

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.1.009>

## 200 N급 GCH<sub>4</sub>/LO<sub>x</sub> 소형로켓엔진의 형상설계와 성능시험평가 (Part II: 정상상태 지상연소시험)

김민철<sup>a</sup> · 김영진<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 II: Steady State-mode Ground Hot-firing Test)

Min Cheol Kim<sup>a</sup> · Young Jin 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

A performance evaluation of the 200 N-class GCH<sub>4</sub>/LO<sub>x</sub> small rocket engine was performed through ground hot-firing test. As a result, the combustion pressure and thrust raised with the increase of the oxidizer supply pressure, and thus the specific impulse, characteristic velocity, and their efficiency increased. The characteristic velocity was measured at about 90% performance efficiency. The change of chamber aspect ratio did not affect the performance of the rocket engine in the test condition specified. In addition, uncertainty evaluation was conducted to ensure the reliability of the test results.

#### 초 록

200 N급 기체메탄/액체산소 소형로켓엔진의 성능시험평가 수행되었다. 산화제 공급압이 증가함에 따라 연소압과 추력이 증가하였으며, 이에 따라 비추력과 특성속도 및 그 효율이 증가하였다. 특성속도는 약 90%의 성능효율로 측정되었다. 시험조건에 따른 연소실 종횡비 변화는 추력성능에 영향을 미치지 않았다. 또한, 시험결과의 신뢰도 확보를 위하여 불확도평가를 수행하였다.

Key Words: Methane(메탄), Ground Hot-firing Test(지상연소시험), Rocket Engine(로켓엔진), Performance Evaluation(성능평가), Uncertainty(불확도)

#### 1. 서 론

추진기관의 개발 및 운용에 있어 최근 환경문제 및 추진제 취급안전성 등이 대두되면서 로켓 선진국을 중심으로 환경친화성과 경제성을 아우

르는 추진제의 필요성이 부각되고 있다. 액체메탄/액체산소(LCH<sub>4</sub>/LO<sub>x</sub>) 이원추진제 조합은 단일 분자에서 유래하는 메탄의 일관된 물리적 성질로 인해 우주선에서 추진을 위한 유망한 추진제 조합 중의 하나로 주목받아 왔다. 또한, LCH<sub>4</sub>/LO<sub>x</sub> 조합의 밀도 비추력은 LH<sub>2</sub>/LO<sub>x</sub> 보다 2배 크고, Kerosene(RP-1)/LO<sub>x</sub>와는 거의 유사한 비추력 성능을 가지며 또, LO<sub>x</sub>와 유사한

저온특성을 갖기 때문에 추진기관의 개발 및 운용 비용을 저감 할 수 있어 경제성 측면에서 매우 우수하다. 이 밖에도, 높은 coking margin을 갖는 액체메탄은 냉각제(coolant)로서의 성능이 우수하여 재생냉각 방식으로서의 적용이 유리할 뿐만 아니라, 기존의 추진제와 비교하여 안정적인 연소가 가능한 것으로 알려져 있다[1]. 근래에 달/화성 탐사에 대한 관심이 증대됨에 따라 행성의 현지자원활용(In-situ Resource Utilization, ISRU)이 주목받고 있는 가운데 미국항공우주국(NASA)의 과학자들과 엔지니어들은 유인탐사선 및 달착륙선 등의 추진기관으로 LCH<sub>4</sub>/LOx 엔진을 개발하고 있으며[2-4], Ariane Group은 또한, 400 kN 급 추력실, 가스발생기의 설계 및 제조를 포함하여 CH<sub>4</sub>/LOx 엔진 연구개발을 진행 중이다[5]. 이외에도 메탄을 연료로 사용하는 추진기관 개발을 위한 연구는 미국 외 러시아, 일본, 그리고 중국 등에서 활발하게 진행되고 있기도 하다[6-11].

본 연구팀은 LCH<sub>4</sub>/LOx 이원추진제 소형로켓 엔진의 핵심요소 부품인 인젝터, 연소실, 그리고 초음속 노즐 등으로 구성되는 추력실의 최적설계제원 도출과 엔진성능평가기반 구축을 목표로 하고 있다.

