

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.1.001>

## 200 N급 GCH<sub>4</sub>/LO<sub>x</sub> 소형로켓엔진의 형상설계와 성능시험평가 (Part I: 예비설계와 시험장치)

김영진<sup>a</sup> · 김민철<sup>a</sup> · 김정수<sup>a,\*</sup>

### Configuration Design, Hot-firing Test and Performance Evaluation of 200 N-Class GCH<sub>4</sub>/LO<sub>x</sub> Small Rocket Engine (Part I: A Preliminary Design and Test Apparatus)

Young Jin Kim<sup>a</sup> · Min Cheol Kim<sup>a</sup> · Jeong Soo Kim<sup>a,\*</sup>

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

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

#### ABSTRACT

In this study, a configuration design of a CH<sub>4</sub>/LO<sub>x</sub> small rocket engine was made and test system was established for the performance evaluation. A coaxial swirl injector was chosen because of its remarkable atomization performance and low combustion instability. Three aspect ratios for the combustion chamber configuration, i.e., 1.5, 1.8, and 2.1 were also set for the comparison of the combustion efficiency. The reliability of the thrust measurement rig was enhanced by pre-and post-calibration process. From the preliminary ground hot-firing test, the measured thrust and specific impulse values were 89.2 N and 181.8 s, respectively, which were 21.6% lower than the ideal values. In addition, the efficiency of characteristic velocity was measured as 84.2%.

#### 초 록

메탄/산소 이원추진제 소형로켓엔진의 성능평가를 위한 형상설계 및 시험평가시스템을 구축하였다. 인젝터는 추진제 미립화 성능이 우수하고, 연소불안정성이 적은 스월 동축형(swirl-coaxial) 방식을 채택하였다. 연소효율 비교를 위해 연소실의 종횡비는 1.5, 1.8, 2.1로 각각 설정하였다. 그리고 정밀추력측정장치의 측정 신뢰성을 높이기 위해 pre/post calibration을 실시하였다. 그 결과, 예비 지상연소시험에서 추력과 비추력은 89.2 N, 181.8 s로 78.4%의 효율을 가지고, 특성속도는 84.2%의 효율을 갖는 것이 확인되었다.

Key Words: Small Rocket Engine(소형로켓엔진), Performance Evaluation(성능평가), Methane(메탄)

#### 1. 서 론

과거에는 국가가 주도하여 로켓사업을 이끌었던 것에 반해, 최근에는 민간주도의 로켓사업이

국제무대에서 크게 늘어나고 있다. 민간주도 로켓 사업의 핵심은 효율성과 경제성으로 압축될 수 있다. 민간 기업의 선두 주자인 SpaceX는 효율성과 경제성을 고려해 차세대 로켓 엔진으로 메탄과 산소를 추진제로 사용하는 Raptor Engine을 개발하고 있다[1]. 또 추진제로써 메탄이 가진 여러 장점 덕분에, 메탄을 연료로 사용하는 새

로운 로켓 개발이 상업로켓 시장에 활기를 불어 넣고 있는 중이다[2].

전 세계적으로 메탄이 차세대 로켓 연료로 각광 받는 이유는 메탄이 가진 여러 장점 때문이다. 첫째, 메탄은 목성형 행성의 대기과 토양으로부터 현지자원활용(in-situ resource utilization, ISRU)이 가능하고, 친환경적일 뿐만 아니라 Fig. 1에서 제시하는 바와 같이 케로신이나 프로판에 비해 코킹이 일어나기 시작하는 온도인 coking limit이 높아 재사용 엔진의 추진제로써 유리하다. 둘째,  $LCH_4/LOx$  조합의 밀도 비추력은  $LH_2/LOx$  보다 2배 크며, Kerosene(RP-1)/ $LOx$ 와는 거의 동일한 성능을 갖는다[3]. 셋째, 메탄은 케로신에 비해 3배 정도 저렴하다[3].

이처럼 근래 발사체의 전체적인 발사 비용과 횟수 등을 고려했을 때, 재사용 가능한 메탄 엔진을 중장기적으로 사용한다면 발사체 운용비용을 대폭 저감할 수 있을 것으로 보인다[3]. 이러한 흐름에 맞춰 메탄 추진기관 개발을 위한 연구가 미국(SpaceX의 Raptor), 러시아(Riksha의 RD-182), 유럽(Ariane Group의 Prometheus), 중국(LandSpace의 TQ-12) 그리고 일본(JAXA/IHI의 LE-8) 등에서 활발하게 진행되고 있다[3-7].

