1.1\text{ ata}$ 、最大断面平均風速を $u=23\text{ m/s}$ とほぼ一定に保ち、燃料流量を変え

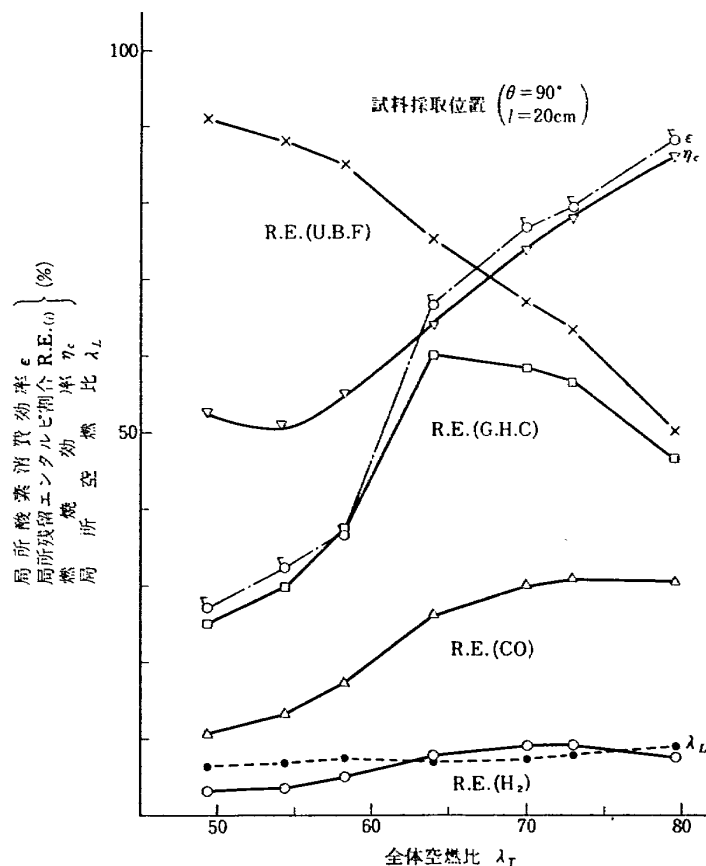


図 23 局所燃焼特性 (入口圧力 $p_1=1.1\text{ ata}$
燃焼器模型 CC No.21)

た場合について、二つの燃焼器模型の局所燃焼特性と出口性能の比較を行なった。燃料流量は、CC No. 2の一次燃焼領域の性能が悪化しはじめる $\lambda_T \approx 80$ より $\lambda_T \approx 50$ の間で変えた。図23、図24に得られた結果を示す。

ここに示された結果をみると、CC No. 21 では全体空燃比 $\lambda_T \approx 65$ 付近でCC No. 2に比較して若干高い局所酸素消費効率を示し、これに対応して未燃焼燃料の形をとる局所残留エンタルピ割合が小さくなっているのがみられる。またCC No. 21 では $\lambda_T \approx 70$ 以上のところで、COの形をとる局所残留エンタルピ割合がほぼ一定になるのに対して、CC No. 2では全体空燃比の増加ともなつてこの割合が増加する傾向を示す。このようにCC No. 21の方がやや高い局所燃焼進捗度を示しているが、特に顕著な差異は認められない。このように、内筒空気孔を連続して配置しても、一次燃焼領域の燃焼状態に特に影響を与えないことがわかる。

一方、出口断面で測定した燃焼効率 η_c の全体空燃

比に対する変化は、CC No. 21の場合には、燃料流量の増加ともなう一次燃焼領域の性能の低下に対応して、全体空燃比の低い場合に著しく低下している。

これに対してCC No. 2の場合には、燃焼効率は比較的一定な高い値 $\eta_c \approx 90\%$ 付近を示し、下流側7個の空気孔に至る空気孔のない領域で燃焼が進行することが認められる。全体空燃比が $\lambda_T \approx 80$ に近づくと、この二つの燃焼器模型の燃焼効率は同一の値に近くなる。これらのことから、CC No. 21のように空気孔を連続して配置する場合には、特に一次燃焼領域の性能が全体の燃焼性能に支配的な影響を及ぼすことがわかる。したがって3.1で述べたように、一次燃焼領域で高い局所酸素消費効率を与えるような空気量配分を行なうことが、このような場合には不可欠になる。

3.4 燃焼器入口圧力の影響

ここでは入口圧力を $P_i \approx 0.4 \text{ ata}$ にして実験を行ない、 $P_i \approx 1.1 \text{ ata}$ の場合との比較を行なった。入口温度と最大断面平均風速は前に述べた場合に等しくしてある。3.1で用いた噴孔口径 2ϕ の噴射弁を使用す

