

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.3.047>

## 이론성능해석에 의한 메탄/산소 이원추진제 소형로켓엔진의 예비형상설계

배성훈<sup>a</sup> · 정 훈<sup>b</sup> · 김정수<sup>a,\*</sup>

### A Preliminary Configuration Design of Methane/Oxygen Bipropellant Small-Rocket-Engine through Theoretical Performance Analysis

Seong Hun Bae<sup>a</sup> · Hun Jung<sup>b</sup> · Jeong Soo Kim<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea

<sup>b</sup>Department of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [jeongkim@pknu.ac.kr](mailto:jeongkim@pknu.ac.kr)

#### ABSTRACT

Design parameters required for Methane/oxygen bipropellant small-rocket-engine were derived through a theoretical performance analysis. The theoretical performance of the rocket engine was analyzed by using CEA and optimal propellant mixture ratio, characteristic length, and optimal expansion ratio were calculated by assuming chemical equilibrium. A coaxial-type swirl injector was chosen because of its outstanding atomization performance and high combustion efficiency compared to other types of injector and also a bell nozzle with 80% of its full length was designed. The rocket engine configuration with 1.72 MPa of chamber pressure, 0.18 kg/s in total propellant mass flow, and O/F ratio of 2.7 was proposed as a ground-firing test model.

#### 초 록

이론성능해석을 통하여 메탄/산소 이원추진제 소형로켓엔진의 형상설계에 필요한 설계인자들을 도출하였다. 로켓엔진의 이론성능 분석을 위해 CEA를 이용하였고, 추력실 내부의 화학반응을 화학평형 상태로 가정하여 엔진의 형상설계에 필요한 최적의 추진제 혼합비, 특성길이, 최적 팽창비 등을 도출하였다. 인젝터의 경우, 미립화 성능이 우수하고, 다른 인젝터 형상에 비해 연소효율이 높은 스월 동축 인젝터를 설계하였다. 노즐형상은 80%의 길이를 갖는 벨형 노즐을 설계하였고, 추력실 내부압력 1.72 MPa, 총 추진제 질량유량 0.18 kg/s, O/F ratio 2.7일 때의 지상연소시험용 로켓엔진의 형상설계 결과를 제시한다.

Key Words: Bipropellant(이원추진제), Liquid Methane(액체메탄), Liquid Rocket Engine(액체로켓 엔진), Swirl Coaxial Injector(스월 동축 인젝터)

Received 11 April 2015 / Revised 6 May 2015 / Accepted 11 May 2015  
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

$P_c$	: Chamber pressure
$L^*$	: Characteristic length
$r_0$	: Radius of liquid droplet
$u_0$	: Liquid jet velocity
$\xi$	: Axial distance
$B$	: Spalding number
$A_e/A^*$	: Nozzle expansion ratio
$C_\tau$	: Thrust coefficient
$C_{\tau,conv}$	: Thrust coefficient of convergent nozzle
$F_{vac}$	: Vacuum thrust
$I_{sp,vac}$	: Vacuum specific impulse
$\dot{m}$	: Total propellant flow rate
$c^*$	: Characteristic velocity
$A^*$	: Nozzle throat area
$A_c/A^*$	: Contraction area ratio
$D_c$	: Thrust chamber diameter
$D^*$	: Nozzle throat diameter

## 1. 서 론

단일추진제(monopropellant)를 사용하는 로켓 엔진은 공급 시스템이 비교적 간단하나 추진제 성능이 높지 않으므로 그 용도는 주로 저추력의 보조적인 엔진에 한정되어 있다. 이에 반해 이원추진제(bipropellant)는 일반적으로 단일추진제보다 비추력 성능이 우수하고, 연료와 산화제 공급량을 조절하여 다양한 추력 성능을 제공하기 때문에 우주발사체(space launch vehicle), 우주비행체(spacecraft), 우주정거장(space station), 장시간의 임무 수명을 갖는 정지궤도 인공위성(satellite) 등에 사용된다. 현재 운용되고 있는 우주발사체의 주 엔진(main engine)에는 LOx/Kerosene(RP-1), LOx/LH<sub>2</sub> 추진제 조합이 주를 이루고 있으며, NTO/MMH(혹은 UDMH) 및 하이드라진(N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>) 등은 자세제어용 엔진의 대표적인 추진제로 사용되고 있다[1,2].

