

# パイロット火炎点火による層状給気方式機関の燃焼特性

室木 巧<sup>1</sup>・森吉泰生<sup>2</sup>・宋 元偉<sup>3</sup>

1 機械工学科

2 千葉大学工学部電子機械工学科

3 株式会社ベンチャーセーフネット

## Combustion Characteristics of Stratified Charge Engine with Pilot Flame Ignition

Takumi MUROKI<sup>1)</sup>, Yasuo MORIYOSHI<sup>2)</sup>, Yuan-Wei SONG<sup>3)</sup>

### Abstract

A stratified charge engine with pilot flame ignition which has high ignition energy, large flame contact area and long duration of spark, is examined using a model combustion chamber. As a result, it was found that the pilot flame ignition system had better ignitability and combustion performance in the lean mixture range than the spark ignition system.

Key Words: Stratified Charge, Pilot Flame, Ignition Energy, Lean Mixture

### 1. まえがき

層状給気燃焼方式は予混合燃焼方式とディーゼル燃焼方式の利点を持ち合わせており、燃費及び排気改善技術としてこれまでに活発な研究が行われてきた<sup>(1)</sup>。

筆者らはこの燃焼方式を高出力密度のバンケル型ロータリ機関に適用することを想定し、ロータリ機関の点火時期付近における燃焼室形状を模擬したモデル燃焼室を対象に、実験と計算の両側面から層状給気燃焼の解析を行ってきた<sup>(2~4)</sup>。

本研究機関の特徴は、パイロット火炎着火方式を採用している点にある。この方式は、スパークプラグによる点火方式に比べ、点火エネルギー量が多い上、活性化学種を含み、かつ、火炎と混合気の接触面積及び持続時間が大きいという特徴をもつため、点火源として強力であると考えられる。本研究では既報<sup>(4)</sup>で述べた基本となるA型モデル燃焼室を用いてこれらについて検討を行った。

### 2. 実験装置及び実験方法

#### 2.1. 実験装置

図1に示すように、ロータリ機関の圧縮上死点前15度における燃焼室形状を模擬したモデル燃焼室を使用した。燃焼室が回転移動する実機の様子をシミュレートするため、実機燃焼室内と同等の空気流動と圧力場を与える。そのため、2ストロークディーゼル機関をモータ駆動し、急速加減圧装置として用いた。壁面温度は図1の中に示すようにヒータにより250℃に加熱した。

図2にA型モデル燃焼室としてパイロット噴射ノズル・メイン噴射ノズル、そしてグロープラグの位置関係を示す。スパークプラグ点火の場合は、グロープラグの取り付け位置にスパークプラグを設置した。燃料としては、JIS2号軽油を使用した。

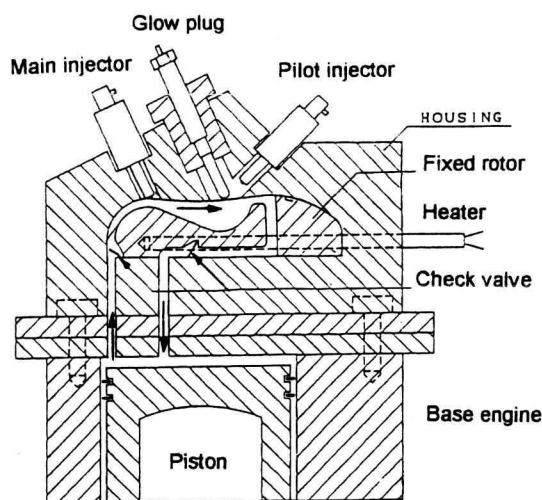


図1 モデル燃焼室を使用した実験装置

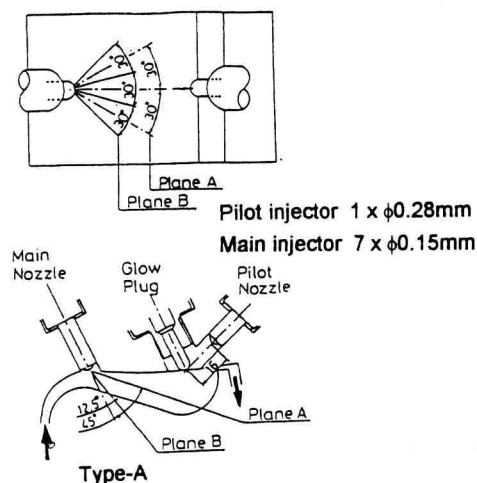


図2 噴射系とグロープラグの配置

## 2.2. 指圧解析

熱発生率、質量燃焼割合などを求めるために、ピエゾ式圧力ピックアップを用いて燃焼室内の指圧計測を行った。データの取扱はクランク角度毎に行い連続した96サイクル分のデータのアンサンブル平均値から解析を行った。見かけの熱発生率と見かけの質量燃焼割合は次式により求められる。

$$\text{見かけの熱発生率: } \frac{dQ}{d\theta} = \frac{1}{(\kappa - 1)} \left( V \frac{dP}{d\theta} + \kappa P \frac{dV}{d\theta} \right)$$

$$\text{見かけの質量燃焼割合: } \frac{\int \frac{dQ}{d\theta} d\theta}{Q_f}$$

$Q$ : 見かけの熱発生量  $Q_f$ : 燃料の発熱量  
 $\theta$ : クランク角度  $\kappa$ : 比熱比  
 $P$ : 燃焼室内圧力  $V$ : 燃焼室容積

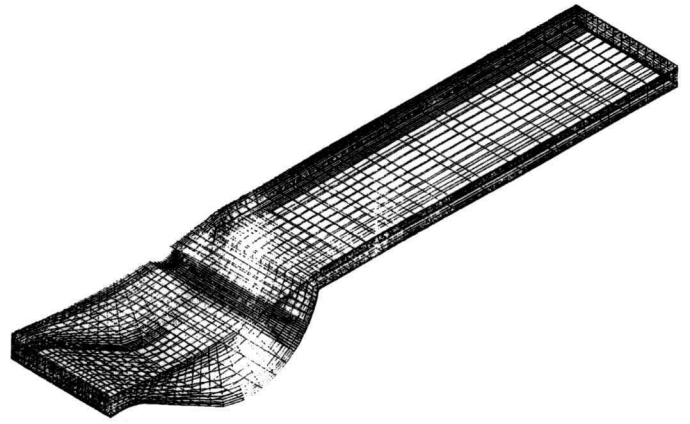


図4 燃焼室の計算格子

## 2.3. 高速ビデオカメラによる直接撮影

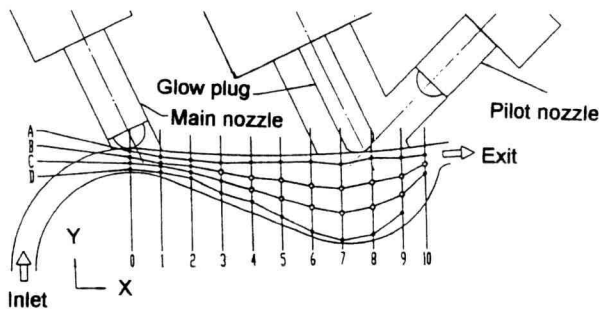
燃焼室の側板の1つを石英ガラスにして高速度ビデオカメラ (9000fps) による直接撮影を行った。

## 2.4 モデル燃焼室内空気流動

設定された、実機にシミュレートしたモデル燃焼室内の空気流動を計測、計算の両面から調査し、混合気形成過程を数値シミュレーションによって予測することを試みた<sup>(3)</sup>。