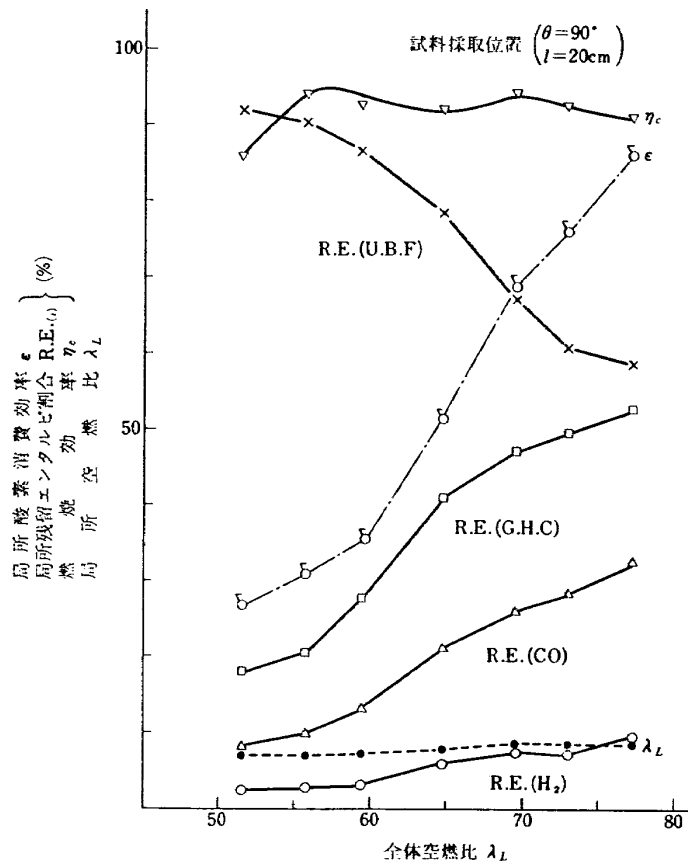


図 24 局所燃焼特性 (入口圧力 $P_i \approx 1.1 \text{ ata}$, 燃焼器模型 CC No. 2)

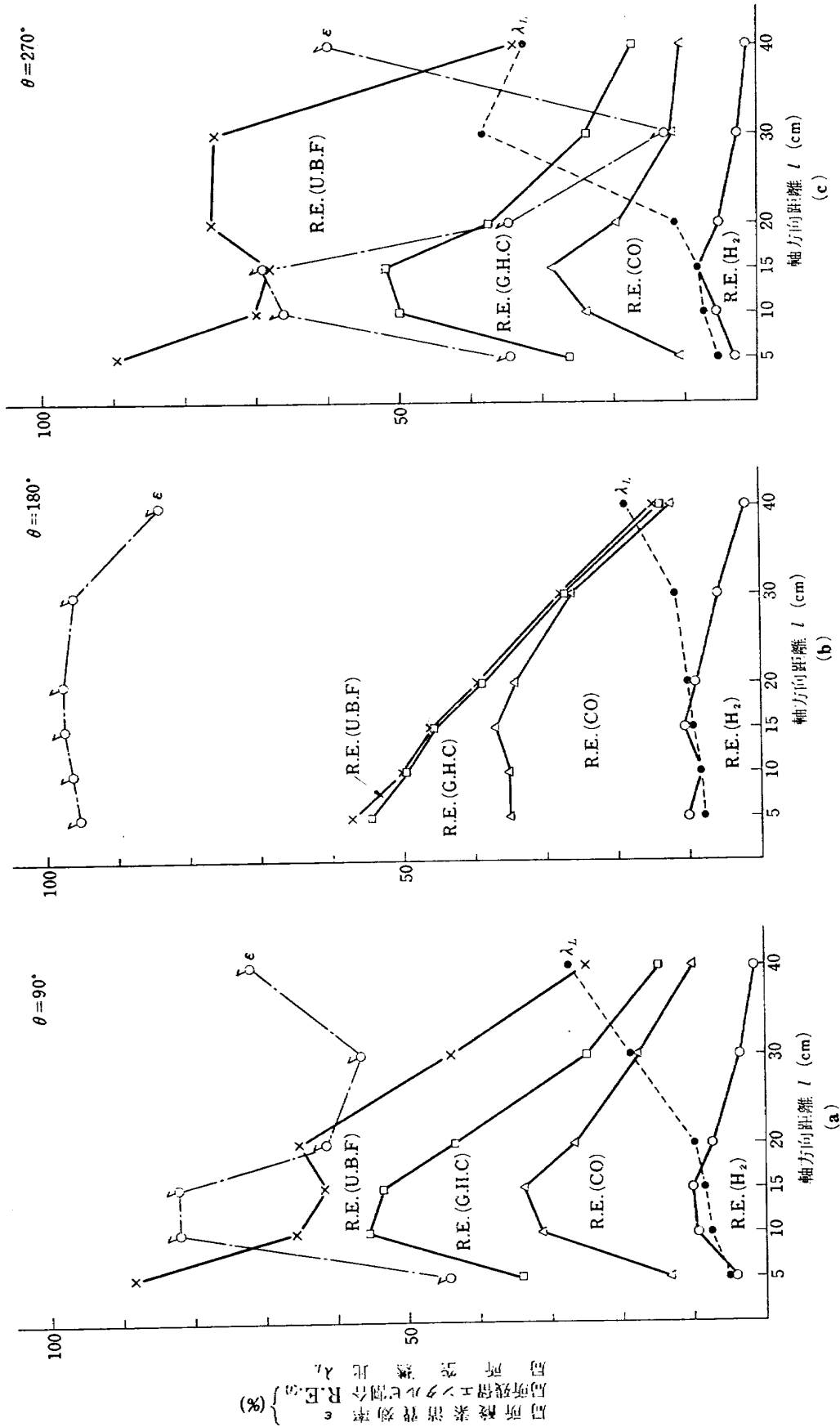


図 25 局所燃焼特性 (全体空燃比 $\lambda_T = 82.67$
入口圧力 $p_i = 0.432 \text{ ata}$
噴霧平均粒径 $\bar{d} = 180 \mu$)

