

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.125>

정지궤도위성용 한국형 우주발사체를 위한 고성능 상단 엔진 개발 현황 및 계획

유병일^{a,*} · 이광진^a · 우성필^a · 임지혁^a · 소윤석^a ·
전준수^a · 이정호^a · 서대반^a · 한영민^a · 김진한^a

Development Status and Plan of the High Performance Upper Stage Engine for a GEO KSLV

Byungil Yu^{a,*} · Kwang-Jin Lee^a · Seongphil Woo^a · Ji-Hyuk Im^a · Younseok So^a ·
Junsu Jeon^a · Jung-ho Lee^a · Daeban Seo^a · Yeoungmin Han^a · Jinhan Kim^a

^aEngine Test & Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

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

ABSTRACT

The technology development of a high performance upper stage engine for a GEO(GEostationary Orbit) KSLV(Korea Space Launch Vehicle) is undergoing in Korea Aerospace Research Institute. KSLV is composed of an open cycle engine with gas generator, which is for a low orbit launch vehicle. However the future GEO launch vehicle requires a high performance upper stage engine with a high specific impulse. The staged combustion cycle engine is necessary for this mission. In this paper, current progress and future plan for staged combustion cycle engine development is described.

초 록

항공우주연구원에서는 정지궤도용 우주발사체에 적용 가능한 고성능 상단 엔진에 대한 선행기술 개발이 진행 중에 있다. 한국형발사체(KSLV)는 gas generator를 이용한 개방형 사이클 엔진이며, 저궤도 위성 발사를 위한 발사체로 향후 정지궤도위성 발사체를 위해서는 이보다 높은 비추력을 가진 고효율의 상단엔진이 필요하게 된다. 이러한 요구조건을 충족시키기 위해 다단 연소방식의 엔진이 필요하며, 본 논문에서는 당 연구원이 진행 중인 다단 연소 사이클 엔진 개발 진행 현황과 향후 계획을 기술하였다.

Key Words: Staged Combustion Cycle Engine(다단연소사이클엔진), Liquid Rocket Engine(액체로켓 엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Gas Generator(가스발생기)

Received 20 February 2017 / Revised 30 December 2017 / Accepted 5 January 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회(2016. 12. 21-23, 강원랜드 컨벤션호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

중궤도 및 정지궤도 위성발사체와 달 탐사 발

사체 구현을 위해서는 효율이 높고 재점화가 가능한 신개념 고성능 상단 엔진이 필요하게 된다. 항공우주연구원에서는 이에 맞춰 비추력 350초 이상인 3회 이상의 재점화가 가능한 다단 연소방식의 엔진 개발을 목표로 9톤급의 다단 연소 사이클 엔진의 선행기술에 대한 개발이 진행 중이다. 이미 엔진 시스템 중 연소기를 제외한 구성품이 조립된 엔진 시제의 파워팩 시험을 수행하였고, 금년 내 연소기까지 장착한 엔진 프로토타입 모델 연소시험을 예정하고 있다. 다단 연소 사이클 엔진 개발의 선행 연구로 엔진 점화/시동 특성을 도출해 내기 위해 터보펌프 및 밸브류 등 일부 구성품은 이미 개발 완료된 해외 제품 및 산업용 기성품으로 대체하여 엔진 파워팩 시제를 조립하여 시험하였으며 이로써 엔진의 운용 절차 수립 및 성능 특성평가에는 충분한 결과를 보여줄 것으로 예상된다. 향후 모든 구성품의 국산화를 통해 다단 연소 사이클 엔진의 국산화 개발 및 성능시험 등 수행하여 고성능 다단 액체엔진의 선행기술을 확보할 계획이다.

2. 본 론

2.1 다단 연소 사이클 엔진 개발 계획

항공우주연구원은 국가의 우주개발 중장기 계획에 따라 독자적인 우주접근 개발 능력을 확보하기 위해 2020년 시험발사 예정인 한국형발사체 개발 사업을 진행하고 있으며, 이후 정지궤도 위성발사체 개발 및 달탐사를 위한 발사체 개발을 계획하고 있다. 이를 위하여 한국형발사체 이후의 정지궤도 위성 발사체 개발을 위한 선행연구로 다단 연소 사이클 엔진 개발을 진행하고 있다. 이는 정지궤도 위성발사체의 1단과 2단은 한국형발사체 엔진의 개량형을 적용하되, 3단의 경우 추력 효율이 높고 정지궤도 진입을 위해 재점화가 가능한 고성능 엔진인 다단 연소 사이클 엔진 개발이 필요하기 때문이다.