### 1) 空気流動の計測

燃焼室内のガス流動測定は、燃焼室両側面を石英ガラス板に交換し、LDVで行なった。流速データはオンラインでクランク角度1°毎に360サイクル分をコンピュータに取り込んだ。測定は燃焼室の中心断面上の、図3に示す点で行なった。



●: only X direction, ○: both X and Y directions measured

図3 LDVによる測定点

### 2) 空気流動の数値計算

燃焼室内のガス流動の数値計算は市販の解析コード“FLUENT”により行なった。計算は図4に示す境界適合格子生成方により作成された三次元計算格子を使って行なった。格子点はx, y, z軸方向にそれぞれ77×17×21で総計27489とした。流れ場を乱流としてモデル化するために  $\kappa - \epsilon$  モデルを使用した。流れ場を支配する基礎方程式としては次の4式を使用した。

### 1. ナビエ・ストークス方程式 (運動量保存式)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i$$

### 2. 連続の式

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = S_m$$

### 3. 状態方程式

$$p = \sum_i \frac{m_i}{M_i} \rho R T$$

### 4. エネルギー方程式

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i h) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left( k \frac{\partial p}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial p}{\partial t} + u_i \frac{\partial p}{\partial x_i} + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + S_h$$

ここで、 $\rho$ : 密度、 $u_i$ : 流速の  $i$  方向成分、 $p$ : 静圧  
 $\tau$ : 剪断応力テンソル、 $F_i$ : 外部からの力の  $i$  方向成分、

$S_m$ : 分散相からの質量付加項、

$m_i$ : 化学種  $i$  の質量分率、 $M_i$ : 化学種  $i$  の分子量

$R$ : 一般ガス定数、 $T$ : 温度、 $h$ : エンタルピー

$k$ : 熱伝導率、 $S_h$ : エネルギー生成項

境界条件としては、燃焼室左側入口における流速を測定値で与え、燃焼室右側出口の圧力は理論断熱圧縮値とした。初期条件としては、乱れの強さは実験値を基に流入速度の10%とし、乱れのスケールは1mmをそれぞれ与えた。燃焼室壁面温度は523Kで一定とした。

以上、数値計算方法の妥当性を確認するため、燃焼室中央断面における13°BTDC時の流速分布の数値計算結果と実測結果との比較を行なった。図5に示すように両者の流れのパターンと速度の大きさはほぼ一致しているため、本計算方法の妥当性を確認できた。

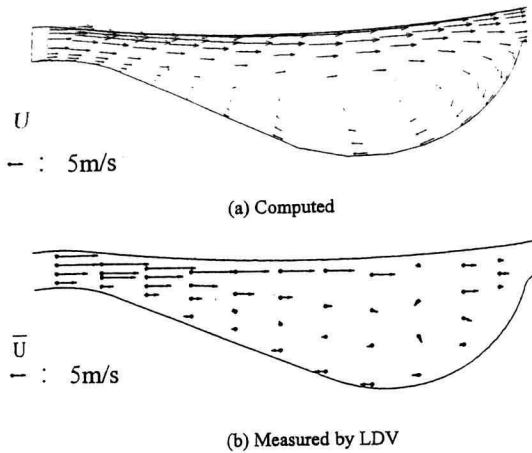


図5 燃焼室内平均流速の計算値と測定値の比較 (at 13° BTDC)

## 2.5 点火方式の定義

本研究では図6に示すような2種類の点火方式で実験を行なった。

(1) S方式 この方式ではパイロット噴射は行なわずスパークプラグを点火源としてメイン噴霧を着火させる  
(2) PG方式 この点火方法はスパークプラグの代わりにトロコイド面近くに先端が位置するグロープラグを用い、パイロット噴射による噴霧に点火、パイロット火炎を生成してメイン噴霧を着火させる。

点火方式の違いにより燃料の供給方式は異なる。ここで、噴射量 ( $Q_{Tinj}$ ) は、パイロット噴射量 ( $Q_{Pinj}$ ) とメイン噴射量 ( $Q_{Minj}$ ) の総和と定義した ( $Q_{Pinj} + Q_{Minj}$ )。従ってS方式では、 $Q_{Tinj} = Q_{Minj}$  となる。

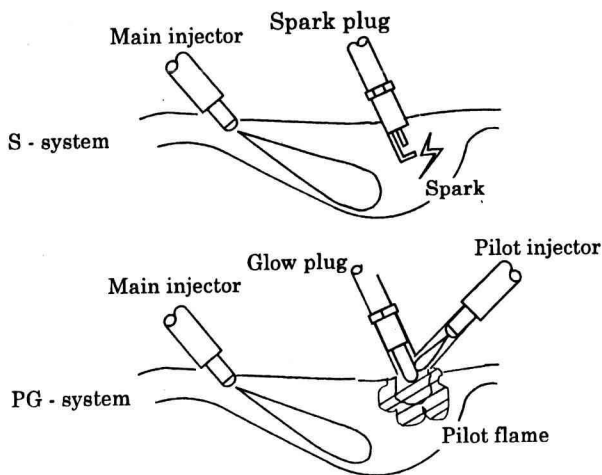


図6 供試点火方式 (S方式とPG方式)

## 3. 実験結果

まず最初に、上記2つの点火方式における点火特性の実験を行なった。

### 3.1. スパークプラグ点火方式 (S方式) の場合

スパークのエネルギー放出過程においては、容量成分は時間 ns, エネルギー割合は kW オーダで放出され、誘導成分は ms, W オーダで放出される。総放出エネルギーは100 mJ 以下である。

本方式の場合、燃焼室内の混合気形成との強い相関性があるため、スパークプラグの取り付け位置、点火時期などの最適化を予備実験にて行った結果、電極の突出し量は 9 mmに、点火時期は 30° BTDC の燃料噴射時期において、27° BTDC に設定することができた。本実験では、まず、スパークの点火時期として、27° BTDC に設定し、燃料を噴射せずに運転して高速度撮影した結果、図7 (b) に示すようにスパークの発光時間は1.76 ms であった。

### 3.2. パイロット火炎点火方式 (PG方式) の場合

パイロット火炎を生成するため、パイロット噴射のみを行った。噴射時期はこれまでの実験結果から、13° BTDC に選び、噴射量は3.5 mm<sup>3</sup>/cycleとした。その生成及び成長過程の直接撮影結果を図7 (a)に示す。

スパークプラグ点火の場合と比較すると、パイロット火炎は着火後大きい熱発生量を示し、混合気との接触面積も極めて大きいことが分かる。この場合、燃焼特性を計測した結果を図8に示す。

Upper : Time after start of injection (CA°)      Upper : Time after start of ignition (CA°)  
Lower : Accumulated apparent heat release (J)      Lower : Time after start of ignition (ms)

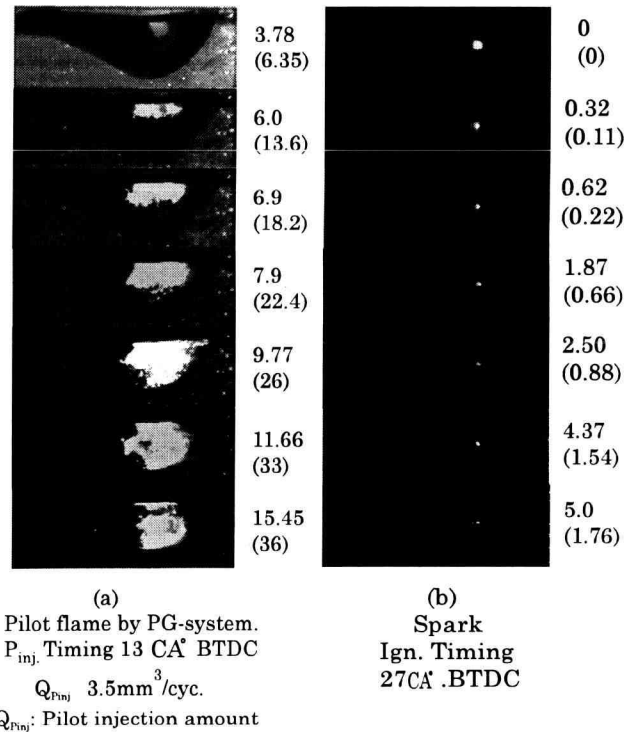


図7 パイロット火炎及びスパークの生成過程 (高速度写真直接撮影)

