

로켓 엔진의 연소 성능 예측 및 시험

박 정** · 김용욱* · 김영한* · 정용갑* · 조남경* · 오승협*
(1999년 10월 23일 접수)

Performance Prediction of Rocket Engine Combustion and Estimation of Experimental Results

Jeong Park, Yong Wook Kim, Young Han Kim,
Yong Gahp Chung, Nam Kyung Cho and Seung Hyub Oh

Key Words: Unlike Impinging Injector(비동류형 충돌 인젝터), Aerodynamic Drag Force(공기역학적 항력), Vaporization(증발), Characteristic Velocity(특성 속도)

Abstract

A model for depicting the rocket engine combustion process is presented and several experiments near a design point are provided with a FOOF type of unlike impinging injector for a propellant combination of Jet A-1 fuel and liquid-oxygen. The model is based on the assumption that the vaporization is the rate-controlling combustion process. The effects of initial drop size and initial drop velocity are systematically shown and discussed. It is seen that in the midst of considered parameters the change of initial drop size is more sensitive to the performance. The proposed model describes qualitative trends of combustion process well despite of its simplicity.

1. 서론

로켓 엔진 설계는 연소 과정 동안에 발생하는 모든 복잡한 현상을 고려하여 이루어져야 하지만 이러한 물리적 변수들을 만족시키면서 설계를 하는 것은 용이하지 않다. 최근 수치 해석의 발달로 내부 연소 과정에 대한 체계적 접근이 활발히 진행되고는 있으나 아직은 경험과 직관에 따라 각 변수의 중요성을 판단하고 있다고 해도 과언은 아니다. 따라서 수십년에 걸친 경험의 바탕 위에서 일부 선진국을 중심으로 로켓 발사가 발전되어 왔으나 기술 이전은 극히 제한되어 있는 형편이다.

최근 우리 나라는 고체 로켓의 수차례 걸친 발

사 경험을 토대로 우주 산업에 본격적으로 뛰어들어 2002년에는 우리 기술로 고도 700km까지 발사될 1단과 2단에 사용될 Jet A-1/액체 산소를 추진제로 하는 과학 관측용 액체 로켓을 개발하고 있다. 개발될 액체 로켓의 제원을 살펴보면 FOOF 비동류(unlike) 충돌형 인젝터를 단위 요소로 주엔진에는 144개가 배열되며 연소실 압력은 $1.379 \times 10^6 \text{Pa}$, 최대 추력은 $1.275 \times 10^5 \text{N}$ 이다. 따라서, 1단에는 두 개의 액체 엔진이 부착되어 $2.551 \times 10^5 \text{N}$, 2단에서는 $1.472 \times 10^5 \text{N}$, 마지막으로 3단에는 PKM(payload kick motor)로 $2.943 \times 10^4 \text{N}$ 의 추력을 나타낸다. 한편, 이러한 주엔진에 대한 축소형으로 3개, 9개, 그리고 36개의 단위 요소가 구성된 인젝터를 갖는 모델 엔진에 대한 시험을 단계적으로 수행할 예정으로 있다. 이러한 계획에 따라 첫 시도로서 분사기용 소형 엔진(연소실 압력 $1.379 \times 10^6 \text{Pa}$, 추력 1557N) 실험을 시발로 인젝터 수를 증가시키면서 단열제의 삭마 시험과 연소 불안정성 실험을 준비중에 있다. 현재 수행

* 항공우주연구소 우주추진기관연구그룹

** 회원 항공우주연구소 우주추진기관연구그룹
E-mail : jeongpark@kari.re.kr.
TEL : (042)860-2936 FAX : (042)860-2602

된 시험은 3개의 인젝터가 135°로 배열된 시험용 엔진으로 상대적으로 매우 간단한 엔진임에도 불구하고 실험적으로 내부 연소 과정을 정확히 이해하는 것도 현재로서는 여전히 용이하지 않다.

현재의 연구에서는 로켓 엔진 내부의 연소 과정을 초기 액적 크기, 초기 분사 속도, 그리고 연료와 산화제의 혼합비에 따라 예측하고 연소 성능을 평가할 수 있는 일차원 모델을 제시하고 시험된 결과와 비교함으로써 설계점에서의 연소 과정을 평가함을 목적으로 한다.

