



## 層状給気燃焼方式における混合気形成に関する研究\* (バンケル型ロータリ機関のモデル燃焼室を対象とした場合)

Mixture Formation in a Stratified Charge Combustion System  
(Application to a Model Combustion Chamber of a Wankel-type Rotary Engine)

森吉 泰生\*\* 室木 巧\*\*\*  
(Yasuo MORIYOSHI) (Takumi MUROKI)  
千葉大  
(Chiba Univ.)

The mixture formation process in a model combustion chamber which simulates a stratified charge Wankel-type rotary engine is examined from both viewpoints of the calculation and experiment. The high speed photography and the indicated pressure analysis were experimentally performed while numerical calculations with an assumption of a gas jet or a simplified spray were also made. As a result, some suggestions to enhance the mixture formation and the combustion characteristics were drawn from discussions on these results.

Key Words: Stratified Charge, Mixture Formation, Numerical Analysis,  
Rotary Engine

### 1. まえがき

筆者らは、層状給気燃焼方式を小型・高出力という特徴を有するバンケル型ロータリ機関に適用することにより、燃料消費率と排気特性の改善を図ることを検討してきた<sup>(1-3)</sup>。

ロータリ機関の燃焼室は、設計自由度が非常に高い、容積に対する表面積比が高い、圧縮比を高くすることが容易でない、燃焼室自体が回転運動する等の特性を有する。そこで、このような場で層状給気燃焼を行わせるために、パイロット噴射ノズルから一定少量の燃料をスパークプラグまたはグロープラグに噴射してパイロット火炎を生成し、これによりメインノズルから噴射された燃料噴霧を確実に着火させるという方式が考えられた<sup>(4-6)</sup>。パイロット火炎着火方式はスパークプラグによる着火方式に比べ、エネルギー供給量が多い上、接触面積(火炎表面積)が広いという特徴を持つため、着火源として強力に層状給気燃焼方式に適した着火システムと考えられる。

本研究では、ロータリ機関における層状給気燃焼方式の基本性能を把握するために、ロータリ機関の圧縮

上死点付近をモデル化した燃焼室内における混合気形成過程の解析を実験と計算の両側面から検討を行っている。

### 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に、実機燃焼室内の空気流速のパターンと圧力場を与える。そのために2ストロークディーゼル機関をモータ駆動し、急速加圧減圧装置として作動させた。なお、燃焼室内の流れが一方向に流れるよう逆止弁を2カ所に取り付けた。本研究はパイロット火炎着火による層状燃焼方式の混合気形成過程の解析を目的とするので、まず単純化した場を実現できる本装置を採用した。

モデル燃焼室は図2に示すように、トロコイド短軸に対してメイン噴射ノズルとパイロット噴射ノズルとを対称に取り付けたA型とB型の2つの燃焼室を使用した。噴射ノズルの形状を図2中に併せて示す。さらに、このモデル燃焼室と加減圧装置の仕様を表1に示す。

