

200 N급 기체메탄/액체산소 소형로켓엔진의 형상설계와 성능시험평가

Configuration Design and Performance Test of 200 N-Class Gaseous Methane/Liquid Oxygen Small Rocket Engine

서론

우주비행체의 추진기관은 인공위성, 우주탐사선 등의 임무수행에 따라 자세제어 및 궤도기동용으로 다양하게 개발되어 왔으며, 추진기관의 개발 및 운용에 있어 최근 환경문제 및 추진제 취급안정성 등이 대두되면서 로켓선진국을 중심으로 환경친화성과 경제성을 아우르는 추진제의 필요성이 부각되었다. 이에 따라 액체메탄/액체산소(LCH<sub>4</sub>/LOx) 이원추진제 조합은 단일 분자에서 유래하는 메탄의 일관된 물리적 성질 측면으로 인해 우주선에서 추진을 위한 유망한 추진제 조합 중의 하나로 주목받아 왔다. 메탄을 연료로 사용하는 추진기관 개발을 위한 연구가 미국 외 러시아, 유럽, 일본, 그리고 중국 등에서 활발하게 진행되고 있다.

본 연구팀은 메탄-산소 이원추진제 소형로켓엔진의 핵심요소 부품인 인젝터, 연소실, 그리고 초음속 노즐 등으로 구성되는 추력실의 최적설계제원 도출과 엔진성능평가기반을 구축하고자 한다. 액체메탄을 연료로 하는 이원추진제 소형로켓엔진(bipropellant small rocket engine) 개발에 앞서, 200 N급 기체메탄(gaseous methane, GCH<sub>4</sub>)/액체산소(liquid oxygen, LOx) 개발모델 엔진의 설계자료를 확보하고, 이에 따른 추력 성능을 평가하기 위한 핵심기술을 구축하고자 수행된 지상연소시험(ground firing-test) 결과를 제시하고자 한다.

이론성능해석 및 형상설계

메탄/산소 이원추진제 소형로켓엔진의 형상 설계를 위한 첫 번째 단계로 이론성능해석을 통하여 형상설계에 필요한 설계인자들을 도출하였다. 이론성능을 분석하기 위해 연소실 내부의 화학반응은 평형상태로 가정하여 NASA에서 제공하는 CEA (Chemical Equilibrium and Applications) code를 활용하였고, 해석에 필요한 열역학적 물성치, 최적 노즐팽창비( $\epsilon=A_e/A_t$ ), 최적의 추진제혼합비 ( $O/F$ )<sub>mass</sub> 등을 도출하였다. Fig. 1은 추진제 혼합비에 따른 진공비추력 및 화염온도를 도시한다.

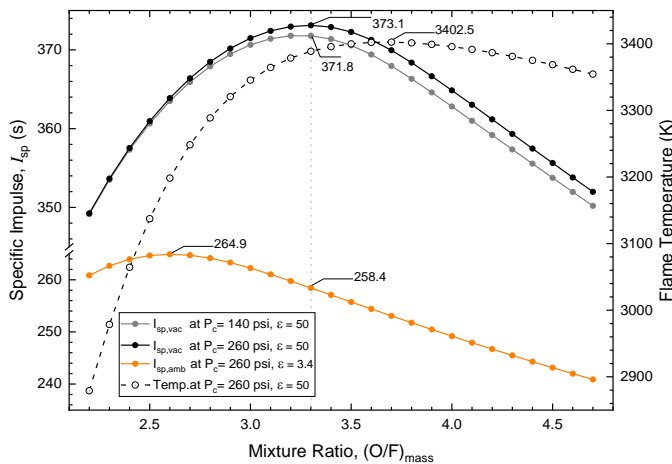


Fig. 1.  $I_{sp}$  and flame temperature profiles with varying  $(O/F)_{mass}$  and chamber pressure.