선행연구로 모델연소실을 이용한 GCH<sub>4</sub>/GOx 확산화염의 연소특성과 리세스에 따른 스웰/전단 인젝터의 성능특성을 연구한 바 있다[12,13]. 또한, NASA의 CEA (Chemical Equilibrium with Applications)를 활용하여 메탄을 연료로 사용하는 이원추진제 로켓엔진의 이론성능특성을 분석하여 설계변수를 도출하였으며[14], 이에 따른 200 N급 GCH<sub>4</sub>/LOx 로켓엔진의 진공에서의 이론성능을 Table 1에 요약한다.

본 논문(Part II)에서는 Part I에서 구축된 시험장치로부터 200 N급 GCH<sub>4</sub>/LOx 로켓엔진의 기초 시험데이터 확보를 위해 이론설계점이 아닌 탈설계점에서 시험결과를 바탕으로 산화제 공급압력 및 연소실 중형비를 시험변수로 적용한 성능평가가 기술된다. 소형로켓엔진의 정상상태 연소모드(steady-state firing mode)로 수행된 연소시험을 통해 시험모델별 추진제 유량, 추력,

Table 1. Theoretical performance of 200 N-class GCH<sub>4</sub>/LOx small rocket engine.

Parameter	Specification
thrust, $F_{vac}$	200 N
Chamber pressure, $P_c$	209 psia ( $\approx 1.44$ MPa)
(O/F) <sub>mass</sub> *	3.3
Nozzle expansion ratio, $\epsilon$	50
Specific impulse, $I_{sp}$	372.8 s
Total propellant flow-rate, $\dot{m}_t$	54.71 g/s

\* $(O/F)_{stoich}=4.0$

비추력 및 특성속도 등을 정량적으로 비교하고 그 성능을 검증하고자 한다. 추가적으로 최종평가 결과의 합리적인 신뢰를 부여하고 타당성을 확보하고자 1993년에 국제표준화 기구에서 발행한 ‘측정불확도 표현 지침서(Guide to the expression of Uncertainty in Measurement, GUM)’에 따라 측정불확도를 평가하였다[15].

## 2. 시험 장치 및 방법

GCH<sub>4</sub>/LOx 소형로켓엔진의 성능평가를 하기 위한 시험장치는 소형로켓엔진, 정밀추력측정장치(Thrust Measurement Rig, TMR), 정밀유량계, 데이터 수집 및 제어장치(Data Acquisition and Control System, DACS), 각종 유량제어밸브(Flow Control Valve, FCV) 및 센서, 그리고 연료 및 산화제 공급장치로 구성되며, 이를 Fig. 1에 도시한다.

소형로켓엔진은 단일 동축형 스웰인젝터, 토치스파크 점화기(torch spark igniter), 연소실, 그리고 초음속 노즐 등으로 구성되어 있다. 연소실에서 추진제가 연소하는 동안 가능한 한 완전연소를 위해 추진제 미립화 성능이 우수하고 연소불안정성이 적은 스웰인젝터를 사용한다. 본 시험에 사용된 인젝터는 중심부에서 액체산소가 스웰을 가지고 분사되고 환형부에서는 기체메탄이 스웰 없이 jet 분사가 이뤄진다. 인젝터는 SS

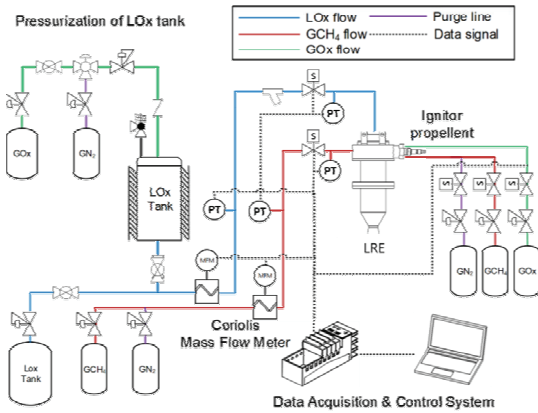


Fig. 1 Schematic of experimental setup[14].

(Stainless Steel) 316L로 제작되었으며 연소챔버와 초음속 노즐은 높은 화염온도를 고려하여 Inconel625로 제작하였다.