다단 연소 사이클 엔진의 개발 및 운용 능력을 확보하는 것은 차후의 위성발사, 달탐사 등 대형의 고효율 엔진 개발 능력을 확보하기 위한

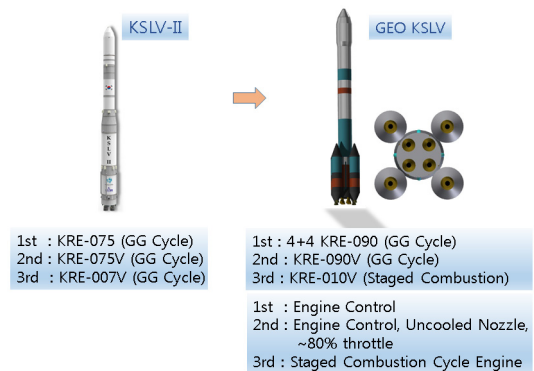


Fig. 1 Engine configuration plan of GEO KSLV.

필수적인 개발항목이며 Fig. 1에 한국형발사체 이후의 개발계획 중인 정지궤도 발사체의 단별 엔진 구성 계획안을 보여준다.

단계별 개발계획을 알아보면 2027년 정지궤도 발사체 개발 완료를 목표로 할 때 적용엔진은 이보다 3~4년 전에 개발되어야 하기에 2024년까지 엔진개발이 완료되어야 한다. 따라서 당해연도와 내년에 터보펌프와 일부 엔진 구성품을 해외개발품 및 산업용 부품류 등을 사용하여 파워팩 시험 및 연소기 연계 지상 연소시험을 수행하고 2018년에 시험결과를 반영한 기술검증용 다단 연소 사이클 엔진 구성품 제작 및 조립을 완료하여 엔진 시동/점화 확인 시험을 수행할 예정이다. 더 나아가 2024년까지 시험결과를 반영한 기술검증시제 엔진과 개발용 엔진제작, 개발엔진의 고공성능 및 내구성 시험까지 완료하여 궁극적으로 다단 연소 사이클 엔진의 국산화를 완료할 예정이다. Table 1에 당 연구원에서 계획 중인 9톤급 다단 연소 사이클 엔진 개발계획안을 단계별로 나타내었다.

2.2 다단 연소 사이클 엔진 시스템 개요 및 구성

당 연구원에서 개발 중인 다단연소 사이클 엔진은 비추력 350초 이상 진공추력 9톤급 개발을 목표로 하고 있다. 추진제는 산화제로 액체산소, 연료로는 케로신을 사용하여 주연소기의 연소실 압력은 80 bar 이상이다.

다단 연소 사이클 엔진의 모든 구성품 개발이 완료되지 않은 현 상태에서 엔진의 핵심 운용

Table 1. Phased development plan of staged combustion cycle engine.

Phase	Development Plan
1(~2018)	Performance and Technical Assurance Test of Prototype Engine
2(~2021)	Localization and Performance Test of Prototype Engine by applying Test Results on Phase 1
3(~2024)	EM(Engineering Model) Engine Assembly and Test on Ground/High Altitude

