

소형 로켓 엔진 연소의 성능 예측 및 실험결과 평가

박 정* · 김용욱* · 김영한* · 정용갑* · 조남경* · 오승협*

Performance Prediction of Small Rocket Engine Combustion
And Estimation of Experimental Results

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

Abstract

A model for depicting the rocket engine combustion process is presented and basic experiments near a design point are provided with a FOOF type of unlike impinging injector for RP-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. 서 론

로켓 엔진 설계는 연소 과정 동안에 발생하는 모든 복잡한 현상을 고려하여 이루어져야 하지만 이러한 물리적 변수들을 만족시키면서 설계를 하는 것은 불가능하기 때문에 최근 수치 해석의 발달로 내부 연소 과정에 대한 체계적 접근이 활발히 진행되고는 있으나 아직은 경

험과 직관에 따라 각 변수의 중요성을 판단하고 있다고 해도 과언은 아니다. 최근 RP-1과 액체 산소를 추진제로 하는 연소실 압력 200psi, 최대 추력 2.8×10^5 lbf의 액체 엔진 개발을 목표로 본 연구팀은 분사기용 소형 엔진(연소실 압력 200psi, 추력 350lbf) 실험을 시점으로 단계적으로 추력을 증가시키면서 단열재의 삭마 실험과 연소 불안정성을 위한 실험을 준비하고 있다. 첫걸음으로서 135°로 FOOF형의 비동류형(unlike) 충돌 제트로 구성되는 3개의 인젝터가 배열된 분사기 시험용 엔진에 관한 실험을 수행 중에

* 한국항공우주연구소 우주추진연구그룹

있으나 상대적으로 매우 간단한 엔진임에도 불구하고 실험적으로 내부 연소 과정을 정확히 이해하는 것도 현재로서는 여전히 용이하지 않다.

현재의 연구에서는 연소 과정이 주로 증발율에 의존한다는 일차원 모델을 근간으로 로켓 엔진 내부의 연소 과정을 예측하고 실험 결과와 비교함으로써 연소 성능을 평가할 수 있는 NASA TR R-67을 주알고리즘¹으로 하는 성능 추정 프로그램을 개발하여 실험과 비교 평가하는 작업을 수행하였다.

2. 이론적 모델

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) 각 과정은 준정상 상태이다.
- 4) 모든 액적이 초기에 균일한 속도를 가지며 초기 액적 크기는 균일하다.

2.1 물질 전달

열확산은 무시하고 확산은 농도 구배에 의한다고 가정하면 다음과 같은 식으로 표현된다².

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

여기서 하첨자 a, b는 증발 물질과 주위 매체를 유의한다. 산화제로부터의 확산은 무시하고 액적 주위에 연속 방정식을 적용하여 액적 표면으로부터 화염대까지 적분하면

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

단위시간당 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 $\alpha = \frac{p_s}{p_{a,s}} \ln \frac{p_s}{p_s - p_{a,s}}$ 이다.

한편, Film 두께 B는 직접적으로 구하기가 용이하지 않기 때문에 다음 식으로부터 구할 수 있다³.

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

여기서 K는 질량 전달계수이고 다음의 경험식으로부터 구한다⁴.

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

여기서 $Re = 2rU\rho_{mx}/\mu_{mx}$ 이다.

식(3), (4), (5)로부터

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

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

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

2.2 열전달

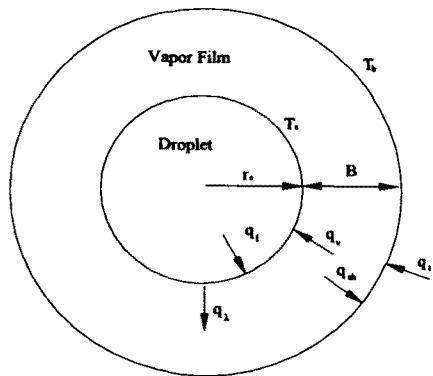


Fig. 1 Schematic diagram of heat transfer to vapor film and liquid droplet

주위 매체로부터 액적주위 film으로의 총 열전달 q_t 는 다음으로 표현된다.

