

소형발사체 상단용 액체메탄 로켓엔진의 개념설계

김철웅^{a,*} · 임병직^a · 이준성^a · 서대반^a · 임석희^a · 이금오^a · 이기주^a · 박재성^a

Conceptual Design of a LOX/Methane Rocket Engine for a Small Launcher Upper Stage

Cheulwoong Kim^{a,*} · Byoungjik Lim^a · Junseong Lee^a · Daeban Seo^a ·
Seokhee Lim^a · Keum-Oh Lee^a · Keejoo Lee^a · Jaesung Park^a

^aSmall Launcher R&D Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: kimcw@kari.re.kr

ABSTRACT

A 3-tonf class liquid rocket engine that powers the upper stage of a small launcher and lifts 500 kg payload to 500 km SSO is designed. The small launcher is to utilize the flight-proven technology of the 75-tonf class engine for the first stage. A combination of liquid oxygen and liquid methane has been selected as their cryogenic states can provide an extra boost in specific impulse as well as enable a weight saving via the common dome arrangement. An expander cycle is chosen among others as the low-pressure operation makes it robust and reliable while a specific impulse of over 360 seconds is achievable with the nozzle extension ratio of 120. Key components such as combustion chamber and turbopump are designed for additive manufacturing to a target cost. The engine system provides an evaporated methane for the autogenous pressurization system and the reaction control of the stage. This upper stage propulsion system can be extended to various missions including deep space exploration.

초 록

500 kg의 페이로드를 500 km 태양동기궤도에 이송가능한 소형발사체의 상단에 사용될 3톤급 액체로켓엔진을 설계하고 있다. 소형발사체의 1단에는 비행시험으로 검증된 75톤급 엔진을 사용한다. 상단용 엔진은 액체산소와 액체메탄을 연료로 사용되는데, 이 추진계 조합은 공동격벽탱크를 적용하여 무게 감소가 가능하고 비추력도 높다. 상단엔진의 사이클로는 저압으로 운용되어 신뢰성이 높은 팽창식 사이클을 채택했으며, 노즐 확대비 120이상에서 360초를 상회하는 비추력 성능을 보일 것으로 평가되었다. 엔진의 주요구성품인 연소기와 터보펌프는 목표 비용을 맞추기 위하여 적층제조된다. 엔진은 자가증기압과 톨추력제어를 위하여 가열된 증기메탄을 제공하고, 이러한 기능을 가진 상단 추진기관시스템은 심우주탐사 등 다양한 임무에 확대 적용 가능할 것으로 기대된다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Propulsion System(추진기관), Small Launch Vehicle(소형발사체), Expander Cycle(팽창식 사이클), Methane(메탄)

Received 2 June 2022 / Revised 10 August 2022 / Accepted 15 August 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2022년도 춘계학술대회(2022.5.25.~27,

라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

2018년 11월 28일에 누리호(Korea Space Launch Vehicle-II, KSLV-II) 개발과정에서 75톤급 액체 로켓엔진의 성능을 검증하기 위한 시험발사체(Test Launch Vehicle, TLV)를 성공적으로 발사했고, 3단형 누리호의 첫 발사에서 TLV 1단의 원형인 누리호 2단이 성공적으로 비행을 했다.

과학기술정보통신부에서는 소형발사체 개발역량 지원사업으로 앞서 2차례의 비행시험으로 성능이 검증된 75톤급 지상용 엔진(KRE-75G)을 1단에 1기 적용하여 500 kg급 위성을 태양동기궤도 500 km에 투입하기 위한 2단형 소형발사체용 QM급 상단 엔진을 개발하고 있다.

한국항공우주연구원 소형발사체연구단은 2단형 소형발사체 체계 개념설계를 수행 중이고, 스페이스파이오니어사업을 통해 공통격벽 추진계 탱크, 단간 엄빌리칼, 통합 예비오닉스의 선형 기술을 개발하고 있으며, 이와 함께 발사체의 비용 구조와 기존 발사 시설과의 인터페이스를 개선하기 위한 연구개발도 진행하고 있다.

본 논문에서는 2단형 소형발사체에 적용 가능한 상단 액체메탄엔진의 개념설계 결과를 소개하고자 한다.

2. 개발 배경, 동인 및 철학

2.1 개발 배경

뉴스페이스 시대를 맞아 저궤도 소형위성의 급격한 수요 증가와 첨단기술이 적용된 고성능 소형위성들의 출현은 저비용으로 빠른 우주 접근을 가능하게 하는 소형발사체의 확보 필요성을 높이고 있다.