### 3.3. 両点火方式の比較

#### 1) 点火性能

点火源が着火過程に影響を与える因子として、放出エネルギー量、持続時間、エネルギー密度及び混合気との接触面積が考えられる。そこで、図8の熱発生率曲線を三角形で近似して、その底辺の長さや面積より熱発生期間と熱発生量を求めた。その結果、スパークプラグ点火の場合と比べてみると、下記のようになった。

	S方式	PG方式
噴射量(mm <sup>3</sup> /cycle)	—	3.5
熱発生量(J)	<0.1	45.3
熱発生期間(ms)	1.8	4.9

S方式の場合と比べて、PG方式では熱発生量と熱発生期間はそれぞれ、450倍、2.7倍程度になっていることが分かった。

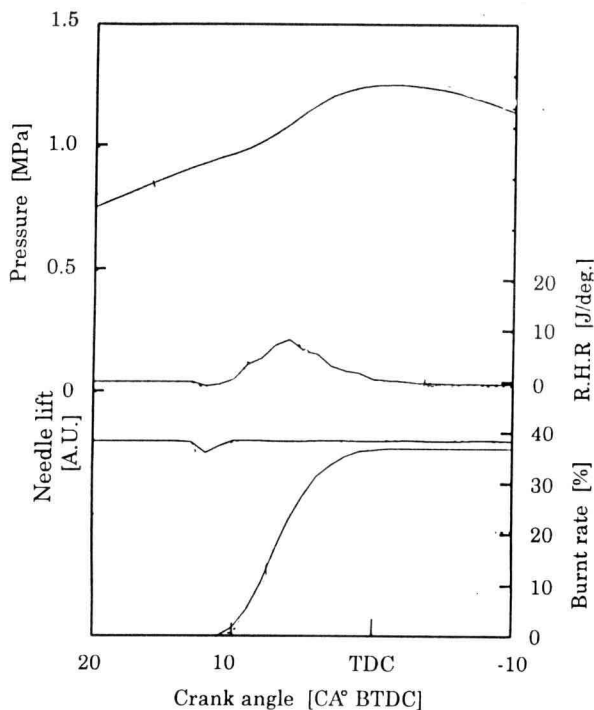


図8 パイロット火炎の燃焼特性

## 2) 燃焼特性

燃焼性能は燃焼室内圧力、熱発生率及び質量燃焼割合などの諸特性で評価した。

総噴射量を一定にして両者の燃焼特性を比較した結果、図9に示すようになった。噴射量( $Q_{inj}$ )が少ない10~12.5 mm<sup>3</sup>/cycleの場合はPG方式の方が燃焼圧力、熱発生率、及び質量燃焼割合がS方式と比べ高い値を示すが、噴射量が16 mm<sup>3</sup>/cycleと濃混合比になると両者の性能の差が小さくなることが分かる。

## 3) 失火率と最大圧力

図10に示すように噴射量が12.5 mm<sup>3</sup>/cycle以下となるとS方式は失火率が急激に増加する。一方PG方式ではこの範囲内の失火率は0であり、パイロット火炎により安定な点火、燃焼が行なえるためと考えられる。しかし噴射量を16 mm<sup>3</sup>/cycleまで増加すると失火率と最大圧力はいずれの方法でも殆ど相違がみられなくなる。

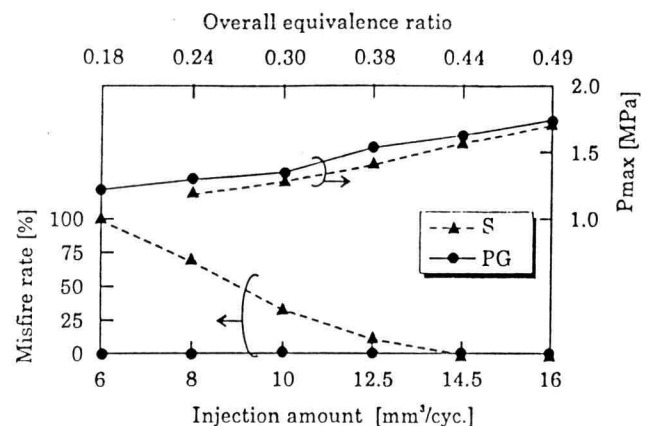


図10 S方式とPG方式による主燃焼の失火率特性

Fig.	Combustion system	Inj. amount ( $Q_{inj} + Q_{pilot}$ ) (mm <sup>3</sup> /cycle)	Ignition timing
(a)	S <sub>1</sub>	10+0	27CA° BTDC
	PG	6.5+3.5	—
(b)	S <sub>2</sub>	12.5+0	27CA° BTDC
	PG	9+3.5	—
(c)	S <sub>3</sub>	16+0	27CA° BTDC
	PG	12.5+3.5	—

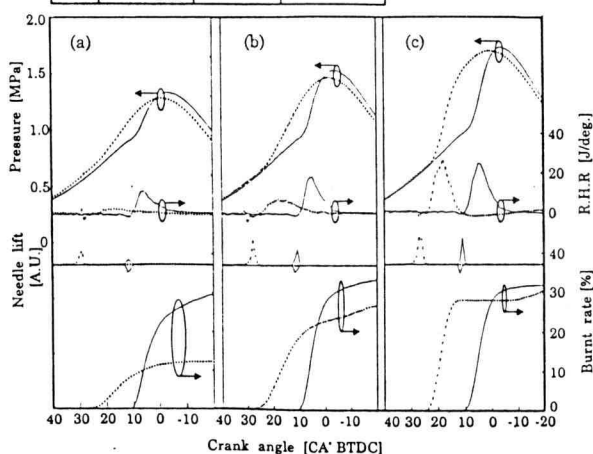


図9 S方式とPG方式の主燃焼特性

## 4) 燃焼速度

本実験では、実験装置の関係で質量燃焼割合は30%程度と低くなっている。そこで、質量燃焼割合で3つの範囲1~5%, 5~10%, 10~20%の期間に分けて検討した。図11にそれぞれの期間における平均質量燃焼速度を示す。各期間共、噴射量が低い範囲ではS方式はPG方式に比しかなり低い燃焼速度となっているが、噴射量が増加と共にPG方式のそれに近づき、16 mm<sup>3</sup>/cycleで同レベルになる。

## 5) 燃焼の直接撮影

図12に噴射量 $Q_{inj}=12.5$  mm<sup>3</sup>/cycleにおける直接撮影の燃焼写真を示す。S方式の場合は電極位置に発生した火炎核が燃焼室底部の濃混合気領域へ拡大伝播してゆくが、空気流動の上流部であるトレーリング部までは伝播していない。

PG方式では、まずグロープラグ先端後部の背面すなわち流れの淀み部からパイロット火炎が発生し空気流動に沿ってリーディング端部へと拡大すると共に燃焼室底部の濃混合気領域へと伝播してゆき最終的にはトレーリング端部まで全領域にわたり燃焼が完結し、パイロット火炎着火により活発な燃焼となっていることが認められる。