본 연구팀에서는 모델연소실을 이용한 기체메탄/기체산소 확산화염의 연소특성과 리세스에 따른 스윙/전단 인젝터의 성능특성을 연구한 바 있다[8-10]. 본 연구는 이전 연구결과를 확장시켜 기체메탄/액체산소를 이원추진제로 사용하는 소

형로켓엔진(Small Rocket Engine, SRE)의 성능최적화를 위한 엔진 형상설계 및 성능시험평가 제반 시스템(정밀 추력/유량 측정, 연소실 냉각, 극저온 추진제 handling 등)의 구축 및 검증내용을 기술하고자 한다. 기체메탄/액체산소 이원추진제 소형로켓엔진 개발연구를 통해 앞으로 expander 또는 staged combustion cycle을 채택하는 엔진개발에 유용한 정보를 제공할 수 있을 것으로 기대된다.

## 2. 추력기 설계

### 2.1 목표 성능 설정

본 연구팀에서 개발하고자 하는 소형로켓엔진의 이론성능을 Table 1에 요약하였다. 작동환경인 진공에서의 이론 추력을 200 N으로 설정하였고, 실제 시험환경인 대기압에서는 팽창비( $\epsilon=A_e/A_t$ ) 3.2일 때, 136.1 N의 추력을 갖는 것으로 예측되었다.

### 2.2 이론성능해석

메탄/산소 이원추진제 소형로켓엔진의 형상설계를 위한 첫 번째 단계로 이론성능해석을 통하여 설계인자들을 결정하였다. 이론성능해석 시 연소실 및 노즐에서의 화학반응은 평형 상태로 가정하여 NASA에서 제공하는 CEA (Chemical Equilibrium with Applications) code[12]를 사용하였고, 이를

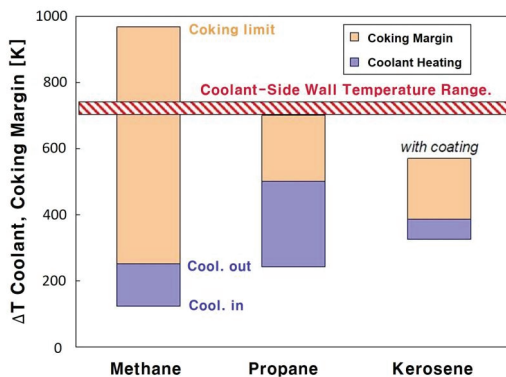


Fig. 1 Coolant heating and margin to coking[11].

Table 1. Theoretical performance of 200 N-class  $GCH_4/LOx$  SRE.

Parameter	Specification
Vacuum thrust, $F_{vac}$	200 N
Chamber pressure, $P_c$	1.44 MPa
$(O/F)_{mass}$	3.3
Nozzle expansion ratio, $\epsilon$	50 (vacuum condition)
Specific impulse, $I_{sp,vac}$	372.8 s
Total propellant flow-rate, $\dot{m}_t$	54.7 g/s
Characteristics length, $L^*$	1.71 m

통해 특성길이(characteristic length,  $L^*$ )를 구하는데 필요한 열역학적 물성치, 최적 노즐 팽창비와 추진제 혼합비((O/F)<sub>mass</sub>) 등을 도출하였다.

소형로켓엔진의 작동환경인 진공 상태에서 최적의 추진제 혼합비를 찾기 위하여 노즐 팽창비를 50으로 설정하였다. 그리고 연소실 압력과 (O/F)<sub>mass</sub> 변이에 따라 얻은 진공 비추력 및 화염 온도 변화를 Fig. 2에 도시하였다. 추진제의 완전 연소만을 고려했을 때 이론당량비((O/F)<sub>mass</sub>=4.0)에서 가장 높은 비추력 성능을 기대할 수 있다. 그러나 화학평형 해석에 따르면 이론당량비 이하(연료과농상태, fuel-rich condition)의 추진제 혼합비에서 가장 높은 비추력이 나타난다. 즉, 메탄/산소의 이론당량비 보다 낮은 (O/F)<sub>mass</sub>=3.7, (O/F)<sub>mass</sub>=3.3에서 최대 화염온도와 진공비추력이