이러한 상황에 맞추어 2018년 2월에 제시된 『제3차 우주개발 진흥 기본계획』에서는 경제성을 가진 500 kg 이하 위성용 소형발사체 개발안이 처음 제시되었고[1], 2021년 5월 미사일지침 종료에 근거하여 수정된 기본계획에서도 고체 소형발사체 개발 계획과 함께 한국형발사체 플랫폼을 연계한 액체 소형발사체 선형연구도 지속

됨에 따라 2단형 소형발사체의 임무 설계 및 체계 개념설계 등의 연구가 수행되었다[2,3].

2.2 엔진개발 동인과 설계 철학

2.2.1 개발 동인

상단 엔진의 주요한 개발 동인은 메탄 연료와 팽창식 사이클 구조이다.

메탄은 재사용 발사체와 킥스테이지(spacetug) 등의 다용도로 적합한 연료로 평가되고 있으며 [4-6], 팽창식 사이클은 상단용 액체로켓엔진에서 신뢰성과 탁월함이 입증되었다[7,8]. 특히 팽창식 사이클의 원조인 RL10 엔진은 1960년대 초에 개발되어 그동안 미국 발사체(Atlas, Saturn I, Titan3E, Titan4, Delta3, Delta4, DC-X)의 상단에 지속적으로 사용되어 왔고, 차세대 발사체(SLS, Vulcan)에도 이용될 예정이다.

따라서 메탄과 팽창식 사이클의 조합은 상단용 액체로켓엔진으로서 가치와 효용성이 높을 것으로 기대된다.

2.2.2 엔진 설계철학

소형발사체 상단용 액체로켓엔진의 개발 목표는 고성능과 고신뢰성을 유지하면서 저비용을 실현하는 것이다. 더불어 상단용 추진기관은 자가증기압과 롤추력기 기능을 포함하여 킥스테이지나 탐사선 용도로 확장될 수 있는 플랫폼을 지향하고 있다.

· 저비용

3톤급 상단엔진은 확대노즐을 제외한 연소기를 3D 프린팅 적층장비로 제작이 가능하여 품질 개선과 제조비용 감소효과가 크다. 터보펌프에 있어서도 발전하는 3D 프린팅 기술을 이용해서 터보펌프의 케이스 뿐만 아니라 핵심부품인 임펠러와 터빈 등도 제작하여 신속한 개선을 수행할 예정이다. 밸브류 등을 포함한 3톤급 상단 엔진의 구성품 제작에서 적층제조기술의 광범위한 활용은 저비용 제작과 개발기간의 감소 효과를 가져올 것으로 기대된다.

엔진의 구조 측면에서 팽창식 사이클은 다른 사이클에 비하여 엔진 구성품(가스발생기/프리

버너 및 관련 밸브류) 개수를 줄일 수 있고, 메탄 연료는 엔진 세척 등의 부대비용의 감소 효과가 있다.

· 고신뢰성

로켓엔진 개발사에서 RL10은 가장 신뢰성 있는 엔진으로 꼽힌다[9,10]. 3톤급 상단 엔진은 RL10 엔진과 같은 팽창식 사이클을 채택하였고, 낮은 연소압, 메탄 연료 사용 및 일축의 터보펌프의 적용은 수소 연료 사용과 기어박스를 가진 RL10보다 설계측면에서 내재적인 신뢰성이 더 높다.

· 고성능

상단 엔진의 경우 동일한 노즐 확대비를 가진 경우 연소압 증가에 의한 비추력 증가 효과는 크지 않다[11]. 따라서 폐회로 팽창식 사이클(full expander cycle)은 낮은 부하(연소압 및 터빈입구 온도)와 적은 구성품 개수를 기반으로 한 높은 신뢰도 하에서 동일 팽창비의 다단연소사이클과 유사한 성능을 가진다.

덧붙여 메탄 엔진은 케로신 엔진 대비하여 상대적으로 적은 추진제 무게에서 높은 비추력 특성을 가지므로 발사체의 전체 성능 향상에 기여한다[12].

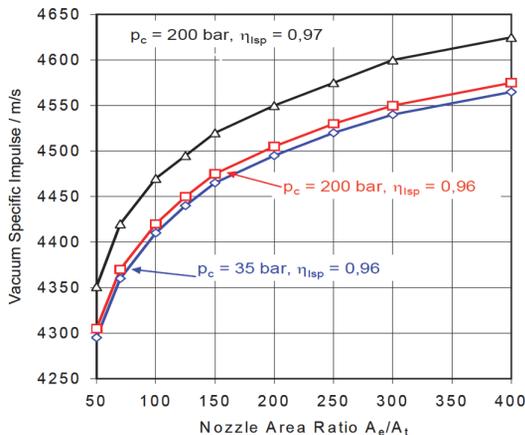


Fig. 1 Vacuum specific impulse as a function of the area ratio with chamber pressure and combustion efficiency[11].

