

다단연소사이클 엔진 시스템 기술검증시제 연소성능 평가

임지혁* · 우성필* · 전준수* · 이정호* · 이광진* · 한영민*

Combustion Characteristics of Technology Demonstration Model for Staged Combustion Cycle Engine

Ji-Hyuk Im* · Seongphil Woo* · Junsu Jeon* · Jungho Lee* · Kwang-Jin Lee* · Yeoung-Min Han*

ABSTRACT

High performance upper stage engine is necessary for space launch vehicles of geostationary orbit, and staged combustion cycle engine is suitable due to high specific impulse. Technology demonstration model for 9 tonf class staged combustion cycle engine, which is consisted of turbopump, preburner, combustion chamber and supply system, was assembled, and hot-firing test was conducted for three seconds in Upper-stage Engine Test Facility of Naro Space Center. Ignition, combustion and shut down of engine system was performed normally, and its performance parameters were evaluated.

초 록

정지궤도용 우주발사체에는 고성능 상단엔진이 필수적이며 높은 비추력을 가지는 다단연소사이클 엔진이 적합하다. 터보펌프, 예연소기, 연소기, 공급계 시스템으로 구성된 9톤급 다단연소사이클 엔진 시스템의 기술검증시제를 제작하여 나로우주센터 3단 엔진 연소시험설비에서 3초 지상연소시험을 수행하였다. 엔진 시스템의 시동, 점화, 연소 및 종료가 정상적으로 수행되었으며 주요 성능 변수를 평가하였다.

Key Words: Staged Combustion Cycle Engine(다단연소사이클 엔진), Preburner(예연소기), Firing Test(연소시험), Technology Demonstration Model(기술검증시제), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

액체로켓엔진은 가압식과 터보펌프를 사용하는 방식으로 구분되며 터보펌프 방식은 터보펌

프의 터빈을 구동한 고온의 가스의 사용 방식에 따라 개방형 엔진과 폐쇄형 엔진으로 구분된다 [1]. 개방형 엔진은 터빈을 구동한 가스가 로켓 엔진의 외부로 배출되는 방식이며 폐쇄형 엔진은 터빈을 구동한 연소가스를 주연소기로 다시 공급시켜 연소기에서 재연소하는 방식으로 손실을 없앨 수 있어 고성능 엔진에 적합한 방식이

* 한국항공우주연구원 엔진시험평가팀

† 교신저자, E-mail: jhim1@kari.re.kr

다. 다단연소사이클 엔진은 폐쇄형 엔진으로 예연소기에서 산화제 과잉 환경에서 고온 고압의 가스가 발생하며 이를 터보펌프의 터빈을 구동시킨 후 주연소기의 분사기를 통해 분사되어 재연소되어 추력 및 비추력 측면에서 장점이 있다 [2]. 다단연소사이클 엔진은 예연소기가 매우 높은 압력에서 연소가 수행되며, 주연소기는 예연소기에서 연소된 고온의 가스와 연료가 혼합되어 연소되는 이상(Two-phase) 반응이 수반되어 기술적 난이도가 높다. 그 동안 국내에서는 예연소기 관련 연구[3]와 기체-액체 스웰 동축형 분사기에 관한 연구[1, 4-5] 가 수행되어 왔다.

본 연구에서는 9톤급 다단연소사이클 엔진 시스템의 기술검증시제0 (Technology Demonstration Model 0, TDM0)를 제작하여 연소시험을 통해 연소성능을 평가하였다.

2. 다단연소사이클 엔진 시스템 및 시험설비

2.1 다단연소사이클 엔진 시스템 기술검증시제

다단연소사이클 엔진 TDM0는 추력 9톤급으로 터보펌프, 예연소기, 연소기 및 공급계 시스템으로 구성된다. 예연소기와 연소기는 triethylaluminum(TEA)와 triethylboron(TEB)의 혼합물을 점화제로 사용하여 점화된다. 엔진 시스템은 헬륨 가스를 이용하여 시동터빈을 구동하게 되어 터보펌프가 기동되어 시동된다. 이때 TEA와 TEB 혼합물이 예연소기와 연소기로 적절한 시점에 공급되어 추진제가 점화된다. 산화제 펌프를 통과한 고압의 액체 산소와 1차, 2차 연료 펌프를 통과한 고압의 연료가 예연소기로 공급되어 산화제 과잉 환경에서 연소가 수행된다. 예연소기에서 발생한 고온 고압의 산화제 과잉 가스는 터빈을 구동하고 연소기 산화제 매니폴드로 공급되며 1차 펌프를 통과한 연료와 섞여 연소된다. 예연소기와 연소기로 공급되는 연료량을 제어하기 위해 제어밸브를 설치하였다. 다단연소사이클 엔진 TDM0의 개략도를 Fig. 1에 나타내었다.

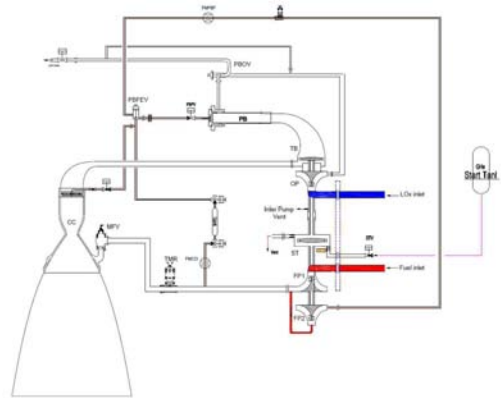


Fig. 1 Schematics of staged combustion cycle engine TDM0

2.2 3단 엔진 연소시험설비

3단 엔진 연소시험설비는 한국형발사체 7톤급 엔진 시험을 위해 구축되었으며 최대 15톤급 엔진까지 시험이 가능하다. 3단 엔진 연소시험설비는 지상셀과 고공셀의 2개의 테스트 스탠드가 있으며 지상셀은 단축 노즐(short nozzle)로 제작된 엔진의 지상환경에서의 시험을 목적으로 운용되며 고공셀은 진공챔버와 초음속 디퓨저가 있어 확대 노즐(full nozzle) 엔진의 실제 고공환경을 모사하는 시험이 가능하다[6].