능적인 점화/시동 특성 및 성능 특성 파악을 위해 일부 구성품의 경우 기성품을 사용하게 된다. 주요 구성품 중 터보펌프는 우크라이나의 RD-8 엔진에 사용한 터보펌프를 사용하고 있으며, 이는 향후 국산화 개발을 계획하고 있다. 적용된 터보펌프는 모든 펌프와 터빈이 단일 축으로 구성되어 있고, 1단으로 구성된 산화제 펌프와 2단으로 구성된 연료 펌프를 가지며 시동을 위한 시동터빈과 메인 터빈으로 구성된다. 시동 터빈을 통해 펌프를 초기 구동하여 예연소기에서 점화하여 엔진의 구동을 시작하며, 터보펌프에서 토출된 산화제와 2단 연료펌프에서 토출된 케로신이 예연소기에서 점화되고 그 결과 배출되는 산화제 과잉가스가 메인터빈을 구동한 후 주연소실로 공급된다. 연료는 1단 연료펌프에서 토출된 케로신이 주연소기로 공급되며 연소기 압력은 예연소기와 주연소기 각각 200 bar, 80 bar 이상이 된다. Fig. 2에 다단 연소 사이클 엔진의 구성도를 나타내었으며, 파워팩 엔진시제의 경우 연소기를 제외한 구성품이 그대로 적용된다.

Table 2에는 적용될 엔진의 초기 요구규격을 나타내었다.

엔진의 주요 구성품 중 신규 설계된 예연소기와 주연소기는 설계 및 제작이 완료된 상태로 적용 대기 중이고, 밸브류는 한국형발사체에서 사용될 전자식밸브 및 산업용 공압구동식 밸브를 사용하여 파워팩 시험을 위한 엔진 조립체를

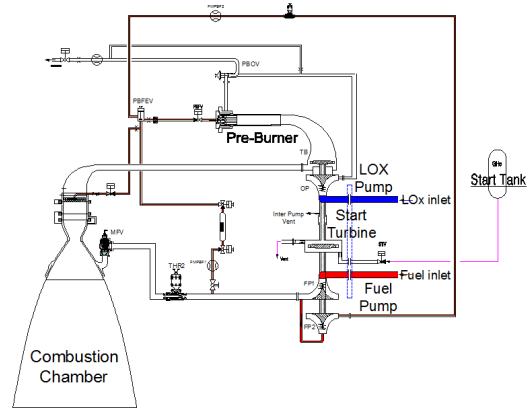


Fig. 2 Schematic of 9 tonf-class staged combustion cycle engine.

Table 2. Specification of 9 tonf-class staged combustion cycle engine[1].

Item	Value
Vacuum Thrust (tonf)	8-10
Vacuum Specific Impulse, Isp (sec)	More than 350
O/F Ratio	2.5-2.6
Preburner Pressure (bar)	More than 200
Combustion Chamber Pressure (bar)	More than 80
Ignition/Starts	Up to 3 Starts
Propellants	Liquid Oxygen /Kerosene
Engine Cycle	Staged Combustion
Mass (kg)	Less than 280
Operation Time (sec)	More than 600

구성하였으며, Fig. 3에 엔진 시험 시제 형상을 나타내었다.

시스템의 구성은 연소시험이 수행될 테스트스탠드의 추력측정장치(TMS) 및 연결부에 적용 가능하도록 프레임 제작하여 부품 및 배관을 구성하였고 시험설비의 추진제 및 가스 공급라인이 연결가능 하도록 부품을 배치하였다. 특히 시

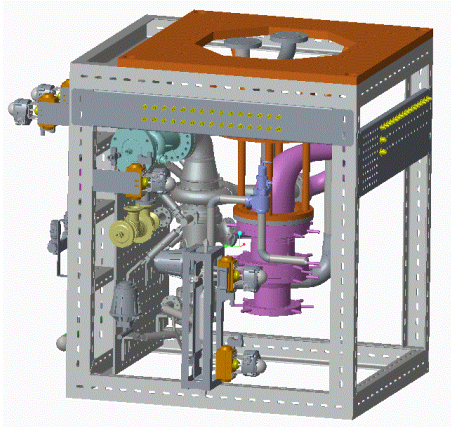


Fig. 3 Engine test object[2].

험 데이터 획득을 위한 압력, 온도, 각속도 등 센서의 체결과 매 시험 시 장/탈착을 해야 하는 점화제인 TEAL 충전 작업 등 유공압 배관 연결 및 수정의 용이성 등 작업성을 최대한 고려하여 설계/제작되었다. 또한, 연결되는 유공압 배관 등은 발화 위험 제거 및 안정적인 시험 운용을 위하여 완만한 곡선을 가지도록 설치되었으며, 특히 터빈 출구와 연결되는 곡선부 배관 내부는 내산화 코팅을 적용하였다.