- 1) 액적을 가열에 요구되는 열전달 q_l
- 2) 액적 증발 잠열 q_λ
- 3) 과열 증기 형태로 확산하는 증기에 의한 열전달 q_{sh}

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

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

열전도도와 비열을 일정하다고 가정하여 식(8)을 적분하면

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

이때, $z = \frac{\dot{w} C_{p,a}}{4\pi k_{mx}} \frac{B}{r_s (r_s + B)}$ 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 사용된다³.

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

여기서 h 는 열전달 계수이고 다음의 식으로부터 얻어진다⁴.

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

식 (9), (10), (11)로부터

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

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

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

2.3 액적 온도

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

$$q_l = m C_{p,l} \frac{dT_l}{dt}$$

따라서, 다음식으로부터 액적 온도를 구할 수 있다.

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

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

2.4 운동량 전달

운동량은 항공역학적 항력(aerodynamic force)에 의해 가스와 액적 사이에 전달된다. 어떤 움직이는 유체내에 잠긴 물체가 받는 항공역학적 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 분부에 대한 항력 계수⁵는

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

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.

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

산화제와 연료 유동율의 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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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 노즐내의 유동

노즐내의 압력 및 가스 속도는 다음과 같은 경험식을 사용한다¹⁾.

$$\frac{P_{s,x}}{P} = \frac{1 - 1.060411 \frac{d_x}{d_N}}{0.930665 - 1.036163 \frac{d_x}{d_N}} \quad (25)$$

$$\frac{u_x}{u_N} = \frac{1}{-4.28561 + 4.440105 \frac{d_x}{d_N} + 0.855491 (\frac{d_x}{d_N})^2} \quad (26)$$

여기서 하첨자 N은 노즐 목을 의미한다. 노즐내 거리에 따른 직경에 관한 노즐 conrour는 다음 식을 이용하였다.

$$\frac{d_x}{d_N} = \frac{d_c}{d_N} - (\frac{d_c}{d_N} - 1) (\frac{x}{l})^{0.5} \quad (27)$$

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 parameter로 관련지을 수 있다.

$$(c_{th}^*)_{O/F} = \frac{P A_{NG}}{O \dot{w}_O + F \dot{w}_F} \quad (28)$$

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

$$(c_{exp}^*)_{O/F} = \frac{P A_{NG}}{\dot{w}_O + \dot{w}_F} = (c_{th}^*)_{O/F} \frac{O \dot{w}_O + F \dot{w}_F}{\dot{w}_O + \dot{w}_F} \quad (29)$$

특성 속도 효율은

$$\eta = \frac{(c_{exp}^*)_{O/F}}{(c_{th}^*)_{O/F}} \quad (30)$$

3. 실험 및 방법

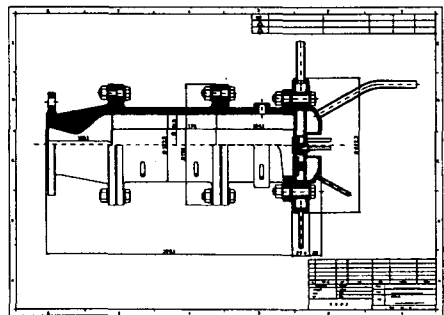


Fig. 2 Schematic drawing of rocket engine

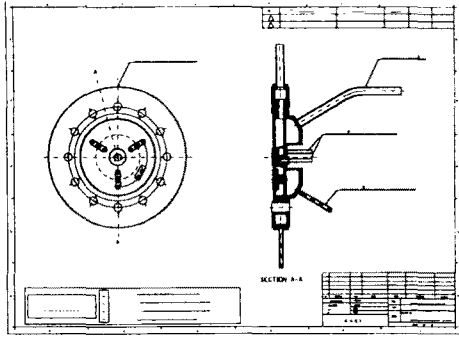


Fig 3 Shape of engine injector.