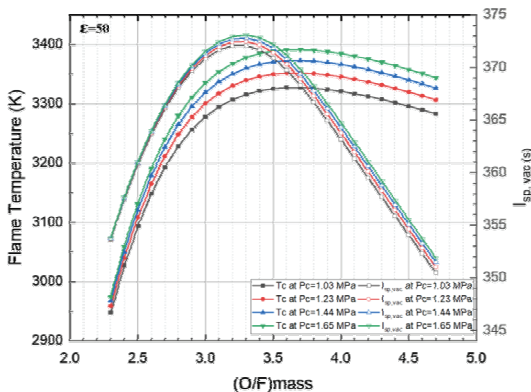


Fig. 2  $I_{sp,vac}$  and flame temperatures with varying (O/F)<sub>mass</sub> and chamber pressure.

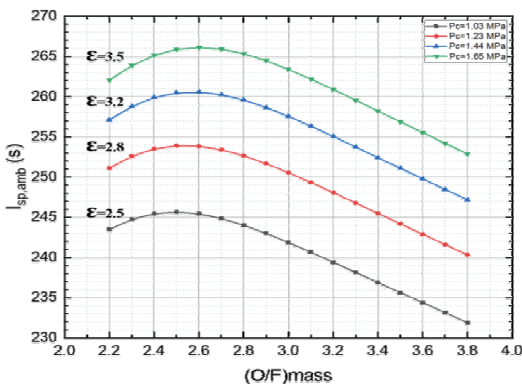


Fig. 3  $I_{sp,amb}$  profiles with varying (O/F)<sub>mass</sub> and chamber pressure.

각각 나타남을 Fig. 2에서 확인할 수 있다. 이는 이론당량비에 가까워질수록 반응물의 해리에 의해 정미 발열량이 감소하기 때문이다. 일반적으로 발열량의 감소는 연소실 온도가 높아질수록 그리고 추진제 혼합비가 이론 당량비에 수렴할수록 커진다[13]. 연소실 압력에 따른 진공 비추력 값을 비교해본 결과, (O/F)<sub>mass</sub>=3.3이고, 연소실 압력이 각각 (1.03, 1.65) MPa일 때 진공 비추력은 (372.1, 373.1) s로 나타났다.

한편, 고진공 상태를 만들어 연소시험을 진행하는 것은 많은 비용을 동반한다. 그로 인해 지상 환경에서 성능시험평가를 실시하여 진공에서의 작동성을 유추하게 된다. 지상연소시험을 고려한 로켓엔진의 노즐 팽창비를 결정하기 위하여 먼저 목표 연소실 압력 조건인 1.44 MPa에서 노즐의 준 1차원 등엔트로피 성능해석을 수행하였다. 그 해석 결과를 토대로 팽창비는 3.2로 결정되었다. 다음으로 연소실 압력과 추진제 혼합비에 따른 지상에서의 비추력 성능을 비교하기 위하여 노즐 팽창비를 각각의 연소실 압력에서 (O/F)<sub>mass</sub>=3.3일 때 도출되는 최적 팽창비로 설정하였다. 그에 따라 다시 계산한 연소실 압력과 (O/F)<sub>mass</sub> 변이에 따른 이론성능을 Fig. 3에 도시하였다. 계산 결과, 지상연소시험 환경에서는 연소실 압력이 각각 (1.03, 1.65) MPa일 때, 최대 비추력 값이 (245.7, 266.1) s로 20.4 s의 차이를 보였다. 설계점인 연소실 압력 1.44 MPa, (O/F)<sub>mass</sub>=3.3일 때는 비추력 253.8 s를 갖는 것으로 나타났다. 진공 환경에서와 달리 지상 환경에서 연소실 압력이 증가함에 따라 비추력이 크게 증가하는 것은 대기압 조건에서는 연소실 압력이 높아짐에 따라 추력계수(thrust coefficient,  $C_F$ )가 크게 증가하기 때문이다.

### 2.3 Injector

동축형 인젝터는 스윙(swirl) 방식과 전단(shear) 방식으로 나뉜다. 본 시험평가에는 스윙 방식의 동축형 인젝터를 사용했다. 스윙 인젝터는 미립화 성능이 우수하여 넓은 작동 조건에서 연소 불안정성이 낮아 전단형 인젝터에 비해 연소효율을 높일 수 있다는 장점을 갖는다[3]. 인젝터는 Principle of Maximum Flow와 Ideal Liquid

Theory에 의해 유도된 식을 바탕으로 인젝터를 통한 액체산소의 압력강하를 줄이기 위해 계산값보다 20% 더 크게 설계하였다[14]. 인젝터의 분무각은 선행연구 시험 결과를 바탕으로 60°로 가정했다[13]. 인젝터는 upper chamber, liquid oxygen manifold, 그리고 gaseous methane manifold 등으로 구성된다.