· 다기능 및 다목적

메탄 연료를 사용하는 상단 엔진이 장착된 추진기관은 자체 추진제를 기화시켜서 추진제 탱크를 가압하는 자가증기가압(autogenous pressurization)을 사용할 수 있고, 롤추력도 기체 메탄을 이용할 수 있다.

이와 함께 터보펌프의 회전이 없는 상태에서 엔진의 점화 및 비행(idle mode)이 가능하여 우주환경에서 다양한 임무 수행도 가능할 것으로 기대된다.

· 안전성 및 미래 지향

메탄 엔진은 케로신 엔진에 비하여 수명이 3~5배정도 길고, 고장 시에 사고발생 비율이 적다 [13]. 더불어 연료과잉 프리버너를 사용하는 메탄엔진은 산화제과잉 프리버너를 사용하는 케로신 엔진에 비하여 발화 등에서 사고의 진전속도가 훨씬 낮아서 신뢰성이 높다. 메탄 팽창식 사이클 엔진의 개발은 향후 메탄 가스발생기 사이클이나 메탄과잉 다단연소 사이클 엔진 개발능력의 기반이 된다.

3. 엔진 시스템 설계

3.1 상위 요구조건

상위체계에서 요구한 메탄 엔진의 개발요구조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Engine development requirements.

Item	Value
Thrust (kN)	30
Specific impulse (s)	≥ 362
Propellants	LOX, methane
Cycle	full expander
OF ratio	3.4
Throttle range	70~105
Re-ignition	≥ 2
Nozzle exit diameter (m)	≤ 1.2
Operation time (s)	≥ 560
Mass (kg)	≤ 110

3.2 엔진 시스템 성능

3.2.1 엔진 비추력

해외 메탄 팽창식 사이클 엔진 사례[14-16]와 비추력 성능을 동일하게 하는 평형화학반응조건 (freezing at the area ratio)을 구하여 예측한 상단엔진의 비추력 성능은 Table 2와 같다.

해외 유사 엔진의 데이터를 이용한 3톤급 상단엔진은 노즐 팽창비(Expansion ratio, Er)가 130 이상이면 엔진 비추력 요구조건을 만족시킬 수 있을 것으로 예상된다.

3.2.2 엔진 연소압

상단 엔진에서 연소압이 높으면 동일 크기에서 높은 추력을 낼 수 있고, 동일 팽창비에서는 엔진 크기를 작게 할 수 있다. 그러나 팽창식 사이클이라는 제약으로 인하여 상단 엔진에서 가능한 최대 연소압은 터보펌프의 예상 효율에서 45~50 bar 사이로 평가된다.

이에 따라 상단 엔진의 연소압은 재생냉각채널에서 얻을 수 있는 엔탈피(약 2890 kJ)와 각 구성품의 성능 분산과 마진 등을 고려하여 40 bar로 결정하였다.

3.3 엔진 시스템 아키텍처

3.3.1 엔진의 주요 구성품

상단 엔진은 팽창식 사이클 구조로 가스발생기/프리버너 및 해당 밸브류(가스발생기 산화제 밸브, 가스발생기 연료밸브, 가스발생기 혼합비 제어밸브)가 없다.

엔진의 주요 구성품은 연소기, 터보펌프, 유량

제어밸브 2개, 개폐밸브 2개, 연소기 점화기 1개로 구성이 간단하다.

3.3.2 엔진 아키텍처

상단엔진은 폐회로 팽창식 사이클(full expander cycle) 구조이며, 전기 스파크 방식을 사용하여 연소기를 점화하고, 일축 터보펌프로 추진제를 승압하며, 공압밸브를 이용하여 개폐밸브를 작동한다. 엔진의 제어는 전기모터가 장착된 밸브를 통해 추력과 혼합비를 제어한다. 터보펌프는 연

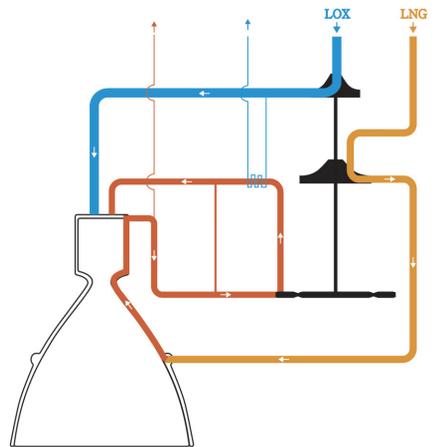


Fig. 2 Full expander cycle.

