

〈논 문〉 SAE NO. 953785

## 천연가스가 예혼합된 정적연소실에 파일럿오일을 분사한 복합연소현상

### Dual-Fuel Combustion Phenomena of Pilot Distillate Injected to Pre-mixed Natural Gas in a Constant Volume Combustion Bomb

최 인 수\*  
I. S. Choi

#### ABSTRACT

As an alternative fuel producing less exhaust emissions, natural gas is of interest for use both in SI and CI engines. The potential of natural gas fuelled dual-fuel engine is considered high enough. However, much effort has to be made so that gaseous fuel is used efficiently with simultaneous minimum use of pilot oil. Hence, a simplified three-dimensional model, using a finite volume method in cylindrical coordinates, has been developed to facilitate an understanding of the dual-fuel combustion phenomena and to predict the complex interactions between the pilot distillate and natural gas. The computer model was calibrated by comparing it with the experimental results obtained from diesel engine like combustion bomb tests.

In the pre-mixed natural gas combustion, the fuel burning was highly reliant on the injection condition and subsequent burning nature of the pilot distillate.

주요기술용어 : Dual-fuel combustion(이원연료연소), Combustion bomb(연소용기), Pre-mixed natural gas(예혼합 천연가스), 3-D combustion model(3차원 연소모델), Finite volume method(유한체적법)

#### 기 호 설 명

$C_p$  : 정압비열(kJ/kg·K)  
 $d_n$  : 분사노즐구의 직경(m)  
 $D_i$  : 연료입자직경(m)  
 $FO_{st}$  : 이론연료산소질량비

$k$  : 열전도율(kW/m·K)  
 $l_n$  : 분사노즐구의 길이(m)  
LHV : 저위발열량(kJ/kg)  
 $m$  : 질량(kg)  
 $M$  : 분자량(kg/kmol)  
 $P$  : 압력(kPa)  
 $Q_i$  : 증발잠열(kJ/kg)  
 $Re$  : Reynolds수

\* 정회원, 호주 NSW대 기계공학과

- $R_u$  : 기체상수(kJ/mol·K)
- $S$  : 생성항
- $t$  : 시간(sec)
- $T$  : 온도(K)
- $U$  : 가스 속도(m/s)
- $We$  : Weber 수
- $x$  : 질량 구성비

그리스 문자

- $\Gamma$  : 와류 확산계수(Pa·s)
- $\lambda$  : 확산계수(m<sup>2</sup>/s)
- $\rho$  : 밀도(kg/m<sup>3</sup>)

하 첨 자

- f : 연료
- g : 충전가스
- inj : 연료분사
- l : 액체
- m : 파일럿오일의 기화시 기준면
- r,  $\theta$ , z : 원통좌표계의 세방향 성분

1. 서 론

석유연료를 대체할 수 있으면서 보다 낮은 유해 매연가스를 배출하는 천연가스엔진의 사용이 도심버스에 부분적으로 시도되고 있으며, 이런 엔진들은 전기점화 가스엔진과 소량의 디젤유를 착화원으로 함께 사용하는 이원연료엔진으로 구별된다. 전자는 연소특성상 천연가스의 사용이 용이하고 소형엔진에 적합하지만, 고출력이 요구되는 경우에는 체적 또는 중량의 제한이 따른다. 반면에 후자는 기존의 장착된 디젤엔진을 교체할 필요없이 최소한의 부품개조로 천연가스를 사용할 수 있다는 장점이 있고, 높은 압축비에서 작동할 수 있어 이론적으로 열효율이 높다.

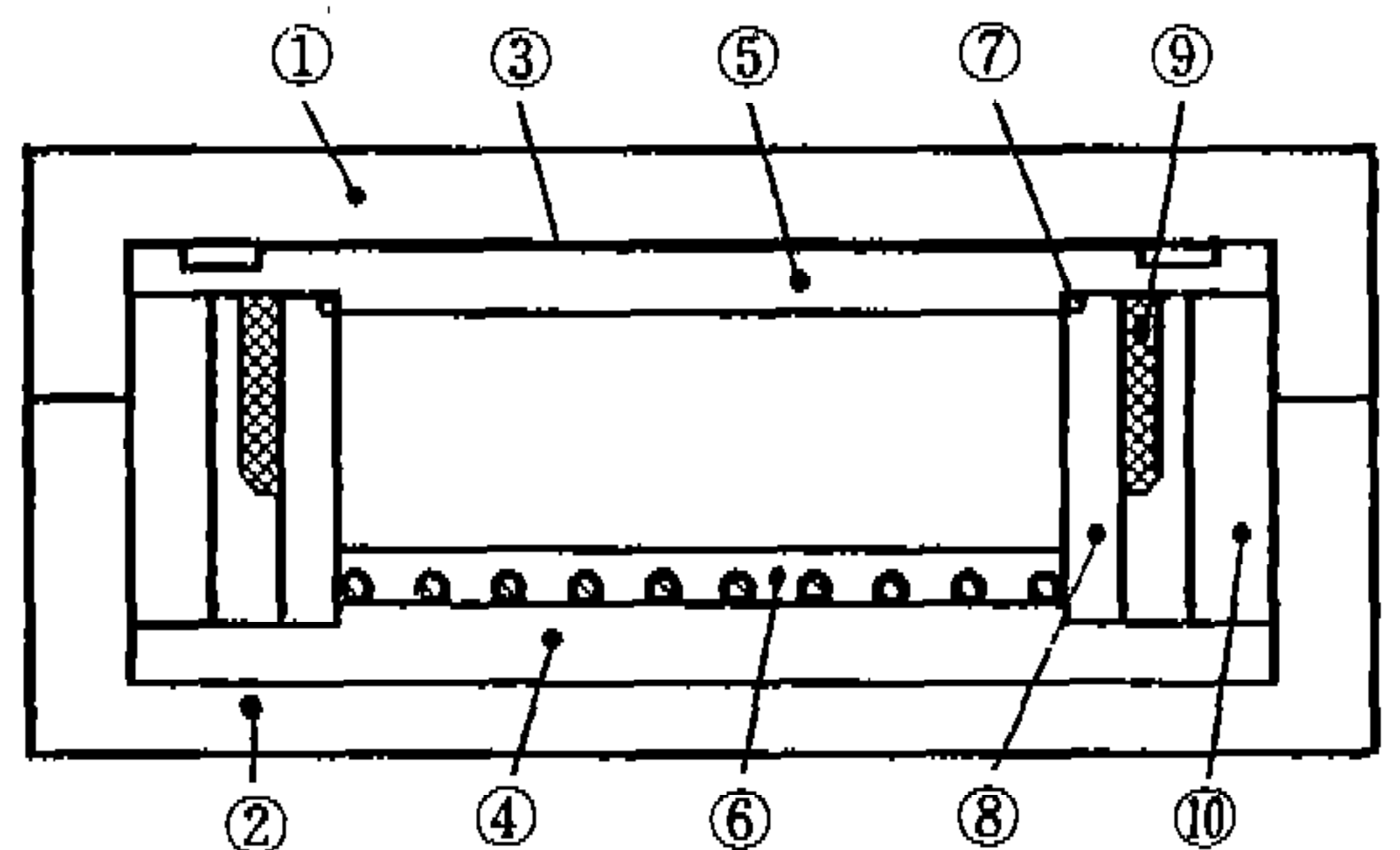
천연가스를 가스카프레터로 공급하는 이원연료엔진은 Karim<sup>1)</sup> 등에 의해 많은 연구가 이루어졌고 차량용 엔진으로 상업화도 되었으나, 디젤유 사용비의 극소화와 천연가스의 열효율 향상 등의 과제를 안고 있는 실정이다. 이러한 방식의

엔진은 70년대 두 차례의 석유파동 이후 최근에 다시 관심을 갖게 되었으나, 아직까지 흡입공기와 천연가스의 혼합체에 파일럿오일을 분사시켜 일어나는 이원연료의 복합연소과정에 대한 정량적인 해석결과는 거의 발표되지 않았다.

본 연구에서는 이러한 이원연료의 복합연소현상을 파악하기 위해, 차량용 디젤엔진의 압축행정말기시의 연소실과 유사한 밀폐연소용기를 제작하여 연소실험을 하였다. 그리고 복잡한 이원연료 연소과정을 모사할 수 있는 3차원 컴퓨터 모델을 개발하였으며, 이를 이용하여 파일럿오일의 자연발화와 천연가스의 화염확산에 따른 연소실내의 국부변화 등의 복합연소현상을 고찰하였다.

2. 실험 장치

극히 순간적인 연소현상을 적절하게 측정할 수 있는 실험장치의 제작이 매우 까다롭기 때문에 일반적으로 연소실험은 엔진에서 직접 이루어졌다. 그러나 이원연료의 기초적인 연소해석을 위해서는 연소양상에 복합적으로 영향을 미치는 많은 인자들 중 핵심적인 연소변수들 외에는 가능한 배제시킨 상태에서 실험을 할 수 있는 연소장치가 필요하였다. Fig.1은 연소용기의 단면을 나타내며, 연소실 크기는 내경 108mm, 깊이 21mm로 제작하였다. 연소용기 외부케이싱은 상·하 두



① Upper casing ② Lower casing ③ Gasket  
 ④ Ceramic plate ⑤ Top plate  
 ⑥ Heating coil ⑦ O-ring ⑧ Cylinder  
 ⑨ Heating coil ⑩ Ceramic Tube

Fig.1 Structure of combustion bomb

부품(①,②)으로 고온보일러용 강철을 사용하였고, 12개의 볼트와 너트로 조립하였다. 연소실내의 고온가스로부터 외부로의 열전달을 최소화하기 위해 상·하 원판(④, ⑤)과 바깥쪽 원통(⑩)은 PSZ세라믹재료를 사용하였으나, 초기실험시 과도한 연소폭발압으로 상판이 파손되어 일반강판으로 교체하였다. 그리고 내부 원통(⑧)은 스테인레스재료를 사용하였고, 상부모서리에는 가스누출을 막기 위해 은도금된 강판의 오-링(⑦)을 삽입시켰다. 연소용기 하부에는 과도한 폭발압으로부터 실험장치를 보호하기 위하여 안전밸브, 공기 및 천연가스의 공급밸브와 배기가스의 배출밸브를 설치하였다. 상부에는 각종 측정장치, 소형의 공기혼합장치 및 연료분사장치를 설치하였다.