20세기 말에 이르러서는 추진기관의 개발·운용에 있어 환경문제 및 추진제 취급안전성 그리고 경제성 등이 대두되면서 우주기술 선진국을

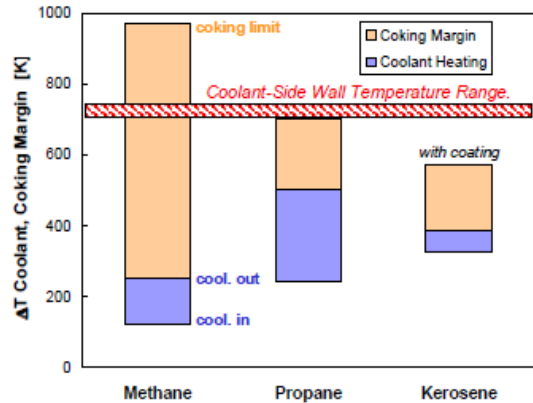


Fig. 1 Coolant heating and margin to coking[5].

중심으로 친환경 추진제에 대한 연구수요가 증가하고 있다[3]. 최근, 달/화성 탐사를 가능하게 할 로켓엔진(rocket engine) 개발의 필요성에 따라 다른 추진제에 비해 엔진 무게를 줄이고, 다른 행성에서의 현지 자원 활용이 가능한 메탄/산소 이원추진제가 로켓엔진의 차세대 추진제로 각광받고 있다.

이에 따라 본 논문에서는 메탄 추진제 성능특성을 분석하고 CEA(Chemical Equilibrium and Applications)를 통하여 로켓엔진의 이론성능 해석을 수행하였고 그 해석결과를 바탕으로 목표 성능을 얻기 위한 최적의 형상설계변수들을 도출하여 메탄/산소 이원추진제 소형로켓엔진의 예비형상설계 결과를 제시한다.

## 2. 메탄 추진제 성능특성

여러 가지 이원추진제 조합의 성능특성을 분석한 결과, LCH<sub>4</sub>/LOx 조합의 밀도 비추력은 LH<sub>2</sub>/LOx 보다 2배 크며, Kerosene(RP-1)/LOx 와는 거의 동일한 성능을 가진다. 메탄은 다른 추진제에 비해 단가가 낮고, 액체산소와 비슷한 저온 특성을 갖기 때문에 발사체 운용 비용을 저감할 수 있어 경제성 측면에서 매우 우수하여 메탄을 연료로 하는 로켓엔진의 기술개발이 국내/외에서 활발히 진행 중이다[4]. 또한, 메탄은 행성자원활용(in-situ resource utilization, ISRU)

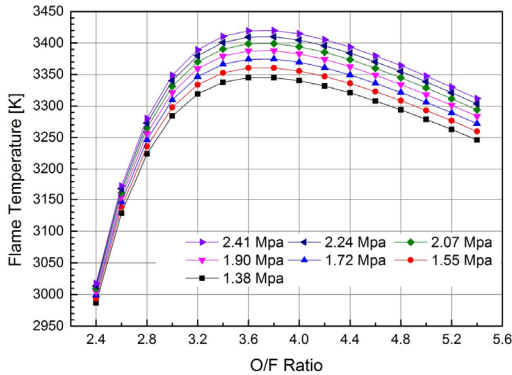


Fig. 2 Variation of flame temperature depending upon O/F ratio and chamber pressure.

이 가능하고, Fig. 1에서 제시하는 바와 같이 coking limit가 높아 재사용 엔진의 추진체로서도 적합함을 알 수 있다. 그 외에도 액체메탄은 냉각제(coolant)로서의 성능이 우수하여 재생냉각 방식으로의 적용성이 양호하며, 기존의 추진체들에 비해 안정적인 연소가 가능한 것으로 알려져 있다[5,6]. 하지만 메탄을 연료로 하는 엔진의 기술개발은 아직 초기단계이므로 우주환경에서의 안정적인 연소성능, 추진체의 저장성 등에 대한 지속적인 연구·개발이 필요하다.

### 3. 이론성능 해석

메탄/산소 이원추진제 소형로켓엔진의 이론성능 분석을 위해 NASA의 CEA code[7]를 사용하였고, 추력실 내부의 화학반응은 화학평형 상태로 가정하여 엔진의 형상설계에 필요한 변수들을 도출하였다.