연소기 및 초음속 노즐의 냉각을 위해 막냉각이 적용되는 조건과 비교자료로 활용하기 위해 냉각은 heat sink 방식으로 진행하였다. 개발모델의 연소성능 평가를 위해 고정된 연소실의 특성길이(characteristic length,  $L^*$ ) 1.71 m에서 종횡비(Aspect Ratio,  $AR=L_c/D_c$ )에 따른 변화를 관찰하고자 AR 1.5, 1.8 및 2.1의 연소실을 설계/제작하였다. 초음속 노즐은 고고도 혹은 우주공간에서의 작동을 목표로 팽창비 50으로 설계되었으나, 성능검증 단계인 지상연소시험시 노즐 내부에 충격파 및 유동박리의 발생을 최소화할 수 있도록 팽창비 3.2를 갖는 별도의 벨형 노즐(bell nozzle)을 Rao 작도법[16]으로 설계/제작하여 본 시험에 적용하였다.

추진제 공급압력에 따른 정상상태 연소모드에서 획득된 시험데이터를 바탕으로, 정밀 보정과정을 거쳐 변환된 정밀 추력(thrust,  $F$ ), 추진제 유량, 그리고 비추력(specific impulse,  $I_{sp}$ ) 및 특성속도(characteristic velocity,  $c^*$ ) 등이 도출된다.

정밀추력측정장치는 레일시스템을 이용한 수직형 1분력 측정장치로, 추력손실량을 최소화하고자 힘의 작용 방향으로 원활한 이동이 가능하도록 제작하였으며, 교정용 추(calibration mass)를 사용하는 하중인가 방식으로 보정곡선을 산

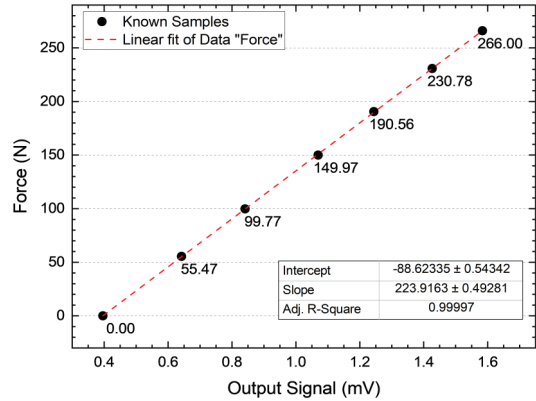


Fig. 2 Calibration curve of TMR[14].

출한다. 연소시험준비가 완료되면 엔진과 계측기에 관계하는 모든 부속물들이 연결된 상태에서 교정용 추를 단계별로 적재하여 TMR의 정밀보정을 수행하는데 Fig. 2는 그와 같이 얻은 전형적인 보정곡선을 도시한다.

점화형식은 토치스파크점화기를 사용하여 내부점화를 이루어진다. 산화제 공급부는 외부로의 열전달을 최소화하기 위해 단열재로 마감하였으며 기체산소로 가압하여 공급한다.

LOx 공급배관의 냉각과 함께 산화제를 선공급 후 점화기가 작동되며, 이후 GCH<sub>4</sub>가 주입되어 로켓엔진이 작동된다. GCH<sub>4</sub>의 시험유량조건은 약 10 g/s(설계유량의 약 78.7%)로 유지하여, 산화제 공급압력의 변화를 통해 단계적으로 추진제 유량을 조절하였다. 본 논문에서 사용된 로켓엔진은 막냉각시스템이 적용되지 않아 부품손상 및 안전을 고려하여 연소시간을 7초 이내로 제한하였다. 실험과정에서 압력, 추력, 유량 데이터 등은 DACS를 통해 100 Hz로 샘플링하여 실시간 저장된다.