2.3 엔진 파워팩 제작 현황

현재 주연소기를 제외한 파워팩 시험모델은 조립이 완료되어 주요 시험을 마친 상태이며, 주연소기 역시 금년 내 제작이 완료되어 연소시험에 들어갈 예정이다[3]. 금년에는 단일분사기를 가진 예연소기로 구성된 파워팩 시험 및 연소시험이 계속 수행될 예정이며 성능 특성 파악 후 연료와 산화제를 동시에 분사하는 동축 와류 분사기 7개로 구성된 예연소기가 조립된 엔진 시제 연소시험도 수행될 것이다. Fig. 4에 제작 완료된 삼중분사기 구조의 예연소기 분사면과 예연소기 시제 조립품 사진을 나타내었다.

엔진을 구성하는 주요 구성품 중 밸브류는 현재에도 밸브구동을 위한 전자식밸브는 한국형발사체에 적용되는 밸브를 일부 사용 중이며 이 역시 제어밸브 등 주요 구성품 국산화를 수행할 예정이다. Fig. 5에는 금년 내 연소시험을 수행할

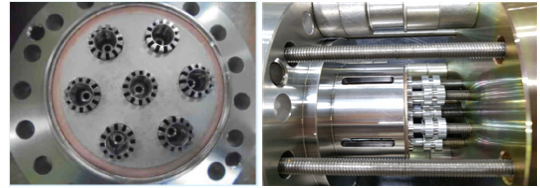


Fig. 4 Face-plate and assembly of pre-burner.

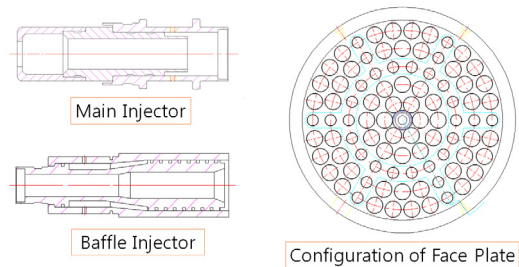


Fig. 5 Manufacturing drawing of main combustion chamber.

예정인 주연소기 시제의 제작도면을 나타내었다.

3. 다단연소사이클 엔진 파워팩 시험

3.1 시험설비 구성

다단 연소 사이클 엔진 연소시험을 위한 시험설비는 이미 나로우주센터에 구축되어 있는 한국형발사체 추진기관 시험설비 중 하나인 3단 엔진 연소시험설비를 이용한다. 3단 엔진 연소시험설비는 한국형발사체 3단 엔진 연소시험을 위해 구축된 추력 7톤급의 시험설비이나 9톤급의 다단 연소 사이클 엔진의 시험을 충분히 수행할 수 있도록 구축되어 있으며, 지상 연소시험 스탠드와 고공환경 모사가 가능한 진공 챔버를 가진 고공 연소시험 스탠드를 갖추고 있어 향후 다단 연소 사이클 엔진의 고공 연소시험도 이 시험설비를 이용하여 수행될 예정이다. Fig. 6에 3단 엔진 연소시험설비의 전경과 지상 및 고공 스탠드의 모습을 나타내었으며 현재 파워팩 시제가 지상 테스트 스탠드에 설치된 상태이다.

3단 엔진 연소시험설비는 최대추력 15톤까지 시험이 가능하도록 설계 및 구축되어 있으며 냉

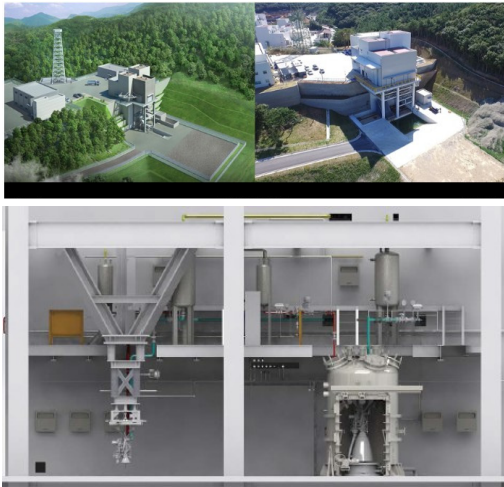


Fig. 6 Upper stage engine test facility(UETF)[4].