ると、同一の全体空燃比に対しては、燃料流量の減少にともない大気圧状態の場合に比較して噴霧粒径は大きくなる。噴霧粒径の影響が、3.2 で述べたほぼ大気圧状態の場合と、どのように異なるかは明らかでないが、ここでは噴孔口径 1ϕ のものを使用して、いちおう大気圧状態の場合の噴霧粒径に近づけて実験を行なった。

図25に $P_i=0.4\text{ ata}$ $\lambda_T=80$ の場合に得られた結果を示す。これとほぼ大気圧状態で得られた図12との比較を行なう。

$P_i=0.4\text{ ata}$ の場合、燃焼器軸上では $l=20\text{ cm}$ より下流側の局所空燃比がやや大きく、それに対応して局所残留エンタルピ割合は減少しているが、局所酸素消費効率ほぼ同じ値を示し、特に燃焼器入口圧力の低下の影響を受けていない。 $\theta=90^\circ$ での局所酸素消費効率の軸方向に沿う変化をみると、その変化の傾向は大気圧状態とほぼ同一であるが、その値は全般に低い値を示す。また、これに対応して未燃焼燃料の形をとる局所残留エンタルピ割合の増加がある。この傾向は $\theta=270^\circ$ で特に著しくなり、 $l=20\text{ cm}$ 付近より下流側では未燃焼燃料の形をとる局所残留エンタルピ割合が大きく、軸方向下流側に向って緩慢な減少を示している。このことから、燃焼器入口圧力の低下は、燃焼器軸上ではほとんど燃焼進捗度に影響を与えず、内筒の壁面に寄った領域特に内筒空気孔から流入する空気の影響の大きい領域で大きな影響を与え、燃焼性能を低下させることが判明する。もちろん、さらに圧力を低下させれば、圧力低下の影響を受ける領域が増し、全体性能の低下はさらに著しくなる。

4. む す び

J-33 缶形燃焼器を基本にした燃焼器模型について、燃料流量、燃料噴霧粒径、内筒空気孔配置、燃焼器入口圧力を変えた場合、特に一次燃焼領域におこる燃焼性能の変化を、燃焼中の生成物組成の面から検討した。その結果を要約すると次のようになる。

- (1) 燃料流量を増加するとき、一次燃焼領域の性能に支配的な影響を与えるのはその領域の局所空燃比で、この値が $\lambda_T=8$ より小さくなると、この領域の性能は急激に低下する。
- (2) 一次燃焼領域の燃焼状態は、燃焼器上流に形成される循環流領域と密接な関係を持ち、逆流領域の中では上流に向って局所酸素消費効率が増す傾向を示す。
- (3) 燃料噴霧粒径のちがいにより、燃料噴射弁近傍の

燃料濃度分布が影響を受け、粒径の小さい場合には、燃焼器中心軸まわりの局所空燃比が低下する。高負荷燃焼を行なうには、燃料流量を増大して燃焼を行なうわけであるが、燃料流量の増加に合わせて一次空気の流量を増すと、一次燃焼領域の空気流速が増大して不安定な燃焼状態に移りやすくなる。したがって一次空気の流量にはある限界があり、一般に一次燃焼領域は燃料過濃の状態になりやすい。このような場合に燃料の噴霧粒径を小さくとると、一次燃焼領域の実効空燃比の低下を促進することになり、その結果全体性能の低下をひきおこす。

- (4) 燃焼器内筒の希釈空気孔の位置は、一次燃焼領域の燃焼状態には影響を与えない。希釈空気孔を上流に移すと、一次燃焼領域出口の状態が全体性能に支配的となる。
- (5) 燃焼器入口圧力の低下は、燃焼中心軸付近での燃焼状態には影響を与えないが、内筒空気孔より流入する空気の影響を受ける部分で性能低下をひきおこす。

以上は、実機用燃焼器に近い模型を用いて行なった実験であるが、今後はこの結果を参考にして、燃焼領域の一般的な解明を行ないたい。特に燃焼器内部のフローパターンと燃焼状態の関係などについて、燃焼中のガスの履歴を考えた検討を行なう予定である。

文 献

- 1) 大塚貞吉；ガスタービンの燃焼、高負荷燃焼に関する講習会教材、p. 71 昭和40年
- 2) 大塚貞吉、福田 広、相波哲朗；高負荷燃焼器の箱形模型による実験、航技研報告 TR-118 pp. 19-31, 1966年10月
- 3) 堀 守雄；高負荷燃焼器の空気量配分に関する実験、日本機械学会論文集、33巻 256号、pp. 1993-2000 昭和42年12月
- 4) 大塚貞吉、鈴木邦男、相波哲朗、石井浅五郎、広瀬健樹；高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究、航技研報告 TR-143, 1967年10月
- 5) 鈴木邦男、石井浅五郎；JR-100 燃焼器の振動燃焼について；第9回航空原動機講演会前刷 pp. 9-12, 昭和44年2月
- 6) Toone, B. and Arkless, F. : The Application of Gas Analysis to Combustion Chamber Development, : 7th Symposium on Combustion. (1958)
- 7) Bragg, S.C. and Hollyday, J.B : The Influe.