### 3. 결과 및 고찰

종횡비 AR 2.1,  $L^*=1.71$  m 모델의 연소시험에 대한 추력, 추진제 질량유량 및 연소실 압력을 Fig. 3에 도시한다. 산화제 공급압력(LOx supply

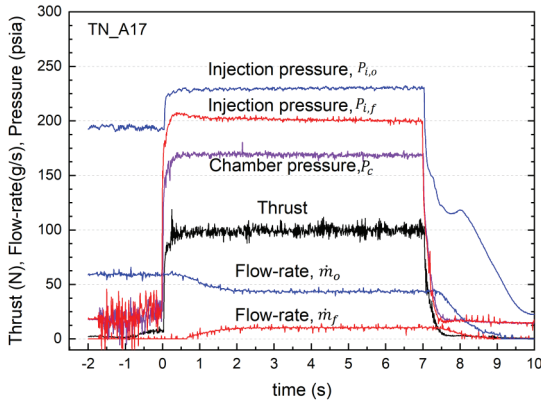


Fig. 3 Test result at 255 psia of LOx supply pressure (AR=2.1).

Table 2. Ground hot-firing test condition.

AR	Pressure (pisa)		(O / F) mass
	LOx Supply $P_{s,o}$	Chamber $P_c$	
1.5	220	156.2	3.91
	225	170.2	4.23
	320	199.1	4.85
1.8	220	151.7	3.68
	225	168.9	4.15
	320	190.3	4.98
2.1	220	154.7	3.84
	225	170.4	4.23
	320	198.4	5.38

pressure,  $P_{s,o}$ )은 산화제 주밸브 전단의 압력이며, 산화제 주입압력(LOx injection pressure,  $P_{i,o}$ )은 산화제 주밸브 후단과 인젝터 전단의 압력을 측정하는 것이다. 시험에 사용된 엔진은 밸브의 개구(opening)와 동시에 400 ms 전후의 압력상승시간을 거쳐 안정적인 추력성능을 보인다. 산화제 주입압력  $P_{i,o}$ 이 연소시험 작동 종료 후 비선형적인 tail-off 양상을 보이는데 이는 산화제 주공급밸브에서부터 인젝터 면에 이르는 공급계통의 용적에 해당하는 드리블 볼륨(dribble volume) 내 액체산소의 증발의 영향으로 판단된다.

연소실 종횡비 및 산화제 공급압력변화에 따른 연소압과 혼합비를 Table 2에 요약한다.

Fig. 4는 종횡비 1.8 모델의 산화제 공급압력에 따른 추진제의 유량변화(LOx 유량( $\dot{m}_o$ ), GCH<sub>4</sub> 유량( $\dot{m}_f$ )) 및 추력거동을 나타낸다. 고정된 메탄 유량(약 10 g/s)에서 산화제 공급압력이 증가하면 산화제 유량이 증가하는데 이에 따라 연소실의 압력증가로 추력이 상승하는 것이 확인된다.

Fig. 5에서 볼 수 있듯이, AR 1.5, 1.8 및 2.1에서의 추력거동변이는 없는 것으로 확인된다. 이는 고정된 연소실의 특성길이로부터 기인한 연소실의 체적변화가 없기 때문에 나타난 결과로 판단된다.

추력  $F$ , 비추력  $I_{sp}$ , 특성속도  $c^*$ , 그리고 CEA로 도출한 이론성능으로부터 이들의 효율(efficiency,  $\eta$ )을 비교한 결과를 Fig. 6에 도시한다. 로켓엔진의 성능을 나타내는 비추력은 추력과 추진제유량에 대한 비로, 측정된 평균추력 및 추진제유량을 Eq. 1에 대입하여 산출하였으며 특성속도와 추력계수(thrust coefficient,  $C_f$ )의 곱으로도 표현된다.

$$I_{sp} = \frac{F}{g_0(\dot{m}_o + \dot{m}_f)} = \frac{c^* \times C_f}{g_0} \quad (1)$$

또한, 노즐성능과 관계없이 로켓엔진의 연소성능에 관계되는 특성속도는 연소시험에서 측정된 연소실 압력  $P_c$ 와 노즐 목면적  $A_t$ , 그리고 추진제 유량을 Eq. 2에 대입하여 산출하였다.