압축공기탱크로부터 공급된 저온의 공기는 연소실하부와 실린더 외벽에 세라믹분말과 특수접착제로 장착된 전기코일(⑥,⑨)에 의해 고압, 고온상태로 가열시켰고, 천연가스를 충전공기의 가열 도중에 공급밸브를 통해 추가시킨후, 공기혼합장치를 작동시켜 공기와 천연가스가 혼합되도록 하였다. 그후 혼합기체가 적정온도 및 압력에 도달하였을 때, 연료분사장치를 이용하여 파일럿오일을 분사시켰다.

Fig.2는 파일럿오일의 분사장치를 나타낸 것이며, 실제엔진과 달리 본 실험에서는 단 한번의 분사가 불연속적으로 요구되므로 기존의 8기통 디젤엔진 연료분사펌프를 개조하여 사용하였다. 즉, 불필요한 6개의 분사실린더는 플러그로 막고

2개만을 사용하였는데, 그중 하나의 실린더는 그림과 같이 새로운 플런저를 가공하여 교체하였고 피동실린더로 이용하였다. 전기모터에 의해 구동된 분사펌프는 연속적으로 운전되고, 스위치를 연결하면 솔레노이드에 의해 피동실린더측의 플런저구멍이 막히면서 공급라인의 연료압력이 노즐개방 압력보다 높게되면 연료는 분사된다. 스위치 작동후 전기릴레이에 의해 순간시간이 경과한 후 또다른 솔레노이드가 반대방향으로 작동하여 피동실린더의 플런저구멍이 열리고, 연료는 공급실린더에서 피동실린더로 계속 우회하여 단일 분사가 이루어지도록 하였다.

파일럿오일 분사구의 직경은 0.2mm, 길이는 0.6mm, 분사구 간의 각도는 150°이며, 연소용기 상판에서 8mm 아래 위치한다. 분사개방압력은 180bar로 조정하였고, 모터회전수를 630rpm으로 하였을 때 순간최고분사압력은 225bar 정도였다. 한편 연소용기내의 동압은 고속데이터처리장치를 컴퓨터에 연결시켜, 스위치 작동후 연료 공급라인의 압력이 180bar 이상으로 상승하는 순간부터 0.5msec 간격으로 자동처리하여 화면에 그래프로 보여주면서 데이터는 동시에 파일로 저장되도록 하였다.

### 3. 복합연소 모델링

#### 3.1 3차원 확산모델

연소실내의 가스상태 변화과정은 난류유동( $k-\epsilon$  turbulence)모델<sup>2)</sup>을 이용하였고, 원통좌표계를 사용한 3차원 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial(\rho_r\phi)}{\partial t} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho_r r U_r \phi)}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho_r U_\theta \phi)}{\partial \theta} + \frac{\partial(\rho_r U_z \phi)}{\partial z} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r \Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial r}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} (\frac{\Gamma_\phi}{r} \frac{\partial \phi}{\partial \theta}) + \frac{\partial}{\partial z} (\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial z}) + S_\phi \tag{1}$$

위의 식 (1)에서 종속변수( $\phi$ )는 파일럿오일의 분사, 연료-공기 혼합체의 연소, 열전달과 기체운동량의 연소실 벽면과의 마찰손실에 따른 화학성분의 질량비, 엔탈피 그리고 운동량 방정식

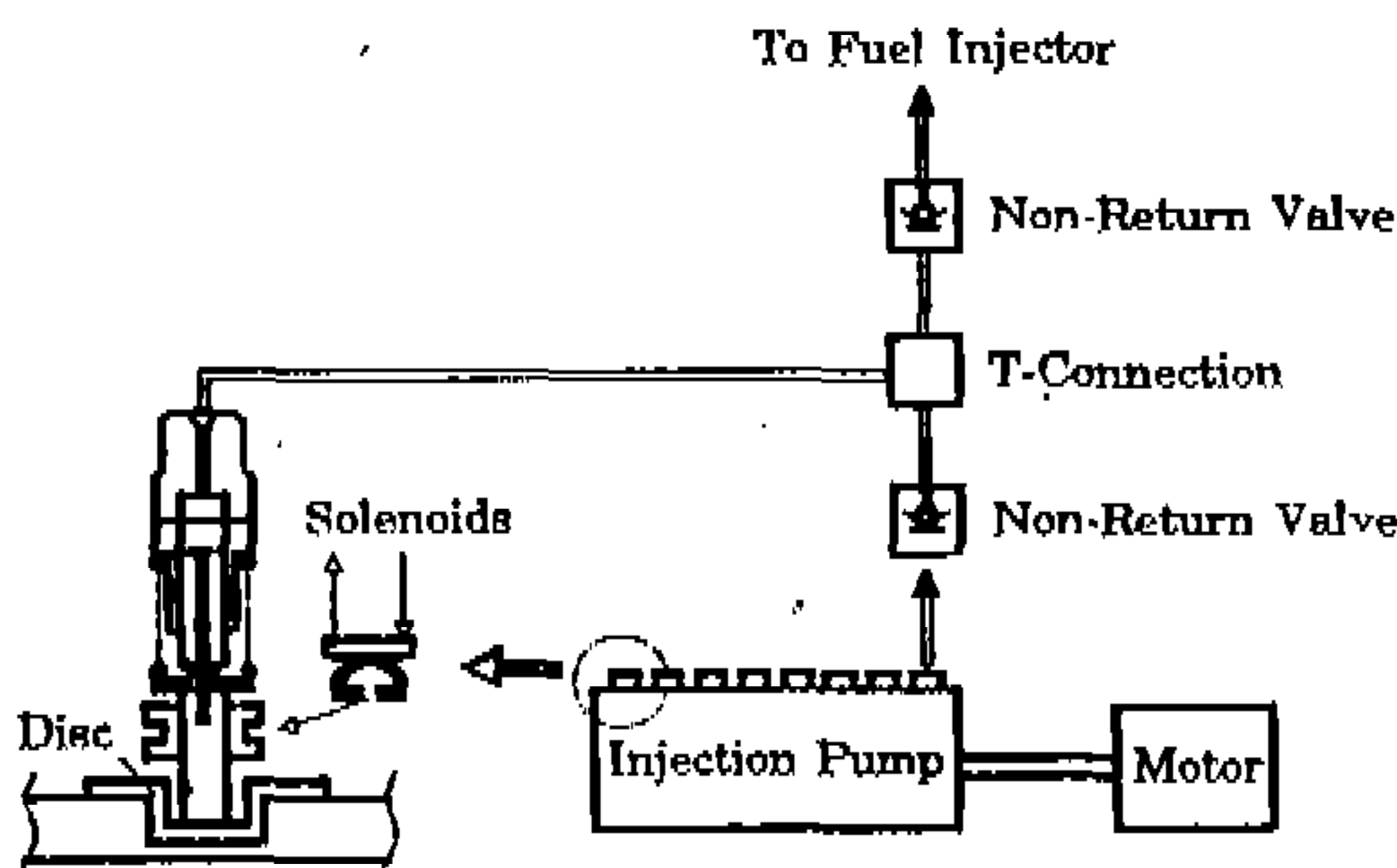


Fig.2 Single shot injection system for pilot oil

의 세 방향 성분을 나타낸다. 이러한 변수들의 해를 구하는 방법으로 유한체적법과 Gauss-Seidal 반복법을 이용하였다. 그리고 계산시간 및 컴퓨터 기억용량을 최소화하기 위하여 다소의 계산정확도는 희생시키면서 반복계산하였고 경미한 효과부분은 최대한 간략화시켜 비정상, 불균일성 복합연소과정을 해석하였다.

공기는 체적비 79%  $N_2$ 와 21%  $O_2$ 로 구성된 것으로 가정하였고, 천연가스에 혼합된 미량의 에탄, 프로판, 부탄 등의 가연가스 성분은 주성분인 메탄으로 간략화하여 그 구성은 체적비 97%  $CH_4$  및 각 1.5%의  $CO_2$ 와  $N_2$ 로 가정하여 계산하였다. 아울러 연소시 생성되는 가스는  $N_2$ ,  $O_2$ ,  $CO_2$ ,  $H_2O$ ,  $CO$ ,  $H_2$ 의 6가지 주성분만을 고려하였다.