각수는 최대 120 kg/s, 추진제 가압압력은 최대 10 bar, 최대 공급유량은 산화제 20 kg/s, 케로신 10 kg/s 이며 가스 질소 및 헬륨은 공급 판넬을 통해 필요 압력으로 조절되어 공급될 수 있다. 특히 터보펌프의 시동을 위한 고압의 헬륨 공급라인이 구성되어 있어 개발 중인 다단 연소 사이클 엔진 시험에 최적의 조건을 갖추고 있다.

Table 3에는 3단 엔진 연소시험설비의 주요 규격을 제시하였다. 고압가스의 경우 고압 질소 gas와 헬륨gas는 나로우주센터 추진기관 시험설비의 공용설비에서 공급받아 사용하고 있으며, 고압공기는 터보펌프 시험설비에서 공급받아 3단 엔진 연소시험설비의 고압가스 분배실의 가스판넬을 이용하여 사용한다.

연소시험을 수행 중인 다단 연소 사이클 엔진 파워팩 시제는 지상 연소 시험 테스트 스탠드에 설치되어 시험 중이며 유공압 배관 및 계측라인 등은 기설치된 장치와 연결부 일부 수정 및 재조정을 통해 시험이 수행되었다. Fig. 7에는 3단 엔진 연소시험설비의 지상 스탠드에 장착된 다단 연소 사이클 엔진 파워팩 시제를 나타내었다. 시험설비는 한국형발사체 3단 엔진 시험을 위한 시험설비이며 추력 9톤급인 본 개발 시험을 수행하기에 충분한 제어 및 저주파/고주파 계측 채널을 보유하고 있어 원활한 시험수행이 가능하다.

Table 3. Specification and capacity of UETF.

Item	Value(Max.)	Item	Value(Max.)
Thrust	15 tons	Pressure (GN2)	400 bar
Mass flow rate(LOX)	20 kg/s	Pressure (Air)	320 bar
Mass flow rate(fuel)	10 kg/s	Pressure (GHe)	400 bar
Mass flow rate(Cooling Water)	120 kg/s	Pressure (LOX)	10 bar
Mass flow rate(Diffuser)	250 kg/s	Pressure (fuel)	10 bar
HAT condition	Expansion Nozzle	Test time	1,000 sec

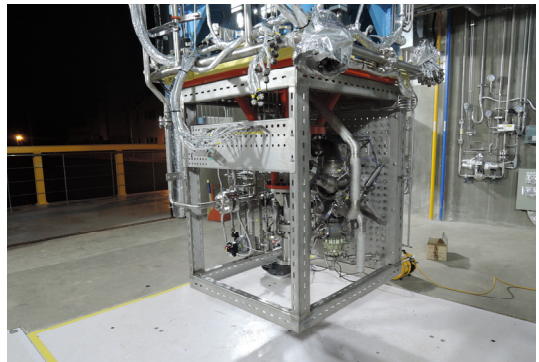


Fig. 7 Mount on UETF[2].

3.2 시험 및 성능 해석

현재까지 총 5회에 걸친 수류시험 및 예냉/점화/시동 특성을 파악하는 시험이 수행되었다. 수류시험을 통하여 시동터빈의 헬륨 공급 조건을 파악하였으며 이를 통해 시동을 위한 헬륨공급 압력과 밸브개폐시간을 결정할 수 있었다. 이후 일부 점화 시기 및 산화제 예냉 시험 결과 등을 토대로 5차 시험에서는 예냉/점화/시동 특성 파악을 위한 10초의 시험 수행되었으며 시험결과 10초간 정상작동 하였음을 확인하였다.