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_o + \dot{m}_f} \quad (2)$$

비추력  $I_{sp}$ 은 AR 2.1,  $P_{s,o}$ =2.21 MPa의 경우를 제외하고 산화제 공급압력 220 psia(≈1.52 MPa)에서 320 psia(≈2.21 MPa)로 증가함에 따라 비추력 및 효율이 상승한 것이 확인된다. 특성속도  $c^*$ 는 산화제 공급압력 변화에 따라 비추력과 유사한 경향으로 변화하였으며, 그 효율 또한 유사하였다. 상압기준에서 기체메탄의 열확산도(thermal diffusivity,  $\alpha_{@300K}$  ≈  $2.34 \times 10^{-5}$  m<sup>2</sup>/s)가 액체메탄( $\alpha_{@sat}$  ≈  $1.29 \times 10^{-7}$  m<sup>2</sup>/s)에 비해 180배 이상 높고[17], 상대적으로 큰 모멘텀을 가진 LOx가 연소실에

서 GCH<sub>4</sub>와의 모멘텀교환으로 혼합을 증대시켜 연소반응에 적극 참여한 결과는 연소압력과 효율을 증가시킨 것으로 판단된다. 또, 특성속도 효율에 비해 비추력 효율이 낮은 것은 지상연소시험 시 이론설계점에서의 시험조건이 아닌 탈설계점에서의 시험조건이므로 Eq. 1과 같이 노즐성능에 관계되는 추력계수  $C_f$ 에서의 효율감소

에 비롯된 것으로 확인된다.

AR 2.1,  $P_{s,o}=320$ psia)에서 비추력 및 특성속도가 일반적인 경향에서 벗어난 것이 확인되는데 이는 해당 시험종료 후 센서포트에서 leak를 확인한 바, 연소압 손실의 영향으로 판단된다. 동일 공급유량임에도 연소압이 낮을 경우 특성속도의 저감이 예측되는 바, 추후 지상연소시험시

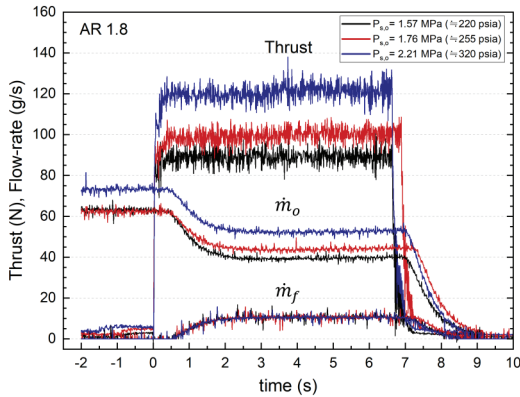


Fig. 4 Variation of thrust and propellant flow rate according to oxidizer supply pressure (AR = 1.8).

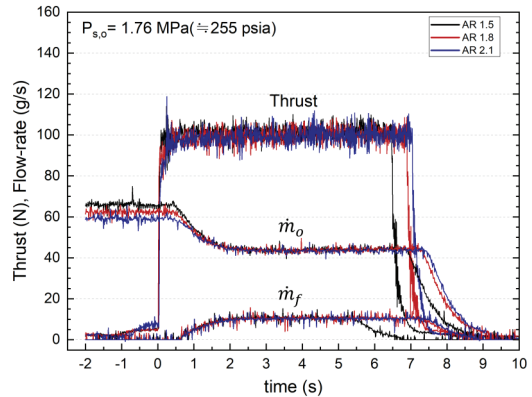


Fig. 5 Variation of thrust and propellant flow rate according to aspect ratio ( $L^* = 1.71$  m).