2. 이론적 모델

액적은 x 위치에서 Δt 시간 후 $x+\Delta x$ 만큼 이동한다. 이때, 액적 속도는 축방향 초기 분사 속도에서 출발하여 공기역학적 항력(Aerodynamic drag force)에 의해 v 에서 $v+\Delta v$, 가스 속도는 정지 상태로부터 추진제가 증발하고 연소함에 따라 u 에서 $u+\Delta u$ 만큼 변한다. 액적이 연소실에서 움직이는 동안 화염대로부터 열전달(q_r)이 이루어지면 추진제는 \dot{w} 만큼 증발하여 액적 질량은 m_x 로부터 $m_{x+\Delta x}$, 액적 반경은 $r_{s,x}$ 에서 $r_{s,x+\Delta x}$ 로 변한다. 이러한 상황에서 모델 식을 수립하는데 사용된 가정은 다음과 같다.

- 1) 분사된 연료와 산화제의 미립화 과정은 무시하고 한 액적의 증발율은 액적이 생성되는 부위로부터 계산한다.
- 2) 혼합과 화학 반응 시간은 증발 시간에 비해 무시할 정도로 짧다.
- 3) 모든 과정은 충분히 짧은 시간 간격을 두고 변한다(준정상 상태).
- 4) 모든 액적이 초기에 균일한 속도를 가지며 초기 액적 크기는 균일하다.

2.1 물질 전달

열확산은 무시하고 확산은 농도 구배에 의존한다고 가정하면 다음과 같은 식으로 표현된다.^(1,2)

$$\frac{dp_a}{dr} = \frac{-RT}{Dp_a}(j_a p_b - j_b p_a) \quad (1)$$

여기서 하첨자 a, b 는 증발 물질과 주위 매체를 의미하고, p 는 부분 압력, j 는 몰 확산율, D 는 확산 계수이다. 산화제로부터의 확산은 무시하고 액적 주위에 연속 방정식을 적용하여 액적 표면으로부터 화염대까지 적분하면

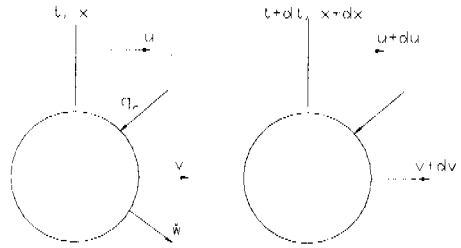


Fig. 1 Schematic drawing of drops vaporizing in combustion chamber

$$j_{a,s} = \frac{Dp_s}{RT} \left(\frac{1}{B} + \frac{1}{r_s} \right) \ln \left(\frac{p_s}{p_s - p_{a,s}} \right) \quad (2)$$

R 은 우주 가스 상수(universal gas constant)이고, 단위시간 당 액적표면에서의 질량전달은

$$\dot{w} = j_{a,s} A_s M_w = \frac{DM_{w,a}}{RT} A_s \left(\frac{1}{B} + \frac{1}{r_s} \right) \alpha p_{a,s} \quad (3)$$

여기서 $\alpha = \frac{p_s}{p_{a,s}} \ln \frac{p_s}{p_s - p_{a,s}}$ 이고 동일 몰 확산(equimolar diffusion, $j_a = j_b$)인 경우와 한방향만으로의 확산(unidirectional diffusion, $j_b = 0$)에 대한 변환계수를 의미하며 다음의 관계를 갖는다.

$$(j_{a,s})_{unidirec} = \alpha (j_{a,s})_{equimolar}$$

한편, Film 두께 B 는 직접적으로 구하기가 용이하지 않기 때문에 다음 식으로부터 구할 수 있다.⁽³⁾

$$\dot{w} = A_s K p_{a,s} \alpha \quad (4)$$

여기서 K 는 질량 전달 계수이고 다음의 경험식으로부터 구한다.⁽⁴⁾

$$N_m = \frac{2r_s \overline{TKR}/M_{w,a}}{D} = 2 + 0.6Sc^{1/2} Re^{1/2} \quad (5)$$

여기서 \overline{T} 는 경계에서의 평균 온도, $Sc = \mu_{mx}/D\rho_{mx}$, 그리고 $Re = 2rU\rho_{mx}/\mu_{mx}$ 이다. 식 (3)~(5)로부터

$$\frac{2r_s}{B} = N_m - 2 \quad (6)$$

즉, $Re=0$, $N_m=2$ 이면 film 두께 B 가 무한히 크다는 것을 의미한다. 결국, 식 (4),(5)로부터

$$\dot{w} = \frac{DM_{w,a} A_s}{RT^2 r_s} = \frac{2IDM_{w,a} r_s}{RT} \alpha N_m p_{a,s} \quad (7)$$

2.2 열전달

주위 매체로부터 액적주위 필름으로의 총 열전달 q_i 는 다음으로 표현된다.