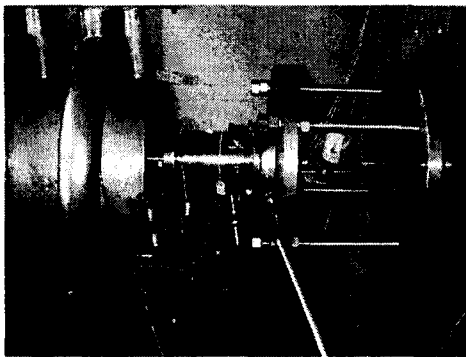


Fig 4 Rocket engine photograph

Figs. 2, 3, 4에 현재 실험에 사용된 소형 로켓 엔진의 설계도와 실제 장착된 엔진 사진을 나타내었다. 현재 실험은 질소 탱크로부터 가압에 의한 연료(RP-1)와 산화제(Liquid Oxygen) 공급 방식을 채택하고 있다. 현재의 공급 설비는 60초의 연소 시간을 기준으로 최대 1 ton의 추력까지의 연소 실험을 수행할 수 있다. Fig. 2에 나타난 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 줄인 목적으로 비교적 큰 150 μm 가 되도록 하였고 최대

추력이 얻어질 수 있게 설계된 O/F ratio는 2.34이다.

4. 결과 및 논의

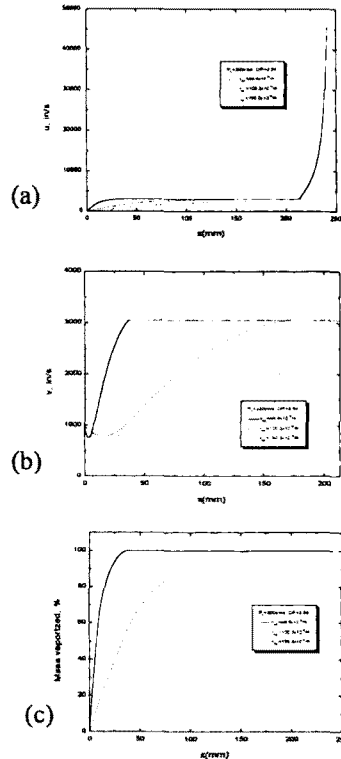


Fig. 6 Effects of initial drop size on (a) gas velocity, (b) drop velocity, and (c) mass vaporized.

Fig. 6은 44.6, 100, 150 μm 의 액적 직경에 따른 가스 속도, 액적 속도 그리고 증발 질량을 나타낸다. 액적 직경이 클수록 열용량이 크기 때문에 증발하는데 더 많은 시간이 요구되므로 44.6 μm 의 경우는 인젝터 면으로부터 40mm 정도면 이미 증발이 완료되는 반면 150 μm 에서는 노즐 출구에서도 93%만이 증발됨을 알 수 있다. 가스 속도는 식 (24)에서 알 수 있는 바와 같이 증발 질량에 비례하

므로 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 없다는 것은 주위 가스와 액적의 속도가 같다는 것을 의미한다. 초기 액적 속도가 감소하는 것은 초기에 증발량이 작아서 가스 속도가 액적 속도에 비해 작기 때문에 식 (7)에서 액적 속도 변화가 음의 값을 갖기 때문이다. 그러나, 가스 속도가 증가함에 따라 액적 속도와 같게되는 지점에서 최소값을 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. 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 같아지는 지점이 하류로 이동함을 의미하므로 Fig. 7c에서 알 수 있듯이 완전 증발이 발생하기까지 임의의 위치에서 액적 초기 속도가 작을수록 증발율이 크다는 것을 알 수 있다.