\*原稿受付 1995年6月12日

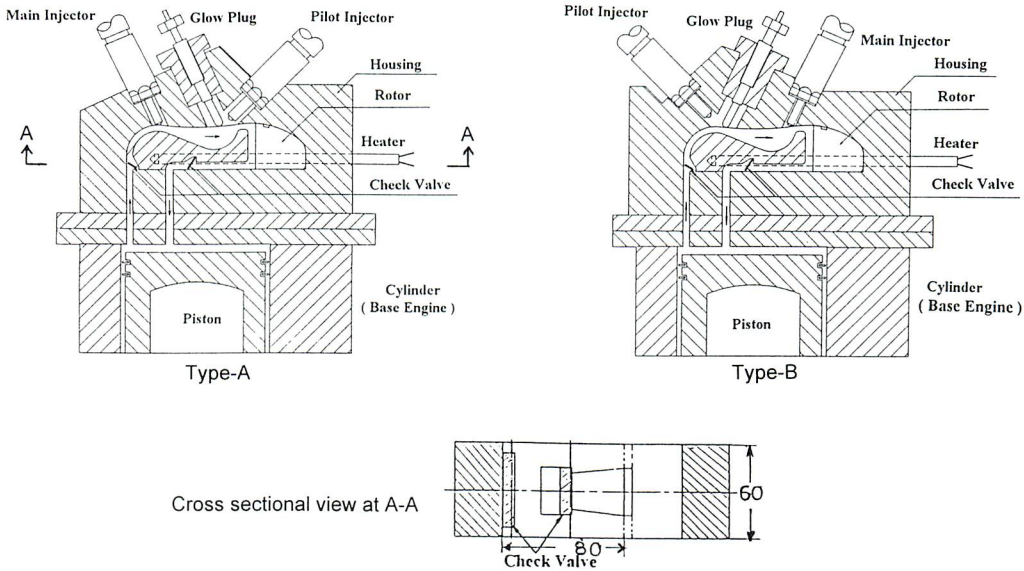


Fig. 1 Schematic of experimental apparatus

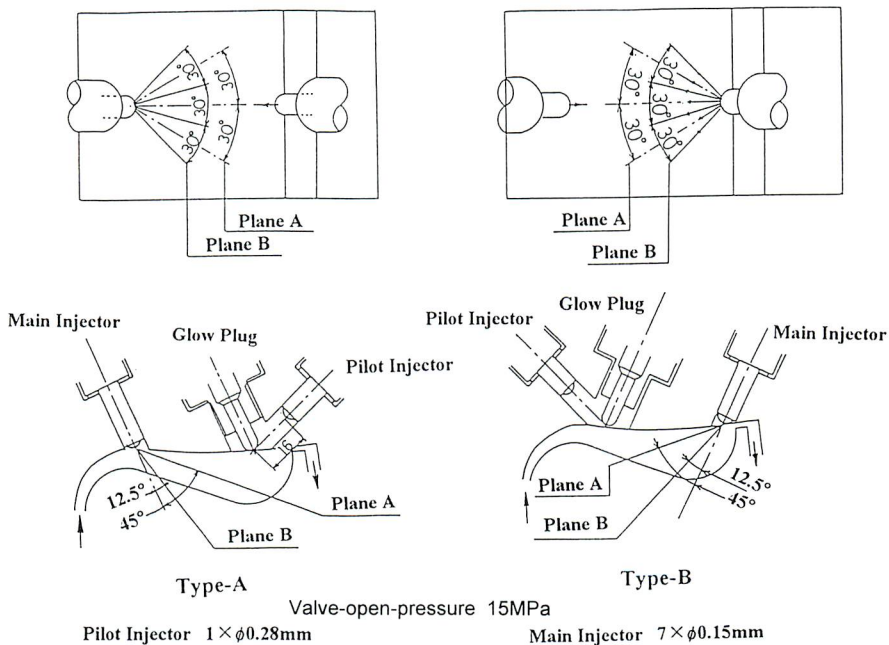


Fig. 2 Arrangement of model combustion chamber and fuel injection system

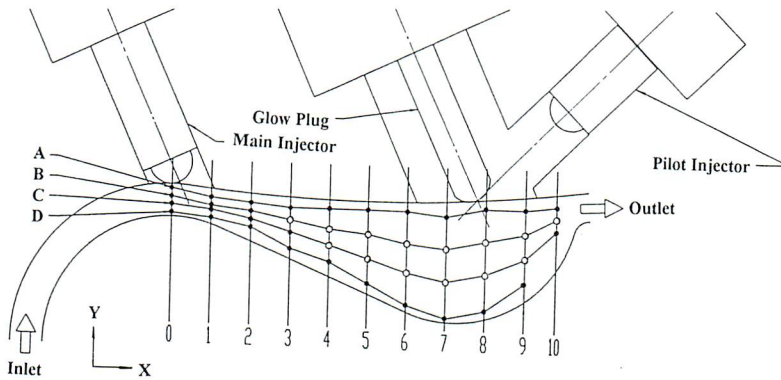


Fig. 3 Measurement points by LDV

Table 1. Specifications of model combustion chamber

Volume	46 cc	
Width x Length	60 x 80 mm	
Compression ratio	Effective	7.4
	Apparent	8.8
Base Engine Speed	473 r / min	

残留ガスの影響を除くため、燃焼実験は5サイクルに1回のみ燃料を噴射させて行い、壁面温度は図1中に示したヒータにより250°Cに加熱した。グロープラグ表面温度は1000°Cで一定にした。

### 2.2 LDVによる流速測定

流速測定を行う場合は、燃焼室の両側面を石英ガラス板に交換した。LDVとしてファイバースコープタイプ(KANOMAX Model-1884, ビーム間距離30mm, 交叉角8.37deg., 出力15mW, 波長488nm)のものを入射光学系に用い、ダブルブラッグセルにより流速の正負の判別を可能にした。集光系は前方散乱光を光電子増倍管により検出し、信号処理器(TSI IFA-550)によって流速を求めた。シードにはシリコンオイル微粒子(約4μm以下)を用いた。測定は駆動運転で行い、燃料噴射は行っていない。データレートは測定位置によって異なるが、最低でも10k/sは得られる状態で測定を行った。流速データはオンラインでクランク角度1度毎に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で、図3に示す位置で

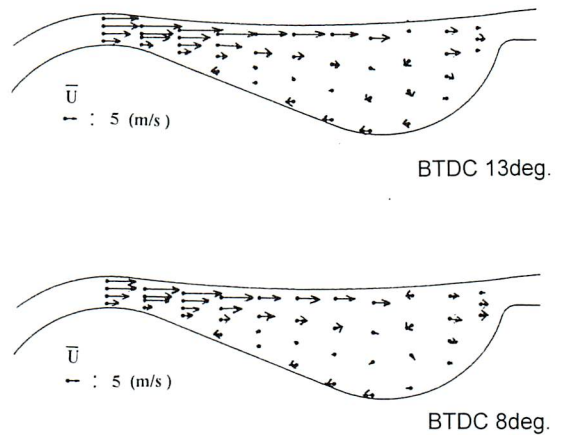


Fig. 4 Spatial distribution of ensemble averaged mean velocity

行った。図中、水平方向位置をX、鉛直方向をYで示し、黒丸はX方向のみの測定を行った位置で、白丸はX、Y両方向の測定を行った位置を示す。

### 2.3 指圧解析

熱発生率及び燃焼速度等を求めるために、ピエゾ式圧力ピックアップ(Kistler 601)を用いて燃焼室内の指圧計測を行った。データの取り込みはクランク角度1度毎に行い、熱発生率は連続した96サイクル分のデータのアンサンブル平均値から求めた。