Table 3. Engine system architecture.

Item	Value
Component	LOX+CH4
Cycle	Full expander
Propellants supply	Pump-fed
Start-up	Tank pressure
Chamber ignition	Electric spark
TPU layout	Single shaft
Valves type	Pneumatic (TBR)
Control	Thrust & OF ratio
Gimbal	Engine gimbal
TVC axes	Pitch & Yaw axis
Tank pressurization	Autogenous
RCS(Roll Control Sys.)	Gaseous methane
Application	Upper stage

Table 2. Expected vacuum specific speed.

Comparison engines					Expected Isp		
Engine	Pc	OF	Er	Isp	Er(expansion ratio)		
					120	160	220
30 kN IHI	4.7	3.3	210	370	362.7	366.0	369.3
30 kN CASC	3.5	3.3	120	361	361.6	364.9	369.2
Modified RL10	3.45	3.51	70	353.2	363.7	367.0	370.4

소기와 밀착 배치되어 엔진 형태로 집별된다. 이러한 구조는 엔진의 크기를 작게 하고 고압유연 배관의 사용을 배제할 수 있는 장점이 있다.

3.3.3 엔진 제어

엔진의 추력제어는 터빈을 바이패스하는 연료 라인에 설치된 유량제어밸브를 이용하여 수행한다. 연소기의 추진제 혼합비제어는 산화제 배관에 설치된 산화제 유량제어 밸브를 이용한다.

정확한 위성 투입능력을 위하여 엔진 정지 전에 추력을 미리 감소시키는 단계적인 엔진 정지를 구현할 수 있으며 이 경우 잔류추력분산의 최소화 가능하다.

3.4 엔진 사이클 해석

터빈 구동매질로 재생냉각에서 가열된 극저온 메탄을 사용하므로 팽창식 사이클 엔진은 연소압을 높이는데 한계가 있다. 30 kN 추력의 상단용 엔진의 사이클 해석 결과 주어진 터보펌프의 선정된 효율에서 터빈입구에서 가스메탄의 온도가 550 K일 때 최대 가능한 연소압은 47 bar 수준이다.

엔진의 개념설계 단계에서 다수의 엔진 구성품 성능이 아직 확인되지 않았으므로 엔진의 성능마진을 고려하여 연소압을 40 bar로 정하고 엔진 사이클 해석을 수행하였다.

Fig. 3은 자가증기가압과 엔진의 제작오차를 고려한 사이클 해석의 결과로서, 엔진의 요구조건을 충족시키는 구성품의 성능 파라미터를 보여준다.

4. 엔진 구성품 개발

4.1 연소기 설계 개념

연소기의 분사기는 전단동축형 분사기를 채택하였는데, 전단동축형 분사기는 메탄과 수소엔진에서 성능이 잘 입증되어 있다[17,18].

재생냉각채널은 연소기의 내벽 보호와 함께 터빈 구동가스로 사용되는 메탄을 가열하는 중요한 역할을 한다. 따라서 재생냉각채널 전체에서 안정적인 냉각특성을 보여야 하며, 이를 위하여 냉각채널 전구간에서 초임계압 이상(>4.6 MPa)을 유지할 수 있도록 고려되었다.

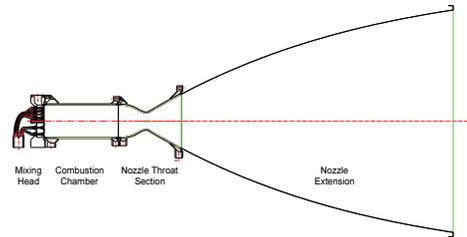


Fig. 4 Geometrical shape of Thrust chamber.

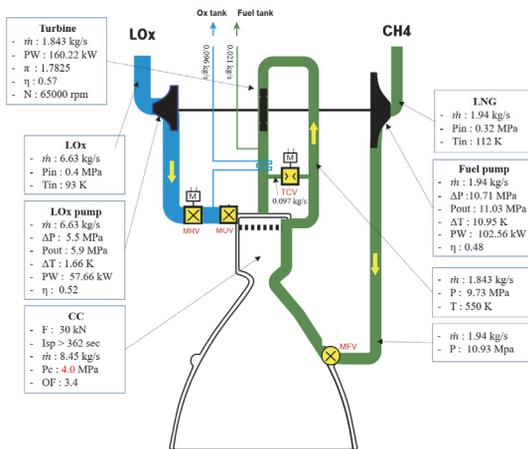


Fig. 3 Engine cycle analysis.