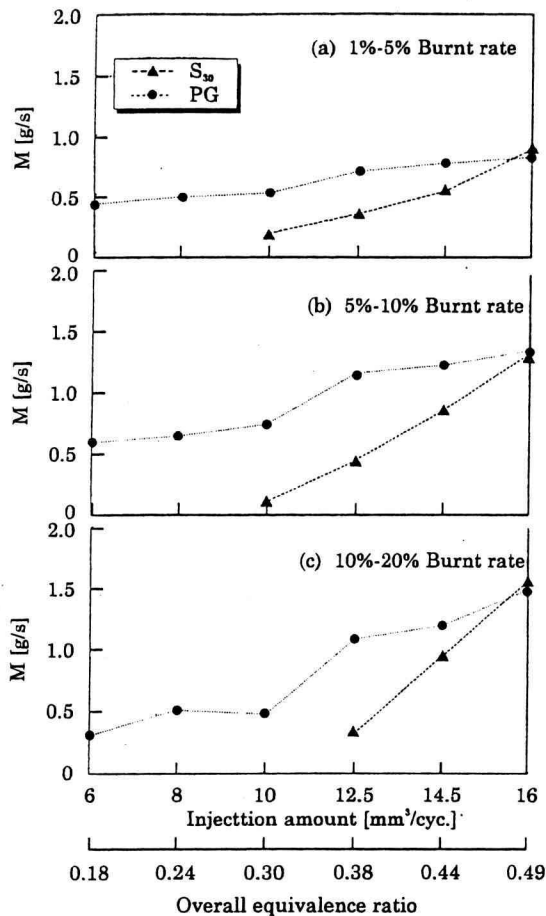
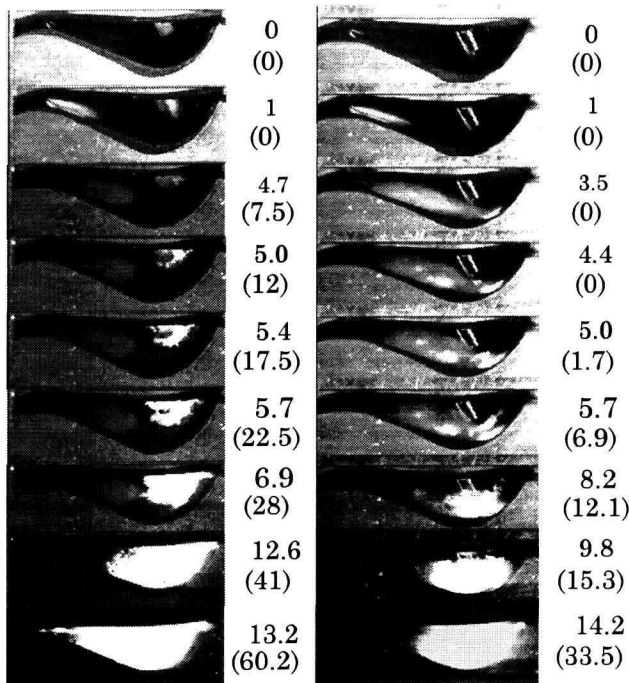


図11 S方式とPG方式による主燃焼の燃焼速度特性

Upper : Time after start of injection (CA°)  
Lower : Accumulated apparent heat release (J)



(a) PG-system  
Inj. amount 10mm³/cycle  
Inj. timing 13CA° BTDC

(b) S<sub>30</sub>-system  
Inj. amount 10mm³/cycle  
Inj. timing 30CA° BTDC  
Ign. timing 27CA° BTDC

図12 S方式とPG方式による燃焼過程の高速度写真撮影

### 3.4 パイロット噴射量が燃焼性能に及ぼす影響

上記のパイロット火炎点火方式の実験ではパイロット噴射量( $Q_{Pinj}$ )を安定した火炎が生成できる最小の3.5 mm³/cycleで一定とした。つまり、総噴射量( $Q_{Tinj}$ )のパイロット噴射量( $Q_{Pinj}$ )とメイン噴射量( $Q_{Minj}$ )との関係は、2.4で述べたように、以下のようになっている。

$$Q_{Tinj} = Q_{Pinj} + Q_{Minj}$$

そこで、総噴射量を一定の場合  $Q_{Pinj} / Q_{Tinj}$  の最適値が存在するかどうかを調べた。

#### 1) パイロット噴射量の設定

表1に示すように、総噴射量  $Q_{Tinj}=12$  mm³/cycle、16 mm³/cycle の2つの場合で燃焼特性を調べた。

表1 噴射量の設定

$Q_{Tinj}=12$ mm³/cycle			
Equivalence ratio: 0.37			
$Q_{Pinj}/Q_{Tinj}$	$Q_{Pinj}$ mm³	$Q_{Minj}$ mm³	
0.29	3.5	8.5	
0.42	5.0	7.0	
0.50	6.0	6.0	

$Q_{Tinj}=16$ mm³/cycle			
Equivalence ratio: 0.49			
$Q_{Pinj}/Q_{Tinj}$	$Q_{Pinj}$ mm³	$Q_{Minj}$ mm³	
0.22	3.5	12.5	
0.31	5.0	11.0	
0.38	6.0	10.0	
0.44	7.0	9.0	
0.50	8.0	8.0	

#### 2) 燃焼特性

噴射時期を13° BTDC に固定し、 $Q_{Pinj}/Q_{Tinj}$  を変化して、最大燃焼圧力 ( $P_{max}$ )、最大熱発生率 ( $R_{HR_{max}}$ ) 及び上死点における質量燃焼割合 ( $BR_{TDC}$ ) の諸特性で比較した。

図13、14及び図15、16に示すように、両者共パイロット噴射量の割合が大きくなると共に諸特性は悪化する傾向にあるが、特に総噴射量の少ない方がその影響は大きくなっている。この原因を明らかにするため、例として、 $Q_{Tinj}=12$  mm³/cycleの場合の指圧解析を詳細にみると、 $Q_{Pinj}/Q_{Tinj}=0.29$ と0.50で、下記のように、後者の場合、着火遅れが長く熱発生も低いことが分かる。

$Q_{Pinj}/Q_{Tinj}$	0.29		0.50	
燃料噴射からの時間(ms)	1.44	5.3	1.6	5.3
熱発生量(J)	7.3	100.4	6.8	94.5



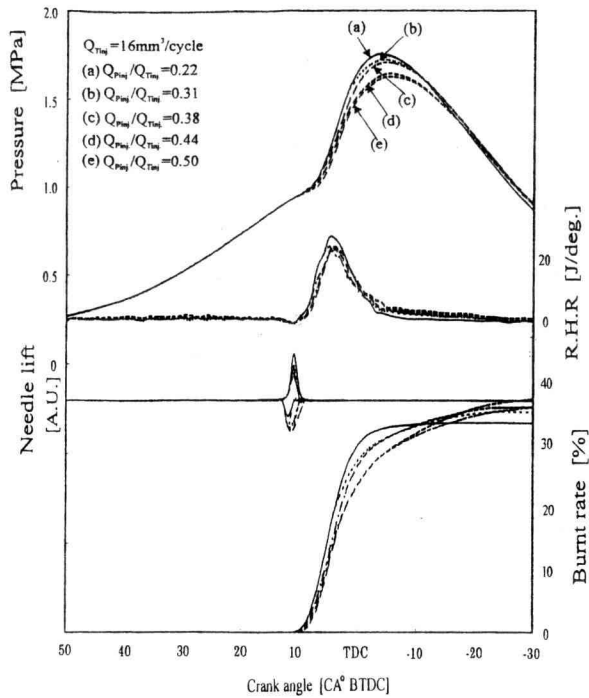


図13 パイロット噴射量割合が主燃焼特性に及ぼす影響 ( $Q_{Tinj}=16\text{mm}^3/\text{cycle}$  の場合)