- nce of Altitude Operating Conditions on Combustion Chamber Design, :Selected Combustion Problems. (ii), pp. 270-295 (1957)
- 8) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 斎藤 隆, 堀内正司, 本間幸吉; ガス分析を用いた燃焼領域の研究, 第6回燃焼シンポジウム前刷集, pp. 19-20 昭和43年12月
 - 9) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 斎藤 隆, 堀内正司, 本間幸吉; ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼ガス組成と燃焼状態, 日本機械学会第790回講演会(動力)講演論文集 pp. 1-4, 昭年44年6月
 - 10) 大塚貞吉, 堀内正司, 本間幸吉; ジェットエンジン燃焼器の燃焼性能の研究; 近く航技研資料(TM)として発表予定
 - 11) 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年2月
 - 12) W. R. Hawthorne. and W. T. Olson. ; Design and Performance of Gas Turbine Power Plants. pp. 62-73 Princeton University Press (1960)
 - 13) ASTM, Part 7, Appendix VII (1961)
 - 14) R. M. Fristrom, and A. A. Westenberg, : Flame Structure p, 324 McGraw-Hill, (1965)
 - 15) E. E. Zukoski, and F. E. Marble. : Combustion Reseaches and Reviews. p. 167 Butterworths Scientific Publications (1955)
 - 16) 大塚貞吉, 鈴木邦男, 石井浅五郎, 広瀬健樹, 山中国雍; 軽量ジェットエンジン研究試作2号機(JR-200)の燃焼器(II), 航技研資料TM-128, 1968年4月(配布先限定)

付表 実験結果一覧表 (1)

実験番号 NO.	試料採取位置		ガス組成 (モル%)					
	θ°	l cm	JP-4	C ₂ H ₆	C ₂ H ₄	C ₂ H ₂	CH ₂	H ₂

全体空燃比 $\lambda_T = 80.07$ ($P_i = 1.057 \text{ata}$, $T_i = 25^\circ\text{C}$, $u = 22.0 \text{m/s}$) *
 (燃焼器模型: CC No. 2, 噴射弁: 2 ϕ)

11-10	90	40	0.050	0.052	0.047	0.062	0.034	0.522
-11	"	30	0.080	0.146	0.144	0.379	0.233	2.200
-12	"	20	0.137	0.105	0.502	0.953	0.575	4.514
-13	"	15	0.031	0.111	0.095	1.002	0.532	5.062
-14	"	10	0.009	0.022	0.107	1.325	0.591	4.352
-15	"	5	9.599	0.231	2.679	0.907	1.211	4.033
11-20	180	40	0.016	0.060	0.009	0.092	0.060	1.311
-21	"	30	0.024	0.054	0.057	0.666	0.331	4.925
-22	"	20	0.019	0.030	0.115	0.882	0.659	6.012
-23	"	15	0.018	0.064	0.067	1.034	0.578	5.124
-24	"	10	0.007	0.023	0.077	1.304	0.654	5.495
-25	"	5	0.006	0.024	0.141	1.499	0.813	5.566
11-30	270	40	0.064	0.050	0.049	0.044	0.035	0.403
-31	"	30	0.238	0.062	0.110	0.056	0.061	0.386
-32	"	20	0.236	0.137	0.473	0.458	0.357	1.641
-33	"	15	0.065	0.072	0.483	1.491	0.828	5.507
-34	"	10	0.024	0.044	0.353	1.665	0.893	5.545
-35	"	5	11.150	0.291	2.979	0.946	1.224	4.166

全体空燃比 $\lambda_T = 81.36$ ($P_i = 1.085 \text{ata}$, $u = 21.6 \text{m/s}$)

12-60	340	40	0.034	0.061	0.109	0.393	0.188	3.371
-61	"	30	0.193	0.111	0.552	0.660	0.400	4.646
-62	"	20	1.681	0.161	0.852	0.448	0.418	2.178
-63	"	15	2.783	0.143	0.978	0.457	0.465	1.995
-64	"	10	4.372	0.143	1.037	0.344	0.412	1.564

* P_i : 燃焼器入口静圧 (ata), T_i : 燃焼器入口温度 ($^\circ\text{C}$)

u : 燃焼器最大断面平均風速 (m/s)

特別に指示しない場合は, $T_i = 25^\circ\text{C}$, 燃焼器模型は CC No. 2
 噴射弁は 2 ϕ を用いたことを表わす。

ガス組成 (モル%)					局所空比 λ_L	局所酸素率 $\epsilon\%$	燃効 $\eta_c\%$
CO	CO ₂	O ₂	N ₂	Ar			

1.987	6.820	9.862	79.572	0.991	22.01	78.54	90.89
5.703	6.885	6.172	77.089	0.970	13.78	69.98	"
10.378	6.914	1.948	73.022	0.951	8.75	90.00	"
10.447	7.991	0.213	73.587	0.930	9.00	98.91	"
10.570	8.113	0.174	73.797	0.941	8.78	99.12	"
8.039	6.440	2.782	63.112	0.969	1.66	83.47	"
3.669	7.125	7.821	78.860	0.976	18.45	77.28	"
10.461	7.693	0.581	74.279	0.929	9.72	97.07	"
11.802	7.274	0.216	72.077	0.916	8.70	98.88	"
10.538	7.291	0.537	73.794	0.954	9.35	97.27	"
10.733	7.568	0.558	72.654	0.927	8.81	97.12	"
10.850	7.638	0.466	72.066	0.931	8.41	97.57	"
1.285	5.074	12.671	79.392	0.960	29.31	78.48	"
1.233	2.452	16.473	77.974	0.955	33.72	46.73	"
6.517	7.116	5.844	76.194	1.027	11.18	71.24	"
10.748	7.277	0.926	71.670	0.935	8.08	95.16	"
10.179	7.934	0.315	72.116	0.932	8.18	98.36	"
7.428	6.311	2.705	61.849	0.952	1.44	83.60	"