- 1) 액적을 가열하는데 요구되는 열전달 q_i

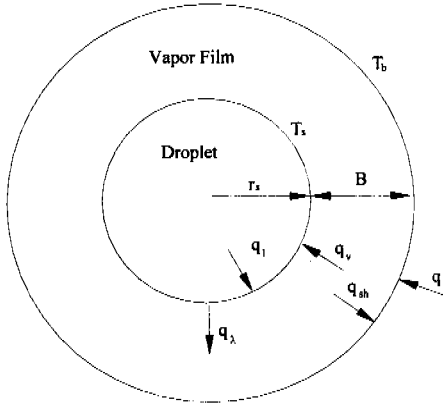


Fig. 2 Schematic diagram of heat transfer to vapor film and liquid droplet

- 2) 액적 증발 잠열 q_λ
- 3) 과열 증기 형태로 확산하는 증기와 함께 전달되는 q_{sh}

액적 표면에 도달하는 열은 $q_r = q_i + q_\lambda$ 이고 임의의 위치에서의 열유속은 $q_r = q_i - q_{sh}$ 이고 따라서, 주위 매체로부터 액적 주위 필름으로의 총 열전달 q_i 는 다음으로 표현된다.

- 1) 액적을 가열하는데 요구되는 열전달 q_i
- 2) 액적 증발 잠열 q_λ
- 3) 과열 증기 형태로 확산하는 증기와 함께 전달되는 q_{sh}

액적 표면에 도달하는 열은 $q_r = q_i + q_\lambda$ 이고 임의의 위치에서의 열유속은 $q_r = q_i - q_{sh}$ 이고 따라서,

$$q_r = 4\pi r^2 \frac{dT}{dr} - \dot{w}c_{p,v}(T - T_l) \quad (8)$$

열전도도와 비열을 일정하다고 가정하여 식 (8)을 적분하면

$$\ln \frac{q_r + \dot{w}c_{p,v}(T_b - T_l)}{q_r} = \frac{\dot{w}c_{p,v}}{4\pi k_{mx}} \frac{B}{r_s(r_s + B)}$$

이때, $z = \frac{\dot{w}c_{p,v}}{4\pi k_{mx}} \frac{B}{r_s(r_s + B)}$ 로 정의하면

$$q_r = k_{mx} \left(\frac{1}{B} + \frac{1}{r_s} \right) A_s (T_b - T_l) Z \quad (9)$$

여기서 $Z = \frac{z}{e_z - 1}$ 이다. 한편, 위의 식은 다시 film 두께를 포함하므로 다음식이 사용된다.⁽³⁾

$$q_r = hA_s (T_b - T_l) Z \quad (10)$$

h 는 열전달 계수이고 다음과 같이 얻어진다.⁽⁴⁾

$$N_h = \frac{h2r_s}{k_{mx}} = 2 + 0.6 \text{Pr}^{1/3} \text{Re}^{1/2} \quad (11)$$

여기서, $\text{Pr} = c_{p,mx}\mu_{mx}/k_{mx}$ 이고 식 (9),(10),(11)으로부터

$$\frac{2r_s}{B} = N_h - 2 \quad (12)$$

가 얻어지고 Z 의 정의식을 결합하면

$$q_r = \frac{k_{mx}N_h A_s}{2r_s} (T_b - T_l) Z = 2\pi k_{mx} N_h r_s (T_b - T_l) Z \quad (13)$$

z 의 정의식과 식 (12)로부터

$$z = \frac{\dot{w}c_{p,v}}{2\pi k_{mx} r_s N_h} \quad (14)$$

2.3 액적 온도

액적 표면으로의 열전달 q_r 는 액적 온도를 올리는 데 사용된 열 q_i 와 액적 증발 잠열 q_λ 의 합으로 표현된다. 이때 증발 잠열은 $q_\lambda = \dot{w}\lambda$ 이고 λ 는 증발열이다. 액적의 온도는 균일하다고 가정하면

$$q_i = mC_{p,l} \frac{dT_l}{dt}$$

다음식으로부터 액적 온도를 구할 수 있다.