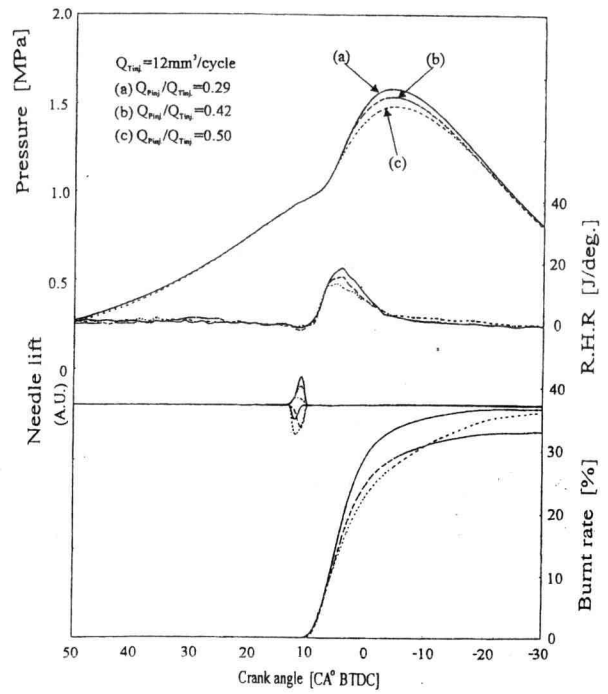


図15 パイロット噴射量割合が主燃焼特性に及ぼす影響 ( $Q_{Tinj}=12\text{mm}^3/\text{cycle}$  の場合)

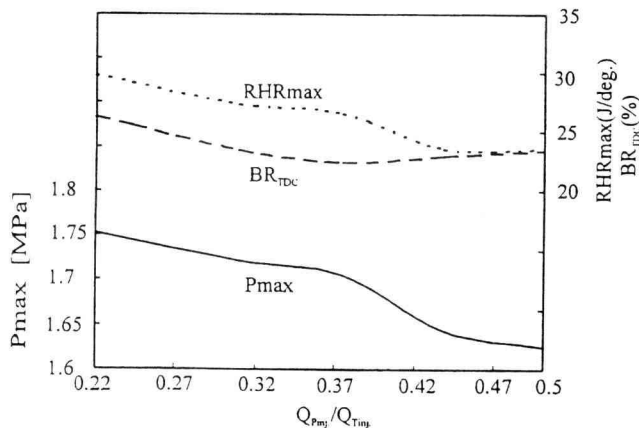


図14  $Q_{Pinj}/Q_{Tinj}$  に対する燃焼特性値の変化 ( $Q_{Tinj}=16\text{mm}^3/\text{cycle}$  の場合)

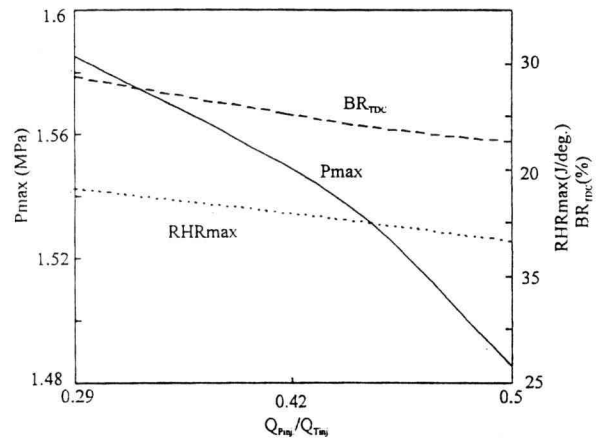


図16  $Q_{Pinj}/Q_{Tinj}$  に対する燃焼特性値の変化 ( $Q_{Tinj}=12\text{mm}^3/\text{cycle}$  の場合)

#### 4. 混合気形成過程の数値計算

上記の結果から、 $Q_{Pinj}/Q_{Tinj}$  が大きくなると、着火遅れが大きくなり燃焼性能が悪化することが分かった。この原因を調べることを目的として、 $Q_{Pinj}/Q_{Tinj}$  の変化により燃焼室内の温度、混合気の分布がどのように変化するかを、数値計算によって予測することを試みた。

燃料噴霧の状態を解析するのは、気体の連続相の上に分散型の第2相を導入する方法を採用している。ここで連続相の計算は既述 2.4節の結果を使用した。

この第2相は連続相中に分散した球形の粒子（液滴）からなる。これらの分散相と連続相との間の熱・質量・運動量・化学種輸送及び分散相の軌跡の計算を行うことにより、燃焼室における燃料液滴の分布や、燃料の気化の様子を予測することができる。

##### 1) 境界条件

壁面境界においては非弾性衝突（弾性係数＝0）、流入境界においては脱出境界条件を採用している。

##### 2) 計算の諸条件

ノズルからの燃料噴射速度は噴射量／噴射時間×噴口面積から求めた。燃料液滴の初期温度は 298 K とした。

液滴の初期粒径の大きさは燃料噴射計算の全過程に強い影響を与える。そのため、エンジン内の現象解析に現在広範囲に使われているロジラムラの粒径分布の式を採用した。ロジラムラ分布関数は、液滴直径  $D$  と  $D$  よりも大きい液滴の質量分率  $M_D$  とすると、

$$M_D = \exp\left(-\left(\frac{D}{D}\right)^n\right)$$

ここで、 $D$  は液滴の平均径、 $n$  は拡がり係数である。 $D$  の計算には、次式<sup>(5)</sup>を使用している。

$$\bar{D} = 70.5 \frac{D_n}{V} \left( \frac{\sigma}{r_g} \right)^{0.25} \sqrt{g} \left( 1 + 3.31 \frac{\mu \sqrt{g}}{\sigma r_g D_n} \right)$$

ここで、 $D_n$  : ノズル直径、 $V$  : 燃料噴出速度、 $\sigma$ 、 $\mu$  : 燃料の表面張力と粘性係数、 $r_g$ 、 $r_f$  : 気体と燃料の密度である。

図17に粒径分布を示す。

実験用燃料はJIS2号軽油であり、軽油を構成される炭化水素の炭素数は $C_{14}H_{30}$ が最も多いので、計算に用いた燃料はこのテトラデカンとしている。(分子量: 198, 初期密度:  $763 \text{ kg/m}^3$ , 蒸発潜熱:  $2.4 \times 10^5 \text{ J/kg}$ , 沸騰温度:  $526.8 \text{ K}$ )。

FLUENTでは、連続相の流れ場は固定して、その流れ場で分散相の計算を行う。よって、非定常計算を行う場合は、連続相の変化が僅かとみなせる期間中を準定常と仮定する必要がある。そこで、燃料噴射時期から着火する間すなわち $13 \sim 10^\circ \text{ BTDC}$ の流れ場の変化を検討した。