8.661	8.337	2.618	75.277	0.950	10.72	86.96	93.19
9.617	6.880	3.147	72.845	0.949	9.14	83.80	"
4.173	3.415	12.473	73.238	0.963	7.92	36.14	"
3.246	2.676	13.977	72.325	0.952	5.98	27.54	"
2.663	2.593	14.458	71.473	0.941	4.30	24.16	"

付表 実験結果一覧表 (2)

実験番号 NO.	試料採取位置		ガス組成 (モル%)					
	θ°	l cm	JP-4	C ₂ H ₆	C ₂ H ₄	C ₂ H ₂	CH ₄	H ₂

全体空燃比
 $\lambda_T = 50.54$

($P_i = 1.114$ ata, $u = 21.6$ m/s)

13-10	90	40	0.210	0.109	0.226	0.347	0.117	1.311
-11	"	30	0.863	0.132	0.455	0.394	0.290	2.278
-12	"	20	2.339	0.126	0.758	0.294	0.450	1.988
-13	"	15	2.433	0.046	0.986	0.380	0.602	2.414
-14	"	10	1.890	0.117	1.192	0.596	0.822	2.083
-15	"	5	15.181	0.221	2.146	0.070	0.830	1.355
13-20	180	40	0.148	0.096	0.296	0.423	0.282	3.047
-21	"	30	0.038	0.134	0.517	0.669	0.417	3.520
-22	"	20	1.704	0.166	0.805	0.534	0.486	1.377
-23	"	15	1.511	0.164	0.814	0.514	0.567	3.085
-24	"	10	1.479	0.203	0.951	0.606	0.728	3.381
-25	"	5	1.331	0.211	1.122	0.731	0.897	2.719
13-30	270	40	0.378	0.107	0.223	0.220	0.146	1.424
-31	"	30	1.252	0.065	0.332	0.147	0.157	0.429
-32	"	20	2.701	0.096	0.528	0.164	0.269	0.786
-33	"	15	2.715	0.130	0.715	0.250	0.413	1.605
-34	"	10	2.179	0.177	0.987	0.346	0.617	1.992
-35	"	5	9.460	0.151	1.312	0.121	0.575	1.857

全体空燃比
 $\lambda_T = 50.83$

($P_i = 1.120$ ata, $u = 21.9$ m/s)

14-60	340	40	0.370	0.129	0.294	0.244	0.180	2.226
-61	"	30	1.700	0.104	0.343	0.114	0.189	1.189
-62	"	20	3.169	0.086	0.495	0.081	0.266	1.156
-63	"	15	4.232	0.109	0.541	0.104	0.308	1.174
-64	"	10	6.660	0.071	0.458	0.016	0.199	0.772

ガ ス 組 成 (モル%)					局 所 空 比 λ_L	局 所 酸 素 効 率 $\epsilon \%$	燃 効 率 $\eta_c \%$
CO	CO ₂	O ₂	N ₂	Ar			

6.117	8.127	4.884	77.459	1.031	11.73	76.36	88.89
5.385	4.324	10.050	74.862	0.969	10.47	49.66	"
4.351	1.938	14.195	72.625	0.937	6.87	26.72	"
5.218	2.141	13.148	71.684	0.947	6.24	31.23	"
7.000	2.757	11.159	71.345	0.979	6.35	41.36	"
5.316	2.598	10.130	61.280	0.874	1.19	38.02	"
7.346	7.412	4.041	75.942	0.968	11.25	80.05	"
7.887	6.410	4.769	74.315	0.974	9.61	75.94	"
6.789	3.569	10.512	73.046	1.013	7.00	46.04	"
6.726	3.119	10.376	72.138	0.959	7.45	46.07	"
7.199	2.959	10.192	71.353	0.948	7.17	46.44	"
8.456	3.172	9.308	71.076	0.977	6.87	50.90	"
4.973	7.064	6.811	77.668	0.987	12.59	67.12	"
2.687	2.343	15.960	75.619	1.011	12.22	20.87	"
2.400	1.114	17.607	73.512	0.823	7.17	10.20	"
3.386	1.424	15.838	72.583	0.939	6.55	18.19	"
5.212	2.076	13.512	71.943	0.960	6.68	29.58	"
3.730	1.649	13.804	66.481	0.861	2.06	22.15	"

5.456	6.697	6.966	76.478	0.960	12.16	65.85	91.92
2.827	2.331	14.824	75.427	0.953	9.89	26.31	"
1.931	0.856	17.807	73.241	0.914	6.47	8.84	"
2.098	0.947	17.360	72.222	0.905	4.90	9.88	"
1.175	0.697	18.273	70.804	0.874	3.29	3.24	"

付表 実験結果一覽表 (3)

実験番号 NO.	試料採取位置		ガス組成 (モル%)					
	θ°	l cm	JP-4	C ₂ H ₆	C ₂ H ₄	C ₂ H ₂	CH ₄	H ₂

全体空燃比
 $\lambda_T = 117.62$ ($P_i = 1.061 \text{ata}$, $u = 22.7 \text{m/s}$)