$$\frac{dT_l}{dt} = \frac{q_r - \dot{w}\lambda}{mC_{p,l}} \quad (15)$$

이때, 어느 순간 열전달 q_r 이 증발 잠열과 같아지면 온도는 일정하게 유지되고 이를 wet-bulb 온도라 한다.

2.4 운동량 전달

운동량은 공기역학적 항력(aerodynamic drag force)에 의해 gas와 액적 사이에 전달된다. 어떤 움직이는 유체 내에 잠긴 물체가 받는 공기역학적 항력은

$$F = C_D \frac{A_{cs}\rho_{mx}U^2}{2g} = -\frac{m}{g} \frac{dv}{dt} \quad (16)$$

따라서, 액적을 구형으로 가정하면

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{3}{8} C_D \frac{\rho_{mx}U^2}{\rho_l r_s} \quad (17)$$

증발하는 분무에 대한 항력 계수,⁽⁵⁾ C_D 는

$$C_D = \frac{27}{\text{Re}^{0.84}} \quad (18)$$

2.5 연소실내에서의 가스 속도

일정한 단면적을 갖는 연소실에서 기체속도는

가스 질량의 증가와 연료 및 산화제 액적의 질량 감소가 질량 균형을 이루는 조건에 의해 얻어진다.

$$\rho_{mx} A_c u_x = -(d \dot{w}_{F,x} + d \dot{w}_{O,x}) \quad (19)$$

산화제와 연료 유동률의 비는

$$O/F = \frac{d \dot{w}_O}{d \dot{w}_F}$$

산화제와 연료의 증발율이 같다고 가정하면

$$(d \dot{w}_{F,x} + d \dot{w}_{O,x}) = (1 + \frac{O}{F}) d \dot{w}_{F,x}$$

따라서, 기체의 속도 변화는

$$du_x = - \frac{1 + O/F}{\rho_{mx} A_c} d \dot{w}_{F,x} \quad (20)$$

이때, 기체의 밀도는 일정하다고 가정하고 인젝터 면에서 초기 가스 속도는 영이라 하고 식 (20)을 적분하면

$$u_x = - \frac{1 + O/F}{\rho_{mx} A_c} (\dot{w}_{F,i} - \dot{w}_{F,x}) \quad (21)$$

한편, 연소실내에서 증발이 완전히 이루어졌을 때 $\dot{w}_{F,x} = 0$ 이고 그때의 속도는

$$u_c = \frac{1 + O/F}{\rho_{mx} A_c} \dot{w}_{F,i}$$

따라서, 다음과 같은 가스 속도와 질량 유동률의 관계를 얻을 수 있다.

$$\frac{u_x}{u_c} = 1 - \frac{\dot{w}_{F,x}}{\dot{w}_{F,i}} \quad (22)$$

이때, 질량 유동률은 액적 질량의 합과 액적이 연소실내를 통과하는 평균 시간으로 표현된다.

$$\dot{w}_{F,x} = \sum_i \frac{n_i}{\tau} m_{i,x} \quad (23)$$

여기서, τ 는 액적이 연소실 내를 움직이는데 걸린 시간을 나타내고, 따라서 다음과 같은 최종식을 얻는다.

$$\frac{u_x}{u_c} = 1 - \frac{\sum_i n_i m_{i,x}}{m_i} \quad (24)$$

2.6 엔진 성능과 증발된 추진제 질량과의 관계

불완전 연소가 발생하면 로켓 배출물은 산소 액적, 연료 액적 그리고 가스 연소 생성물로 구성된다. 가스 연소 생성물이 열역학적 평형 농도를 갖는다고 가정한다. 액체 액적의 부피와 운동 에너지를 무시하면 특성 속도 c^* 는 연소 생성물의 열역학적 성질로부터 얻어지고 기본 정의를 적용하여 연소기 챔버 변수들로 관련 지을 수 있다.