메탄/산소 추진제 혼합비(O/F ratio)와 추력실 내부압력( $P_c$ )에 따른 추력실내 생성물의 단열화염온도를 Fig. 2에 나타낸다. 내부압력이 증가함에 따라 추력실 내부의 온도가 상승하고, 메탄/산소 화염의 이론 당량비(stoichiometric ratio)에 해당하는 3.8의 추진제 혼합비에서 가장 높은 화염온도를 보이고 있다. 로켓엔진의 이론성능 분석시 추진체의 완전연소만을 고려했을 때 이론 당량비에서 가장 높은 비추력 성능을 기대할 수

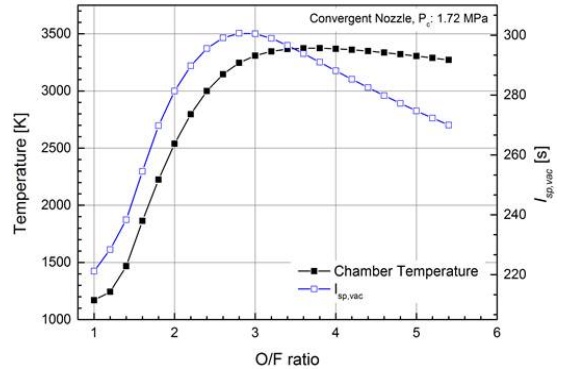


Fig. 3 Temperature and  $I_{sp,vac}$  with various O/F ratio at 1.72 MPa of chamber pressure.

있으나, 실제 연소반응에 가까운 화학평형 가정에 따른 계산에서는 이론 당량비 이하의 추진제 혼합비에서 가장 높은 비추력이 도출된다. 이러한 계산 결과의 차이는 연소 반응물의 해리에 근거한 정미 발열량(net exothermic heat) 감소에 따른 결과이며, 연소과정에서 발생하는 정미 발열량의 감소효과는 추진제 혼합비가 이론 당량비에 수렴해하거나 연소온도가 높을수록 증가하는 것으로 알려져 있다[3].

메탄/산소 소형로켓엔진의 이론성능 특성을 확인하기 위해 추력실 내부압력이 1.72 MPa일 때의 진공 비추력과 화염온도를 Fig. 3에 나타낸다. 화학평형 상태에서의 진공 비추력은 메탄/산소 추진제 혼합비 2.7에서 가장 높은 값을 나타내고, 추력실 내부의 화염온도는 3,200 K로 확인된다.

이원추진제 로켓엔진의 형상에 직접적으로 관계하는 특성길이(characteristic length,  $L^*$ )를 도출하기 위해 인젝터(injector)로부터 분사되는 추진제 액적(liquid droplet)의 기화시간을 고려하였다. 추력실의 부피와 노즐(nozzle)의 목면적에 의해 정의되는 특성길이는 추진제의 분사, 혼합, 기화 그리고 추진제의 화학반응(chemical reaction)에 관계하는 유동체류시간(flow residence time)에 직접적으로 영향을 받는다[3].

본 논문에서는 Spalding[8]이 제안한 액적의 기화 해석을 통해 특성길이를 도출하였으며, 추진체의 증발시간은 액체메탄과 액체산소 모두 고려되어야 하지만 두 추진제의 열적특성(thermal

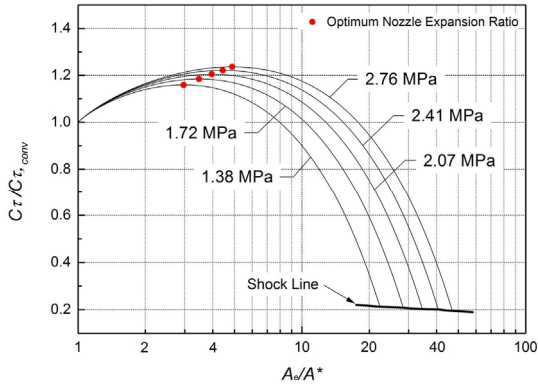


Fig. 4 Thrust performance of quasi-one dimensional isentropic nozzle according to the chamber pressure.

property)이 유사하기 때문에 예비설계의 관점에서 액체메탄만을 고려하여 계산하였다[3]. 인젝터로부터 분사되는 액적의 반지름( $r_0$ ) 및 분사속도( $u_0$ )는  $110 \mu\text{m}$ 와  $65 \text{ m/s}$ 로 가정하였으며, 이 값은 선행연구 결과[9]를 바탕으로 가정되었다. 엔진의 특성길이는 Eq. 1을 이용하여 도출할 수 있다. 아래 식에서  $L^*$ ,  $\xi$ ,  $B$ ,  $T_0$ ,  $M_2$ 는 각각 특성 길이, 축방향 거리, Spalding 수, 추력실 내부온도, 추력실 내부에서 완전연소된 가스의 마하수 (Mach number)를 나타낸다.

$$L^* = \frac{r_0^2 \sqrt{\gamma R T_0} \left[ \left( \frac{2}{\gamma+1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\xi (k/c_p \rho) \ln(1+B)} \quad (1)$$

Table 1. Design specification of LCH<sub>4</sub>/LOx rocket engine.