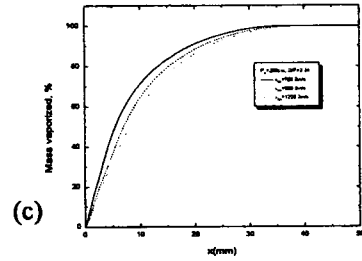
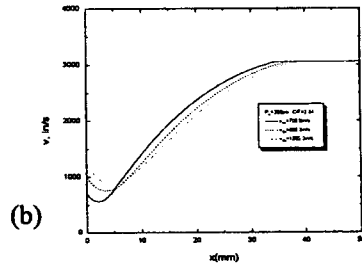
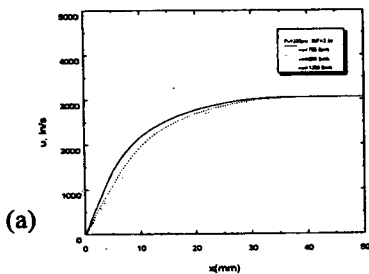


Fig. 7 Effects of initial drop velocity on (a) gas velocity, (b) drop velocity, and (c) mass vaporized.

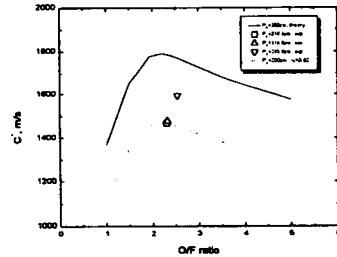


Fig. 8 Comparison between theoretical and measured characteristic velocity.

Fig. 8은 실험과 이론적 특성 속도의 결과를 비교하였다. 현재의 실험 결과로 얻어진 특성 속도 효율은 현재의 모델을 근거로 0.82인 반면 수류 실험의 결과로부터 평균 액적 직경은 $150 \mu\text{m}$ 이고 이 경우에 계산된 증발된 mass는 90%이다. 이러한 차이는 액적 크기의 분포를 균일하다고 가정하였고 미립화 거리를 무시하였기 때문에 나타나는 것으로 판단된다. 한편, 이론적으로 예측한 것으로부터

데이터가 크게 벗어나 있는 데이터는 연소실 압력이 245psi인 경우로 연소실 압력이 증가하면 특성 속도 효율이 더 크기 때문이다.

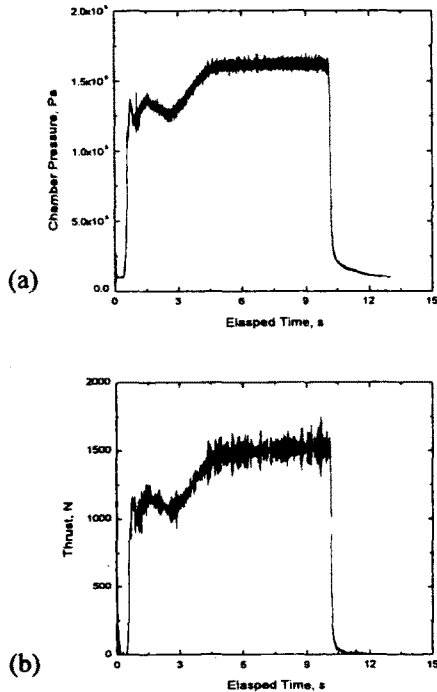


Fig. 9 Signals of engine performance; (a) chamber pressure and (b) thrust.

Fig. 9는 연소실 압력 200psi, O/F 비 2.34를 설계점으로 수행된 실험 결과를 나타낸다. 연소실 압력 및 추력이 정상 상태에 도달하는데 약 5초 정도 요구됨을 알 수 있다. 정상 상태에서의 연소실 압력에 대한 fluctuation은 최대 10% 정도를 나타내고 있어 비교적 안정된 연소를 나타내고 있다.