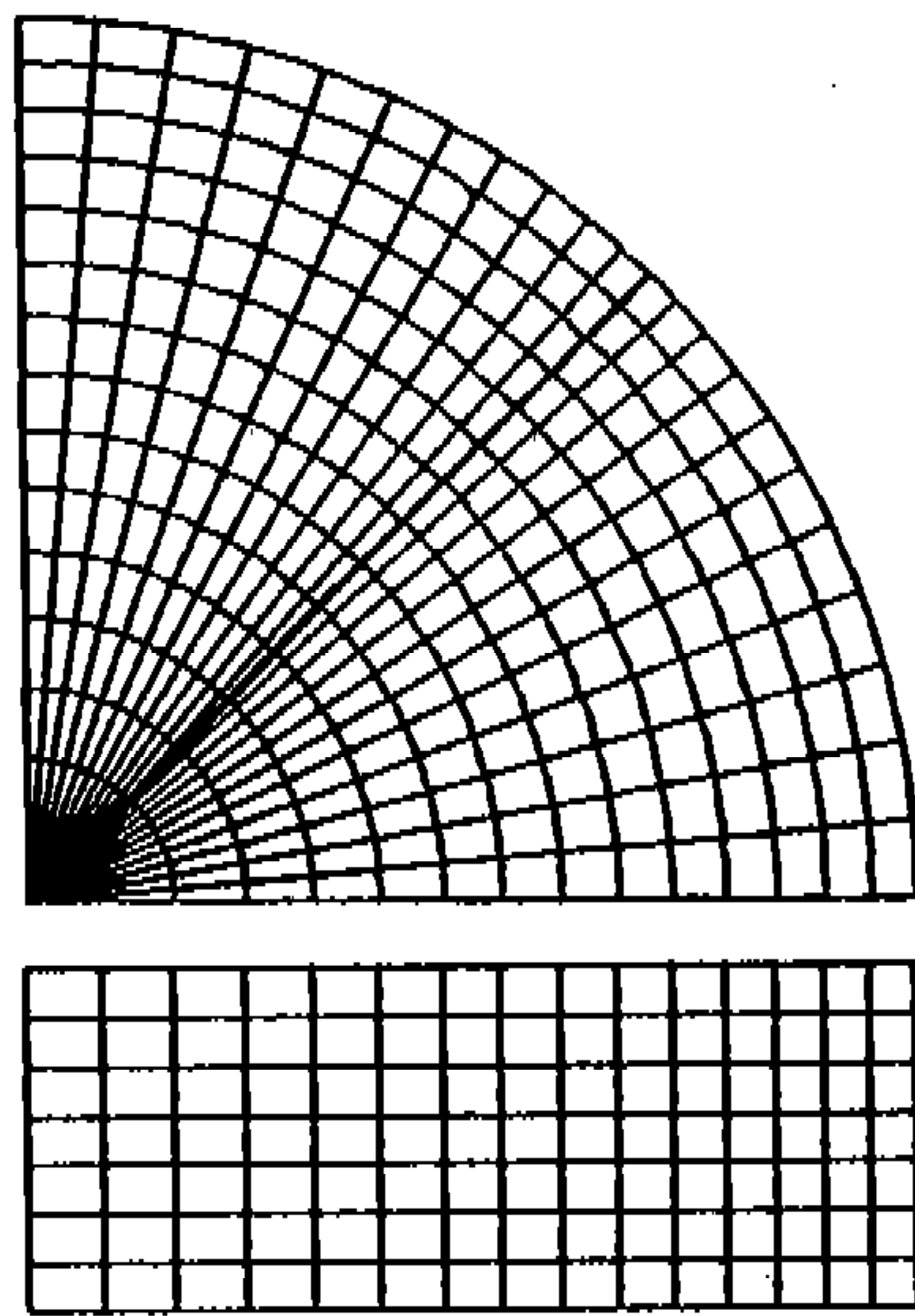


Fig.3 Computational grid in cylindrical coordinates

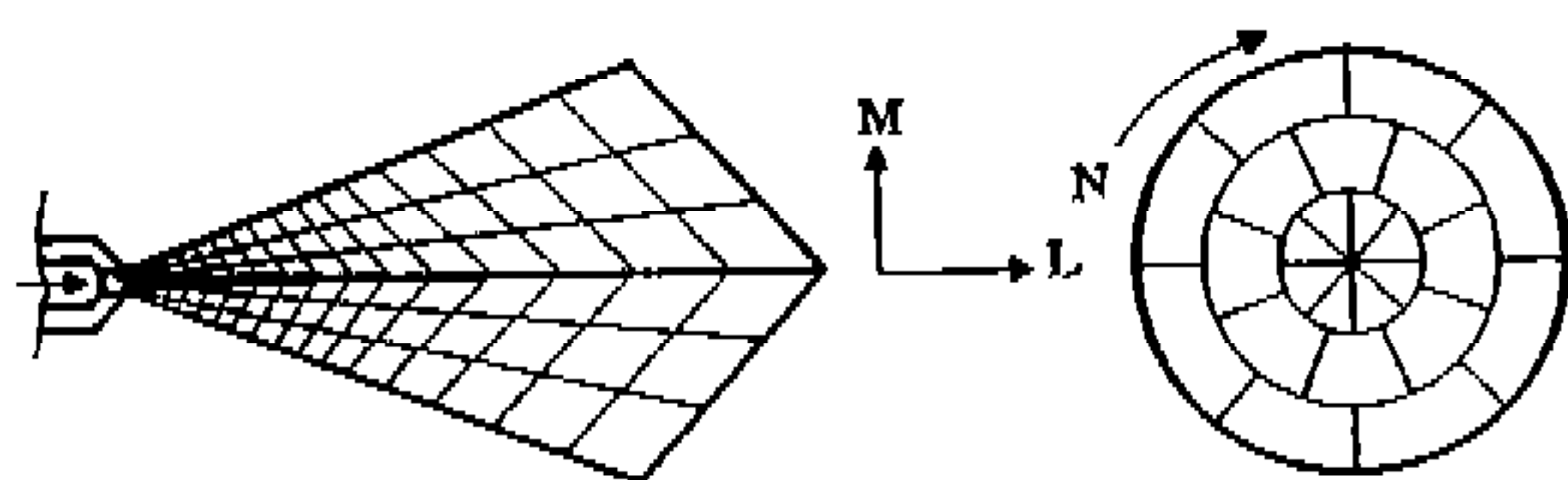


Fig.4 Structure of pilot oil spray plume

연소계산을 위한 3차원 계산격자는 Fig.3과 같으며, 본 연소모델링에 사용한 격자수는 r방향으로 15,  $\theta$ 방향으로 22 그리고 z방향으로 7개의 분할인데, 계산시간 단축을 위하여 다소 거칠게 구성하였다. 그리고 파일럿오일의 분사노즐이 연소실의 중심축에 위치하고 4개의 분사구가 균등하게 배열되었으므로 연소실의 1/4체적만 고려하였고, 격자의 간격은 파일럿오일의 분사축을 중심으로  $\theta$ 방향의 간격이 약간 미세하고, 연소실 중심보다는 실린더 벽쪽에서 r방향의 격자를 다소 조밀하게 구성하였다. 한편 Hiroyasu 등<sup>3)</sup>이 제안한 바와 같이 난류유동의 속도변동은 가스평균속도의 11% 또는 파일럿오일 입자그룹의 침투속도의 3% 중 큰 값을 택하였다. 난류천이길이는 연소실직경의 5% 또는 연료입자그룹 직경의 0.07 배로 결정하였다.

### 3.2 파일럿오일의 분사 및 확산

디젤엔진의 연료분무현상에 관한 연구는 많이 이루어졌으나, 여러가지 탄화수소물들로 혼합된 디젤유의 성분과 불균일상태의 자연발화 특성때문에 완벽한 이론적 해석은 아직도 어려운 점이 많다. 그러므로 경제성 측면에서 간단한 준정상모델이 적합하다고 생각되어, 파일럿오일의 분사율은 비압축성, 준정상의 오리피스방정식으로 구하였다. 액체상태의 분무구조는 Fig.4와 같이, L 방향은 분사진행방향으로 계산시간 간격별로 구획하고, M방향은 방사상의 3개층으로, 그리고 N방향은 원주방향으로 8개로 분할하였다. 각각의 그룹은 균일한 밀도, 온도, 입자크기 등을 가진 것으로 가정하여, 원통좌표계의 연소공간(계산영역)내에서 분무입자그룹의 위치, 속도 및 기화량을 구하여 식 (1)의 생성항으로 처리하였다.

기존의 발표된 분무식들 중 Hiroyasu 등<sup>3)</sup>의 경험식은 분사초기상태를 보다 자세히 나타내므로 그들의 준정상모델을 이용하였다. 즉, 파일럿오일의 초기속도( $V_0$ )는 식 (2)와 같이 분사압력과 연소실압력의 차이에 따라 결정되고, 미립화시간( $t_{bk}$ )이 경과후 액체상태의 분무줄기가 수많은 입자들로 미립화되었을 때 미립자그룹의 속도

( $V_{bk}$ )는 식 (3)과 같다.

$$V_o = 0.39 \left[ \frac{2000(P_{inj} - P_g)}{\rho_l} \right]^{0.5} \quad (2)$$

$$V_{bk} = 1.48 \left[ \frac{1000(P_{inj} - P_g)}{\rho_g} \right]^{0.25} \left[ \frac{d_n}{t} \right]^{0.5} \quad (3)$$

$$t_{bk} = \frac{28.65 \rho_l d_n}{\sqrt{1000 \rho_g (P_{inj} - P_g)}} \quad (4)$$

한편 분무줄기각도( $\theta_s$ )의 절반은 다음 식 (5)와 (6)과 같이 Bracco 등<sup>4)</sup>의 실험식을 사용하여 결정하였다.

$$\tan\left(\frac{\theta_s}{2}\right) = \frac{4\pi}{3.0 + \frac{\ell_n/d_n}{3.6}} \sqrt{\frac{\rho_g}{\rho_l}} C_\theta \quad (5)$$

$$C_\theta = \frac{\sqrt{3}}{6} \left[ 1 - \exp\left\{ -1.14 \left(\frac{\rho_l}{\rho_g}\right)^{0.175} \left(\frac{Re_l}{We_l}\right)^{0.36} \right\} \right] \quad (6)$$