### 2.4 高速度カメラによる直接撮影

A型及びB型燃焼室の側板の1つを石英ガラスにし



て16ミリ高速カメラ (Hycam II-100FT 約6000 f p s) による燃料噴霧および燃焼過程の直接撮影を行った。噴霧の撮影を行うために噴射時期に同期させてフラッシュ (閃光時間約2ms) を照射し、燃料にはJIS2号軽油 (沸点250~400°C) を用いた。

撮影時の噴射量はパイロットが2.5mm<sup>3</sup>/cycleで、メインが10mm<sup>3</sup>/cycle、噴射時期は共に圧縮上死点前13度とした。後に述べるように、パイロット噴射量が少ない場合、B型の着火性能はA型に比べて

劣っているが、ガラスの汚れを防ぐためにパイロット噴射量は少なく設定する必要があった。

### 3. 混合気形成過程の解析

#### 3.1 平均流速分布

図4に圧縮上死点前13度及び8度におけるアンサンブル平均流速の空間分布を示す。両者を比較すると、定性的には同じ傾向がみられるが、8度の場合の方が流速値は小さくなっている。入口からの流れは次第に流速値を下げながらほぼまっすぐに進み、一部は

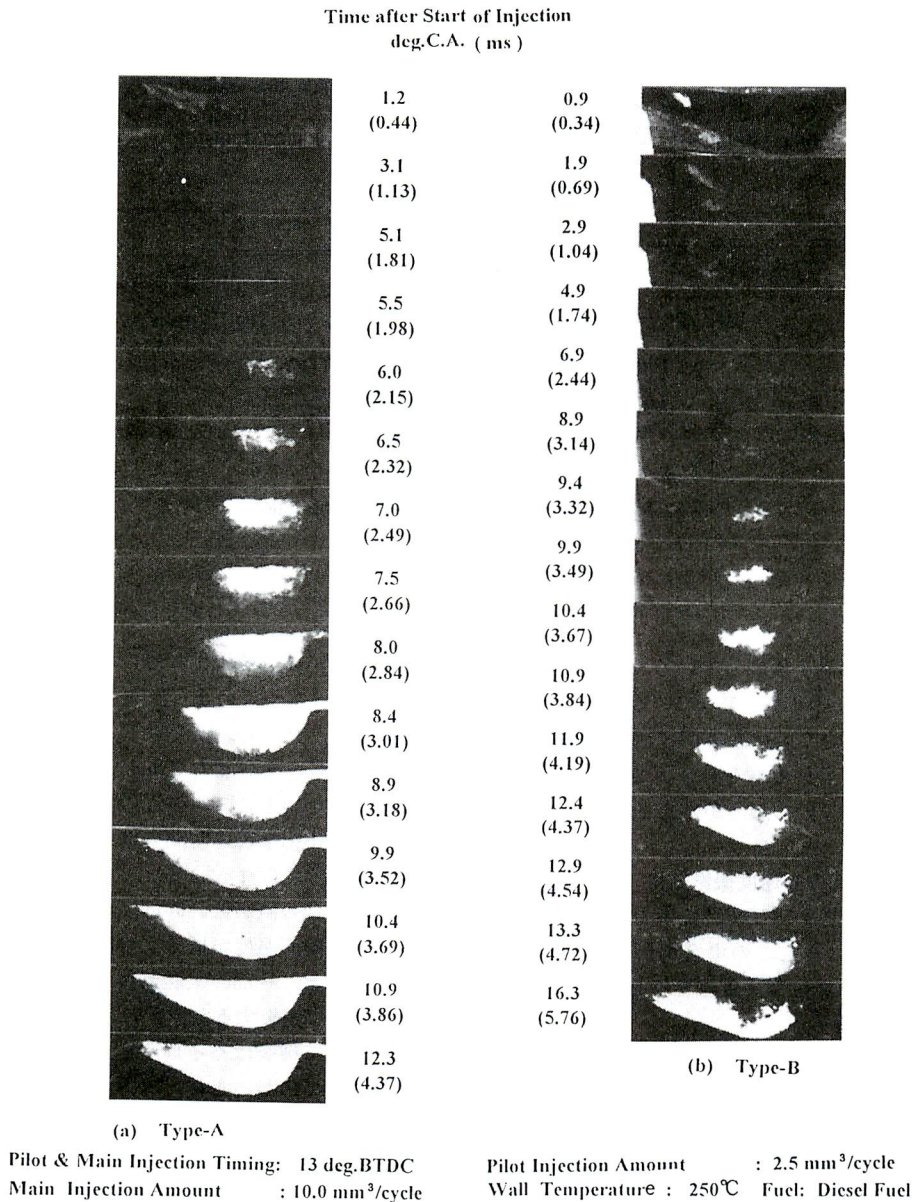
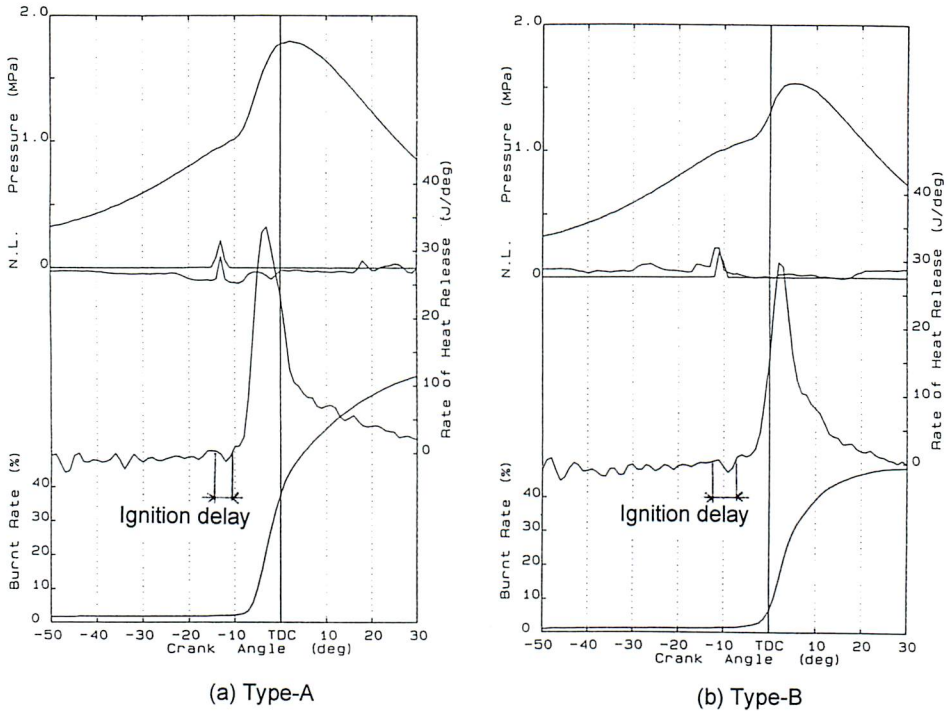