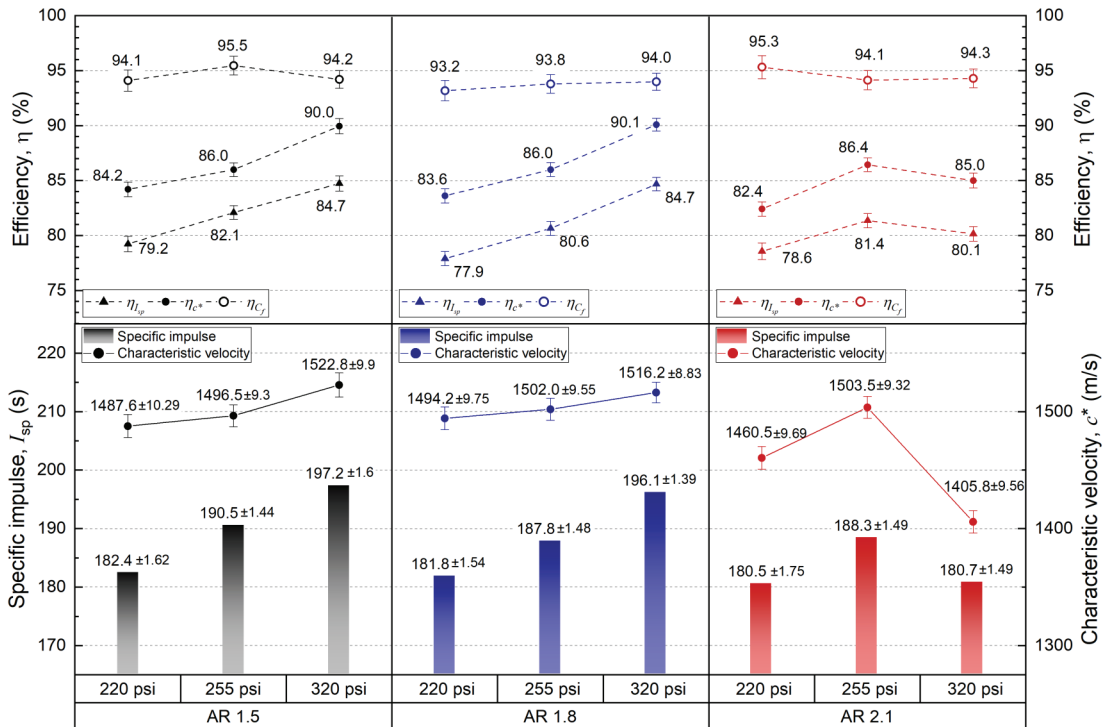


Fig. 6 Specific impulse, characteristic velocity, and their efficiencies according to varying with test conditions.

해당 내용을 재고할 수 있을 것으로 판단된다.

동일한 특성길이를 가진 연소실의 중형비 변화에 따른 비추력 및 효율은 근소한 차이만이 관찰된다.

## Appendix

불확도 평가를 위하여, GUM의 표준안에 제시된 방법은 1차 Taylor 급수 전개를 이용한 근사식에 기반하며, 불확도 성분의 평가는 반복측정된 값들에 계산되는 A형 불확도 평가(type A evaluation of uncertainty)와 표본자료의 통계적인 분석이 아닌 다른 정보에 근거하여 가정한 확률분포로부터 계산하는 B형 불확도 평가(type B evaluation of uncertainty)로 구분되며 이 두 유형의 불확도는 하나의 합성불확도로 나타낼 수 있다.

관계식(data reduction equation)으로부터 도출되는 추정값의 합성표준불확도(combined standard uncertainty,  $u_c(y)$ )는 측정결과의 추정된 표준편차로 RSSM(Root Sum Square Method)에 따라 합성한 것으로 Eq. 3와 같이 표현된다.

$u(x_i)$ 는  $x_i$ 의 표준불확도이며,  $\partial y/\partial x_i$ 는 감도계수(sensitivity coefficient,  $c_i$ ),  $r(x_i, x_j)$ 는  $x_1, x_2$ 의 상호의존성을 나타내는 상관계수(correlation coefficient)로  $-1 \leq r(x_i, x_j) \leq 1$ 의 값을 가진다.

$$u_c(y) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left[ \left( \frac{\partial y}{\partial x_i} \right) \cdot u(x_i) \right]^2 + 2 \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n \frac{\partial y}{\partial x_i} \frac{\partial y}{\partial x_j} r(x_i, x_j) u(x_i) u(x_j)} \quad (3)$$

불확도인자간 독립이고, 상관관계가 없다면 Eq. 4와 같다.