하지만 위의 식 (2)와 (3)은 입자가 실린더 벽면에 충돌하는 순간까지만 유효하므로 그 이후에는 또다른 식이 필요하였다. 소형엔진에서는 입자들의 벽면충돌을 피할 수 없고, Hiroyasu<sup>3)</sup> 등에 의해 발표된 실험식은 분사방향이 벽면과 수직일 경우에만 적용가능하다. 그러므로 Watkins 등<sup>5)</sup>의 실험식과 결합시켜 다음과 같이 벽면 충돌후의 연료입자속도( $V_{imp}$ )를 구하였다. 아래 식 (7)에서  $\theta_{imp}$ 는 충돌벽면의 수직선과 입자 진행방향의 각도이며,  $t_{imp}$ 는 분사시점에서 충돌 시까지의 시간을 나타낸다.

$$V_{imp} = 1.48 \left( \frac{P_{inj} - P_g}{\rho_g} \right)^{0.25} [d_n (1 - 0.95 \cos^2 \theta_{imp})]^{0.5} t_{imp}^{0.25} t^{-0.75} \quad (7)$$

아울러 분무입자그룹은 Hiroyasu 등<sup>6)</sup>에 의해

제안된 실험식을 사용하여 미립화시 입자직경을 구하였고, 각각의 입자그룹은 동일한 수많은 입자들로 이루어진 원형으로서 충돌후에는 벽면과 접선방향으로 운동한다고 가정하였다. 다른 그룹들과의 충돌은 매 계산단계마다 그들의 위치와 크기를 고려하여 선형운동량법칙에 따라 해결하였고, 연소실 형상 및 입자들의 벽면 접근방향과 관계없이 어떤 경우라도 충돌후 입자그룹들의 속도와 위치 추정이 가능하도록 하였다. 미립화시간( $t_{bk}$ )은 방사상의 각 층이 단순한 삼각형으로 바깥층이 가장 짧고, 미립화 후의 기화율은 단일 액적의 열 및 질량교환이론을 적용하여 다음과 같이 구하였다.

$$\frac{dm_i}{dt} = \pi D_i \rho_m \lambda_m \ln(1 + B_T) Sh \quad (8)$$

$$\frac{dT_i}{dt} = \frac{1}{m_i C_p} \left[ \pi D_i k_m (T_g - T_i) \frac{\ln(1 + B_T)}{B_T} \right. \\ \left. Nu - Q_i \frac{dm_i}{dt} \right] \quad (9)$$

식 (8)과 (9)에서 Sherwood수(Sh)와 Nusselt수(Nu)는 강제대류에서 Reynolds수(Re), Schmidt수(Sc) 그리고 Prandtl수(Pr)의 함수로 결정하였다<sup>7)</sup>.

$$Sh = 2 + 0.6 Re^{1/2} Sc^{1/3} \quad (10)$$

$$Nu = 2 + 0.6 Re^{1/2} Pr^{1/3} \quad (11)$$

연료입자와 주변기체와의 간섭면에서 밀도, 열전도율, 확산계수 등의 물성치는 Sparrow와 Gregg<sup>8)</sup>의 1/3법칙을 이용하여 식 (12)와 같이 기준온도( $T_m$ )를 구하여 결정하였고, 액체입자의 정압비열은 입자온도( $T$ )를 기준으로 하였다.

$$T_m = T_i + \frac{1}{3} (T_g - T_i) \quad (12)$$

그리고 전달계수( $B_T$ )는 입자가 존재한 셀에서

연소가 진행되는 경우에는 식 (13-a)로, 그렇지 않은 경우는 식 (13-b)를 사용하여 설정하였다.

$$B_T = \frac{C_{pv}(T_g - T_l) + LHV X_{O_2} FO_{st}}{Q_l} \quad (13-a)$$

$$B_T = \frac{C_{pv}(T_g - T_l)}{Q_l} \quad (13-b)$$

### 3.3 이원원료의 복합연소

디젤유가 단일성분의 탄화수소물이 아니면서 자연발화의 특성을 지니고 있으므로 복잡한 사슬 반응체계를 정확히 모사하기 위해서는 다차원 모델링에서 지나치게 많은 계산비용을 필요로 한다. 그러므로 각 셀의 혼합가스 밀도 및 온도 그리고 연료와 산소 질량구성비들로 표현되는 Arrhenius 반응식을 사용하여 단일연료 연소를 ( $R_s$ )을 다음과 같이 구하였다.

$$R_s = -A_A \rho_g^{a+b} x_f^a X_{O_2}^b \exp\left(\frac{-E_A}{R_u T_g}\right) \quad (14)$$

식 (14)에서 각 연료에 따른 상수들( $E_A$ ,  $a$ ,  $b$ )은 Westbrook과 Dryer<sup>9)</sup>가 제안한 값들을 사용하였고, 반응상수( $A_A$ )는 실험치와 비교하여 조정하였다. 하지만 두가지 이상의 연료성분과 공기의 혼합체가 반응을 일으키는 복합연소의 경우에는 이 식을 곧바로 적용하기는 어렵다. 그러므로 본 연구에서는 식 (15) 및 (16)과 같이 반응확산계수( $C_R$ )를 도입하여 이원연료의 복합연소시 각 연료의 반응을( $R_{s,i}$ )을 구하였다. 그리고 식 (15)에서 상수( $a_i$ )는 식 (14)의 연료질량구성비 승수  $a$ 와 같다.

$$R_{s,i} = R_{s,i} C_{R,i}^{a_i-1} \quad (15)$$

$$C_{R,i} = \frac{\sum_{j=1}^2 R_{s,j}}{R_{s,i}} \quad (16)$$

다른 연료의 반응이 미약할 때는 단일연료 연소시와 유사하며, 이는 연소초기의 파일럿오일의 기체와 연소말기의 메탄가스의 반응으로 대체될

수 있다. 또한 두 연료의 반응이 활발히 이루어질 때는 각 연료 성분의 상대적인 반응속도에 따라 공기중의 산소와 먼저 반응하게 된다. 이와 같은 반응은 연소가능영역에서만 가능하고, 천연가스의 메탄성분은 자연발화가 불가능하다고 가정하여 기준 계산셀 또는 인접한 셀에서 연소가 진행되고 있을 때만 식 (15)와 (16)을 적용하였다. 반면 파일럿오일의 초기착화시에는 식 (14)를 적용하였다. 그리고 연소에 의해 발생하는 열발생률을 반응물과 생성물의 각 조성성분에 따른 엔탈피 차이로 결정하였다.

한편 파일럿오일의 기체는 n-Dodecane ( $C_{12}H_{26}$ )의 단일성분으로 가정하였고, 각 연료성분의 연소가능 상한치( $L_U$ )와 하한치( $L_L$ )는 파일럿오일의 기체는 4.78과 0.63% 그리고 메탄은 15와 5%의 체적비로 사용하였다. 그러나 이 값들은 상온에서 단일연료와 공기만의 혼합체가 연소하는 경우이므로 온도상승에 따른 연소한계치는 Burgess-Wheeler<sup>10)</sup>의 법칙을 이용해 식 (17)과 같이 보정하였다.

$$L_{LorU} = L_{LorU, 298} \exp\left(\frac{3140}{LHV M_f}(T_g - 298)\right) \quad (17)$$

물론 이러한 값들은 압력, 수분 등의 연소생성물에 따라 변화하나 일정하지않고, 압력과 연소생성물의 영향력은 서로 상쇄하는 경향이 있다. 그러므로 공기중의 산소 성분만을 고려하여 계산편의상 질량기준으로 변환시켰다.

$$L_{mass} = \frac{M_f}{0.23 M_a} \frac{L_{vol}}{100 - L_{vol}} \quad (18)$$

식 (17)과 (18)에 의해 구한 단일연료의 연소한계치로부터 두 연료와 공기 혼합체의 연소상·하한치( $L_{mix}$ )는 Le Chartelier법칙<sup>10)</sup>을 이용하여 결정하였다.

$$L_{mix} = \frac{\sum_{i=1}^2 x_{f,i}}{\sum_{i=1}^2 \frac{x_{f,i}}{L_i}} \quad (19)$$