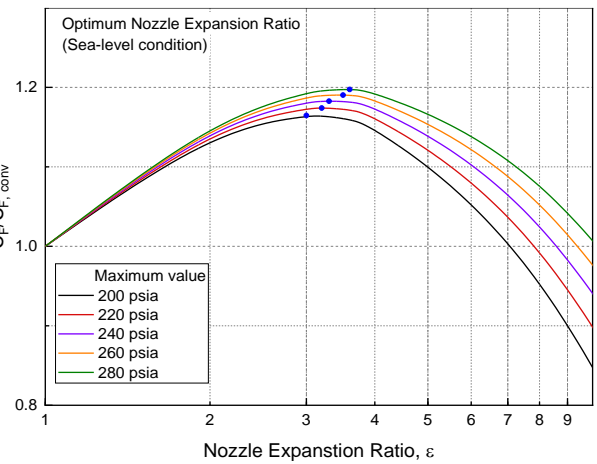


Fig. 2. Thrust performance of quasi-one dimensional isentropic nozzle according to the chamber pressure at  $(O/F)_{mass}=3.3$ .

추진제의 완전연소만을 고려했을 때 이론당량비( $(O/F)_{mass}=4.0$ )에서 가장 높은 비추력성능을 기대할 수 있으나, 화학평형 해석에 의하면 이론당량비 이하(연료과농상태, fuel-rich condition)의 추진제 혼합비에서 가장 높은 비추력이 도출된다. 즉, 연소압 260 psia에서 비추력 및 화염온도는 메탄/산소의 이론당량비 보다 낮은  $(O/F)_{mass}=3.3$ ,  $(O/F)_{mass}=3.7$ 에서 각각 373.1 s, 3402.5K로 나타난다. 고진공환경의 연소시험을 진행하기에는 많은 비용이 소요되므로 지상연소시험을 통해 진공에서의 작동성능을 유추하게 된다. 노즐 팽창비는 로켓엔진시스템의

운용고도 및 임무특성 등을 고려하여 선정되어야 하지만, 엔진 개발의 시작단계에서는 지상연소시험을 통한 추력실의 연소성능 검증이 선행되어야 하므로 지상연소시험을 고려한 로켓엔진의 노즐 팽창비를 결정하기 위하여 200 psia부터 280 psia까지의 연소실압력에 따른 노즐의 준-1차원 등엔트로피 성능해석을 수행하였고, 그 결과를 Fig. 2에 도시한다. 연소실 압력이 상승함에 따라 최대 추력을 낳는 최적 팽창비가 증가하는 것이 그림에서 확인된다. 연소실 압력 260 psia 일 경우,  $\epsilon=3.4$ 에서 추력계수가 가장 큰 값을 보인다. Fig. 1에서의 지상비추력  $I_{sp,amb}$ 는  $\epsilon=3.4$ 에서  $(O/F)_{mass}$ 에 따른 비추력을 도출한 결과로 지상환경일 때는  $(O/F)_{mass}=2.6$ 일 때 최대 비추력인  $I_{sp,amb}=264.9$  s를 갖고,  $(O/F)_{mass}=3.3$ 에서  $I_{sp,amb}=258.4$  s를 갖는 것이 확인된다.

개발모델의 연소기의 연소성능 평가를 위해 고정된 특성길이 1.35 m에서 연소실 종횡비(Aspect Ratio, AR)에 따른 성능변화를 관찰하고자 종횡비 1.5, 1.8 그리고 2.1의 연소실을 설계/제작하였다. 초음속 노즐은 고고도 혹은 우주공간에서의 작동을 목표로 팽창비 50:1로 설계되었으나, 성능검증 단계인 지상연소시험시 노즐 내부에 충격파 및 유동박리의 발생을 최소화할 수 있도록 팽창비 3.4:1을 갖는 별도의 벨형 노즐(bell nozzle)을 Rao 작도법으로 설계/제작하여 본 시험에 적용하였다. 이에 따른 200 N급 GCH<sub>4</sub>/LOx 로켓엔진의 지상연소 목표성능을 table 1에 요약한다.

Table 1. Ground hot-firing target performance of 200 N-class GCH<sub>4</sub>/LOx small rocket engine.