Fig. 5 High speed direct photographs



Pilot & Main Inj. Timing : 13deg BTDC  
 Pilot Inj. Amount : 2.5mm<sup>3</sup>/cycle  
 Main Inj. Amount : 10.0mm<sup>3</sup>/cycle  
 Wall Temperature : 250deg C

Fig. 6 Temporal variations of combustion characteristics

燃焼室内で右回りの渦を形成している。下側の壁面近傍の流れは主流とは逆向きとなっている。なお、図中のX=7の位置において奥行き方向に測定位置を変化させてみたところ、壁面近傍を除き流速分布はほぼ一定で2次元的になっていることが確認された。

### 3.2 噴霧及び燃焼の高速度撮影結果

図5(a),(b)にA型及びB型燃焼室を用いたときの高速度写真を示す。またこの場合の燃焼室内圧力、ニードルリフト、熱発生率、質量燃焼割合の時間変化を図6(a),(b)に示す。

まずA型ではメイン噴霧の広がる様子は観察できるが、パイロット噴霧は殆ど写っていない。一方、B型ではメイン噴霧よりも噴射量の少ないパイロット噴霧の方がはっきりと観察できる。噴射量によらず、主流と同じ方向に噴射された噴霧だけが写っていることから、主流と同じ向きに噴射された燃料は、逆向きに噴

射された燃料に比べ微粒化が悪い、あるいは噴霧広がり角が小さくなっている可能性がある。

熱発生率データから、A型及びB型の着火遅れは図中に示すように、それぞれ3deg., 5deg.程である。B型ではパイロットノズル付近の流速値が高いために壁面温度低下や化学反応時間の増大により着火遅れが長くなったと考えられる。

質量燃焼割合の値が低いのは、5回転に1回燃焼させているため壁面温度が低く、壁面に付着した燃料が燃え残るためと、一部の未燃ガスが燃焼完了前に通路から排出されて消炎するためと考えられる。

A型において輝炎はパイロットノズル付近から上側の壁面に沿って広がった後、等方的に広がってゆくのにに対し、B型では燃焼室底面の壁面付近で左右に広がって、次いで全体に広がっている。いずれの場合も、まず左右の方向に広がるのは、その領域に可燃範囲の混合気が存在するためと考えられる。そこでこの



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。

### 3.3 混合気形成過程の数値計算

筆者らはこれまでに、LDVデータを初期値及び境界条件に使用してモデル燃焼室内の流れ場の計算を汎用熱流体解析ソフトFLUENTを用いて行った<sup>(2)</sup>。この結果、燃料噴射を行わない場合の流れ場の様子はほぼ定量的に予測できることを確認した。