以上の検討結果から、噴霧の計算には $11.5^\circ \text{ BTDC}$ の流れ場を初期条件とした。

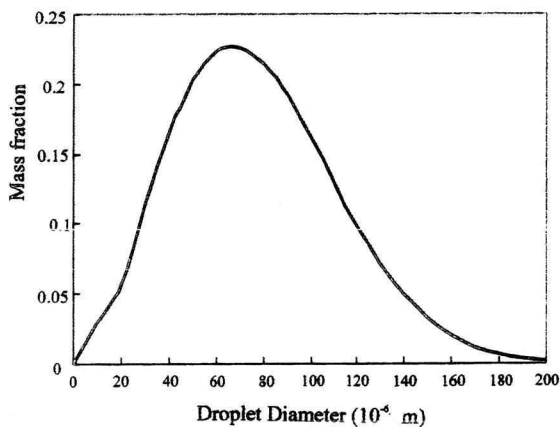


図17 液滴の粒径分布

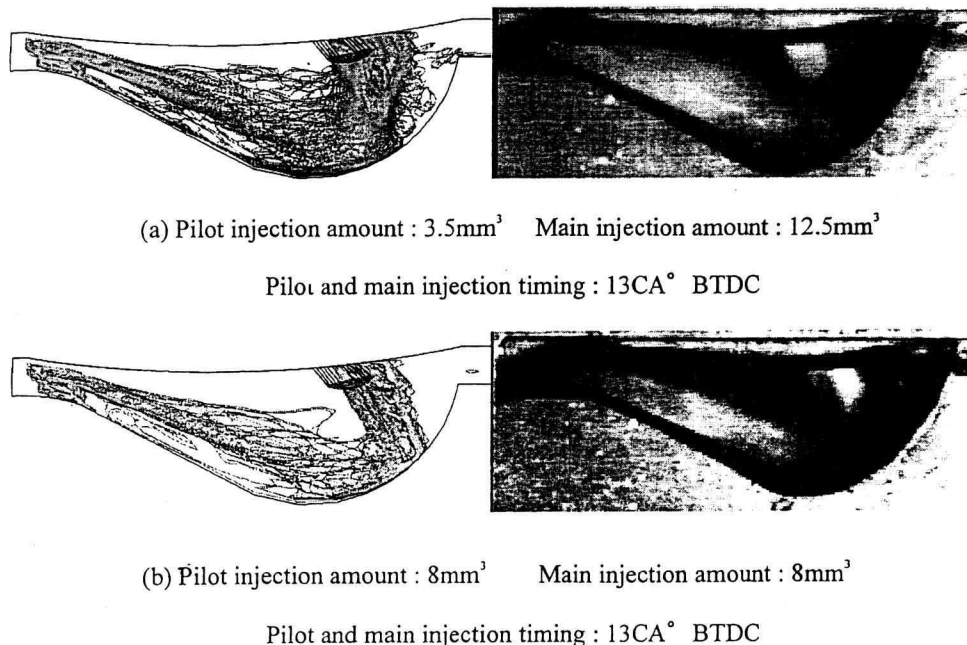


図18 計算と直接写真撮影による噴霧の液滴分布状態の比較

## 5. 計算結果

### 5.1 噴霧の液相分布

噴霧の数値計算結果と噴霧の直接撮影した写真結果との比較を行った。図18に示すように両者の概形はほぼ似ているが、よく一致しているとは云えない。

この理由は、

(1) 写真から見えるのは噴霧の液相と液体の蒸発相と考えられる。一方、計算の結果は噴霧の液相部のみが示されている。

(2) 本噴霧の数値計算モデルでは液体の分裂、合体などは考慮してないため、流れが液滴の軌跡、気化速度、噴霧の拡がりなどに与える影響が異なる可能性がある。

しかし、定性的には一致を見せており定性的考察には十分と判断した。

### 5.2 液相の密度分布

3.4節に示したように、 $Q_{P\text{-inj}}/Q_{T\text{-inj}}$  が小さい方が着火遅れが短く、高い燃焼性能を示す。そこで、総噴射量  $Q_{T\text{-inj}} = 16 \text{ mm}^3/\text{cycle}$  の場合について、 $Q_{P\text{-inj}}/Q_{T\text{-inj}}$  を0.22と0.50に設定して燃料噴射時の数値計算を行った。

図19に液相の等密度線分布を、図20にそれぞれ混合気濃度分布を示す。

図19の奥行方向断面  $K=1 \sim 20$  を重ね合わせた液相分布をみると、 $Q_{P\text{-inj}}/Q_{T\text{-inj}}=0.22$  の場合は、パイロット噴射量が少なく噴射されたパイロット燃料がグロープラグに衝突後、流れの影響を強く受けて、噴霧の拡散が行われる。これに対して、 $Q_{P\text{-inj}}/Q_{T\text{-inj}}=0.50$  の場合は、噴射されたパイロット燃料がグロープラグに衝突後、殆どの燃料は下の壁面に衝突し、流れの影響を受けないため、噴霧の拡散が抑えられている。