파워팩 시험은 예연소기만을 점화하는 시험으로 주연소기에서 발생하는 차압은 이를 모사할 수 있는 벤츄리로 대체해 시험하였다. 배출되는 추진제의 후처리를 위한 방법으로 연료는 드레인 탱크로 회수하고 산화제 과잉가스는 그대로

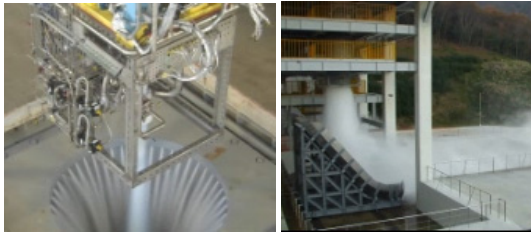


Fig. 8 Photo of power-pack test.

외부로 방출하였으며, 냉각수를 공급하여 발생 가능한 발화나 사고를 방지하면서 시험이 수행되었다. Fig. 8에는 10초간 수행된 파워팩 5차 시험의 엔진시제 시험 장면과 화염유도로를 통하여 냉각수와 함께 배출되는 산화제 과잉가스를 나타내었다.

시험뿐 아니라 당 연구원에서는 시동 특성을 포함하는 해석 프로그램도 개발 중이며 해석 프로그램과 기존의 터보펌프 파워팩 시험결과 매우 유사한 예측결과를 얻을 수 있었다[5].

향후 지속적으로 수행되는 파워팩 시험 및 연소기가 조립된 엔진 조립체의 연소시험 결과와 해석 프로그램을 이용하여 효율적인 다단 연소 사이클 엔진 개발을 수행할 수 있을 것이며, 나아가 국내 액체 추진 로켓 엔진 개발에 이용되어 궁극적인 목표인 대형의 고효율/고성능 엔진 개발에 밑거름이 될 것이다.

4. 결 론

당 연구원에서 추진 중인 고성능, 고효율 엔진인 다단 연소 사이클 엔진의 선행기술 개발 현황 및 계획을 기술하였다. 현재까지 나로우주센터에 위치한 한국형발사체 3단 엔진 연소시험설비에서 파워팩 시험을 성공적으로 수행하였으며 2017년에 연소기를 조립한 기술 검증 시제의 연소시험이 수행될 예정이다. 다단 연소 사이클 엔진은 현재 진행 중인 한국형발사체 개발과 더불어 당 연구원에서 우주 발사체 기술을 독자적으로 확보하기 위한 선행 연구이다. 국내 독자적 개발 연구로 진행되는 본 연구개발은 향후 국내

항공우주분야 관련 기술 기반을 확대하고 기술력을 증가시켜 우주발사체 분야의 경쟁력을 강화시키는 토대가 될 것이며, 나로호 발사에서 보여준 국민들의 관심과 기대 그리고 우주를 향한 국가적 도전의식 등을 더욱 고양시키는 계기가 될 것이다.

References

1. Im, J.H., Woo, S.P., Jeon, J.S., Lee, K.J., Yu, B.I. and Han, Y.M., "Conceptual Design of Combustion Chamber for 9 Tonf-Class Staged Combustion Cycle Engine," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 1044-1046, Dec. 2016.
2. Woo, S.P., Lee, K.J., Im, J.H., Jeon, J.S., Hwang, C.H. and Han, Y.M., "The Design of Technology Demonstration Model for Tests of Staged Combustion Cycle Engine," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 934-937, Dec. 2016.
3. So, Y.S., Woo, S.P., Lee, K.J., Yu, B.I., Kim, J.H., Cho, H.R., Bang, J.S. and Han, Y.M., "Results of cold flow test and design of injectors for Oxidizer-rich preburner," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 1016-1021, Dec. 2016.
4. Lee, K.J., Kim, S.R., Kim, S.H., Kim, S.H., Kim, C.H., Seo, D.B., Woo, S.P., Yu, B.I., So, Y.S., Yi, S.J., Lee, J.H., IM, J.H., Jeon, J.S., Cho, N.K., Hwang, C.H. and Han, Y.M., "Development Test Status of 7 tonf-class Engine for KSLV-II," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 874-882, Dec. 2016.
5. Kim, S.R., Yi, S.J. and Han, Y.M., "An Startup Analysis of reconstructed Staged combustion Engine PowerPack," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 909-912, Dec. 2016.