#### 2.4 Combustion chamber and nozzle

이론성능해석으로 얻은 열역학적 물성치를 바탕으로 Spalding의 1차원 액적기화해석을 통해 연소실 설계의 핵심 파라미터인 특성길이(characteristic length,  $L^*$ )를 도출했다[15]. 액적반경( $r_0$ )의 크기는 유사 연구의 측정값을 바탕으로 95  $\mu\text{m}$ 로 가정했다[14]. Spalding의 1차원 액적 기화 해석 식인 아래의 Eq. 1에서  $L^*$ ,  $\xi$ ,  $B$ 는 각각 특성길이, 축 방향 거리, Spalding 수를 나타낸다. 특성길이는 Eq. 1과 이론성능해석을 통해 얻은 물성치 값들을 바탕으로 1.71 m로 계산되었다. 노즐의 목 면적은 아래의 Eq. 2를 통해 계산되었다. 연소실의 최적 설계를 위해 도출된 특성길이 값과 노즐 목 면적( $A_t$ )을 통해 특성길이의 정의식인 아래의 Eq. 3으로부터 연소실의 부피를 구한 후 연소실 종횡비(aspect ratio,  $r_a=L_c/D_c$ )를 1.5, 1.8, 2.1로 가정하여 연소실을 설계하였다.

$$L^* = \frac{r_0^2 \sqrt{\gamma R T_0} \left[ \left( \frac{2}{\gamma+1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\xi \left( \frac{k}{c_p \rho_l} \right) \ln(1+B)} \quad (1)$$

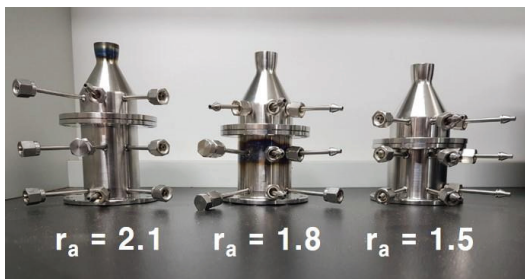


Fig. 4 Combustion chamber with varying aspect ratio.

$$A_t = \frac{\dot{m}}{P_c} \sqrt{\frac{RT_0}{\gamma [2/(\gamma+1)]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}} \quad (2)$$

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (3)$$

이상의 해석 결과를 토대로 추력실 내부압력 1.44 MPa,  $(O/F)_{\text{mass}}=3.3$ , 총 추진제 질량 유량 0.0547 kg/s 일 때, 1.71 m의 특성길이를 가지는 연소실을 설계하였다. Fig. 4는 종횡비에 따라 제작된 연소실 조립체를 도시한 것이다. 노즐의 형상은 추력 손실을 최소화하면서 무게를 줄일 수 있도록 80%의 길이를 갖는 벨형 노즐을 선택했고, Rao 작도법으로 설계하였다[16].

### 3. 시험 장치 및 방법

Fig. 5는 200 N급 기체메탄/액체산소를 추진제로 사용하는 소형로켓엔진의 성능시험평가를 위해 사용된 시험평가모델(test and evaluation model)의 렌더링 이미지이다. 이 렌더링 이미지의 소형로켓엔진은 인젝터(upper chamber, liquid oxygen manifold, gaseous methane manifold)와 연소실 및 노즐(chamber & nozzle), torch spark ignitor 그리고 추진제 밸브들로 구성된다. 인젝터 파트는 내부식성이 우수한 STS316L, 연소실 및 노즐은 내열성이 있는 Inconel625로 제작하였다.

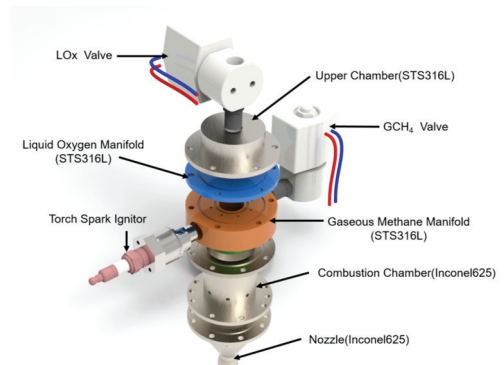


Fig. 5 Rendering image of small rocket engine.