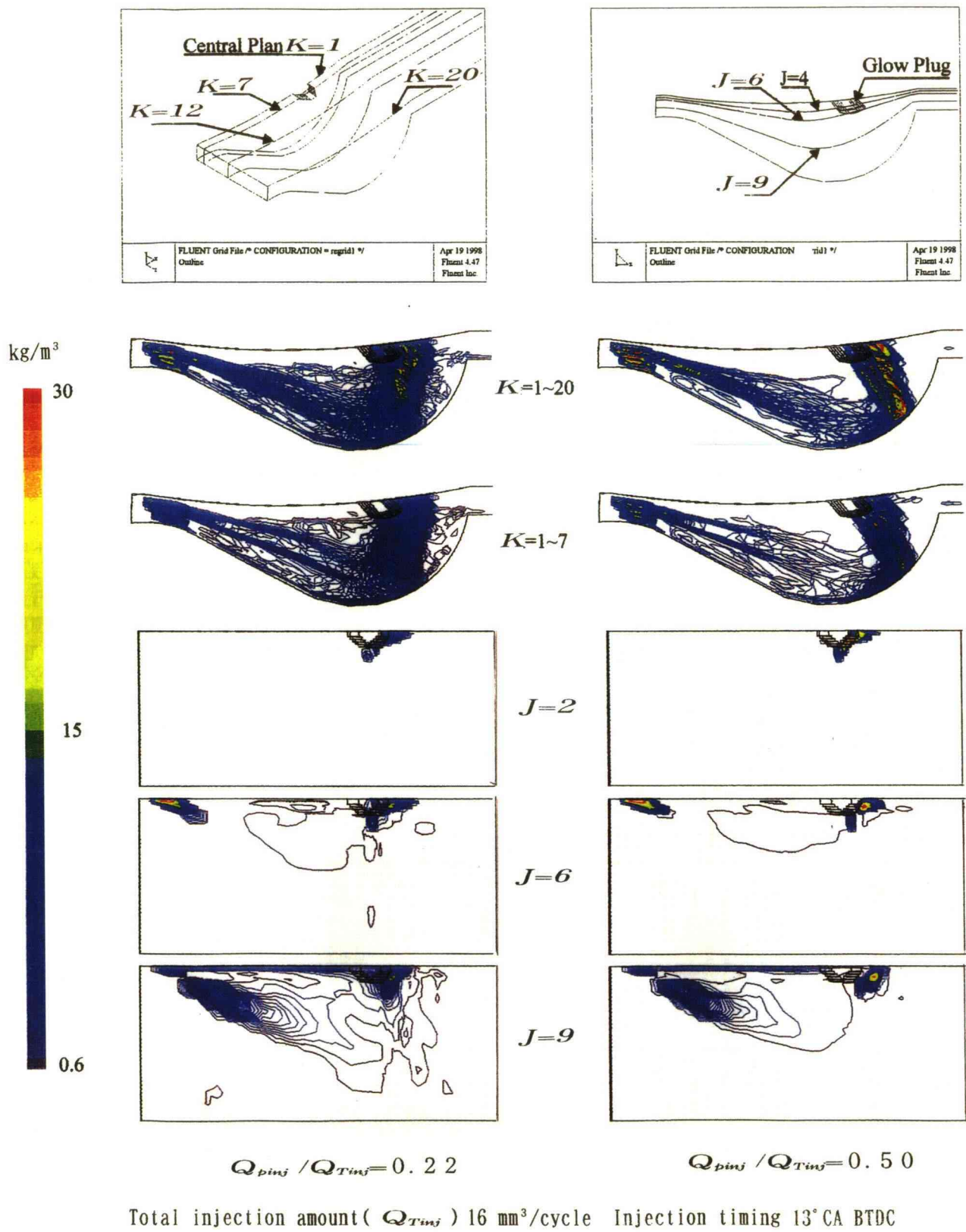


図19 液相の等密度分布



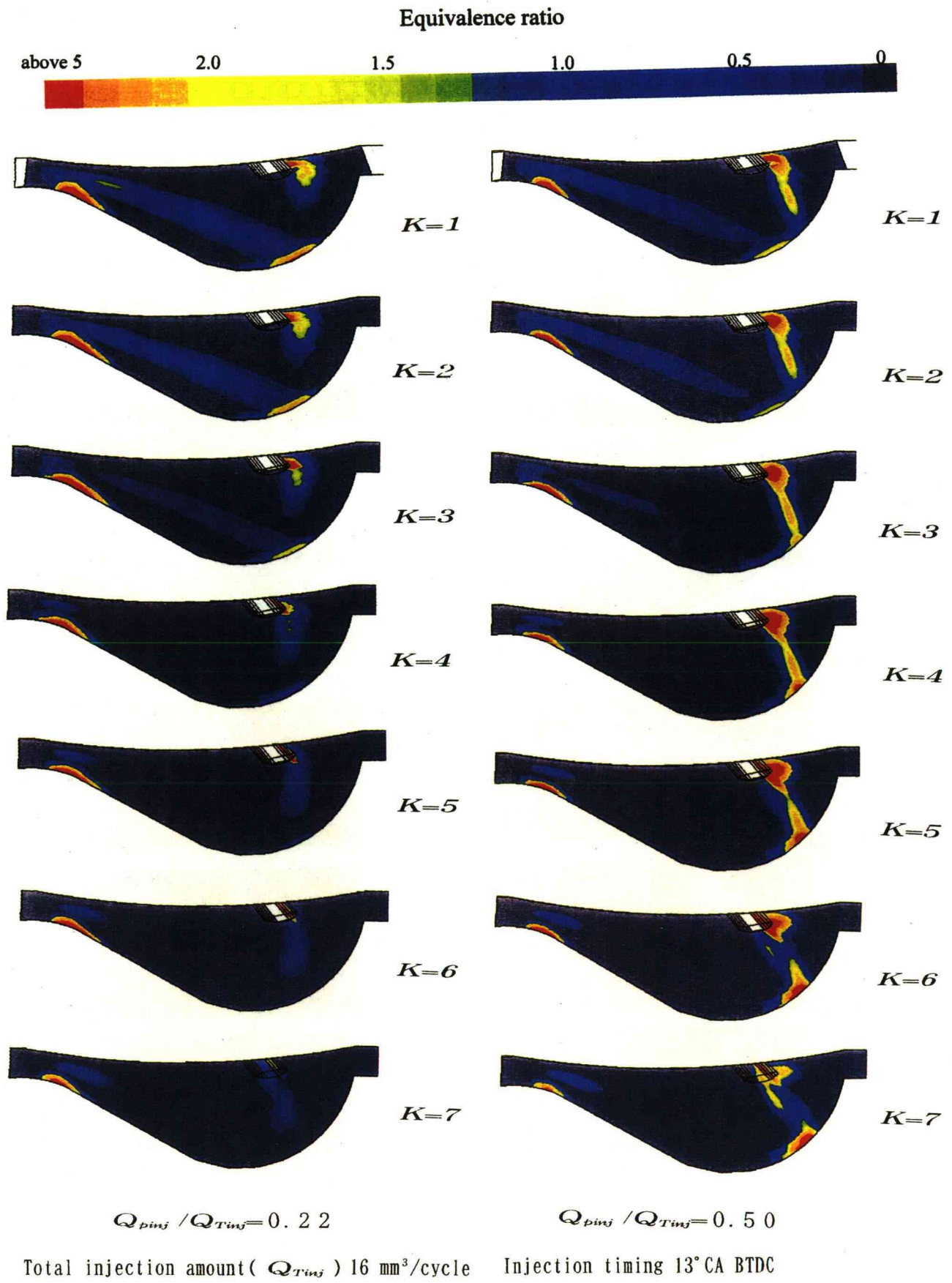
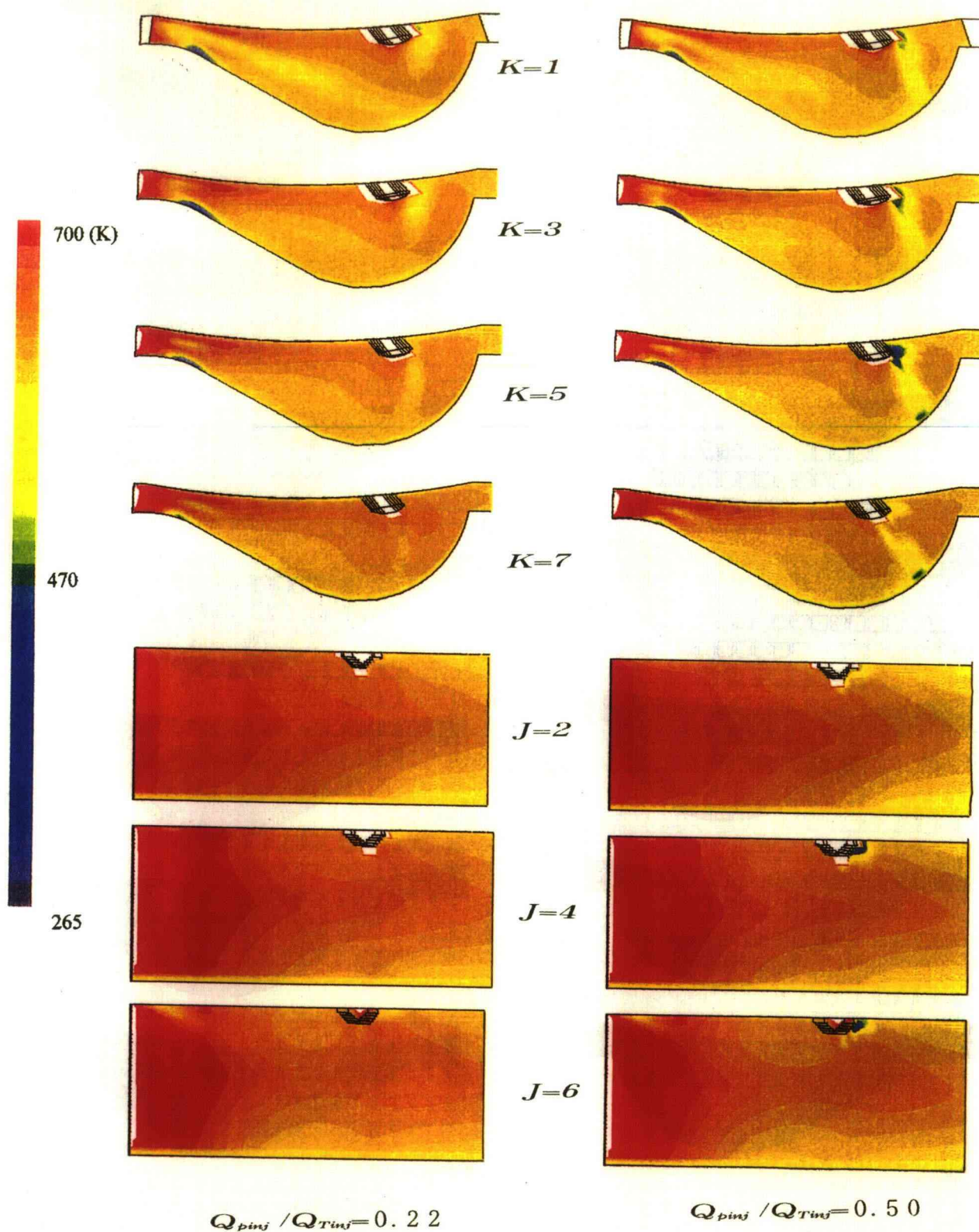