次の段階として、気体燃料（n-ヘキサン）を噴射した場合の混合気形成過程の計算を行った<sup>(3)</sup>。基礎式には、三次元NS方程式、連続の式、エネルギー式、化学種の保存方程式、状態方程式を用いた。計算格子は境界適合格子系で作成し、総メッシュ数は18,240である。噴射弁の位置に湧き出しのセルを設け、圧縮上死点前13度から10度までの期間、実際の実験条件とトータルの運動量が同じになるように250m/sの一定速度で気体燃料噴射を行った。また吹き出し面積は、実際の場合（噴孔面積）の50倍の大きさとした。このため、単位体積あたりの運動量は液体を噴射する場合に比べて小さくなっている。噴射されるメイン及びパイロット燃料の量は液体に換算して、それぞれ約6及び2mm<sup>3</sup>である。

燃焼室中心断面上において、噴射開始後5度経過した時（圧縮上死点前8度）の平均速度ベクトルと最大値で正規化した燃空比分布を図7に示す。

A型では初期流速場と同じ時計回りの渦が観察され、燃料はこの強められた渦に乗って運ばれ、燃焼室内で上から下へ向かって層状化された混合気分布を形成している。これに対し、B型ではメイン噴射によって流れ場はLDVで計測した噴射前の場と大きく異

なっており、左下の壁から右側の流出口にかけて混合気分布が層状化されている。

一方、図5の写真では、A型におけるメイン噴霧は図4の結果から分かるように、噴孔付近に強い右向きの流れがあるにもかかわらず噴霧は広範囲に広がっており、気体噴流による計算では現象が正しく予測されていないことを示している。これは単位体積あたりの運動量が気体噴流の場合の方が小さいためと考えられる。

しかしながら、図8に示すように、運動量理論を用いてメイン噴霧の到達距離のみを予測した結果（A、B型の結果をそれぞれ実線と破線で示す）は実験値（それぞれ黒丸と白丸）とほぼ一致する<sup>(1)</sup>ことから、横風の影響の少ないところから噴出するA型のパイロット及びB型のメイン噴霧に関しては、運動量理論を用いた噴霧到達距離の予測結果と実験値とがほぼ一致すること<sup>(1)</sup>から、実際に近い現象が予測されていると考えることができる。

そこで次の段階として、FLUENTのソースコードを一部変更し、液滴の分裂・合体、初期粒径分布、初期噴霧広がり角は無視し、噴孔径と同一の液滴群が噴孔から図2に示した方向に広がり角0度で乱れの影響を受けず噴射されると仮定し、液滴の蒸発、空気抵抗、気体との運動量交換のみを考慮した計算を行ってみた。液滴に関してはラグランジュ的に解き、空気抵抗係数はレイノルズ数の関数とした。また本計算区間ではガス温度は燃料の沸点以上となるため、式(1)で示される沸騰方程式を解いて、液滴径Dpを求めた。

$$\frac{dD_p}{dt} = \frac{-C_b}{2D_p} [1 + 0.23Re_d^{1/2}] \dots\dots (1)$$

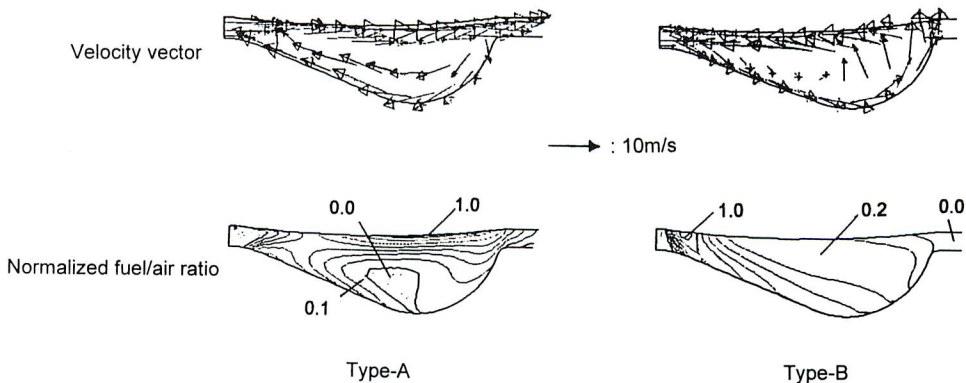


Fig. 7 Calculated results with assumption of gaseous jet

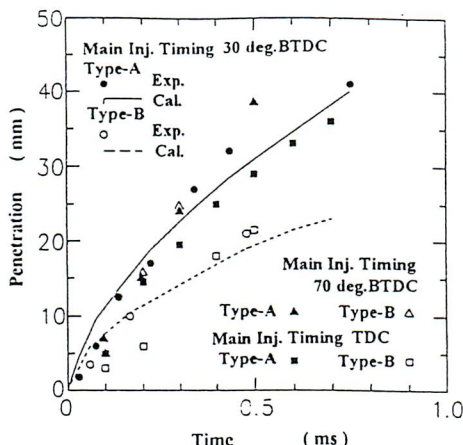


Fig. 8 Comparison of spray tip penetration between measurement and prediction using momentum theory

ここで $D_p$ は液滴径,  $C_b$ は蒸発率を表す係数<sup>(7)</sup>,  $Re_d$ は粒子に対するレイノルズ数である. なお燃料には液体のn-ヘキサンを用いた.