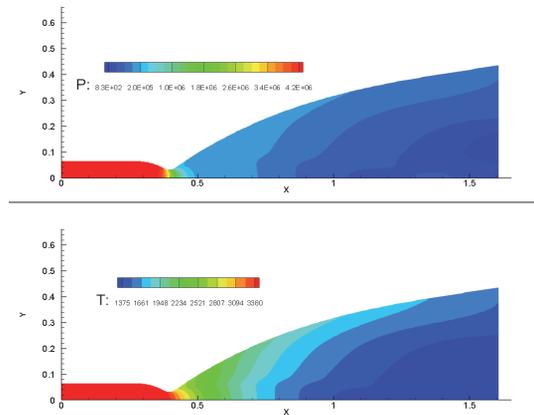


Fig. 5 Predicted distributions of pressure and temperature in thrust chamber.

재생냉각채널의 1차원 해석 결과 냉각채널을 빠져나가는 메탄의 온도는 550 K 정도이다. 재생냉각채널에서 냉각제 온도와 유로 차압은 연소기의 개발 진행과정에서 바뀔 수 있고, 이 경우 엔진 성능의 변경이 수반될 수 있다.

노즐은 3D 프린터로 실린더부와 함께 제작되는 단축노즐 부분과 복사냉각을 하는 확대노즐로 구성된다. 단축노즐부는 지상연소시험이 가능한 수준의 확대비를 가진다. 확대노즐부는 지상연소시험이 완료된 이후에 완제품의 엔진에 장착되어서 검증이 이루어질 예정이다.

4.2 터보펌프 설계 개념

터보펌프의 레이아웃으로 Fig. 6의 4가지 방식을 고려하였다. RL10과 같은 기어연결방식은 펌프들이 최적의 회전수에서 작동되는 장점이 있는 반면 터보펌프의 무게와 구성품수, 사고가능성의 증가 등으로 레이아웃 검토에서 배제하였다. 특히 메탄엔진은 RL10과 같은 수소엔진과는 달리 연료펌프의 일부 효율저하를 감수한 상태에서 일축의 사용이 가능하다. 이 경우 엔진의 시동 및 천이과정에서 자동적으로 추진제 혼합비가 제어되는 효과가 있다. (b)와 (c)의 구조는 축추력 상쇄의 장점은 있으나, 추진제의 혼합과 열적 부하 등의 위험성이 큰 것으로 평가되었다.

따라서 캐비테이션에 취약한 산화제 펌프를 직선배관과 연결 가능한 (a)형태의 레이아웃을 기본으로 선택하였다.

Table 5는 산화제 펌프와 연료펌프의 주요 성능지표이다. 여기서 엔진 입구압은 터보펌프 성능과 추진제 탱크 무게에 직접적으로 연관된 파

라미터로 발사체의 투입성능과 안정성을 고려하여 업데이트 할 예정이다.

터빈 구동가스의 유량은 1.84 kg/s이고, 회전수 65,000 rpm에서 비속도는 54이다. 따라서 터빈은 full admission 타입이 가능하다. 터빈의 형태는 낮은 터빈압력비 유지를 위해 충동형 터빈

Table 4. Comparison of turbopump configurations.

	(a)	(b)	(c)	(d)
Specific impulse	△	△	△	○
Number of turbine	○	○	○	×
IPS condition (safety)	△	×	×	○
Thermal condition	△	△	×	△
Engine performance tuning	○	○	○	×
Engine control	○	○	○	×
Axial force	×	△	△	△
Engine start-up	○	○	○	×
Engine layout	○	○	△	○
Engine thrust enforcing	△	△	△	○
Number of components	○	○	○	×
Development experience	○	×	△	△
Total	S			

Table 5. Main parameters of pumps.

Item	O.pump	F.pump
Mass flow rate (kg/s)	6.63	1.94
Inlet pressure (MPa)	0.4	0.32
Outlet pressure (MPa)	5.9	11.03
Specific speed	173	50
Efficiency	0.52	0.48
Power (kW)	57.66	102.56

Table 6. Turbine main parameters.

Item	Value
Rotational speed	65,000
Turbine pressure ratio	1.78
Specific speed	54
Turbine inlet temperature (K)	550
Efficiency	0.57
Power (kW)	160.22

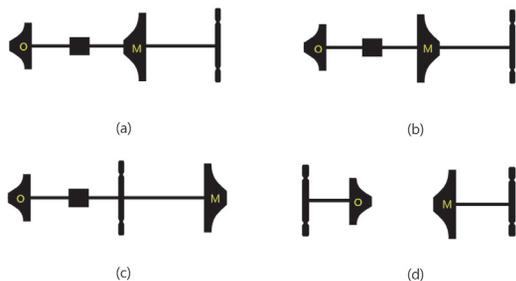


Fig. 6 Turbopump configurations.