소형로켓엔진의 시험평가장치는 데이터 수집 및 제어장치(Data Acquisition and Control System, DACS), 정밀유량계, 정밀추력측정장치 (Thrust Measurement Rig, TMR), 각종 유량제어밸브(Flow Control Valve, FCV) 및 센서, 그리고 연료 및 산화제 공급장치로 구성되며 시험장치의 P&ID (Piping & Instrumentation Diagram)와 실제 시험 장치를 Fig. 6과 Fig. 7에 각각 도시하였다. 데이터 수집 및 제어장치는 압력, 유량, 추력, 온도 등의 데이터를 100 Hz로 샘플링하여 실시간으로 저장한다. 정밀유량계는 Emerson의 코리올리 유량계(모델명 : CMF025M)를 사용하였다. 이 정밀유량계는 극저온 유체에서 ±0.35%의 정밀도를 갖고 일반유체에서는 ±0.1%의 정밀도를 갖는다.

다음으로 시험평가를 위해 TMR시스템에 장착된 소형로켓엔진을 Fig. 8에 도시하였다. 도시한 정밀추력측정장치는 레일시스템과 1개의 로드셀을 이용한 수직형 1분력 시스템이다. 로드셀은 Omega Engineering의 LC213-100 모델을 사용하였다. 이 제품의 최대 정격 하중은 100 lb(444.97 N)이고, ±0.15%의 선형성과 ±0.05%의 반복성을 띈다.

일반적으로 낮은 추력 수준의 소형로켓엔진의 추력 측정은 다소 까다롭다고 알려져 있다. 먼저 추진제 공급 배관은 높은 압력을 견뎌야 하고, 추진제와 화학 반응을 하지 않아야 하며, 극저온

에도 견딜 수 있는 금속 튜브이어야 하므로 일정 수준의 강성을 가지고 엔진에 연결될 수밖에 없기 때문이다. 또 점화기 및 각종 센서류 등의 instrumentation이 TMR에 전달되는 정미 추력을 감소시킬 뿐만 아니라 로드셀로 전달되는 추력의 선형성을 해칠 가능성이 있기 때문이다. 따라서 본 연구팀에서는 추진제 공급계의 안정성을 확보함과 동시에 유연성을 갖도록 추진제 공급 배관 및 instrumentation을 설계하였다. 또한 수직형 정밀추력측정장치의 무게와 TMR시스템 내부의 마찰이 정미추력측정에 부정적 영향을 줄 수 있기 때문에, 이를 최소화시키기 위해 무게 밸런스를 맞추고 마찰이 작은 무빙 프레임을 사용하였다.

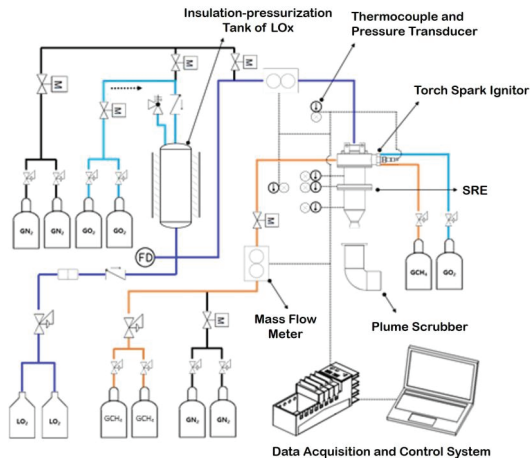


Fig. 6 P&ID for SRE test and evaluation.

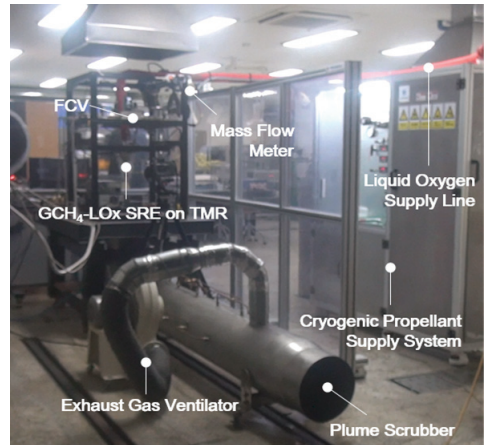


Fig. 7 Experimental setup.