$$(c_{th}^*)_{OF} = \frac{PA_{th} g}{O(\dot{w}_O)_{des.} + F(\dot{w}_F)_{des.}} \quad (25)$$

여기서 O, F 는 증발된 산화제 및 연료 분율을 각각 나타낸다. 실험적으로 얻어진 특성 속도는

$$(c_{exp}^*)_{OF} = \frac{PA_{th} g}{(\dot{w}_O)_{exp.} + (\dot{w}_F)_{exp.}} = (c_{th}^*)_{OF} \frac{O(\dot{w}_O)_{des.} + F(\dot{w}_F)_{des.}}{(\dot{w}_O)_{exp.} + (\dot{w}_F)_{exp.}} \quad (26)$$

특성 속도 효율은

$$\eta = \frac{(c_{exp}^*)_{OF}}{(c_{th}^*)_{OF}} \quad (27)$$

3. 실험 장치 및 방법

Figs. 3, 4, 5에 현재 실험에 사용된 소형 로켓 엔진의 설계도와 실제 장착된 엔진 사진을 나타내었다. 현재 실험은 질소 탱크로부터 가압에 의한 연료(Jet A-1)와 산화제(Liquid Oxygen) 공급 방식을 채택하고 있다. 연료 및 산화제 저장 탱크의 용량은 각각 85liter와 120liter이고 추력 측정을 위한 로드셀(load cell)은 최대 1 tonf의 추력까지 측정할 수 있다. 데이터 습득 장치(Data Aquisition system)은 채널 당 100k의 샘플링이 가능하며 실험에 사용된 압력 신호와 추력 신호는 1kHz, 유량 측정에는 100Hz로 샘플링하였다. Fig. 4에 나타낸 바와 같이 인젝터는 FOOF 비동류형(unlike) 충돌 방식으로 3개의 분사기 요소가 135°로 배열된다. 오리피스 직경은 연료의 경우 1.6mm, 산화제는 2.2mm이며, 충돌각은 30.0°이다. 평균 연료의 액적 직경은 연소 불안정성의 요인을 줄일 목적으로 비교적 큰 액적인 150 μm가 되도록 하였고 최대 추력이 얻어질 수 있게 설계된 혼합비(O/F ratio)는 2.34이다.

4. 결과 및 논의

Fig. 6은 44.6, 100, 150 μm의 액적 직경에 따른 가스 속도, 액적 속도 그리고 증발 질량을 나타낸다. 액적 직경이 클수록 열용량(heat capacity)이 크기 때문에 증발하는데 더 많은 시간이 요구되므로 44.6 μm의 경우는 인젝터 면으로부터 40mm 정도면 이미 증발이 완료되는 반면 150 μm에서는 연소실 말단에서 약 90%만이 증발됨을 알 수 있다. 가스 속도는 식 (24)에서 알 수 있는 바와