또는 효율을 고려한 0.2 수준의 반동도를 가진 터빈을 고려하고 있으며, 현재 설계가 진행 중이다.

터보펌프의 무게는 15 kg 이하이고, 길이는 30 cm 정도로 예상된다.

4.3 엔진 제어요소 설계 개념

소형 액체로켓엔진용 밸브개발에 있어서 세계적인 경향은 전기식 구동과 기능통합(개폐 및 유량제어의 일체화)이다.

국내 업체도 기능을 통합한 볼밸브를 개발하고 있는데, 볼밸브는 기밀특성이 좋은 반면 밸브 개폐 시간이 길고 유량제어의 정밀도가 떨어지는 단점이 있다.

상단용 액체로켓엔진에 전기식 통합밸브를 사용할 수 있으면 추진제 공급라인에 총 3개의 밸브만으로 엔진의 시퀀스 및 성능 제어가 가능하다. 그러나 현 단계에서 개발가능성이 명확하지 않으므로 공압식 개폐밸브와 전기식 유량제어밸브를 적용하는 안을 기본안으로 하고, 추후 전기식 다기능 밸브의 적용을 고려하고자 한다.

4.4 엔진 레이아웃 및 인터페이스 개념

상단용 엔진은 엔진 집벌 방식을 채택하여 엔진과 추진제 공급배관은 저압유연배관으로 연결된다. 7톤급 엔진 및 기존의 다수 엔진들에는 발사체의 pitch 및 yaw 방향 제어모멘트를 생성하기 위해 총 4개의 유연배관과 다수의 90° 곡관들이 적용되고 있다.

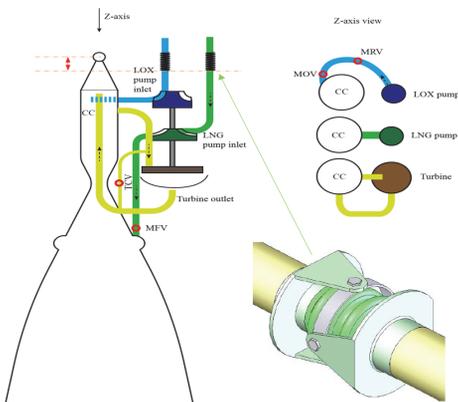


Fig. 7 Engine layout and interfaces.

반면 상단용 메탄 엔진에는 직선형 유연배관을 사용하고자 한다. 직선형 유연배관 적용은 배관 차압과 엔진 무게의 감소를 가져온다. 다수의 해외 엔진개발 사례(J-2X, RD-801, E2, RD-253, RD-0210/0211, RD-107/108, RD-0203, URSA engine, JD-1, M10)를 참고하고 관련 전문가 협의의 통하여 Fig. 7과 같은 직선형 유연배관을 선정하였다.

4.5 엔진 - 추진제 공급계 통합 설계 개념

엔진과 추진제 공급계는 발사체의 성능을 고려하여 최적화 설계가 되어야 한다. 특히 메탄을 사용하는 엔진의 경우 자가중기 가압시스템과 기체 메탄을 사용한 롤제어가 가능하다.

Fig. 8과 같이 자가중기 가압시스템과 롤추력기 시스템을 추진기관에 통합하면, 개별 시스템들의 종합보다 구성이 간단하고 작동 신뢰성을 높일 수 있으며, 운용 비용도 감소한다.

5. 엔진 개발 현황과 향후 계획

5.1 메탄엔진 개발 현황

항우연 원내에 구축된 소형시험장에서 2021년 4~8월에 동(pure copper)으로 적층 제작된 연소

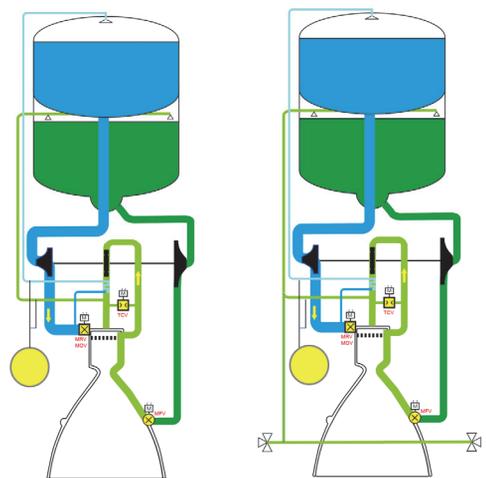


Fig. 8 Upper stage propulsion systems.