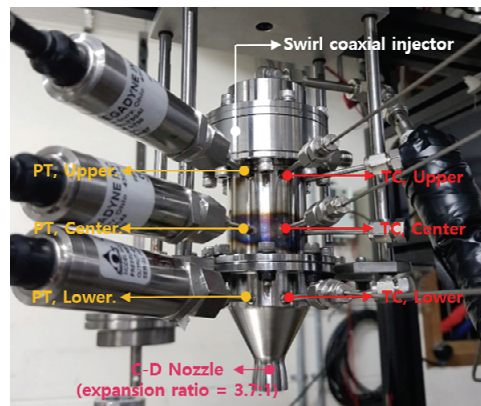


Fig. 8 SRE on TMR system and instrumentation.

정밀한 추력 측정을 위해서 시험 준비가 끝난 후 엔진과 계측에 관계하는 모든 부속물들이 연결된 상태에서 교정용 추를 단계별로 적재하여 TMR시스템의 정밀 보정작업을 수행하였다. 그러나 시험 직전에 수행하는 정밀한 보정작업에도 불구하고 실제 시험 중에 발생하는 정밀추력측정장치의 온도변화 및 갑작스러운 추력 등의 변화는 히스테리시스(hysteresis)적인 정밀추력측정장치의 변화를 초래할 수도 있다[17]. 이와 같은 변화를 보정하기 위하여 엔진 작동 전후에 pre-calibration과 post-calibration을 수행하여 시험 전후 TMR시스템의 변화를 측정하고, TMR시스템의 계측 특성이 선형적이라는 가정하에 추력보정선도를 구하였다[17]. 이와 같은 과정을 통해 획득한 추력 보정선도를 바탕으로 최종적인 추력을 도출해낸다. Fig. 9는 시험장치의 모든 구성이 끝난 후 표준 분동으로 로드셀의 보정을 수행한 결과를 나타낸다. 시험 직전 정밀 보정용 추의 무게와 로드셀 측정값 간의 백분율 차이는 0.47%, 시험 직후에는 0.67%로 측정되었다. 이는 시험 전 TMR시스템의 정밀 보정 시, 최소자승법으로 곡선 맞춤(curve fitting)한 것과 시험 중 갑작스러운 추력 발생 등으로 TMR시스템이 히스테리시스적으로 변화한 결과로 추측된다.

점화형식은 torch spark ignitor를 인젝터 내부에 삽입하여 점화시키는 방법인 내부점화방식을 채택하였다. 점화는 torch spark ignitor에 전원 인가와 동시에 점화기의 추진제 공급 배관을 통해 기체메탄과 기체산소를 공급해줌으로써 이뤄진다.

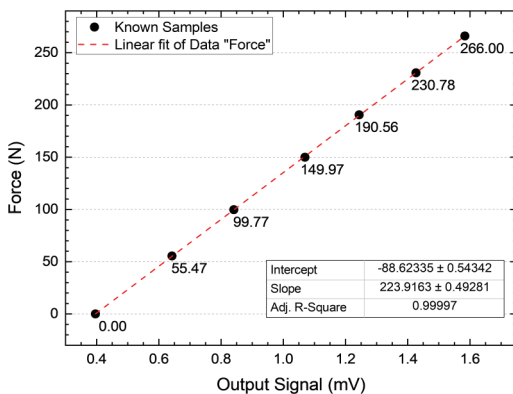


Fig. 9 TMR calibration curve.

현재 본 소형로켓엔진은 heat sink 냉각 방식을 사용하고 있으므로 연소시간을 7초 이내로 제한하였다. 연소실의 압력과 온도는 Fig. 8과 같이 상단, 중단, 하단 등 세 곳에서 측정하였다.

#### 4. 시험결과

연소실의 종횡비와 압력변화에 따른 정상상태 소형로켓엔진의 성능평가에 앞서, 시험평가시스템 검증을 위해 연소실 종횡비 1.8을 갖는 소형로켓엔진의 예비 지상연소시험을 수행하였다. Fig. 10은 그 시험평가 사진을 나타낸다. 시험 시 산화제와 연료는 각각 (1.37, 1.32) MPa로 공급해주었으며, 이때의 유량은 각각 (39.7, 10.4) g/s으로 측정되었다. 여기서 추진제 공급압력은 인젝터 주밸브의 후단과 인젝터 전단 사이의 압력을 일컫는다. 시험에 사용된 엔진은 추진제 밸브의 개구(opening)와 동시에 약 400 ms 정도의 압력상승시간을 거쳐 안정적인 추력을 보이는 것이 확인되었다. Fig. 11은 본 시험평가를 통해 획득한 데이터(추진제 공급압력, 연소실 압력, 추력 그리고 추진제 유량 등)를 정리한 것이다.