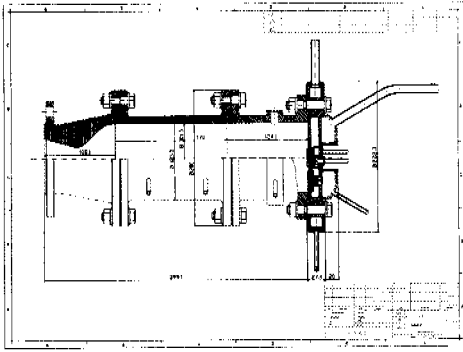


Fig. 3 Schematic drawing of rocket engine

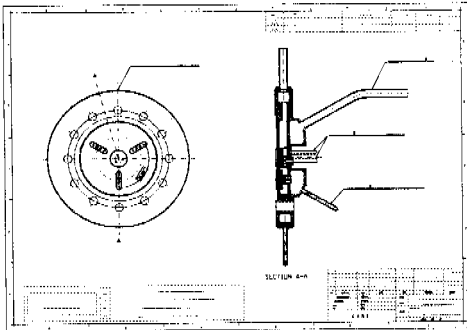


Fig. 4 Shape of engine injector

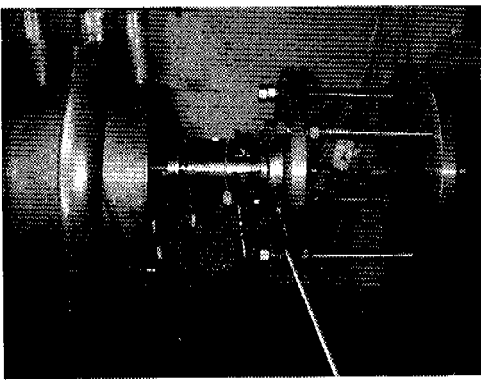
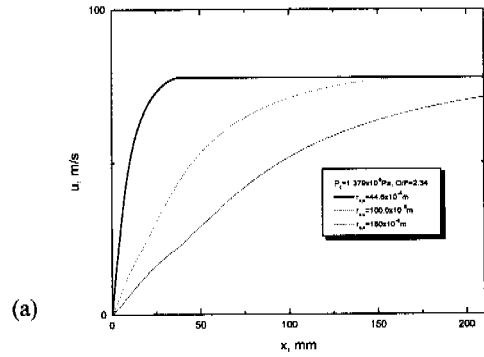
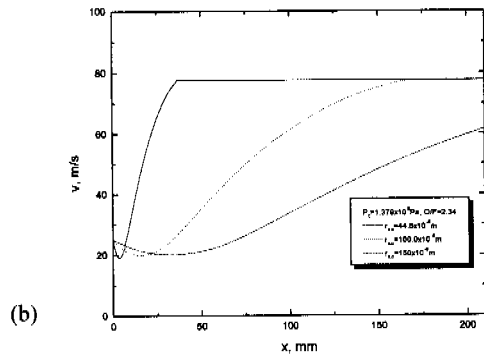


Fig. 5 Rocket engine photograph

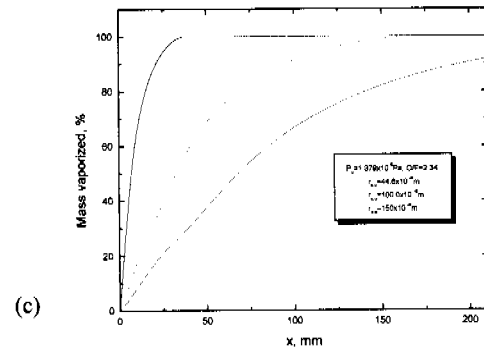
같이 증발 질량에 비례하므로 액적 직경이 클수록 속도가 완만히 상승함을 알 수 있다. 액적 속도는 초기에 감소한 후 최소값을 나타내고 나서 다시 증가한다. 식 (17)에 나타난 바와 같이 액적 속도의 변화는 액적과 주위 가스와의 상대 속도의 제곱에 비례하므로 액적 속도의 변화가 없다



(a)



(b)



(c)

Fig. 6 Effects of initial drop size on (a) gas velocity, (b) drop velocity, and (c) mass vaporized

는 것은 주위 gas와 액적의 속도가 같다는 것을 의미한다. 초기 액적 속도가 감소하는 것은 초기에 증발량이 작아서 가스 속도가 액적 속도에 비해 작기 때문이다. 그러나, 가스 속도가 증가함에 따라 액적 속도와 같게되는 지점에서 최소값을