5. 결론

증발율에 의해 결정되는 연소 과정에 대한 제안된 일차원 모델은 정성적인 경

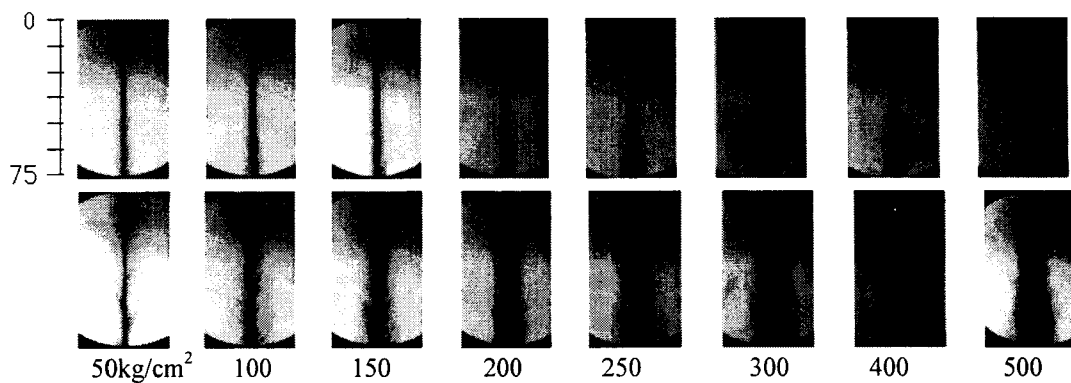
향을 잘 묘사한다. 액적 직경과 초기 액적 분사 속도가 증가하면 증발이 완료되는 위치는 하류로 지연됨을 알 수 있다. 설계점인 액적 크기(150 μm)는 연소실내에서 90% 정도 증발되는 것으로 예측되거나 실험적으로 82%의 특성 속도 효율을 나타내는데 미립화 거리를 무시하고 균일한 액적 분포를 갖는다고 가정한 점으로 볼 때 비교적 잘 일치하고 있다.

후기

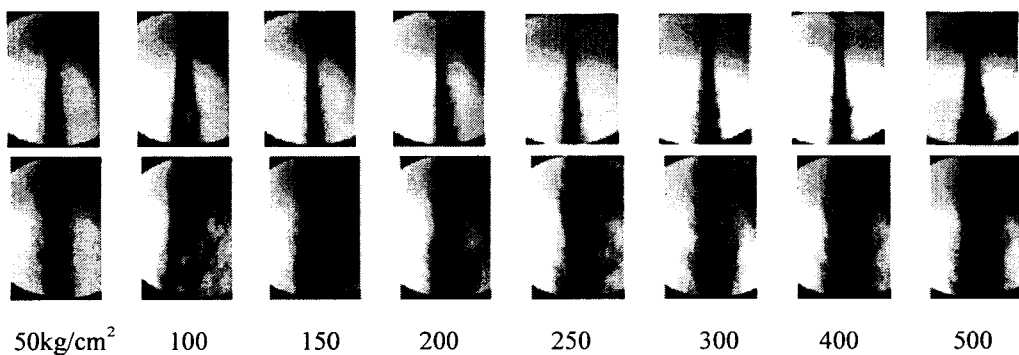
본 연구는 3단형 과학 로켓 개발 사업의 일부로 과학기술부로부터 연구비를 지원 받았고 이에 감사를 표합니다.

참고문헌

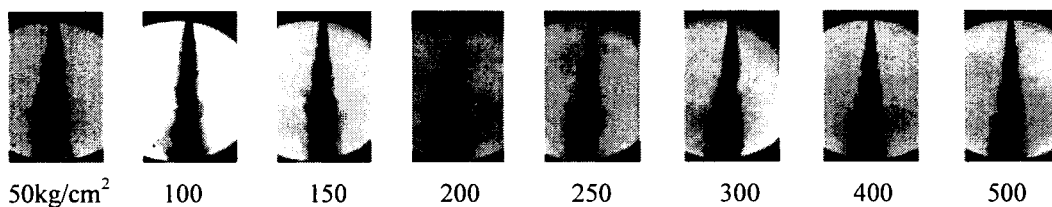
- (1) Richard J. et al., NASA TR R-67, 1960.
- (2) Hougen, O.A. et al., Chemical Process Principles, John Wiley & Sons, Inc., 1943.
- (3) Sherwood, T.K. et al., Absorption and Extraction, 2nd ed., Mc-Graw-Hill Book Co., Inc., 1952.
- (4) Ranz, W.E. et al., Evaporation from Drops, pt. I, Eng. Prog., Vol.48, No.4, Apr. p141.
- (5) Ingeb, R.D., NASA TN 3265, 1954.