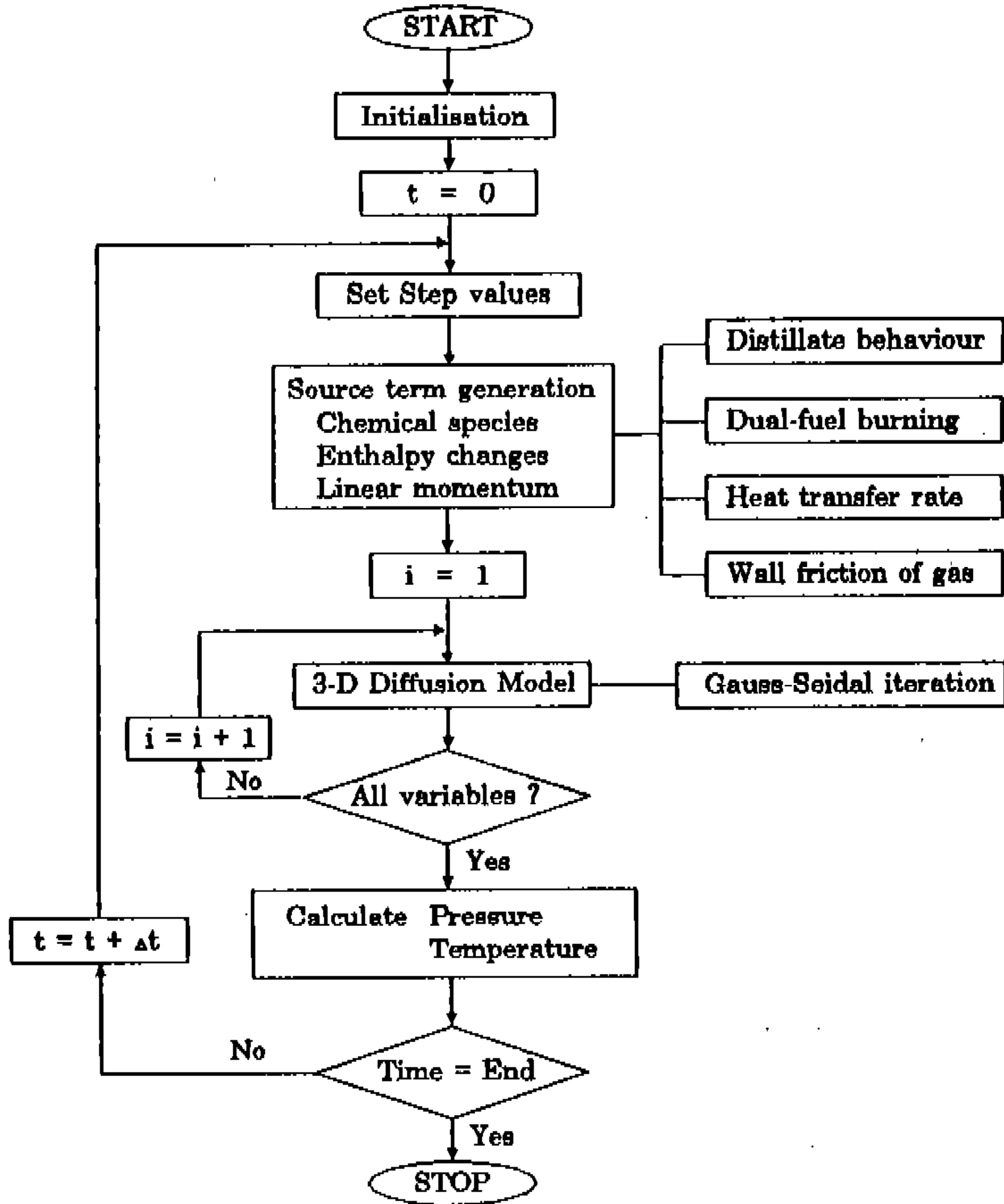


Fig.5 Flow chart of dual-fuel combustion model

3.4 계산 프로그램

복합연소현상의 계산과정은 Fig.5에서 도식화하여 보여주는 바와 같이, 초기치 설정, 파일럿오일의 분사 및 거동, 연소, 열전달, 기체의 운동량 변화, 3차원 확산모델, 각 계산시점에서의 연소실 온도 및 압력 그리고 결과치의 출력으로 나누어졌다.

파일럿오일의 거동은 매 계산단계마다 연소실 내에서 각 입자그룹의 위치를 파악하는 것으로 이루어졌다. 입자그룹이 위치하는 해당 셀의 조건에서 연료입자의 기화율 및 온도변화율을 구하고, 다음 단계의 계산을 위하여 입자그룹들간의 충돌여부를 고려하여 그들의 속도를 다시 결정하였다. 그리고 입자들의 기화에 따른 계산셀에서

기체상태의 연료질량유입 및 엔탈피 변화값은 3차원 확산모델의 생성항으로 처리하였다.

연소실내의 가스 및 벽면의 열교환, 기체의 운동량 감소, 연소에 의한 열발생량 및 가스성분의 변화 등도 단계마다 계산한 후 확산모델을 이용하여 다시 각 셀에서의 온도, 속도 그리고 질량구성비의 변화를 결정하였다. 이와 같이 구한 온도 및 질량비로부터 연소실내의 가스온도는 질량을 기준으로 평균값을 구하고 기체상수도 결정하여, 최종적으로 연소실내 순간압력은 이상기체 상태방정식으로 구하였다.

계산은 0.05msec 간격으로 IBM RISC/6000 Workstation에서 수행하였고, 10msec의 연소과정을 모사하는데 약 3,000초의 CPU시간을 필요로 하였다.

#### 4. 결과 및 고찰

Fig.6은 스월(swirl)과 같은 공기유동이 없는 상태에서 디젤유만을 분사했을 경우의 실험치(실선)와 계산치(점선)를 비교한 그림이다. 그러나 실제 엔진의 연소양상과 비교하기에는 연소기간이 상당히 길고 압력상승도 낮게 나타났다. 실험결과를 보면, 압력상승을 기준으로 한 착화 지연기간은 실험치가 계산치보다 상당히 짧지만, 순간적으로 연소가 가속되지 않고 장기간 느리게 계속되고 있다. 이는 실험시 파일럿오일의 인젝터 주변을 냉각수로 냉각시켰지만 연소실내의 공기를 고온·고압으로 올리는데 상당한 기간이 필요하여, 노즐 내부의 간극체적에 존재한 액체상태의 연료가 가열되어 기화되었을 가능성이 높다. 그러므로 분사가 된 후에 착화가 보다 빨리 시작되었고, 분사 연료의 침투력도 낮아 넓게 확산되지 못하고 국부적으로 밀집되어 초기 착화는 일찍 시작되었지만 연소가 가속되지 못하고 서서히 진행된 것으로 추정된다. 연소말기의 압력강하는 열전달이 주요 원인이지만 미세하게나마 존재한 가스누설로 인해 누적되었을 가능성이 있다. 그러나 계산치는 이러한 가스누설이나 인젝터 주변에 흐르는 냉각수의 열손실을 고려하지

않았기 때문에, 연소말기의 열손실에 의한 압력강하는 아주 느리게 진행되는 연소에 의한 열발생과 상쇄되는 성향을 보였다.

Fig.7은 천연가스가 공기와 예혼합된 상태에 파일럿오일을 분사한 복합연소결과를 비교한 것으로, 실험치의 착화지연기간은 디젤유만을 분사한 경우보다 2배정도 길고, 연소기간도 길다. 그 이유는 동일 실린더 크기의 엔진에 있어서 연료 분사시의 연소실 체적에 비해 연소용기체적이 크고 초기온도가 낮고 천연가스의 주성분인 메탄가스의 연소가 느리게 시작되기 때문일 것이다. 그리고 앞의 경우와 마찬가지로 파일럿오일의 화염확산이 효과적으로 이루어지지 못한 것도 중복되었으리라 생각된다. 계산치와 비교하였을 때, 초기 압력상승에 상당한 오차가 있고 후반기 압력상승이 급격히 일어나는 것으로 계산되었다. 이러한 차이는 연료와 공기 질량구성비들만을 고려한 연료 반응식이 연료가 집중된 지역에서 불완전연소가 계속되는 경우 연소양상을 모사하기에는 다소 오차가 있으리라 추정되고<sup>9)</sup>, 천연가스의 가연성분을 메탄으로만 가정하여 계산할 때는 메탄과 다른 가연가스들의 연소율이 크므로 차이가 가중된 것으로 보인다. 이는 천연가스의 가연가스성분을 모두 고려하고 연소가스를 12가지 성