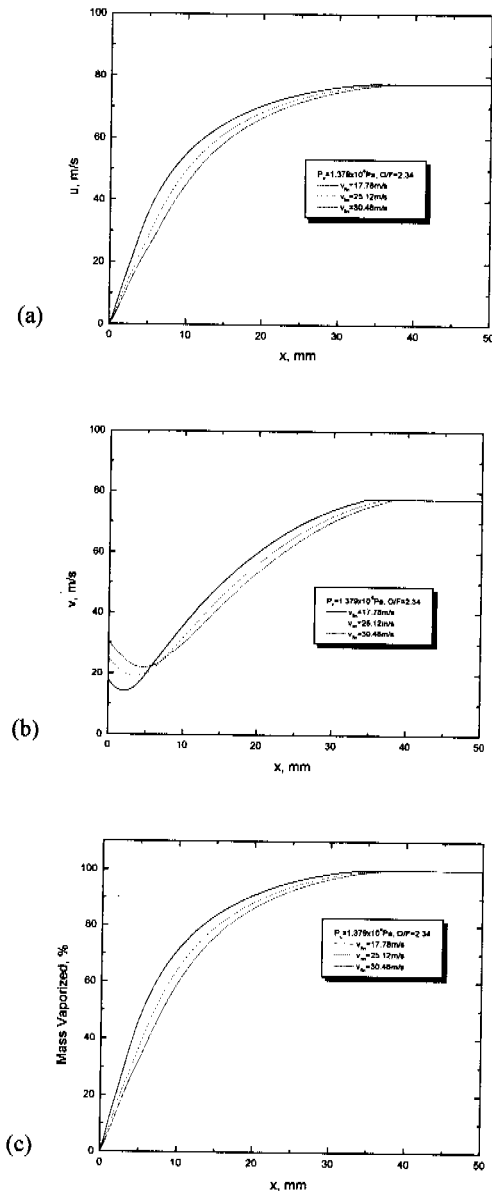


Fig. 7 Effects of initial drop velocity on (a) gas velocity, (b) drop velocity, and (c) mass vaporized

나타낸 후 액적 속도는 가스 속도의 급격한 증가에 의해서 다시 증가하게 된다. 또한, 초기 액적이 클수록 열용량이 커서 증발을 위해 요구되는 시간이 크기 때문에 최소 액적 속도의 위치는 하류로 지체됨을 보인다.

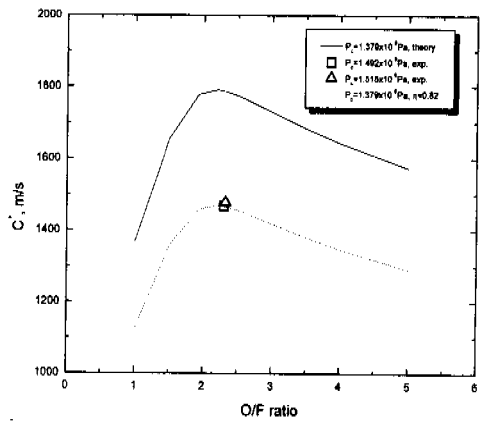


Fig. 8 Comparison between theoretical and measured characteristic velocity

Fig. 7은 초기 액적 분사 속도의 효과를 나타내고 있다. 최대 증발율은 초기 액적 속도가 작은 경우에 나타남을 알 수 있다. 또한, 최소 액적 속도의 위치는 초기 액적 속도가 증가할수록 하류로 이동함을 알 수 있다. 즉, 이것은 액적 속도가 가스 속도와 동일해지는 지점이 하류로 이동함을 의미하므로 Fig. 7(c)에서 알 수 있듯이 완전 증발이 발생하기까지 임의의 위치에서 액적 초기 속도가 작을수록 증발율이 크다는 것을 알 수 있다. Fig. 8은 실험과 이론적 특성 속도의 결과를 비교하였다. 실선은 이론 특성 속도를 나타내며 현재의 모델의 측면에서 본다면 액적이 연소실 내에서 100% 증발이 된 상태에서의 이론 값을 의미한다. 파선은 실험 결과의 연료 및 산화제의 질량 유량이 설계값과 같다고 가정할 경우에 증발된 질량이 82%인 경우를 나타낸다. 실험적인 특성 속도의 측정은 식 (26)에서 압력은 정체점 압력으로 정의되지만 인젝터면에 최대한 근접한 거리에서 측정하여 사용하여 정체점 압력에 근접한 값이 되도록 하였다. 한편, 연소실 압력이 설계값에 비해 높게 나타나는 것은 추진제 운전 탱크를 가압하여 실제 발사하기까지 시간이 지남에 따라 액체 산소가 기화되는 효과에 기인하며 이러한 요인에 의한 실험 오차는 $\pm 9.5\%$ 이다. 실험으로부터 얻어진 연소실 압력이 각각 1.489×10^6 , 1.510×10^6 Pa 이지만 연소실 압력이 1.379×10^6 Pa인 경우에 비해 특성 속도가 그리 차이 나지 않을 것이 예상된다. 따라서, 설계값인 $150 \mu\text{m}$ 의 평균