Fig. 9 Hot fire test of 1-tonf class 3D printed Methane thrust chamber [19].



Fig. 10 3D printed combustion chambers. (left & center : Inconel 718, right : CuCrZr alloy).

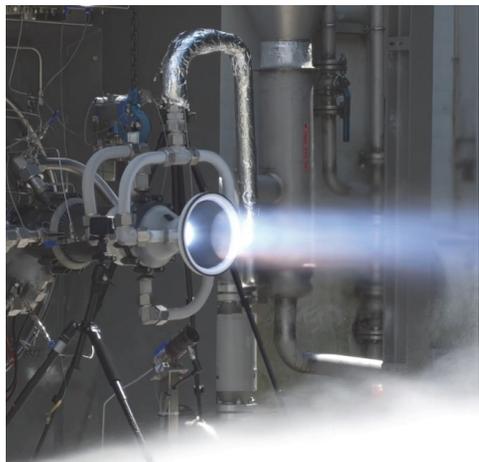


Fig. 11 Hot fire test of 3-tonf class 3D printed Methane thrust chamber.

기에 대한 연소시험을 수행하였고, 2022년 1~3 월에는 인코넬718 재료로 적층 제작된 1톤급 축소형 연소기에 대한 연소시험이 수행되었다.

2021~2022년에는 30 kN급 엔진용 연소기가 인코넬718과 CuCrZr합금으로 적층 제작되었고, 2022년 5월에 인코넬718 소재로 제작된 연소기를 활용하여 저압 연소시험이 시작되었다(Fig. 11).

현재까지 진행된 연구결과 3D 프린팅으로 제작된 연소기는 기존 방식으로 제작된 비슷한 크기의 연소기에 비해 45% 이하의 비용으로 제작이 가능하며, 연소기 전체를 일체형으로 제작 시에는 비용을 기존 대비 30% 이하로 줄일 수 있을 것으로 기대된다.

터보펌프의 경우 러시아의 문헌자료를 바탕으로 기초설계가 수행되고 있다. 그리고 국내업체에서 적층제조기법을 이용한 개폐밸브와 유량제어 밸브의 개발이 진행 중이다.

5.2 향후 계획

상단 엔진은 가압시스템과 톨추력제어가 통합된 추진기관 관점에서 개발이 진행되고 있다. 자가증기가압과 톨추력기가 포함된 추진기관은 소형발사체 상단뿐만 아니라 재점화기능으로 궤도전이 및 심우주 탐사용으로 사용할 수 있는 다용도 추진시스템으로 확장가능하다.

다가능 메탄 팽창식 사이클 엔진(Fig. 12)은 킥스테이지 용도로 사용되는 케로신 다단연소사이클 엔진인 11D58FM(Fig. 13)에 비하여 구조

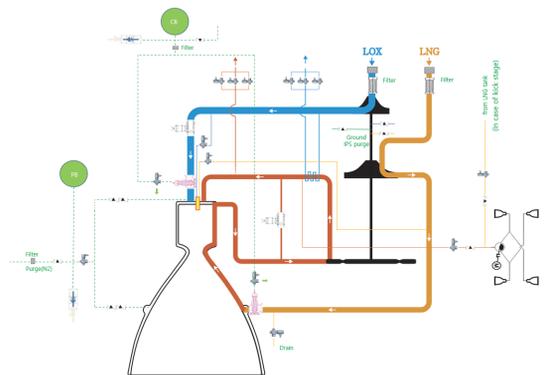


Fig. 12 Schematic of 30kN Methane engine.

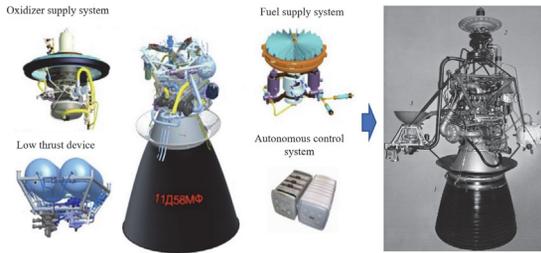


Fig. 13 Additional components of Kerosene fueled 11D58FM engine for kickstage[20].

와 운용이 단순하여 성능, 신뢰성 및 저비용 측면에서 경쟁력을 가질 수 있다.