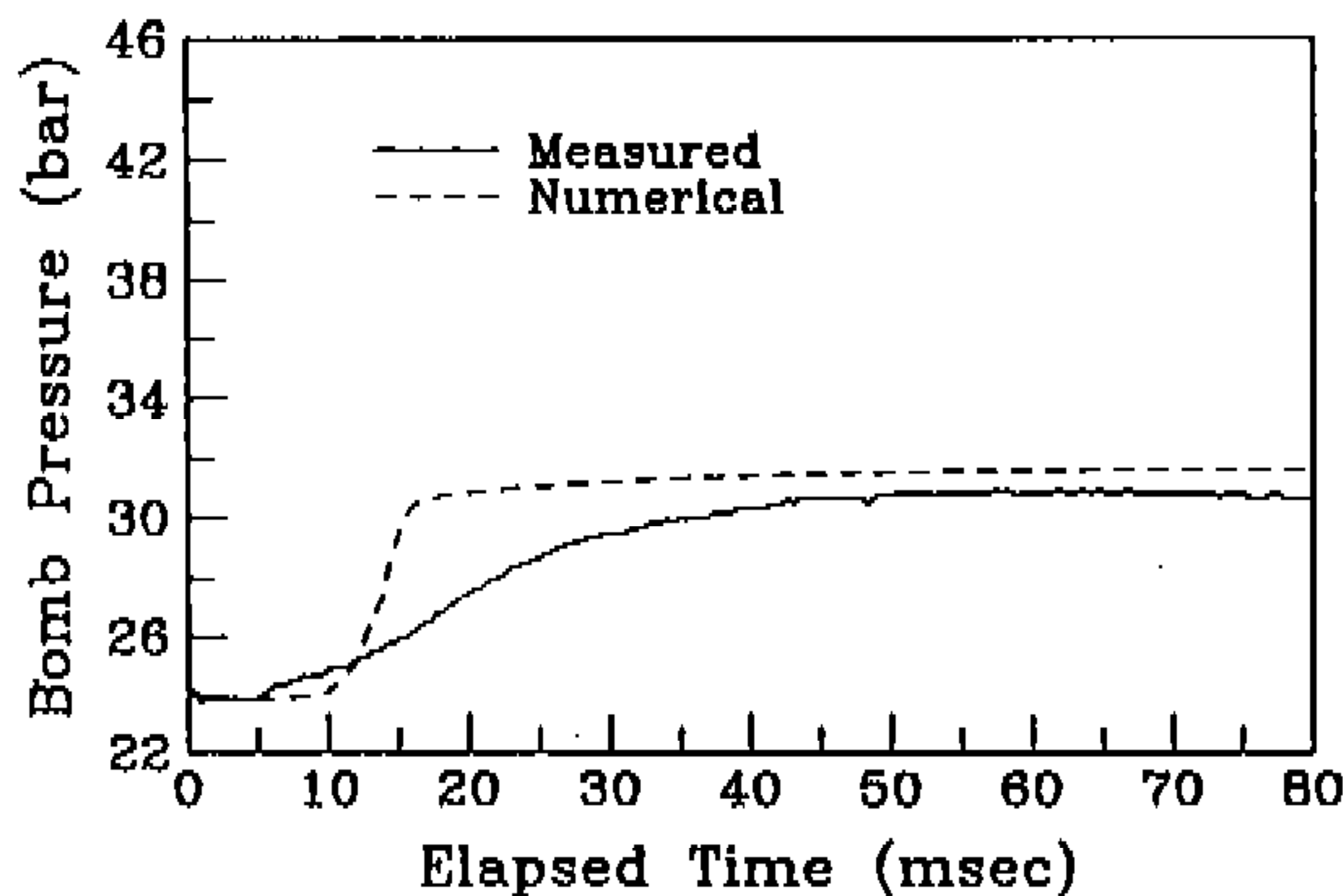


Fig.6 Comparison of bomb pressure traces (Sole distillate injection) (Initial condition : 24.0bar, 653.2K)

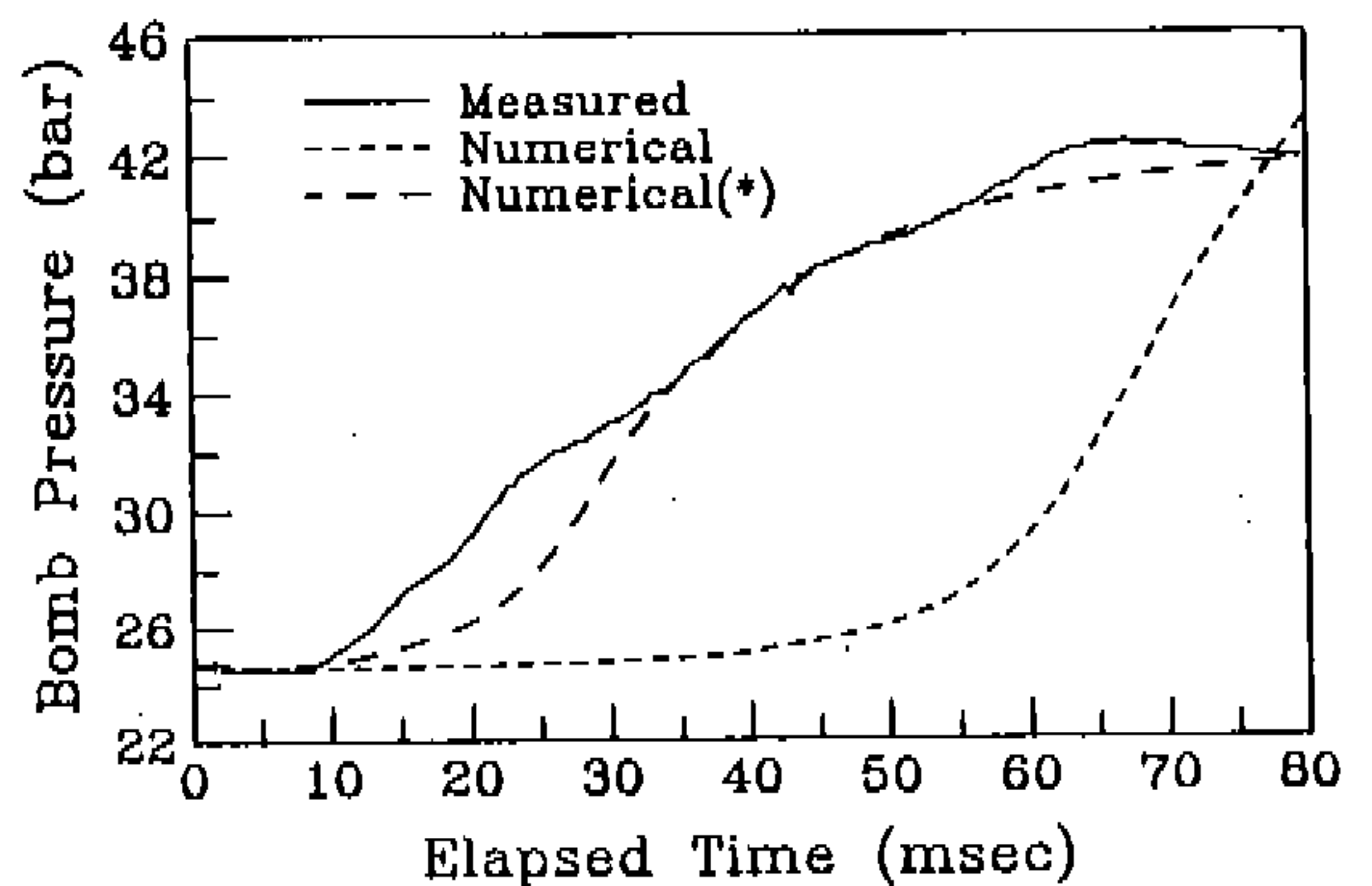


Fig.7 Comparison of bomb pressure traces (Dual-fuel) (Initial condition : 24.7bar, 643.2K, Natural gas partial pressure : 1.0bar) (\* : 4 flammable gases+12 combustion products in Ref[11])



분으로 계산한 결과<sup>11)</sup>의 실험치와 근사성에 비하여 상당한 차이가 있다.

천연가스를 메탄만으로 가정하여 계산한 결과와 실험치는 다소 차이는 있는데, 그 원인을 보다 구체적으로 알아보기 위하여 계산결과만으로 시간별 그리고 국부변화를 구체적으로 살펴보았다.

Fig.8은 디젤유만을 분사했을 때 연료의 상태 변화를 나타낸 그림으로, 액체연료는 2msec 이내에 모두 기화되었으나 많은 양이 연소되지 못한 것으로 나타났다. 또한 충전공기의 온도가 파일럿오일이 자연발화를 효과적으로 촉진시키기에 상당히 낮아 10msec 이후에 가속되었으나, 공기와의 혼합이 부족하여 16msec부터는 연소 속도도 급격히 저하되고 분사된 연료의 40% 정도는 연소되지 못한 것으로 보인다. 그리고 Fig.9는 디젤유 단독분사시와 천연가스의 예혼합체에 파일럿오일을 분사한 경우에 각 연료의 연소된 양을 비교한 것으로, 복합연소시의 파일럿오일의 연소는 단독분사시보다 극히 느리게 진행되었다. 이는 천연가스의 용적에 해당하는 공기(산소)의 감소와 메탄가스와 산소를 공유하는데 원인이 있는 것으로 판단된다. 느리게 진행되지만 파일럿오일의 발화로 국부온도가 상승하여 연소조건이 조성되었을 때, 비로소 메탄가스(천연가스)의 연소도 파일럿오일과 함께 가속된 것으로 보인다. 하지만 천연가스중에 질량비 5% 정도 함유된 다른 가연가스 성분을 고려한다면 압

력상승은 보다 일찍 가속되었을 것이다.

예혼합된 천연가스와 파일럿오일의 복합연소 계산결과로서, Fig.10은 시간에 따른 온도 및 가스성분의 질량집중도를 나타낸 그림으로 파일럿오일의 분사축과 같은 방향의 단면도들이다. (a)에서 가스온도는 파일럿오일의 분사축 주변에서만 변화하고 노즐과 가까운 지역에서 먼저 연소가 진행됨을 알 수 있다. 그러나 공기유동이 없으므로 화염이 빠르게 확산되지 못하고 20msec에서도 연소실 반경의 절반정도 바깥쪽 부위는 연소가 활성화되지 못한 것으로 보인다. 그러므로 (b)의 파일럿오일의 기체성분은 연소실 하부로 집중되어 있는데, 전반적인 연소양상은 이러한 파일럿오일의 거동에 좌우된 것으로 사료된다.

(c)와 (d)에서 메탄가스와 산소질량구성비의 변화를 보면, 66msec에 메탄가스나 공기 중의 산소성분은 파일럿오일의 확산 부위에서만 소모되었음을 알 수 있다. 그러나 연소실 상부 및 파일럿오일의 분사축 사이 공간이 가연혼합체는 거의 연소되지 않아 연소효율이 낮은 것으로 판단된다. 그러므로 높은 연소효율을 얻기 위해서는, 연소실내의 공기유동에 의해 기화된 파일럿오일 성분을 공기과 적절히 혼합시키는 것이 반드시 필요할 것이고, 주어진 조건에서 파일럿오일의 분사장치를 최적화하는 문제가 보다 중점적으로 연구되어야 할 것이다.