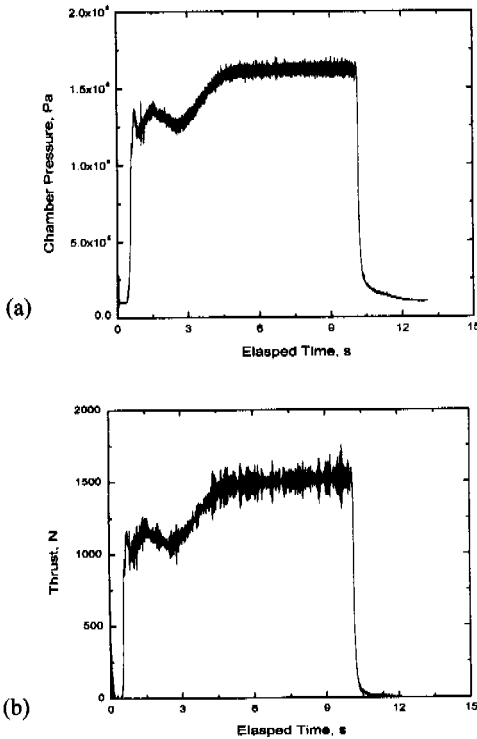


Fig. 9 Signals of engine performance; (a) chamber pressure and (b) thrust

액적 크기로 분사된 경우에 있어서 현재의 연소기는 약 82% 정도가 연소실 내에서 증발이 일어난다고 판단된다.

Fig. 9는 연소실 압력 $1.379 \times 10^6 \text{ Pa}$, O/F 비 2.34를 설계점으로 수행된 실험 결과를 나타낸다. 현재의 결과는 연료와 산화제를 동시에 연소실에 투입한 경우에 있어서 연소실 압력 및 추력이 정상 상태에 도달하는데 약 5초 정도 요구됨을 알 수 있다. 일반적으로 로켓 연소에서 정상 상태에서의 연소실 평균 압력에 대한 이탈이 $\pm 10\%$ 이내 있다면 안정된 연소 상태로 평가하기 때문에⁽⁶⁾ 정상 상태에서의 연소실 압력에 대한 fluctuation은 최대 $\pm 7\%$ 정도를 나타내고 있어 안정된 연소를 나타내고 있다.

5. 결론

Jet A-1을 연료로 액체 산소를 산화제로 조합한 로켓 엔진에 대한 간단한 모델과 시험 결과 비교에 관한 연구로부터 다음과 같은 결론을 얻었다. 증발율에 의해 결정되는 연소 과정에 대한 제안된 일차원 모델은 정성적인 경향을 잘 묘사한다. 액적 직경과 초기 액적 분사 속도의 증가에 따라 증발이 완료되는 위치는 하류로 지연됨을 알 수 있다. 또한, 초기 액적 분사 변화에 대한 효과에 비해서는 초기 액적 크기 변화 효과가 더 민감하다는 것을 알 수 있다. 현재의 시험된 로켓 엔진의 작동 설계점인 경우에 실험적으로 82%의 특성 속도 효율을 나타내며, 실험적으로 관찰된 연소실 압력 및 추력 특성으로부터 설계된 로켓 엔진은 안정적 연소 상태를 나타냄을 알 수 있다.

후 기

본 연구는 3단형 과학 로켓 개발 사업의 일부로 과학기술부로부터 연구비를 지원 받았고 이에 감사를 표합니다.

참고문헌

- (1) Richard J. P. and Marcus, F.H., 1960, "Propellant Vaporization As A Design Criterion For Rocket Engine Combustion Chamber," NASA TR R-67.
- (2) Hougen, O.A. and Watson, K.M., 1943, *Chemical Process Principles*, John Wiley & Sons, Inc..
- (3) Sherwood, T.K. and Pigford, R.I., 1952, *Absorption and Extraction*, 2nd. ed., Mc-Graw-Hill Book Co., Inc..
- (4) Ranz, W.E. and Marshall, W.R., 1952, "Evaporation from Drops, pt. I," *Eng. Prog.*, Vol.48, No.4, Apr. p. 141.
- (5) Ingeb, R.D., 1954, "Vaporization Rates and Drag Coefficients for Isooctane Sprays in Turbulent Air Streams," NASA TN 3265.
- (6) Dunn, G, 1990, Pressure Fed Thrust Chamber Technology, Aerojet Report, Contact NAS 8-37365.