6. 결 론

소형발사체 상단용으로 메탄을 연료로 사용하는 팽창식 사이클 액체로켓엔진을 개발하고 있다. 엔진은 30 kN의 추력과 362초 이상의 비추력 성능을 가지며, 연소압 40 bar의 연소기, 일축 터보펌프 및 추력제어를 위한 유량제어밸브 등으로 구성된다. 자가증기가압과 톨추력 기능이 포함된 일체형 추진기관은 키스테인지나 심우주 용으로도 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 2단형 소형 발사체선행기술개발사업(FR22B00)과 한국연구재단(과학기술정보통신부)의 스페이스챌린지사업(2021 M1A3B807777112)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

1. Ministry of Science and ICT and 9 other ministries, 3rd Basic Plan for Space Development Promotion, 2018.
2. Roh, W.R. and Lee, S.R., "Staging Design and Analysis of a Low-Cost Two-Stage Small Satellite Launch Vehicle," *KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, KSPE 2019-1140, May 2019.
3. Seo, D.B., Lee, J.S., Lee, K.J. and Park, J.S., "Staging and Mission Design of a Two-Stage Small Launch Vehicle Based on the Liquid Rocket Engine Technology," *Journal of Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* Vol. 50, No. 4, pp. 277-285, 2022.
4. Sakaguchi, H., "Methane Engine Just for Future Space Transportation," *IHI Engineering Review*, Vol. 51, No. 2, 2018.
5. Bonhomme, C., Iannetti, A., Girard, N., Tchou-kien, D., Ravier, N., Edeline, E. and Danous, P., "Prometheus : European Next Generation Liquid Rocket Engine," *68th International Aeronautical Congress*, Adelaide, 2017.
6. Hurlbert, E.A., Whitley, R., Klem, M.D., Johnson, W. and Alexander, L., "International Space Exploration Coordination Group Assessment of Technology Gaps for LOX/Methane Propulsion Systems for the Global Exploration Roadmap," *AIAA Technical Conference*, 2016.
7. Expander cycle. World Wide Web location https://en.wikipedia.org/wiki/Expander_cycle.
8. Bellomi, P., Rudnykh, M., Carapellese, S., Liuzzi, D., Caggiano, G., Arione, L., Gurtovoy, A.A., Lobov, S.D., Rachuk, V.S., DeAversa, E., De Lillis, A. and Pellegrini, R.C., "Development of LM10-MIRA Liquid Oxygen-Liquid Natural Gas Expander Cycle Demonstrator Engine," *Progress in Propulsion Physics* 11, pp. 447-466, 2019.
9. Go, S., "A historical survey with success and maturity estimates of launch systems with RL10 upper stage engines," NASA Ames Research Center, 2008.
10. Michael Binder, Thomas Tomsik and J.P.

- Veres, "RL10A-3-3A Rocket Engine Modeling Project," NASA TM 107318, 1997.
11. Haidn, O.J., "Advanced Rocket Engines, in Advances in Propulsion Technology for High-Speed Aircraft," RTO-EN-AVT-150, RTO/NATO, pp. 6.1-6.40, 2007.
 12. Kim, C.W., Lim, B.G., Lee, K.J. and Park, J.S., "A Study of Fuel Selection for Next-Generation Launch Vehicles," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 3, pp. 62-80, 2021.
 13. Efimochkin, A.F., Shostak, A.V. and Khrisanfov, S.P., "KBKHA's works related to LNG application as fuel for advanced LPREs," *International Scientific Journal of Astronautics (ISJA)*, No. 1-2, 2012.
 14. Tsukano, T.R., Naoki, N., Hiroshi, T. and Toru, K., "Component Tests of a LOXmethane Full-expander Cycle Rocket Engine Electrically Actuated Valve," *8th EUCASS*, 2019.
 15. Cheng, S., "Progress in 30 kN LOx/Methane Expander Cycle Engine," *69th International Aeronautical Congress*, ID-44075, 2018.
 16. Brown, Corey D., "Conceptual Investigations for a Methane-Fueled Expander Rocket Engine," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2004.
 17. Han, P.G., Namkoungh H.J. and Kim, K.H., "Evaluation on the Characteristics of Liquefied Natural Gas as a Fuel of Liquid Rocket Engine," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, No. 32(3), 2004.
 18. Oskar J. Haidn, "Advanced Rocket Engines," Institute of Space Propulsion, RTO-EN-AVT-150, DLR, 2008.
 19. Lim, B.G., Lim, H.Y., Lee, K.J. and Park, J.S., "Testing an Additively Manufactured Thrust Chamber for 1-tonf Class Methane Engine," *KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, KSPE 2021-1172, May 2021.
 20. Smolentsev, A.A., "Experience in the Development of 11D58MF Liquid Rocket Engine," *Bulletin of the Samara State Aerospace University*, No. 5(47), part 4, 2014.