한편 계산격자가 다소 거칠어 파일럿오일의 확

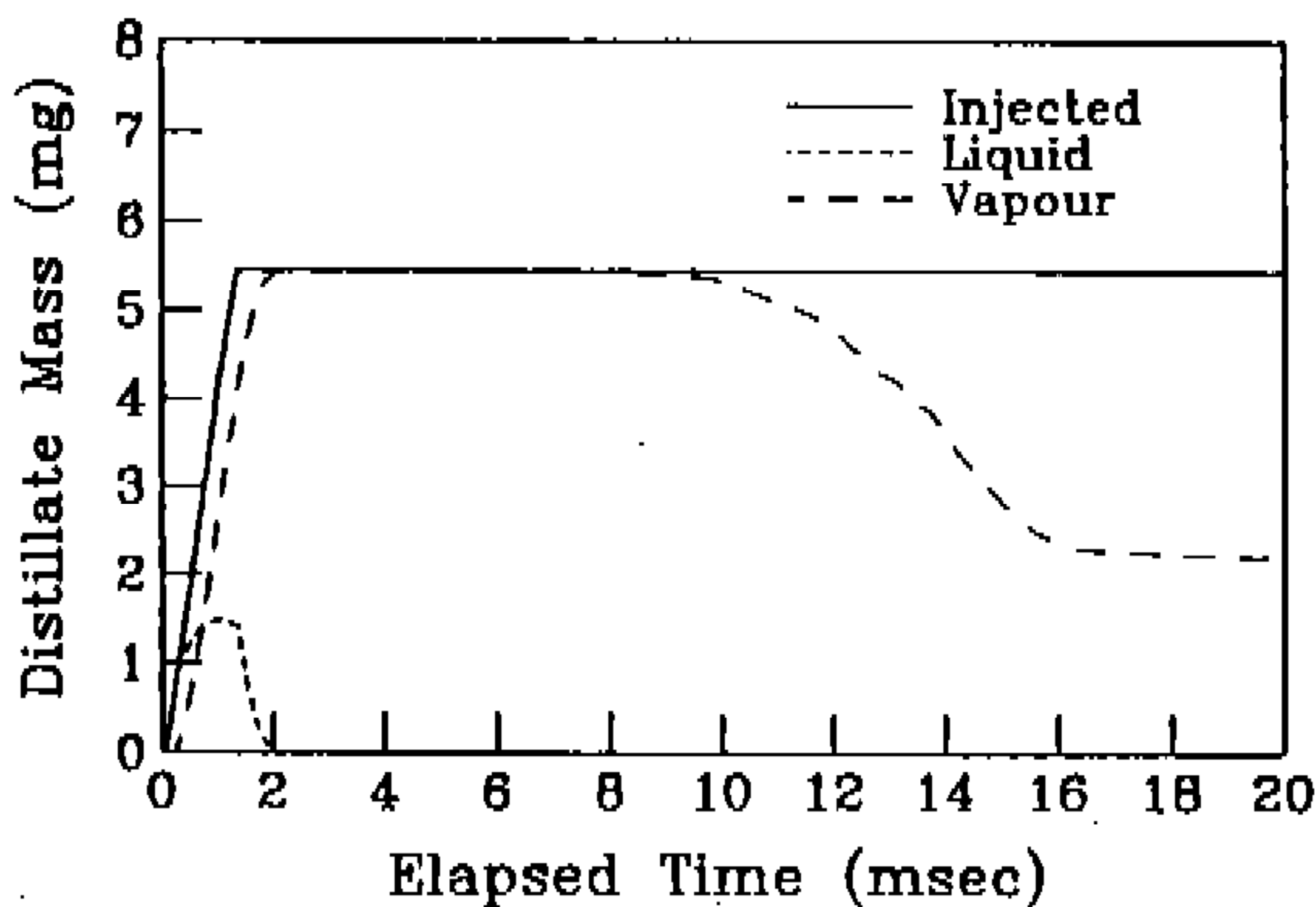


Fig.8 Phase changes of Distillate(Sole distillate injection)

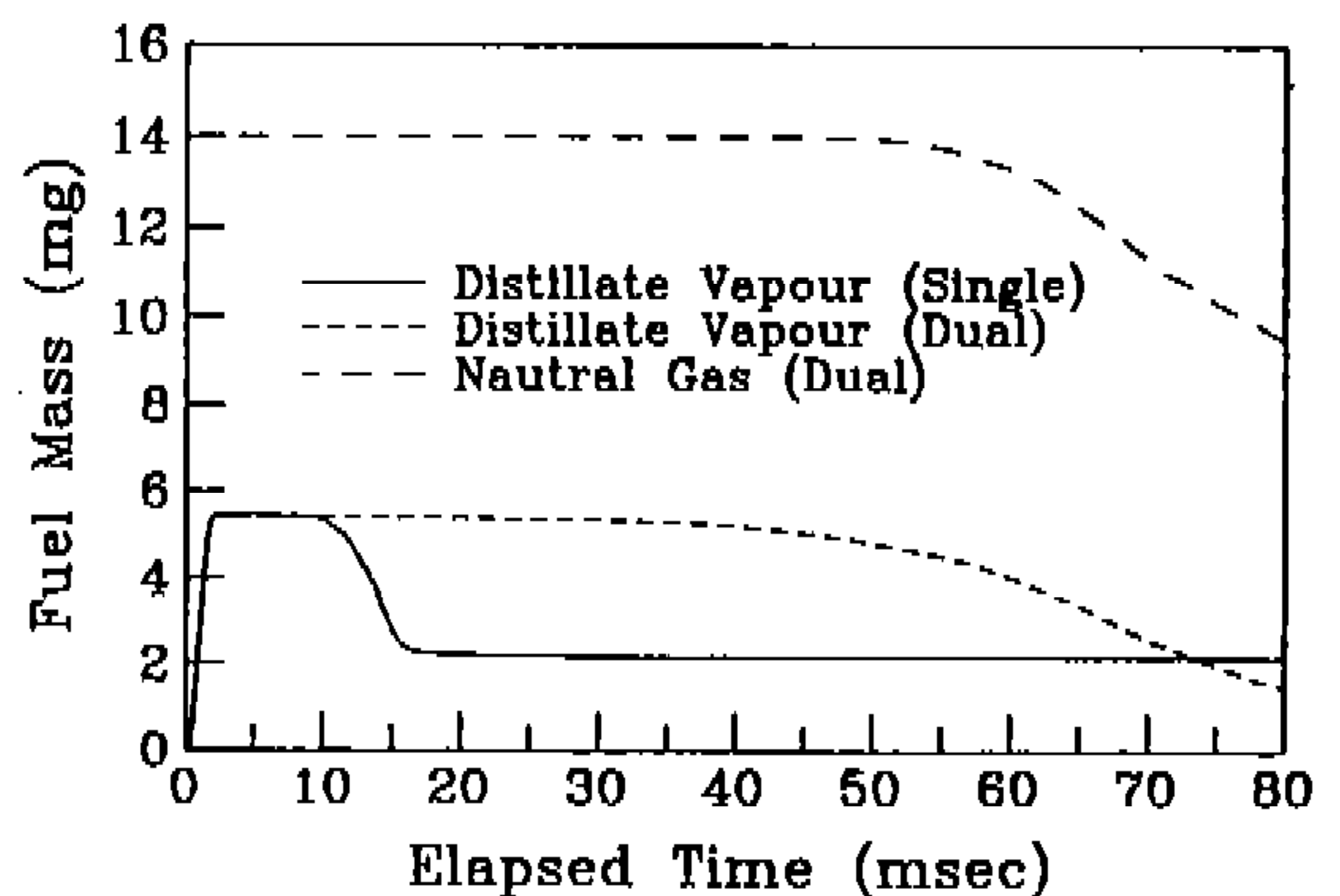
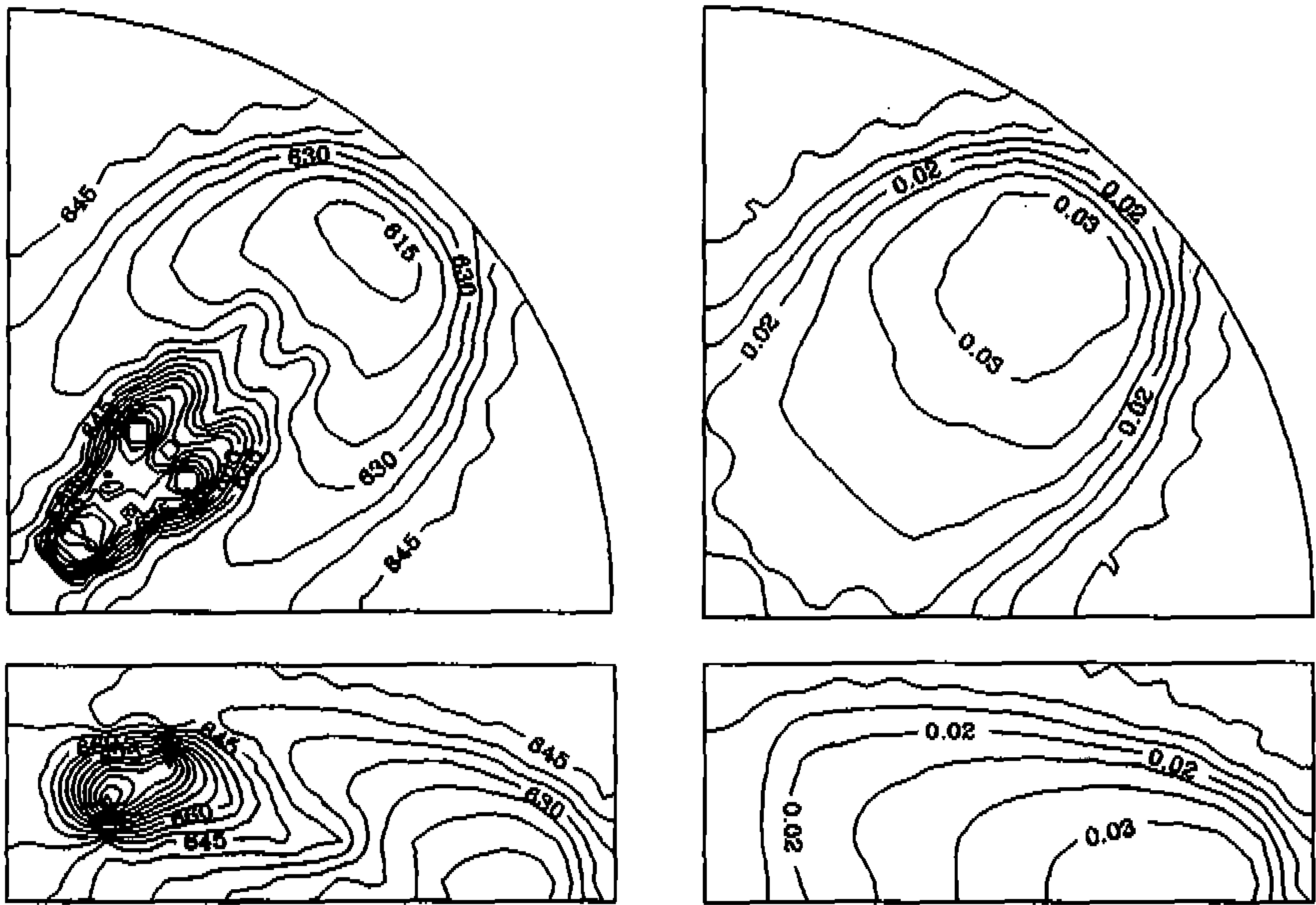
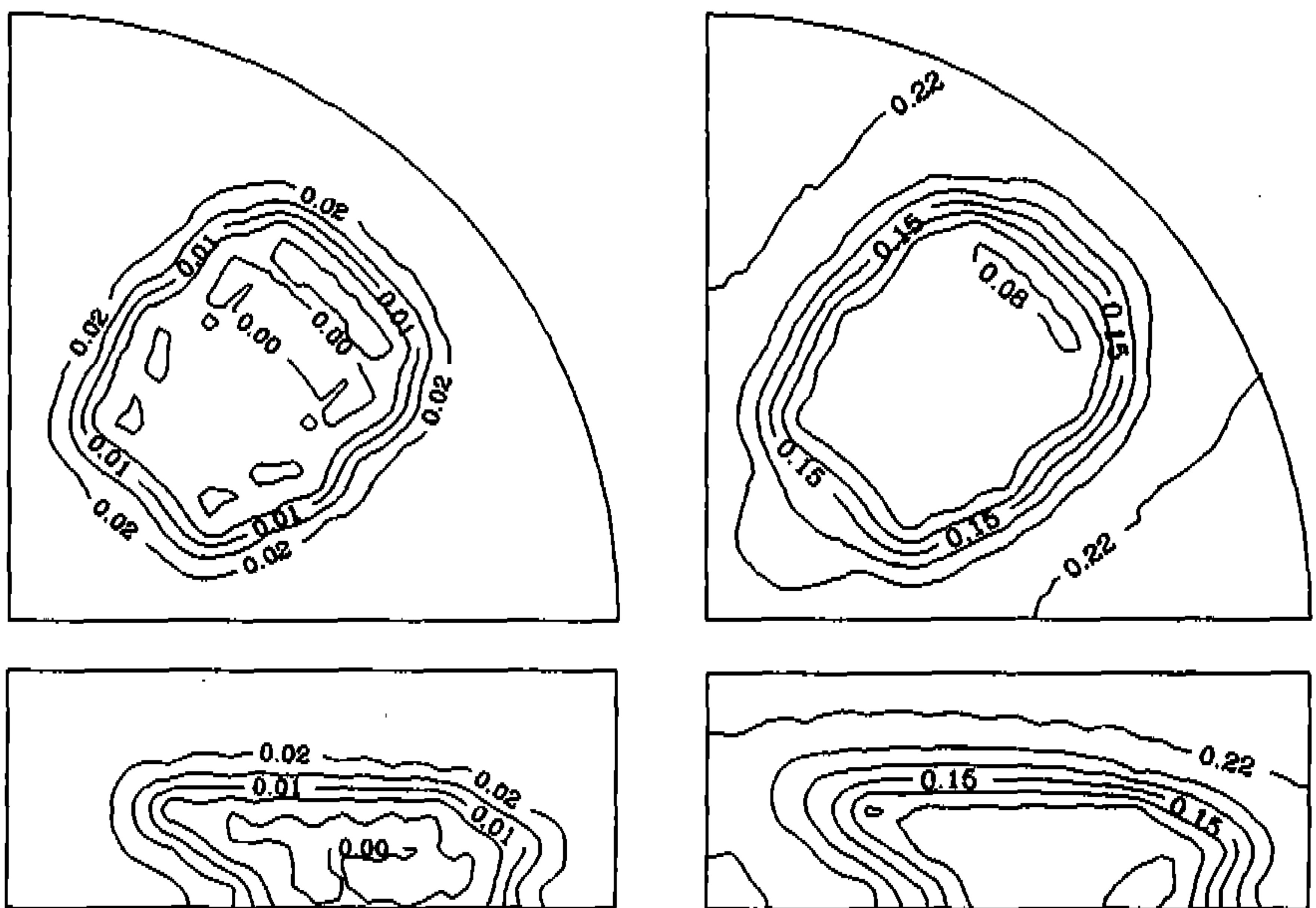