Parameter	Specification
Vacuum thrust, $F_{vac}$	500 N
Specific impulse, $I_{sp, vac}$	285 s
Total propellant flow rate, $\dot{m}$	0.18 kg/s
Nozzle expansion ratio, $A_e/A^*$	3.5 (at sea level)
Chamber pressure, $P_c$	1.72 MPa
Characteristic length, $L^*$	1.05 m

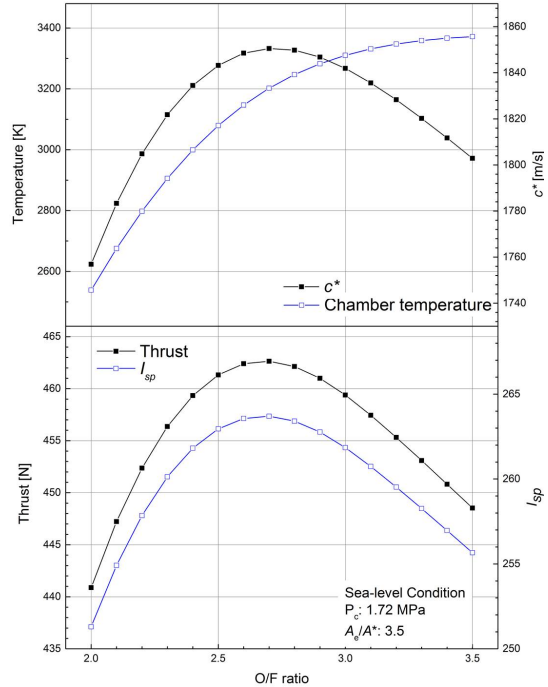


Fig. 5 LCH<sub>4</sub>/LOx rocket engine performance characteristics at sea-level condition.

지상연소시험을 고려한 메탄/산소 이원추진제 로켓엔진의 노즐 팽창비( $A_e/A^*$ )를 결정하기 위하여 추력실 내부압력에 따른 노즐의 준 1차원 등엔트로피 성능해석을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 4에 도시한다. 노즐 팽창비가 일정할 경우, 추력실 내부압력이 상승할수록 추력계수(thrust coefficient,  $C_\tau$ )가 증가하는 경향을 보이며, 또한 아래의 Eq. 2로부터 로켓엔진이 고공으로 진행할수록 발생시키는 추력이 커지게 됨을 알 수 있다.

$$C_\tau = \left( \frac{P_c - P_a}{P_c} \right) \frac{A_e}{A^*} + \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right) \right]^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}} \quad (2)$$

앞서 기술한 추력실 내부압력 1.72 MPa 에서의 엔진 이론성능 해석결과를 Table 1에 요약하고, 지상연소 성능특성을 Fig. 5에 나타낸다. 소

형로켓엔진의 목표 진공추력 및 비추력은 500 N과 285 s(이론 비추력대비 95%)로 설정하였다. 설정된 값으로부터 총 추진제 질량유량은 0.18 kg/s로 결정하였다. 메탄/산소 최적 혼합비 2.7에서 소형로켓엔진의 지상 추력은 462 N, 비추력은 263 s 그리고 특성속도(characteristic velocity,  $c^*$ )는 최대값을 가지는 것을 알 수 있다. 추력실 내부온도는 최대 3,200 K이며 이론당량비인 3.8의 추진제 혼합비까지 온도가 증가하고 이후 감소할 것으로 판단된다.