15-10	90	40	0.028	0.056	0.001	0.002	0.007	0.065
-11	"	30	0.027	0.071	0.015	0.015	0.012	0.340
-12	"	20	0.019	0.068	0.051	0.182	0.067	0.841
-13	"	15	0.008	0.066	0.019	0.188	0.064	2.030
-14	"	10	0.000	0.049	0.009	0.356	0.148	3.068
-15	"	5	5.009	0.279	2.591	0.764	0.873	3.672
15-20	180	40	0.021	0.061	—	0.009	0.005	0.062
-21	"	30	0.007	0.070	—	0.025	0.014	0.436
-22	"	20	0.004	0.063	—	0.040	0.018	1.290
-23	"	15	0.002	0.066	—	0.033	0.014	2.181
-24	"	10	0.001	0.057	—	0.118	0.059	2.742
-25	"	5	0.002	0.043	0.007	0.353	0.159	1.425
15-30	270	40	0.029	0.054	0.002	0.004	0.006	0.051
-31	"	30	0.045	0.040	0.001	0.002	0.007	0.024
-32	"	20	0.024	0.075	0.026	0.021	0.015	0.285
-33	"	15	0.010	0.061	0.039	0.172	0.060	0.984
-34	"	10	0.002	0.048	0.053	0.720	0.223	1.305
-35	"	5	3.826	0.250	2.393	1.034	0.935	3.602

全体空燃比
 $\lambda_T = 81.24$ ($P_i = 1.084 \text{ata}$, $u = 23.1 \text{m/s}$, 噴射弁: 1φ)

16-10	90	40	0.028	0.060	0.007	0.030	0.025	0.836
-11	"	30	0.150	0.091	0.187	0.168	0.154	3.214
-12	"	20	1.496	0.138	0.911	0.319	0.610	2.757
-13	"	15	1.990	0.144	0.958	0.328	0.670	2.566
-14	"	10	3.377	0.164	1.384	0.400	0.889	3.411
-15	"	5	1.686	0.078	0.615	0.116	0.339	1.036
16-20	180	40	0.015	0.031	0.018	0.057	0.060	2.884
-21	"	30	0.069	0.058	0.161	0.240	0.214	5.031
-22	"	20	0.422	0.149	0.743	0.385	0.605	4.900

ガス組成 (モル%)					局所空比 λ_L	局所酸素率 ϵ %	燃焼率 η_c %
CO	CO ₂	O ₂	N ₂	Ar			

0.271	5.272	13.657	79.651	0.990	35.76	85.15	88.95
1.318	8.207	8.566	80.429	1.001	21.38	85.62	"
6.283	11.208	1.098	79.124	1.059	11.44	94.80	"
5.478	10.583	1.132	79.444	0.988	12.56	94.66	"
7.893	9.872	0.357	77.281	0.966	10.91	98.27	"
7.219	8.100	1.709	68.750	1.034	2.85	90.68	"
0.531	8.018	10.465	79.788	1.046	23.86	80.85	"
3.926	12.502	1.490	80.480	1.067	12.79	93.06	"
6.458	11.156	0.342	79.622	1.029	11.82	98.39	"
5.820	11.034	0.118	79.762	0.992	12.39	99.45	"
7.192	10.313	0.048	78.504	0.982	11.61	99.77	"
8.367	10.702	0.109	77.780	1.051	10.26	99.48	"
0.232	5.413	13.683	79.538	0.989	35.04	82.94	"
0.214	2.444	18.596	77.589	1.038	65.95	44.57	"
1.510	8.194	8.465	80.385	0.998	20.94	84.46	"
6.114	11.272	0.979	79.258	1.049	11.60	95.37	"
8.082	10.612	0.278	77.627	1.049	9.99	98.66	"
7.684	7.934	1.846	69.464	1.031	3.36	90.04	"

4.458	9.487	4.958	79.094	1.016	14.55	76.50	86.61
8.045	7.413	3.792	75.840	0.946	11.33	81.25	"
5.751	2.117	13.111	71.853	0.937	8.17	31.58	"
5.428	1.759	14.013	71.212	0.932	7.04	26.22	"
6.571	2.139	12.230	68.507	0.930	4.45	33.07	"
2.762	0.935	17.627	73.856	0.948	10.15	10.51	"
7.341	8.532	3.202	76.903	0.957	12.51	84.39	"
10.918	7.307	1.449	73.630	0.923	9.78	92.62	"
10.898	4.998	4.746	71.231	0.922	8.39	75.02	"

付表 実験結果一覧表 (4)

実験番号 NO.	試料採取位置		ガス組成 (モル%)					
	θ°	l cm	JP-4	C ₂ H ₆	C ₂ H ₄	C ₂ H ₂	CH ₄	H ₂
16-23	180	15	0.531	0.220	1.147	0.537	0.949	4.047
-24	"	10	0.605	0.239	1.479	0.683	1.303	6.133
-25	"	5	1.664	0.210	1.887	0.746	1.483	6.186
16-30	270	40	0.065	0.057	0.036	0.017	0.031	0.263
-31	"	30	0.156	0.070	0.097	0.026	0.068	0.562
-32	"	20	1.155	0.154	0.858	0.307	0.571	2.120
-33	"	15	1.370	0.220	1.415	0.578	0.999	2.887
-34	"	10	1.801	0.260	1.634	0.667	1.202	4.854
-35	"	5	8.668	0.207	1.804	0.454	1.088	4.110

全体空燃比 $(P_i = 1.086\text{ata}, u = 23.3\text{m/s}, \text{噴射弁: } 1\phi)$
 $\lambda_T = 81.24$

17-60	340	40	0.015	0.063	—	0.007	0.011	0.706
-61	"	30	0.292	0.088	0.176	0.061	0.111	1.398
-62	"	20	1.371	0.102	0.510	0.153	0.348	1.507
-63	"	15	1.570	0.088	0.480	0.162	0.333	1.416
-64	"	10	2.086	0.077	0.464	0.139	0.303	1.213