$$u_c(y) = \sqrt{\sum_{i=1}^n u^2(x_i)} \quad (4)$$

$\dot{m}_o, \dot{m}_f, F, P_c$ 의 측정값에 대하여 반복측정에 의한 불확도  $u_r$ 는 샘플링된 데이터 수 ( $n=400$ )를 가진 표본평균의 표준편차  $s$ 를 도출하고 측정횟수의 제곱근으로 나눈값( $u_c(y) = s/\sqrt{n}$ )을 적용한다. 그리고 추력측정장치로부터 외부저항을 고려하여 최소자승법(Least Mean Square, LMS)으로 TMR을 교정하였기 때문에 이에 의한 교정곡선의 불확도  $u_{cal}$ 을 반영하였다. 교정곡선의 표준불확도는 Eq. 3와 Fig. 4에 사용된 데이터를 이용하여 도출하였다. A형 표준불확도  $u_A$ 는  $u_r$ 와  $u_{cal}$ 를 Eq. 5와 같이 RSSM으로 합성하여 도출하였다.

계측값은 전압공급원을 거쳐 센서의 출력값을 DACS를 통하여 획득되는 과정을 거치므로 B형 표준불확도  $u_B$ 는 각 센서와 A/D converter, 그리고 전압공급원에 의한 인자를 포함하여 산정하였으며, 분해능(resolution), 출력 안정성, 반복성, 선형성 및 히스테리시스에 관련된 불확도인자를 직사각형 확률분포로 가정하여 합성하였다.

최종적으로 측정량에 대해 합리적인 신뢰수준(Clearance Level, C.L.)에 상당하는 확장불확도(expanded uncertainty, U)는 Eq. 5과 같이 표현되며, 유효자유도는 무한대로 가정하였고, t-분포표에서 신뢰수준 95.45%에 해당되는 포함인자(coverage factor,  $k=2$ )를 사용하여 측정값들의 확장불확도를 도출하였다.

$$U = k \cdot u_c(y) \quad (5)$$

대표적인 측정값의 확장불확도를 추정값  $y$ 로 나눈 상대확장불확도  $U/y$ 를 Table 3에 나타낸다. 비추력  $\pm 0.79\%$ 의 확장불확도는  $\pm 1.49$  s에 해당되어 시험간 허용범위에 속하는 반면, 특성속도는  $\pm 0.62\%$ 임에도  $\pm 9.32$  m/s의 변동구간이 존재함에 따라 불확도 평가대상으로써 특성속도는 적합하지 않은 것으로 확인되며, 압력과 유량 측정에 있어 발생하는 fluctuation에 대해 추가적인 분석이 필요할 것으로 판단된다.

Table 3. Relative expanded uncertainty of test parameters at AR 2.1,  $P_{s,o}=255$  psia.

Relative expanded uncertainty $\pm U/y$ (C.L 95.45%, k=2)			
parameter	%	parameter	%
$\dot{m}_o$	±0.35	$P_c$	±0.51
$\dot{m}_f$	±1.09	$I_{sp}$	±0.79
$F$	±0.90	$c^*$	±0.62

#### 4. 결 론

200 N급 GCH<sub>4</sub>/LOx 이원추진제 소형로켓엔진을 설계제작하여 성능평가를 위한 연소시험을 수행하였다. 또한, 측정값의 표준불확도를 계산하고 이를 입력량으로 하는 비추력 및 특성속도에 대한 확장불확도를 도출하였다.

성능시험결과, 산화제 공급압력의 증가로 LOx 유량이 증가하였으며 이에 따라 연소압이 증가하였다. 반면 LOx 유량증가에 따라 연료과농조건에서 연료희박조건으로 추진제 혼합비가 증가하였음에도 특성속도는 감소하지 않고 오히려 증가하는 경향이 확인되는데 이는 인젝터에서 LOx의 미립화가 향상됨에 따라 연소효율이 증가하여 나타난 결과로 판단된다. 비추력과 그 효율은 특성속도가 향상됨에 따라 그와 유사하게 증가하였다. 연소실 중형비에 따른 연소시험에서는 비추력 및 특성속도의 성능에 큰 변화가 관찰되지 않았다. 본 결과는 향후 200 N GCH<sub>4</sub>/LOx 소형로켓엔진의 개발과정에서 연소성능을 예측하는 기본데이터로 활용될 것이다.