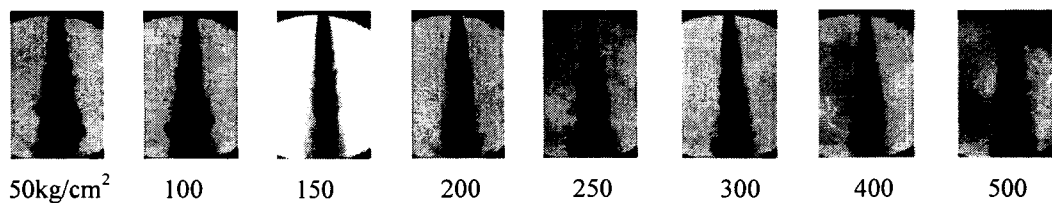
(a) 0.22mm nozzle hole diameter diesel injection



(b) 0.30mm nozzle hole diameter diesel injection



(c) 0.22mm nozzle hole diameter LPG injection



(d) 0.30mm nozzle hole diameter LPG injection

Fig. 2 Spray shapes with injection pressure variation

Table 2 Injection angles with test conditions

	Measuring Position from nozzle tip(mm)	Nozzle hole dia. (mm)	Rail Pressure(kg/cm ²)							
			50	100	150	200	250	300	400	500
Diesel	35	0.22	4	5	5	4	5	5	6	7
		0.3	9	11	8	8	8	10	10	11
	70	0.22	13	14	13	13	13	14	14	14
		0.3	15	17	18	18	19	19	19	20
LPG	35	0.22	22	22	20	18	17	13	11	9
		0.3	26	26	22	20	18	17	15	12
	70	0.22	23	23	20	22	21	20	19	19
		0.3	24	23	21	24	23	23	20	20

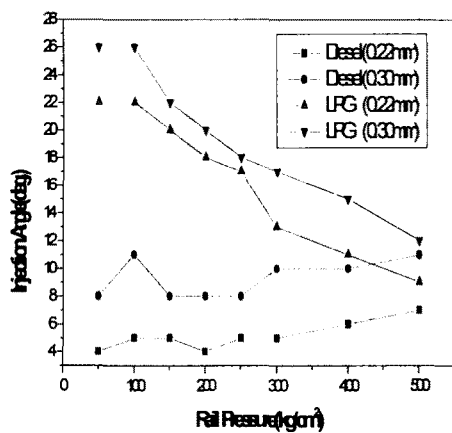


Fig. 3 Injection angles measured at 35mm from the nozzle tip

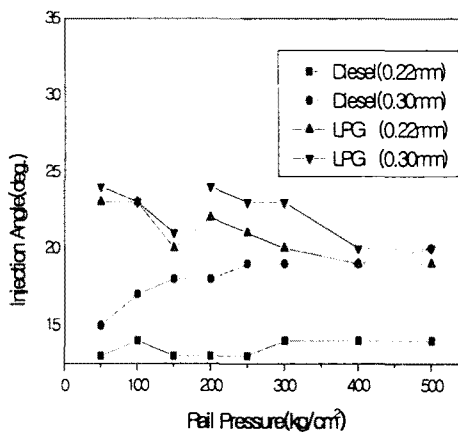


Fig. 4 Injection angles measured at 70mm from the nozzle tip