全体空燃比 $(P_i = 1.077\text{ata}, u = 22.4\text{m/s})$
 $\lambda_T = 77.25$

18-12	90	20	0.164	0.093	0.622	0.958	0.661	5.402
-------	----	----	-------	-------	-------	-------	-------	-------

全体空燃比 $(P_i = 1.088\text{ata}, u = 22.8\text{m/s})$
 $\lambda_T = 73.0$

19-12	90	20	0.310	0.113	0.755	0.907	0.656	4.010
-------	----	----	-------	-------	-------	-------	-------	-------

全体空燃比 $(P_i = 1.093\text{ata}, u = 23.0\text{m/s})$
 $\lambda_T = 69.6$

20-12	90	20	0.552	0.156	0.851	0.777	0.638	4.218
-------	----	----	-------	-------	-------	-------	-------	-------

全体空燃比 $(P_i = 1.100\text{ata}, u = 22.8\text{m/s})$
 $\lambda_T = 64.7$

21-12	90	20	1.099	0.164	0.981	0.582	0.682	3.617
-------	----	----	-------	-------	-------	-------	-------	-------

ガ ス 組 成 (モル%)					局 所 空 比 燃 λ_L	局 所 酸 素 率 消 費 効 率 ϵ %	燃 効 率 η_c %
CO	CO ₂	O ₂	N ₂	Ar			
10.656	4.612	5.027	71.318	0.957	7.77	73.57	86.61
12.768	4.315	4.175	67.375	0.924	6.35	76.77	"
12.416	4.010	4.682	65.783	0.932	4.70	73.31	"
1.541	5.483	12.630	78.898	0.978	26.77	71.35	"
2.322	4.245	13.723	77.761	0.970	24.85	56.06	"
5.858	2.566	12.734	72.711	0.966	9.19	34.34	"
9.204	3.322	8.922	70.090	0.993	6.40	52.27	"
9.527	3.257	7.810	68.059	0.931	5.36	56.97	"
7.963	2.808	8.664	63.365	0.868	1.93	48.73	"

2.944	10.077	4.936	80.242	0.998	15.97	81.93	86.23
4.138	7.554	6.923	78.291	0.968	13.99	66.85	"
2.854	1.127	17.160	73.932	0.935	11.57	12.97	"
2.186	0.893	17.816	74.127	0.931	11.19	9.89	"
2.299	0.821	18.455	73.219	0.924	8.97	5.50	"

10.942	6.194	2.671	71.349	0.945	8.41	85.96	91.00
--------	-------	-------	--------	-------	------	-------	-------

10.057	5.627	4.619	71.964	0.983	8.51	75.93	92.70
--------	-------	-------	--------	-------	------	-------	-------

8.868	4.957	5.999	72.017	0.969	8.48	68.77	94.40
-------	-------	-------	--------	-------	------	-------	-------

7.663	3.147	9.307	71.784	0.972	7.98	51.39	92.70
-------	-------	-------	--------	-------	------	-------	-------

付表 実験結果一覧表 (5)

実験番号 NO.	試料採取位置		ガス組成 (モル%)					
	θ°	l cm	J P-4	C ₂ H ₆	C ₂ H ₄	C ₂ H ₂	CH ₄	H ₂
全体空燃比 $\lambda_T = 59.4$ ($P_i = 1.110\text{ata}$, $u = 22.8\text{m/s}$)								
22-12	90	20	1.908	0.147	0.906	0.348	0.547	2.138
全体空燃比 $\lambda_T = 55.7$ ($P_i = 1.110\text{ata}$, $u = 22.8\text{m/s}$)								
23-12	90	20	2.392	0.116	0.737	0.274	0.383	1.968
全体空燃比 $\lambda_T = 51.5$ ($P_i = 1.120\text{ata}$, $u = 22.6\text{m/s}$)								
24-12	90	20	2.487	0.111	0.767	0.126	0.318	1.648
全体空燃比 $\lambda_T = 79.61$ ($P_i = 1.080\text{ata}$, $u = 23.0\text{m/s}$, 燃焼器模型 : CC No. 21)								
25-12	90	20	0.100	0.090	0.465	0.694	0.491	4.082
全体空燃比 $\lambda_T = 72.9$ ($P_i = 1.080\text{ata}$, $u = 23.0\text{m/s}$, 燃焼器模型 : CC No. 21)								
26-12	90	20	0.189	0.160	0.892	1.037	1.022	5.245
全体空燃比 $\lambda_T = 69.96$ ($P_i = 1.080\text{ata}$, $u = 23.0\text{m/s}$, 燃焼器模型 : CC No. 21)								
27-12	90	20	0.257	0.322	0.951	1.102	1.229	5.480
全体空燃比 $\lambda_T = 63.88$ ($P_i = 1.080\text{ata}$, $u = 23.0\text{m/s}$, 燃焼器模型 : CC No. 21)								
28-12	90	20	0.472	0.336	1.594	1.085	1.611	5.503
全体空燃比 $\lambda_T = 58.16$ ($P_i = 1.070\text{ata}$, $u = 23.2\text{m/s}$, 燃焼器模型 : CC No. 21)								
29-12	90	20	1.472	0.200	1.117	0.461	0.826	3.130
全体空燃比 $\lambda_T = 54.59$ ($P_i = 1.080\text{ata}$, $u = 23.0\text{m/s}$, 燃焼器模型 : CC No. 21)								
30-12	90	20	1.974	0.202	1.055	0.386	0.743	2.485