예비 지상연소시험의 이론성능 값과 실제 측정된 성능 값은 Table 2에 요약하였다. 측정된 추력과 비추력은 각각 89.2 N, 181.8 s로 이론대비 78.4%의 효율을 보이고, 특성속도와 추력계수는 이론대비 각각 (84.2, 93.1%)의 효율을 보였다.

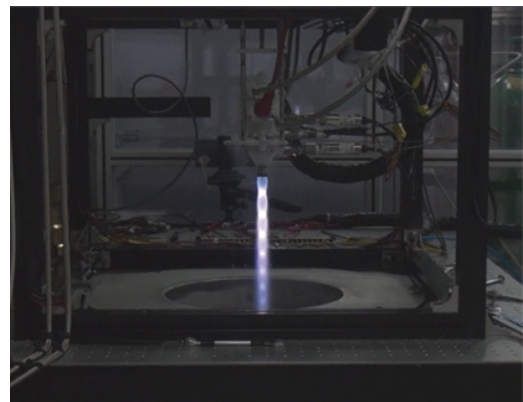


Fig. 10 Image of ground hot-firing test.

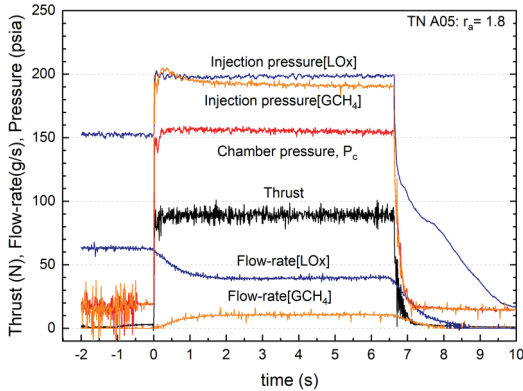


Fig. 11 Test data of test number A05.

Table 2. Test results of TN A05.

Parameter	Theoretical value	Measured value
Thrust	113.8 N	89.2 N
Chamber pressure	1.08 MPa	
(O/F) <sub>mass</sub>	3.82	
Total propellant mass flow rate	50.1 g/s	
Specific impulse	231.8 s	181.8 s
Characteristic velocity	1774.6 m/s	1494.2 m/s
Thrust coefficient	1.281	1.193

비추력, 특성속도, 추력계수 등의 효율이 낮게 나온 것은 본 시험이 시험평가요소기술 확보 및 검증 차원으로 탈설계점에서 진행되었기 때문으로 추측된다. 특성속도 효율은 인젝터의 추진제 미립화 성능 및 연소실 부피와 관계되어 있는데, 본 시험에 사용된 인젝터의 출구 오리피스 직경은 압력강하를 줄이고자 설계값보다 20% 더 크게 설계되었다. 그로 인해 목표 압력에서 인젝터를 통한 액체산소의 미립화가 충분히 이뤄지지 못한 것이 낮은 특성속도 효율의 원인으로 짐작된다.

한편, 연소실에서 추진제 잔류시간(residence time)이 2.42 ms로 도출된 바, 연소실 크기의 적절성 여부는 추후 연구를 통한 검증이 필요해 보인다. 추력계수의 효율은 노즐 설계와 관련 있다. 본 시험에서는 낮은 연소성능으로 인해 연소실 압

력이 목표보다 낮은 1.08 MPa로 형성되었고, 이때의 최적 팽창비는 2.6으로 계산되었다. 따라서 낮은 추력계수 효율의 원인은 해당 연소 압력에서 최적화되지 못한 노즐팽창비 때문으로 사료된다.

## 5. 결 론

기체메탄/액체산소를 이원추진제로 사용하는 소형로켓엔진의 형상설계 및 시험평가시스템의 작동성, 안정성, 데이터 획득 검증을 위한 예비 지상 연소시험을 실시하였다. 시험 결과 추력과 비추력은 이론대비 78.4%의 효율을, 특성속도와 추력계수는 이론대비 각각 (84.2, 93.1)%의 효율을 갖는 것으로 나타났다. 추후 연소성능을 높이기 위해서는 인젝터 출구 오리피스 직경을 줄여 미립화 성능을 향상시킴과 동시에 연소실 크기의 적절성에 대한 검증이 필요할 것으로 보인다. 또 작동 연소실 압력에 최적화된 팽창비를 갖는 노즐을 사용함으로써 추력계수 효율을 높일 수 있을 것으로 예상된다.