Parameter	Specification
Thrust, $F$	172.9 N (sea level)
Specific impulse, $I_{sp,amb}$	258.4 s (sea level)
Total propellant flow-rate, $\dot{m}_t$	68.54 g/s
Mixture ratio, $(O/F)_{mass}$	3.3
Nozzle expansion ratio, $\epsilon$	3.4 (sea level)
Chamber pressure, $P_c$	1.79 MPa (260 psi)
Characteristics length, $L^*$	1.35 m

\*(O/F)<sub>stoich</sub>=4.0

### 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. 3에 도시한다.

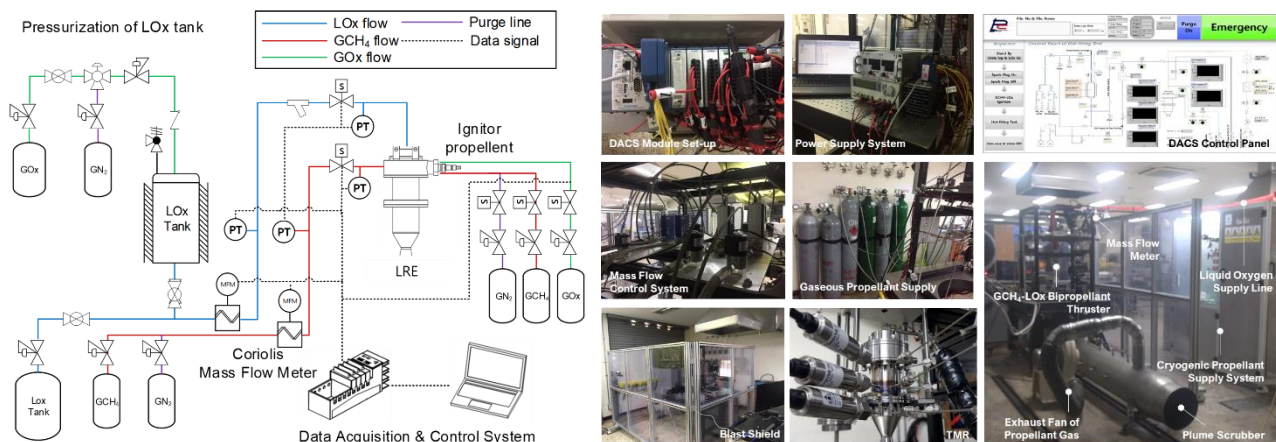


Fig. 3. Experimental setup.

### 결과 및 고찰

중횡비 AR 2.1,  $L^*=1.35$  모델의 연소시험에 대한 추력, 추진제 질량유량 및 연소실 압력을 Fig. 4에 그 연소시험형상을 Fig. 5에 각각 도시한다. 산화제 공급압력(LOx supply pressure,  $P_{s,o}$ )은 산화제 주 공급밸브 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. 압력과 추력은 각각 상대표준편차 1%와 5% 이하의 변동률을 보인다. 연소실 중횡비 및 산화제 공급압력변화에 따른 각 엔진의 평균추력과, 추진제유량 및 압력, 그리고 그에 따른 비추력 및 특성속도 등의 성능변수들은 엔진 작동 종료전 4초간의 계측, 데이터를 대상으로 보정처리하는데, Table 2는 그 시험조건 및 성능변수들을 정리하고 있다.

Table 2에 나타내는 시험성능(추력  $F$ , 비추력  $I_{sp}$ , 특성속도  $C^*$ )과 CEA로 도출한 이론성능으로부터 이들의 효율(efficiency,  $\eta$ )을 비교한 결과를 Fig. 6에 도시한다. Fig. 6에서 Test No. A18의 경우를 제외하고 산화제 공급압력 220 psia에서 320 psia로 증가함에 따라 비추력 및 효율이 상승하는 것이 확인된다.