#### 4. 엔진 형상설계

##### 4.1 인젝터 설계

액체로켓엔진에 사용되는 인젝터는 연료/산화제를 분사하여 액체제트(liquid jet) 형태로 만들어 서로 충돌시키거나 혼합을 통해 미립화(atomization)시키며, 이 과정을 거쳐 액체제트는 액적형태의 더 작은 구조로 바뀐다. 액체 추진제를 작은 부피의 액적으로 변화시켜 기화와 더불어 연소가 쉽게 이루어지도록 하는 중요한 기능을 담당하기 때문에 인젝터 형상은 연소효율 및 안정성과 관련된 특성을 결정하는 매우 중요한 설계요소이다[10]. 인젝터는 분사방식에 따라 크게 충돌형(impinging), 동축형(coaxial), 핀틀형(pintle) 등이 있다. 동축형 인젝터는 스윙

(swirl) 방식과 전단(shear) 방식으로 나뉘지며, 특히 스윙 방식의 동축형 인젝터는 충돌형 인젝터에 비해 설계 및 제작이 복잡한 단점이 있지만 미립화 성능이 우수하며 넓은 작동 조건에도 불구하고 연소불안정성이 적어 다른 인젝터 형상에 비해 연소효율을 높일 수 있는 장점을 갖는다[11].

인젝터의 설계는 유체역학적 지식[12]을 배경으로 진행되었다. Fig. 6는 소형로켓엔진의 지상 연소시험에 사용될 스윙 동축 인젝터(swirl coaxial injector)의 개략도이다. 인젝터 중심에서 산화제인 LOx는 스윙분사되고, 연료인 LCH<sub>4</sub>는 축방향으로 스윙 없이 분사된다.

##### 4.2 노즐 및 추력실 설계

전술된 이론성능 분석 결과들을 이용하여 엔진의 형상설계에 필요한 변수를 도출한다. 노즐 형상설계는 최적의 효율을 만들어낸다고 알려진 80% 벨형 노즐(bell nozzle)을 택하여 Rao 작도법[13]으로 설계하였다. 노즐 목 면적( $A^*$ ), 추력실과 노즐간 축소비( $A_c/A^*$ ), 엔진 추력실의 직경( $D_c$ ) 등은 각각 아래의 Eq. 3[14]과 경험적 데이터에 의한 Eq. 4[15]로부터 결정한다. 특성길이( $L^*$ )로부터 아래의 Eq. 5[16]를 이용하여 추력실 길이( $L_c$ )가 계산된다.

$$A^* = \frac{\dot{m}}{P_c} \sqrt{\frac{RT_0}{\gamma \left[ \frac{2}{\gamma+1} \right]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}} \quad (3)$$

$$\frac{A_c}{A^*} = 8.0D^{*-0.6} + 1.25 \quad (4)$$

$$L_c = L^* \frac{A^*}{A_c} \quad (5)$$

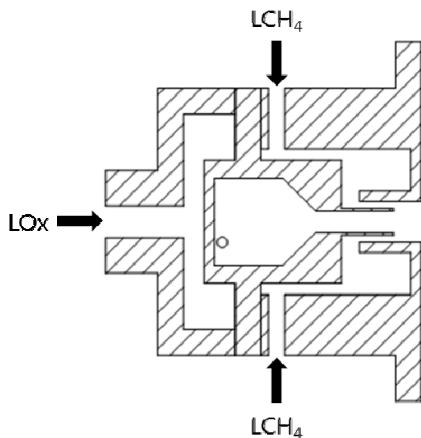


Fig. 6 Schematic of a swirl coaxial injector.

추력실 내부압력 1.72 MPa, 총 추진제 질량유량 0.18 kg/s, 최적 추진제 혼합비 2.7일 때의 조건에서 노즐 목 직경( $D^*$ ) 15.64 mm, 추력실과 노즐간의 축소비 7.4, 추력실 직경( $D_c$ ) 42.46 mm, 길이 142 mm의 설계규격을 갖는 지상 연소시험용 엔진의 개략도를 Fig. 7에 도시한다.

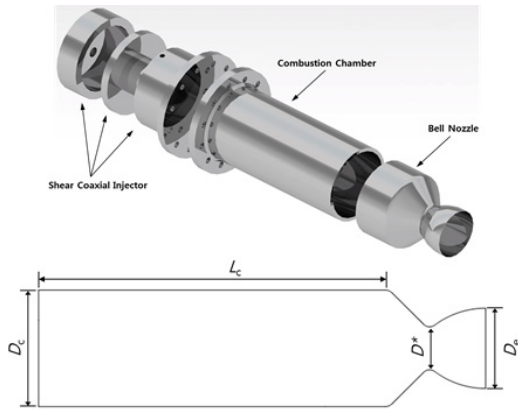


Fig. 7 Schematic and design parameters of LCH<sub>4</sub>/LOx rocket engine.