Fig.9 Comparison of fuel mass unburned (Sole distillate injection + Dual fuel)



(a) Temperature (K) ( $t=20\text{msec}$ )

(b) Distillate Vapour ( $t=20\text{msec}$ )



(c) Methane Fraction ( $t=66\text{msec}$ )

(d) Oxygen Fraction ( $t=66\text{msec}$ )

Fig.10 Contour plots of temperature and chemical species mass concentration (Dual fuel combustion)

산이 연소실 반경의 절반 안쪽에서 약간 넓게 이루어진 것같고, 66msec 이후에도 (c)와 (d)의 등고선 집중지역에서 천연가스의 연소가 진행되는 것으로 계산되어 Fig.7에서 보이는 바와 같이 80msec에서도 계속 압력이 상승하였다.

## 5. 결 론

천연가스와 공기가 예혼합된 상태에 소량의 파일럿오일을 분사하여 일어나는 복합연소현상에 대한 본 연구의 기초적인 결과들을 요약하면 다음과 같다.

메탄이 주성분인 천연가스를 사용한 이원연료의 연소시 디젤유 단독사용시보다 압력상승을 기준으로 한 착화지연기간이 2배 가까이 길어지는 성향이 있다. 한편 디젤엔진에서 착화지연기간은 충전공기의 온도, 압력, 연료상태 및 분사노즐의 구조와 형상에 따라 달라지므로, 이원연료엔진에서 파일럿오일의 분사시점을 디젤엔진보다 앞당기는 것만으로는 착화지연기간을 단축시키기 어렵다. 그러므로 기존의 디젤노즐보다 노즐직경을 작게, 노즐구멍수는 늘리고, 분사압력을 높이면서 분사기간을 짧게 하는 것이 바람직하다. 그리고 파일럿오일을 분사전 가열시키면 착화지연은 짧아지지만 침투력은 약해지므로, 스월(swirl)과 스퀴쉬(squish) 정도에 따라 이들의 적절한 조정도 하나의 방법으로 사료된다.

예혼합천연가스의 연소현상을 모사하기 위한 간략화된 3차원모델은 이러한 복합연소현상을 고찰하는데 효율적으로 사용할 수 있는 것으로 나타났고, 보다 정확한 결과를 얻기 위해서는 천연가스의 주요 가연성분을 모두 고려하여야 한다. 그러나 실제 엔진의 개발에 이를 적용하는데는 지속적인 연구가 필요하리라 내다본다.

## 참 고 문 헌

1. Karim, G. A., "Some measures towards enhancing the performance of methane fuelled diesel engines at light load", Proc. of Int. Conf. and Exhib., NGV' 90, Paper No.59, 1990
2. Launder, B. E. and Spalding, D. B., "The numerical computation of turbulent flows", Computer methods in applied mechanics and engineering, Vol.3, pp.269-289, 1974
3. Hiroyasu, H. and Nishida, K., "Fuel spray trajectory and dispersion in a DI diesel engine combustion chamber", SAE 890462, 1989
4. Bracco, F. V., "Modeling of engine sprays", SAE 850394, 1985
5. Watkins, A. P. and Wang, D. M., "A new model for diesel spray impaction on walls and comparison with experiments", Proc. of COMODIA 90, pp.243-248, Tokyo, 1990
6. Hiroyasu, H., Arai, M. and Tabata, M., "Empirical equations for the sauter mean diameter of diesel spray", SAE 890462, 1989
7. Ranz, W. E. and Marshall, W. R., "Evaporation from drops", Chemical engineering progress, Vol.48, pp.141-146, 1982
8. Sparrow, E. M. and Gregg, J. L., "The variable fluid property problem in free convection", transaction of ASME, Vol. 80, pp.879-886, 1958
9. Westbrook, C. K. and Dryer, F. L., "Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames", Combustion science and technology, Vol.27, pp.31-43, 1981
10. Rose, J. W. and Cooper, J. R. (eds.), "Technical data on fuel", 7th ed., The british national committee, World energy conference, 1977
11. Choi, I., "Dual fuel combustion in a quiescent bomb with natural gas and distillate injection", Ph. D. thesis, Univ. of New South Wales, Australia, 1994