速度ベクトル, 蒸発した気体燃料のみの燃空比, 液滴のみの密度, 乱れエネルギーの空間分布の噴射終了時(圧縮上死点前10度), 噴射終了後2度(圧縮上死点前8度)における結果を, A, B型についてそれぞれ図9(a), (b)に示す. 但し, 液滴のみの密度は噴射終了後2度では殆ど蒸発, あるいは壁面に到達して燃焼室中心部では存在しないので省略した.

気体噴流の場合とは対照的に, A型のメイン噴霧は単位体積あたりの運動量が大きいため, 強い流れ場によっても殆ど広がることなく, ほぼまっすぐに進んで壁面にぶつかっている. なお壁面衝突後, 液滴は反射することなく壁面上を進むと仮定したため, 液滴は壁に沿って速い速度で流れている.

蒸発した燃料の分布を見ると, 噴射終了時にはB型よりもA型の方が広い範囲で混合しているように見える. この理由として, A型ではメインとパイロットの噴霧がぶつかって乱れが強くなり, 混合が促進されることが挙げられる. B型をみるとメイン噴霧の根元では乱れが強く混合は促進されているが, 多くの燃料は下の壁面に付着してしまっている.

噴射終了後2度では, 液滴は見られず, 気体燃料が燃焼室内に広がっている. A型では上側の壁付近で混合気濃度が極めて低い. これは図5の写真撮影の結果と比較して, 実際の現象と異なっている. この原因は, 噴霧出口での広がり角度を0にしたため, あるいは粒径分布や液滴の分裂を考慮しなかったために, 上側の壁に沿って広がるメイン噴霧の様子を予測できな

かったことによる. 一方B型では, 下の壁に沿って濃い混合気が存在し, 燃焼室の右側には薄い混合気しか存在していない. この様子は気体噴流を仮定した計算結果, 並びに写真撮影の結果とも定性的に一致していると考えられる.

これらの結果から, 強い流れ場中で燃料が噴射される場合, 気体噴流では単位体積あたりの運動量が小さいために, 広がり角度0で分裂なしの仮定の計算では噴霧の広がり不十分のために, いずれの場合も現象をうまく予測できないことが分かった.

#### 4. 混合気形成が主燃焼に与える影響

##### 4.1 パイロット火炎の影響

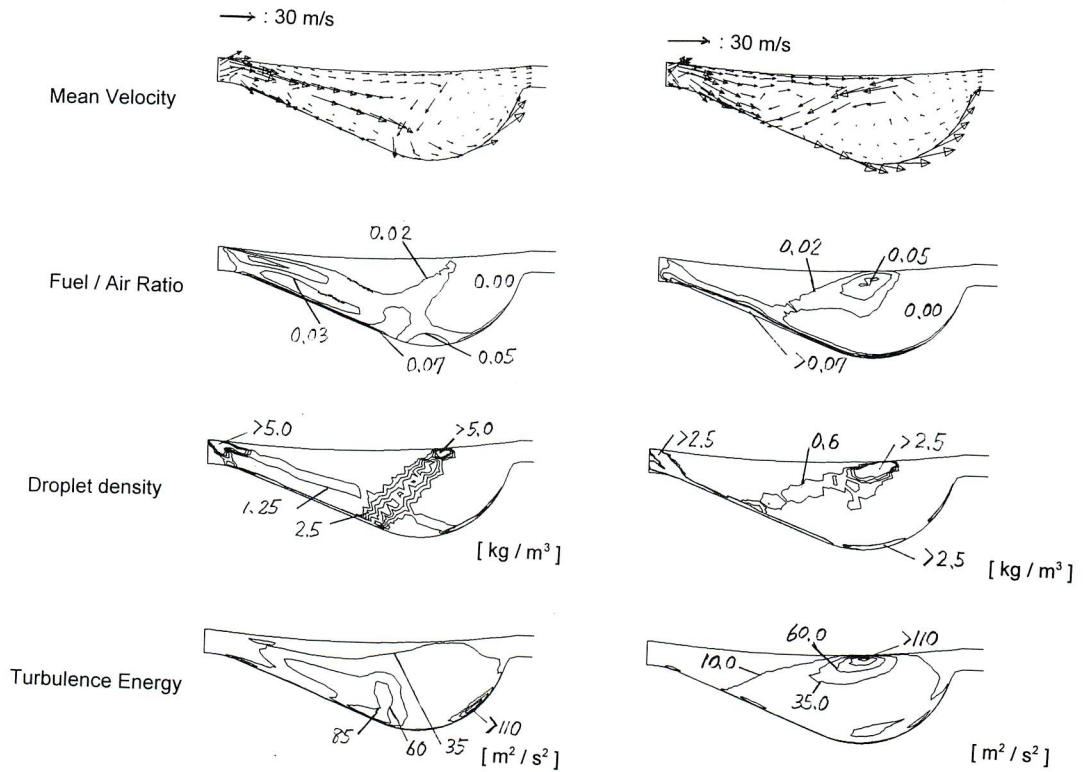
図10にはパイロット噴射のみを行ったときのグローブラグ表面温度と失火率の関係を, パイロット噴射量をパラメータにして示す<sup>(2)</sup>. 図より, 同一噴射量, あるいは同一温度では失火率はA型の方が低く, A型の方がB型に比べて着火性能のよいことが分かる.