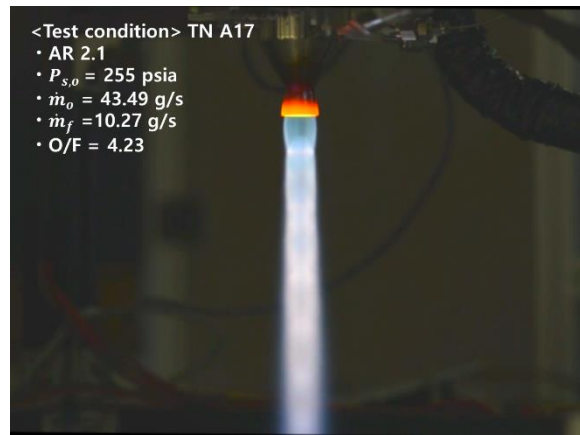
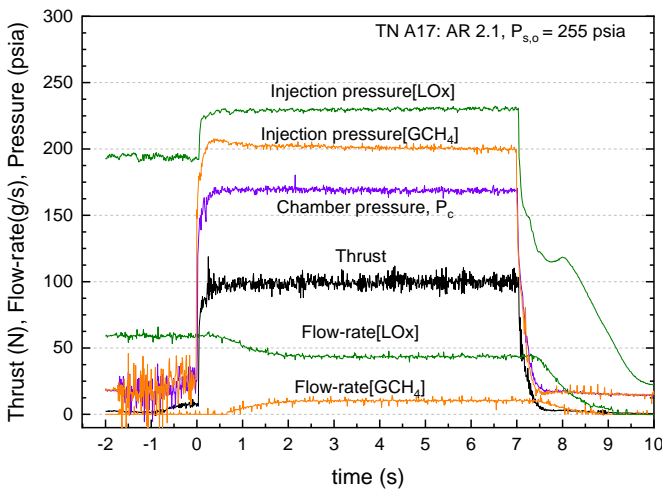


Fig. 4. Variational behavior of thrust, propellant supply pressure, chamber pressure, and mass flow rate at steady-state mode.

Fig. 5. Firing configuration of GCH<sub>4</sub>/LOx small rocket engine.

Table 2. Ground hot-firing test condition.

Test No.	Aspect Ratio	Pressure (psia)				Flow-rate (g/s)			Thrust (N)	$I_{sp}$ (s)	$C^*$ (m/s)
		LOx Supply	LOx Injection	GCH <sub>4</sub> Injection	Chamber	LOx	GCH <sub>4</sub>	(O/F) <sub>mass</sub>			
		$P_{s,o}$	$P_{i,o}$	$P_{i,f}$	$P_c$	$\dot{m}_o$	$\dot{m}_f$		$F$		
A05	1.8	220	198.2	191.2	156.2	39.34	10.68	3.68	89.2	181.8	1494.2
A07	1.8	255	229.0	202.8	170.2	43.70	10.52	4.15	99.9	187.8	1502.0
A08	1.8	320	280.6	225.1	199.1	52.33	10.50	4.98	120.8	196.1	1516.2
A16	2.1	220	198.7	185.9	151.7	39.43	10.27	3.84	88.0	180.5	1460.5
A17	2.1	255	229.9	200.5	168.9	43.49	10.27	4.23	99.3	188.3	1503.5
A18	2.1	320	223.4	217.9	190.3	54.61	10.15	5.38	114.8	180.7	1405.8
A21	1.5	220	200.0	188.0	154.7	39.61	10.14	3.91	89.0	182.4	1487.6
A25	1.5	255	226.5	202.6	170.4	44.05	10.42	4.23	101.8	190.5	1496.5
A27	1.5	320	279.0	226.9	198.4	51.70	10.65	4.85	120.6	197.2	1522.8