図20 気相の混合比(当量比)分布



Total injection amount (  $Q_{Tinj}$  ) 16 mm<sup>3</sup>/cycle Injection timing 13° CA BTDC

図2 1 燃料噴射時の燃焼室内温度分布

### 5.3 混合気濃度分布

図20の各断面における気相の分布をみると、燃料が高温のグロープラグに衝突するため、グロープラグ周辺で混合気濃度が高くなる。なお、メインノズル Plan B の2噴孔から噴射された液滴は、噴射直後に下壁面に衝突するため、壁面上に多くの燃料が付着し(図19)蒸発濃度も高い。さらに、図21より液滴の蒸発が流れ場の温度に与える影響が分かる。パイロット噴射量が多いときはグロープラグ付近の温度が低下し、着火性、蒸発性が悪化することが予想できる。

### 5.4 結果の考察

以上の実験結果と噴霧の数値計算結果から、 $Q_{pilot} / Q_{main}$  の変化が燃焼性能に与える影響について、以下の3点が考えられる。

(1) 燃焼過程からみると図22に示すようにパイロット火炎点火方式は次の二つの燃焼過程から成り立っている

1. パイロット火炎を生成する過程。
2. 生成されたパイロット火炎がメイン噴霧を着火することによるメイン噴霧の燃焼と、残りのパイロット噴霧による燃焼過程。

初期燃焼期間と全燃焼期間の間には相関関係がある<sup>(6)</sup>ため、パイロット火炎の燃焼性能が主燃焼性能に影響を与えると考えられる。パイロット噴射のみを行ったときの燃焼は図23に示すように、パイロット噴射量が多い程燃焼効率が悪化する(質量燃焼割合が低下する)。これは $Q_{pilot} / Q_{main}$ が増加するにつれてパイロット噴霧の燃焼効率が低下し、上死点までの質量燃焼割合が図示のように減少するためである。

(2) パイロット燃料はグロープラグに向かって噴射されるため、パイロット噴射量が多い程、燃料がグロープラグの表面を冷却し、その表面温度が低下し着火遅れが長くなる。この着火遅れが長い程着火遅れ期間内に燃焼室上流から燃焼室中央部に流れてくるメイン噴霧が増加する(図7の写真(b))。図19に示した噴霧の数値計算結果をみると、パイロット噴霧が主に燃焼室の中央下流部に存在するため、メイン噴霧が燃焼室中央部に流れてくると燃焼室中央部の混合気が過濃になると考えられる。

よって、 $Q_{pilot} / Q_{main}$ が大きい場合の燃焼速度(質量燃焼割合の傾斜)が小さくなる。

(3) 図20に示した混合気濃度の数値計算結果と比べてみると、 $Q_{pilot} / Q_{main}=0.50$ の方がグロープラグ近辺で当量比5以上の濃混合気領域が大きい。また、図21をみると $Q_{pilot} / Q_{main}=0.50$ の方がグロープラグの近辺の温度が $Q_{pilot} / Q_{main}=0.22$ に比べて約200 K低い。これは、パイロット噴射量が増加すると、グロープラグ周囲の燃料蒸発量が増加し、グロープラグ周囲の温度が下がるためである。従って、 $Q_{pilot} / Q_{main}$ が大きいほど着火遅れが長くなり、燃焼速度も遅くなり燃焼性能が悪化する。

### 6. まとめ

実機をシミュレートした静止モデル燃焼室をもった実験装置を使って、パイロット火炎方式と通常のスパーク点火方式が層状給気場での燃焼性能に及ぼす影響について比較実験、解析を行い、さらに、総噴射量一定の条件下でパイロット噴射量が燃焼性能に及ぼす影響について実験と噴霧の数値計算の両面から調査した。その結果以

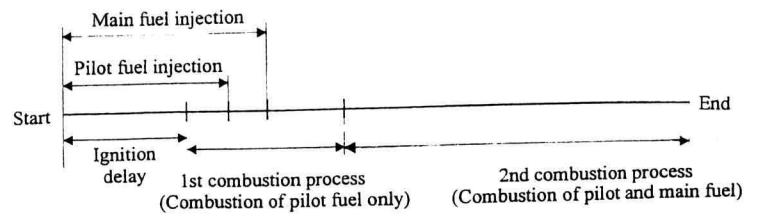


図22 PG方式の場合の燃焼過程モデル

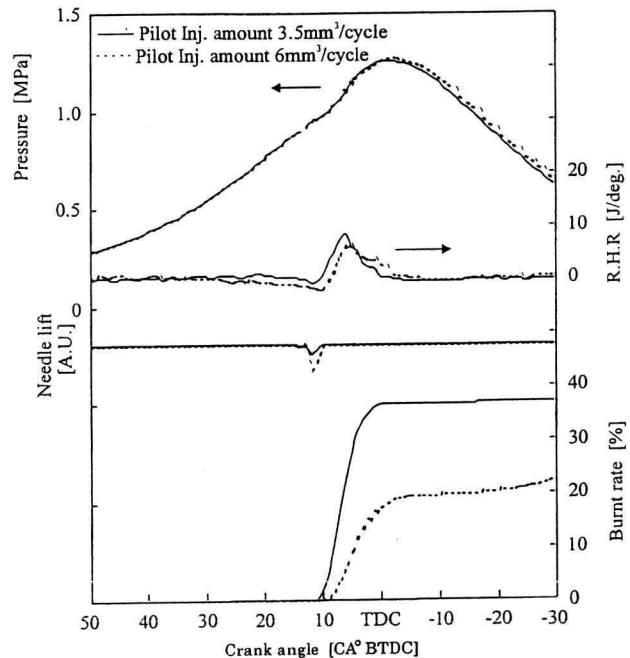


図23 パイロット噴射量が燃焼特性に及ぼす影響

下のことが明らかになった。

(1) パイロット火炎点火方式はスパーク点火方式に比べ噴射量が少ない希薄燃焼領域において、失火率が低く燃焼が安定する。さらにこの時の燃焼速度も速くなる。これは、パイロット火炎の点火エネルギー量が多い上、活性化学種を含み、かつ、火炎と混合気の接触面積が大きく、持続時間が長く点火源として強力であるためと考えられる。

(2) パイロット火炎の燃焼性能は主燃焼過程に多大な影響を与える。必要以上のパイロット噴射量はグロープラグの表面を冷却し蒸発性能を悪化させると共に、着火遅れを長くし、メイン噴霧とパイロット噴霧の干渉により過濃な混合気分布を形成し主燃焼性能を低下させる。

### 参考文献

- (1) J. Abraham, 他1名, SAE Paper 890329(1989).
- (2) T. Muroki, 他2名, SAE Paper 901600(1990).
- (3) Y. Moriyoshi, 他2名, SAE Paper 941028(1994).
- (4) 森吉, 他2名, 機論, 61-590 B, (1995) 287.
- (5) 内燃機関編集委員会, 内燃機関の燃焼, 山海堂(1973).
- (6) 浜本, 他4名, 機論, 62-603 B, (1996) 281.