ガス組成 (モル%)					局所空比 燃 λ_L	局所酸素消費効率 ϵ %	燃焼率 η_c %
CO	CO ₂	O ₂	N ₂	Ar			
5.575	2.023	12.548	72.879	0.983	7.32	35.45	92.90
4.194	1.820	13.568	73.586	0.962	6.97	30.87	94.15
3.352	1.590	14.473	74.164	0.964	7.18	26.83	85.80
10.472	7.128	2.309	73.219	0.949	9.06	88.17	85.56
10.451	5.606	3.874	70.599	0.926	8.20	79.43	76.76
10.731	5.289	4.304	69.393	0.942	7.63	76.75	73.96
9.971	4.264	6.090	68.590	0.935	7.07	66.71	63.90
6.546	2.246	11.952	71.117	0.933	7.52	36.99	55.14
5.594	2.038	12.945	71.645	0.933	6.87	32.26	50.64

付表 実験結果一覧表 (6)

実験番号 NO.	試料採取位置		ガス組成 (モル%)					
	θ°	l cm	J P-4	C ₂ H ₆	C ₂ H ₄	C ₂ H ₂	CH ₄	H ₂

全体空燃比 $\lambda_T = 49.39$ ($P_i = 1.080 \text{ata}$, $u = 23.0 \text{m/s}$, 燃焼器模型: C C No. 21)

31-12	90	20	2.375	0.179	1.045	0.298	0.621	2.349
-------	----	----	-------	-------	-------	-------	-------	-------

全体空燃比 $\lambda_T = 82.67$ ($P_i = 0.432 \text{ata}$, $u = 21.3 \text{m/s}$, 噴射弁: 1 ϕ)

32-10	90	40	0.097	0.081	0.054	0.012	0.025	0.276
-11	"	30	0.255	0.100	0.161	0.048	0.068	0.965
-12	"	20	0.522	0.192	0.665	0.424	0.360	3.632
-13	"	15	0.213	0.139	0.696	0.834	0.573	5.597
-14	"	10	0.299	0.159	1.063	0.971	0.810	5.728
-15	"	5	2.368	0.189	2.098	0.546	0.901	3.766
32-20	180	40	0.012	0.084	-	0.009	0.007	0.556
-21	"	30	0.013	0.050	0.007	0.020	0.008	2.616
-22	"	20	0.021	0.080	0.081	0.168	0.119	4.467
-23	"	15	0.016	0.063	0.152	0.442	0.240	5.452
-24	"	10	0.016	0.061	0.343	0.790	0.544	4.825
-25	"	5	0.082	0.085	0.722	0.869	0.747	6.049
32-30	270	40	0.129	0.074	0.073	0.019	0.034	0.247
-31	"	30	0.337	0.062	0.152	0.030	0.065	0.360
-32	"	20	0.809	0.144	0.706	0.308	0.351	2.318
-33	"	15	0.455	0.170	1.025	0.778	0.705	4.789
-34	"	10	0.651	0.186	1.379	0.812	0.853	3.609
-35	"	5	2.645	0.220	1.378	0.384	0.657	2.738

ガス組成 (モル%)					局所空比 λ_L	局所酸素消費効率 ϵ %	燃焼率 η_c %
CO	CO ₂	O ₂	N ₂	Ar			

4.657	1.839	13.957	71.746	0.933	6.48	27.06	53.37
-------	-------	--------	--------	-------	------	-------	-------

1.376	5.190	12.779	79.127	0.983	27.31	71.81	74.21
3.294	4.921	11.403	77.809	0.977	18.80	56.45	"
8.033	4.454	7.562	73.209	0.947	9.87	61.27	"
11.021	5.369	3.441	71.188	0.928	8.56	81.88	"
11.118	5.366	3.409	70.136	0.940	7.70	81.77	"
6.859	3.119	10.251	68.908	0.995	5.12	44.23	"
2.476	8.443	7.221	80.212	1.005	19.03	84.02	"
7.557	9.621	0.814	78.318	0.976	11.88	96.10	"
10.419	8.078	0.505	75.100	0.961	10.22	97.48	"
11.475	7.260	0.536	73.431	0.934	9.52	97.26	"
12.819	6.774	0.706	72.176	0.946	8.43	96.33	"
12.596	6.443	0.897	70.572	0.938	7.85	95.23	"
1.231	3.714	15.154	78.343	0.982	32.64	59.78	"
1.030	0.995	19.397	76.602	0.970	38.27	12.91	"
5.156	2.665	12.840	73.743	0.960	11.47	34.72	"
9.803	4.550	5.848	70.931	0.946	8.28	69.09	"
9.674	4.651	6.390	70.805	0.990	7.44	66.16	"
5.457	2.612	12.327	70.612	0.972	5.49	34.55	"

TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月	戸川隼人, 丸山治雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中正夫, 山本芳樹 大石晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月	西村博史, 藤枝郭俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲秀夫, 吉沢昭 松崎貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究(II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木邦男, 田丸卓 乙幡安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定(I)	1969年9月	藤森義典, 山崎浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機動安定風洞実験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府護郎, 岡遠一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男

注：欠番は配付先を限定したもの。

航空宇宙技術研究所資料166号

昭和44年11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)44-9171 (代表) ☎182

印刷所 一誠社総合印刷株式会社
東京都武蔵野市御殿山1-6-10