성능시험평가 시스템의 핵심요소 중 하나인 정밀추력측정장치의 작동성을 검증한 결과 초기 차이는 0.47%이고 연소시험 중 TMR 측정값의 변화율은 0.2 %p로 나타난 바, 적절한 정밀추력 측정시스템이 구축된 것으로 판단할 수 있다.

## 후 기

본 논문은 과학기술정보통신부와 교육부 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 우주핵심기술개발사업(NRF-2016M1A3A3A02018009)과 기초연구사업(NRF-2016R1D1A3B01012622)의 연구결과임.

## References

1. Lee, K.O., Kim, D.J., Park, S.Y., and Lee, K.J., "An Analysis of Strategies of Engine Development of SpaceX," 51th KSPE Fall Conference, Busan,

- Korea, pp. 249-257, Dec. 2018.
2. Neill, T., Judd, D., Veith, E., and Rousar, D., "Practical Uses of Liquid Methane in Rocket Engine Applications," *Acta Astronautica*, Vol. 65, No. 5-6, pp. 696-705, 2009.
  3. Klepikov, I. A., Katorgin, B.I., and Chvanov, V.K., "The New Generation of Rocket Engines, Operating by Ecologically Safe Propellant-liquid Oxygen and Liquefied Natural Gas(Methane)," *Acta Astronautica*, Vol. 41, No. 4-10, pp. 209-217, 1997.
  4. Bostwick, C., Gibbs, T., and Prabhakar A., "LOx/Methane Engine Utilizing Liquid/Liquid Co-axial Swirl Injector," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, U.S.A., AIAA 2011-838, Jan. 2011.
  5. Dutheil, J.P. and Boué, Y., "Highly Reusable LOx/LCH<sub>4</sub> ACE Rocket Engine Designed for SpacePlane: Technical Maturation Progress Via Key System Demonstrators Results," *7th European Conference for Aerospace Sciences*, Milan, Italy, EUCASS 2017-552, July 2014.
  6. "Chinese Start-up LandSpace Develops Methane Engine for Space Mission," retrieved 18 Sep. 2019 from <https://www.aerospace-technology.com/news/chinese-start-up-landspace-develops-performance/>.
  7. Kato, T., Terakado, D., Nanri, H., Morito, T., Masuda, I., Asakawa, H., Sakaguchi, H., Ishikawa, Y., Inoue, T., Ishihara, S., and Sasaki, M., "Subscale Firing Test for Regenerative Cooling LOx/Methane Rocket Engine," *7th European Conference for Aerospace Sciences*, Milan, Italy, EUCASS 2017-381, July 2017.
  8. Bae, S.H., Kwon, O.C., and Kim, J.S., "Spray Characteristics of Swirl-coaxial Injector According to the Recess Length and Injection Pressure Variation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 4, pp. 68-76, 2016.
  9. Hong, J.Y., Bae D.S., and Kim, J.S., "Effects of the Recess and Propellants Mass Flow on the Flammability Limit and Structure of Methane- Oxygen Diffusion Flame," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 1, pp. 28-35, 2018.
  10. Hong, J.Y., Bae, D.S., and Kim, J.S., "Effects of Swirl/Shear-coaxial Injector on the Dynamic Behavior of Caseous Methane-Gaseous Oxygen Diffusion Flame," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 1, pp. 1 -8, 2019.
  11. 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.
  12. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, 1994.
  13. Hill, P. and Peterson, C., *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, 2<sup>nd</sup> ed., Pearson, 2010.
  14. Lim, J.H., "Spray Characteristics of Gas-Liquid Swirl Coaxial Injectors for Liquid Rocket Engines," Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Seoul National University, Seoul, Korea, 2010.
  15. Spalding, D.B., "A One-Dimensional Theory of Liquid-Fuel Rocket Combustion," A.R.C Technical Report, C.P. No. 445, 1959.
  16. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 8<sup>th</sup> ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., Ch. 3, 2010.
  17. Kim, J.S., Han, C.Y., Lee, K.H., and Jang, K.H., "Test and Evaluation of Liquid Mono-propellant Thruster," *21th KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 61-64, 2003.