이와 같이, 소형로켓엔진의 설계와 지상연소시험을 통해 시험장치의 작동성, 안정성 그리고 정밀한 데이터 획득을 검증하였다. 이에 기초설계 자료 및 시험절차를 확립하였으며, 본 시험 결과로부터 설계인자의 수정을 통하여 최적화를 진행할 계획이다. 또한 막냉각 방식을 도입하여, 연소실의 냉각성능에 미치는 영향을 심층분석하고 3분 이상 장기간 작동할 수 있는 소형로켓엔진 개발을 지속적으로 수행할 예정이다.

#### 후 기

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

#### References

1. Excoffon, T. and Borromee, J., "Future European Reusable Propulsion Systems," *Proceedings of the International Symposium on Space Technology and Science*, Vol. 23, No. 2, pp. 2558-2563, 2002.
2. Stanly, D., "Exploration Systems Architecture Study," NASA TM-2005-214062, 2005.
3. Melcher IV, J.C. and Allred, J.K., "Liquid Oxygen/Liquid Methane Test Results of the RS-18 Lunar Ascent Engine at Simulated Altitude Conditions at NASA White Sands Test Facility," *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Denver, C.O., U.S.A., AIAA 2009-4949, Aug. 2009.
4. Marshall, W.M. and Kleinhenz, J.E., "Hot-Fire Testing of 100 lbf LOx/LCH4 Reaction Control Engine at Altitude Conditions," *JANNAF 57th JPM/7th MSS/5th LPS/4th SPS Joint Subcommittee Meeting*, Springs, C.O., U.S.A., May. 2010.
5. Boué, Y., Vinet, P., Magniant, S., Motomurac, T., Blasid, R., and Dutheile, J.P., "LOx/methane Reusable Rocket Propulsion at Reach with Large Scale Demonstrators Tested," *Acta Astronautica*, Vol. 152, pp. 542-556, 2018.
6. Hurlbert, E., McManamen J., and Studak, J.W., "Advanced Development of a Compact 5-15 lbf Lox/Methane Thruster for an Integrated Reaction Control and Main Engine Propulsion System," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Diego,

- C.A., U.S.A., AIAA 2011-6113, Aug. 2011.
7. Lux, J. and Haidn, O., "Flame Stabilization in High-Pressure Liquid Oxygen/Methane Rocket Engine Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 1, pp. 15-23, 2009.
  8. Judd, D., Buccella, S., Alkema, M., Hewitt, R., McLaughlin, B., Hart G., and Veith, E., "Development Testing Of LOX-Methane Engine For In-Space Propulsion," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Sacramento, C.A., U.S.A., AIAA 2006-5079, Jul. 2006.
  9. 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.
  10. 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, F.L., U.S.A., AIAA 2011-838, Jan. 2011.
  11. Kim, J.S., Kim, M.C., Kim, Y.J., Hong J.Y., and Bae, D.S., "Performance Characteristics of the Hundreds-Newton Class Thruster Using Gaseous Methane and Liquid Oxygen as Propellants," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, No. 305, EUCASS-PP0574, Madrid, Spain, Jul. 2019.
  12. Hong, J.Y, Bae D.S., and Kim, J.S., "Effects of Swirl/Shear-coaxial Injector on the Dynamic Behavior of Gaseous Methane-Gaseous Oxygen Diffusion Flame," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23 No. 1, pp. 1-8, 2019.
  13. 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.
  14. Kim, Y.J., Kim, M.C., and Kim, J.S., "Configuration Design, Hot-firing Test and Performance Evaluation of 200 N-Class GCH<sub>4</sub>/LOx Small Rocket Engine (Part I: A Preliminary Design and Test Apparatus)" *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 1, pp. 1-8, 2020.
  15. International Organization for Standardization (ISO), "Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement," ISO/IEC Guide 98-3, 2008.
  16. Rao, G.V.R., "Recent Developments in Rocket Nozzle Configurations," *American Rocket Society Journal*, Vol. 31, No. 11, pp. 1488-1494, 1961.
  17. Cengel, Y.A., Cimbala, J.M., and Turner, R.H., *Fundamentals of Thermal-fluid Sciences*, 5th ed., McGraw-Hill Education, New York, N.Y., U.S.A., pp. 970-1009, 2016.