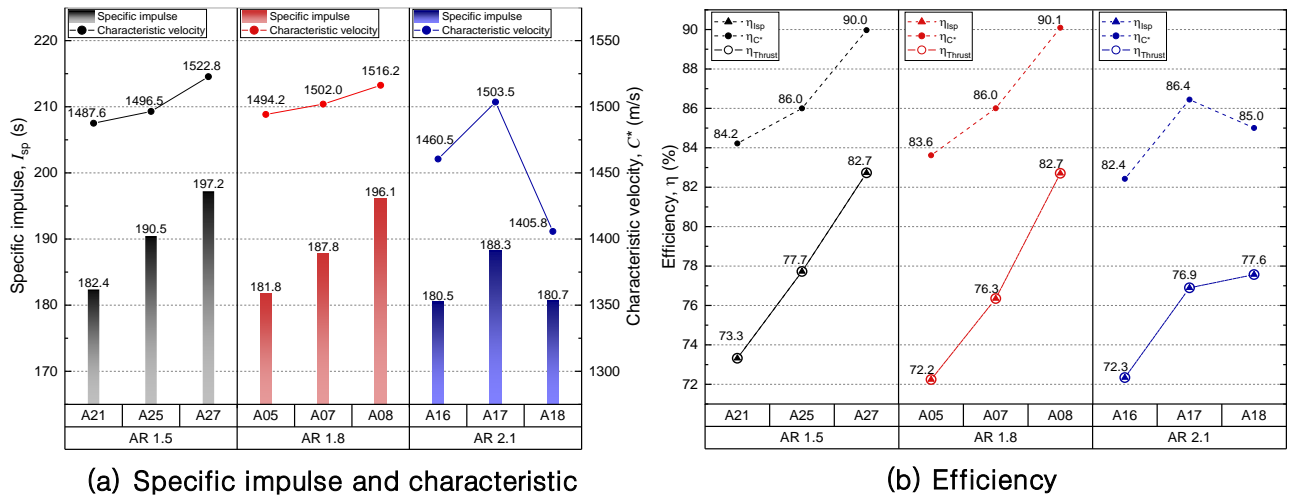


Fig. 6. Specific impulse, characteristic velocity and their efficiencies according to varying with test conditions.

Fig. 6에서 Test No. A18의 경우를 제외하고 산화제 공급압력 220 psia에서 320 psia로 증가함에 따라 비추력 및 효율이 상승하는 것이 확인된다. LOx 유량이 증가하여  $(O/F)_{mass}$ 가 증가하였음에도 불구하고 효율이 상승하는 것은 상압기준에서 기체메탄의 열확산도(thermal diffusivity,  $\alpha_{@300K} \approx 2.34 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ )가 액체메탄( $\alpha_{@sat.liquid} \approx 1.29 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$ )에 비해 180배 이상 높고, 상대적으로 큰 모멘텀을 가진 LOx가 연소실에서 메탄과의 모멘텀교환으로 혼합을 증대시키고, 또 연소 압력이 증가했기 때문에 나타난 결과로 판단된다. 동일한 특성길이를 가진 연소실의 종횡비 변화에 따른 비추력 및 효율은 근소한 차이만이 관찰된다. 특성속도  $C^*$ 는 산화제 공급압력 변화에 따라 비추력과 유사한 경향으로 변화하였으며, 그 효율 또한 유사하였다.

### 추력성능의 측정불확도평가

측정불확도는 측정결과 품질을 정량적으로 나타내기 때문에 측정결과 중에서 매우 중요한 특성 중 하나이다. 이러한 특성의 정확한 표기를 위하여 국제표준화 기구에서 발행한 측정불확도 표현 지침서(Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement, GUM)에 따라 기술되었으며, 측정불확도 분석을 수행한 결과를 제시한다.

Table 3. Relative expanded uncertainty of each parameters

Test No.	Relative expanded uncertainty, $\pm U/y$ (95.45% CL, $k=2$ )					
	A05	$\dot{m}_o \pm 0.35\%$	$\dot{m}_f \pm 1.15\%$	$F \pm 0.99\%$	$P_c \pm 0.54\%$	$I_{sp} \pm 1.05\%$

### 결론

200 N급  $GCH_4/LOx$  이원추진제 소형로켓엔진을 설계제작하여 성능평가를 위한 연소시험을 수행하였다. 성능시험 결과, 산화제 공급압력의 증가는 LOx 유량의 증가뿐만 아니라 연소실 압력증가에 직접적인 영향을 미쳤다. 반면, 연소실 종횡비에 따른 연소시험에서는 비추력 및 특성속도의 성능에 큰 변화가 관찰되지 않았다. 시험조건내 공급압력(320 psia)에서 특성속도의 효율이 이론성능대비 90%에 도달하였으며, 이로부터 연소성능 향상에 연소실 압력증가가 크게 기여하는 것으로 판단된다. 또한, 측정값의 표준불확도를 계산하고 이를 입력량으로 하는 비추력 및 특성속도에 대한 확장불확도를 도출하였다.

이와 같이, 소형로켓엔진의 설계와 지상연소시험을 통해 시험장치의 작동성, 안정성 그리고 정밀한 데이터 획득을 검증하였다. 이에 기초설계 자료 및 시험절차를 확립하였으며, 추후 소형로켓엔진의 최적설계변수 도출, 추력성능 비교·검증을 위해 수치해석 및 연소불안정성 연구가 필요하다. 또한 막냉각 방식을 도입하여, 연소실의 냉각성능에 미치는 영향을 심층분석하고 3분이상 장기간 작동할 수 있는 소형로켓엔진 개발을 지속적으로 수행할 예정이다.