## 5. 결 론

CEA를 이용한 소형로켓엔진의 이론성능 해석을 수행하였고, 메탄/산소 이원추진제 소형로켓엔진의 형상설계변수를 도출하였다. 추진제 혼합비 변화에 따른 로켓성능특성을 분석하여 메탄/산소 최적 혼합비를 구했다. 추력실 내부 화염온도는 추진제 이론 혼합비에서 가장 높은 것으로 확인되었지만, 연소 반응물의 해리에 근거한 정미 발열량 감소에 따라 보다 낮은 혼합비에서 최대 비추력 성능이 나타나고 있다. 1차원 액적의 기화 해석을 통해 특성길이를 구하였고, 추력실 내부압력에 따른 노즐의 준 1차원 등엔트로피 성능해석을 수행하여 최적 팽창비를 결정하였다.

전술된 해석결과들을 이용하여 로켓엔진의 형상설계변수를 도출하였다. 인젝터 형상은 미립화 성능이 우수하고 연소효율이 좋은 스윙 동축형 인젝터 타입으로 설계하였고, 노즐 형상설계는 80% 벨형 노즐(bell nozzle)을 택하였다.

엔진의 정밀한 성능평가를 위해 실제 운용 조건에서의 지상연소시험평가를 계획하고 있다. 성능시험평가에 앞서 엔진의 형상설계인자 최적화 및 성능 비교·검증을 위해 수치해석적 연구가 필요하며, 극저온 추진제 공급 및 제어 시스템 구축이 필수적이다.

## 후 기

본 논문은 서울대학교 차세대우주추진연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구결과입니다.

## References

1. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 8th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, NY, USA, 2010.
2. Sutton, G.P., *History of Liquid Propellant Rocket Engines*, America Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, Reston, VA, USA, 2006.
3. Kim, J.H., Jung, H. and Kim, J.S., "Analysis of the Theoretical Performance Characteristics for Methane-fuel Bipropellant Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 3, pp. 1-7, 2014.
4. Kim, S.J., Lee, Y.S. and Ko, Y.S., "Research Trend and Histories of Rocket Engines Using Hydrogen Peroxide and Liquid Methane as Green Propellants," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 4, pp. 46-58, 2010.
5. Haeseler, D., Mäding, C., Götz, A., Roubinski, V., Khrissanfov, S. and Berejnoj, V., "Recent Developments for Future Launch Vehicle LOx/HC Rocket Engines," *6th International Symposium on Propulsion for Space Transportation of the 21st Century*, Versailles, France, AAAF-02-100, 2002.
6. Excoffon, T. and Borromeo, J., "Future European Reusable Propulsion System," *Proceedings of the International Symposium on*

- Space Technology and Science*, Vol. 23, No. 2, pp. 2558-2563, 2002.
7. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, 1994.
  8. Spalding, D.B., "A One-Dimensional Theory of Liquid-Fuel Rocket Combustion," A.R.C Technical Report, C.P. No. 445, 1959.
  9. Jung, H., Kim, J.S., Kim, S. and Park, J., "Effects of Fuel-Injection Pressure on the Spray Breakup Characteristics in Small LRE Injector," *Journal of the Korean Society Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 3, pp. 50-57, 2007.
  10. Seo, S.H., Han, Y.M. and Choi, H.S., "Study on Flow Discharge Characteristics of Liquid Rocket Coaxial Injectors," *2009 KSPE Fall Conference*, Gyeongju-si, Gyeongsangbuk-do, Korea, pp. 49-53, 2009.
  11. Bostwick, C., Gibbs, T. and Anusha, P., "LOX/Methane Engine Utilizing Liquid/Liquid Co-axial Swirl Injector," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, FL, USA, AIAA 2011-838, Jan. 2011.
  12. White, F.M., *Fluid Mechanics*, 6th ed., McGraw-Hill Inc., New York, NY, USA, 2008.
  13. Rao, G.V.R., "Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust," *Jet Propulsion*, Vol. 28, No. 6, pp. 377-382, Jun. 1958.
  14. Turner, M.J.L., *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*, 2nd ed., Praxis Publishing Ltd, Chichester, UK, 2005.
  15. Humble, R.W., Henry, G.N. and Larson, W.J., *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill Inc., New York, NY, USA, 1995.
  16. Kim, D.H., Lee, G.W. and Koo, J.Y., "Combustion Characteristic of a Coaxial Porous Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 6, pp. 1620-1627, 2014.