図11にはパイロット噴射量を変えたときの最大熱発生率の変化を, 2つの燃焼室に対して求めた結果を示す. 最大熱発生率は最大値(B型でパイロット噴射量が $1.0 \text{ mm}^3/\text{cycle}$ の時の結果)で無次元化して示してある. またこの場合, メイン噴射の量は $1.0 \text{ mm}^3/\text{cycle}$ で一定とし, 噴射時期は共に圧縮上死点前13度とした. パイロット噴射のみを行った場合は噴射量を増やすほど着火性は向上したが, 最大熱発生率に関してみると, パイロット噴射量が増えるとB型の値がA型に近づいてゆく. またガス流動の影響が相対的に強くなる圧縮上死点前30度に噴射を行った場合は, いずれのパイロット噴射量でもB型の方がA型よりも高い最大熱発生率を示した<sup>(1)</sup>. この理由は次節で述べるように, 混合気形成の違いによるものと考えられる.

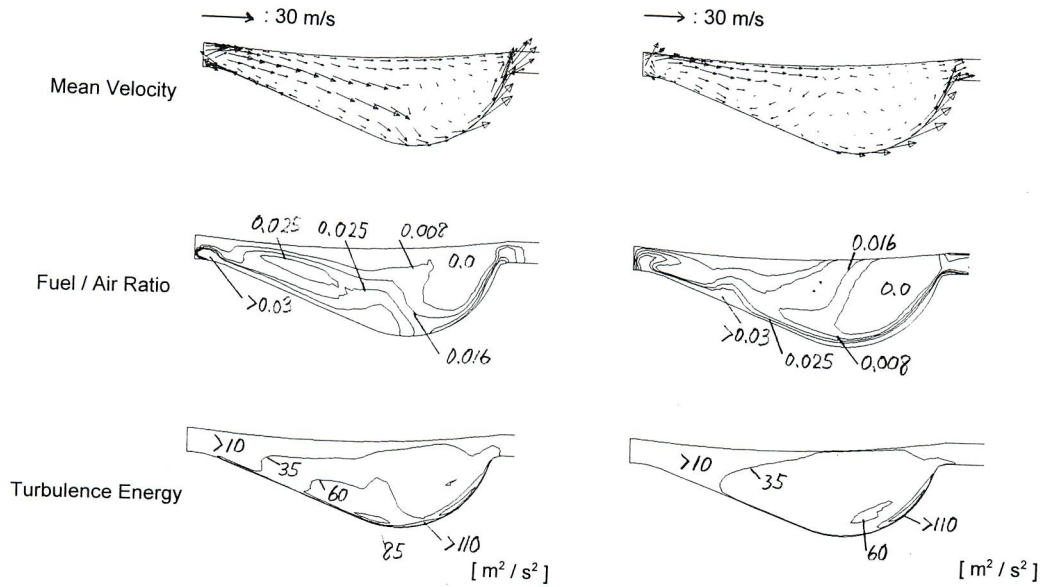
##### 4.2 燃料噴射系の影響

A型燃焼室ではメイン燃料が主流と同じ向きに噴射されるのに対し, B型では逆向きに噴射される. この場合, 写真撮影の結果並びに図11でパイロット噴射量を増加させてゆくとB型の燃焼速度がA型の値に近づいてゆくことから, B型の方がパイロット火炎形成は劣るものの, 混合気分布の違いから主燃焼が促進されて最大熱発生率が増大したと考えられる.

数値計算並びに写真撮影結果より, A型のメイン燃料分布の様子は燃焼室の上・下壁面近傍で濃く, 中心部で薄くなっていると予測される. このため燃焼はパ



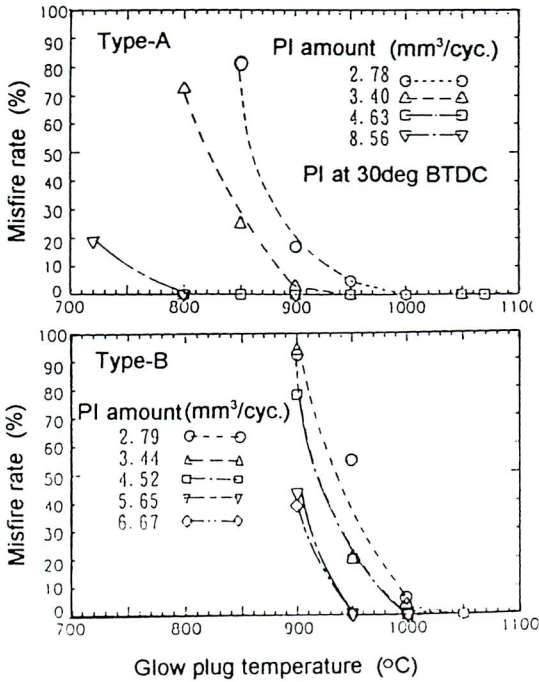
(a) BTDC 10deg.



(b) BTDC 8deg.

Fig. 9 Calculated results with assumption of liquid injected spray





Main Inj. Amount 10.0mm<sup>3</sup>/cycle, Timing 30deg BTDC

Fig. 10 Effect of surface temperature of glow plug and pilot injection amount on misfire rate

イロット火炎が噴出する上壁付近でまず左右方向に広がった後、全体に広がる。この場合、下壁付近の濃い混合気の燃焼は火炎が到達するまで遅れることになると思われる。

一方B型では、入口と下壁面付近で濃く、上側は薄く上下方向に層状化されていると考えられる。よって輝炎は下側壁面付近で左右方向に広がった後、全体に広がってゆく。また燃焼室の右側では混合気が薄いため輝炎が弱くなっていると考えられる。

5. ま と め

バンケル型ロータリ機関を対象としたモデル燃焼室を用いて、メイン燃料噴霧を主流と同じ向きに噴射した場合と主流と逆向きに噴射した場合の混合気形成過程の様子を実験と計算により調べ、以下のことが明らかとなった。

(1) 気体噴流を仮定した計算結果は、単位体積あたりの運動量が液滴噴霧の場合に比べて小さくなるため、

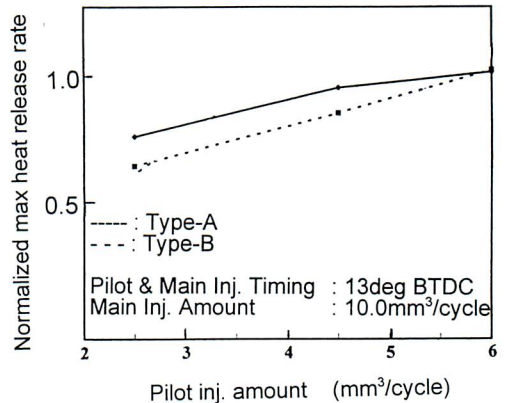


Fig. 11 Normalized max heat release rate vs pilot injection amount

強い流れ場中に噴射される燃料の挙動を正しく表すことができないが、弱い流れ場における混合気の空間分布の傾向は予測することが可能である。

(2) 初期単一粒径分布、初期噴霧広がり角度0で乱れ場の影響を受けない、液滴の分裂・合体は無視する、という仮定の下で噴霧による混合気形成過程を計算した結果は、流れ場によって混合気が広がる様子を予測できないが、弱い流れ場で蒸発による混合気形成が支配的となる場における混合気の空間分布の傾向は予測することが可能である。

(3) 着火源付近で濃い混合気が形成され、徐々に濃度が薄くなるような混合気分布を形成した場合の方が、空間的に濃度分布が凹凸を持つような場合に比べ、燃焼は促進される。

(4) 噴霧同士を燃焼室内で衝突させると、乱れが増大し局所の混合気形成が促進される。

最後に、本研究を行うに当たり、本学学生 河邑卓児、野田武志、両君の協力を得たこと、研究費の一部は双葉電子記念財団からの研究助成に依ったことを記し、謝意を表わします。

文 献

(1) 許文斌, 森吉泰生, 室木巧, 白石匡孝: 層状給気バンケル型回転ピストン機関の研究, 自動車技術会論

文集 24-2 (1993) 21-26.

(2) Moriyoshi Y., Muroki T. and Xu W.B.: A Study on Combustion Characteristics of DISC Rotary Engine Using a Model Combustion Chamber, SAE Paper No.941028 (1994) 1-14.

(3) Xu W.B., Moriyoshi Y. and Muroki T.: Analysis of DISC Combustion using a Pilot Flame Ignition System, SAE Paper No.941927 (1994) 1-17.

(4) Jones C.: An Update of Applicable Automotive Engine Rotary Stratified Charge Developments, SAE Paper No.820347 (1982)

(5) Dimpelfeld P. and Humke A.: Heat Release Characteristics of Stratified Charge Rotary Engine, SAE Paper No.870443 (1987)

(6) Eiermann D., Nuber R., Breuer J., Soimar M. and Gheorghiu M.: An Experimental Approach for the Development of a Small Spark Assisted Diesel Fueled Rotary Engine, SAE Paper No.930683 (1993)

(7) Williams F.A., Combustion Theory, Benjamin-Cummings, (1985)



森吉 泰生

千葉大学工学部機械工学科助教授

〒263 千葉市稲毛区弥生町1-33

TEL (043) 290-3182

FAX (043) 290-3039

略歴：1990年東京工業大学大学院

理工学研究科博士課程修了，同年より

同大学勤務。主として内燃機関を対象にしたレーザ計測と数値解析に従事



室木 巧

千葉大学工学部機械工学科教授

〒263 千葉市稲毛区弥生町1-33

TEL (043) 290-3180

FAX (043) 290-3039

略歴：1955年九州大学大学院工学研究

科修士課程修了，同年より東洋工業

(株)勤務，1986年より現職。内燃機関の実験的研究，特にロータリ機関の研究に従事