Fig. 2 Upper stage engine test facility

9톤급 다단연소엔진 TDM0의 연소기는 단축 노즐이며 지상셀에 장착하여 지상환경에서 시동 시퀀스 정립, 정상상태에서의 연소 및 추력특성을 평가하였다.

3. 시험 결과

다단연소사이클 엔진 시스템의 시동 및 종료 절차는 시동터빈, 점화기, 예연소기, 연소기의 밸브의 개폐로 구성된다. 연소시험에서의 터보펌프 기동은 헬륨으로 시동터빈을 구동함으로써 시동되고, 회전수가 증가하였을 때 예연소기로 점화제가 공급되며 산화제, 연료의 중단밸브가 개방됨으로써 예연소기가 점화된다. 이후 예연소기가 터보펌프의 터빈을 구동하여 회전수가 급격히 상승하게 되며 연소기의 추진제 중단밸브가 개방됨에 따라 터보펌프 회전수와 주요 압력이 일시적으로 감소하였다가 연소기가 점화되어 정상 연소 구간에 안정적으로 도달하는 것을 확인할 수 있다. 다단연소사이클 엔진 시스템 TDM0의 점화 절차를 Fig. 3에 나타내었다.

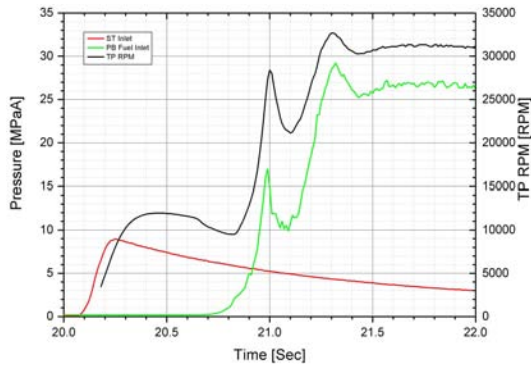


Fig. 3 Start turbine, preburner pressure and TP RPM during startup

시동터빈이 서서히 종료됨에 따라 시험 종료 직전에 정격점에 정상적으로 도달하였으며 엔진 시스템 정격점에서의 터보펌프 회전수는 약 29,000 rpm으로 확인되었다. 예연소기와 연소기의 연소실 내부 압력을 직접적으로 측정하는 것

은 불가능하지만 산화제와 연료 매니폴드 압력, 유량 등으로부터 연소실 압력을 추정할 수 있다. 예연소기의 추진제 공급 압력과 예연소기 출구 압력으로부터 예연소기 내부 연소 압력은 20 MPa 이상을 달성한 것으로 판단된다. 연소기는 연료가 약 14 MPa로 공급되어 재생냉각채널을 통해 연소기 벽면을 냉각한 후 연소실 내부로 공급되며, 예연소기에서 생성된 산화제 과잉 가스의 연소기 입구 압력은 약 10 MPa로 측정되었다. 이로부터 연소기의 연소 압력은 8~9 MPa로 추정된다. 터보펌프의 회전수, 주요 압력 변수들로부터 다단연소사이클 엔진 시스템 TDM0의 연소시험 목표점에 정상적으로 도달하였음을 확인하였다.

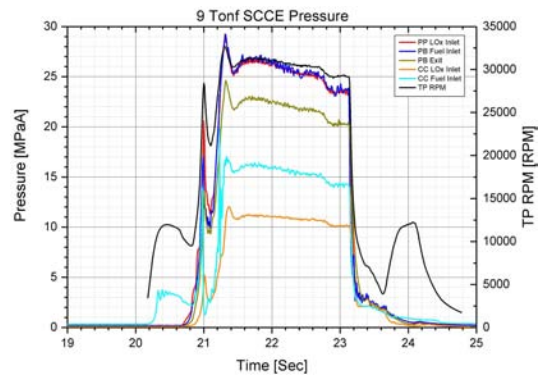


Fig. 4 Preburner, combustion chamber pressure and TP RPM

엔진 시스템의 추력은 추력측정장치에서 측정이 되며 3축 6분력의 추력 측정이 가능하다. 추력은 엔진의 설치 조건, 추진제가 공급되는 배관 저항, 마찰력 등에 따라 엔진 시스템의 추력과 추력측정장치에서 측정되는 추력 사이에 차이가 발생하게 된다. 이를 보정하기 위해 추력측정시스템의 내부 및 외부 교정을 수행하여 측정된 추력을 실제 엔진 시스템의 추력으로 환산하게 된다. 9톤급 다단연소사이클 엔진 시스템 TDM0에서 측정된 추력 결과를 Fig. 5에 나타내었다. 엔진 시스템이 점화되면서 추력이 급격히 상승하게 되며 시험 종료 직전에 정상상태에 도달하는 것을 확인할 수 있으며 이때 측정된 추력은

약 4.9 tonf이다. 다단연소사이클 엔진 시스템의 지상 연소시험이며 이를 위해 TDM0의 연소기가 단축 노즐을 가지고 있어 연소 가스가 충분히 팽창하지 못함을 고려할 때 적절한 추력이 측정되었다고 판단된다.

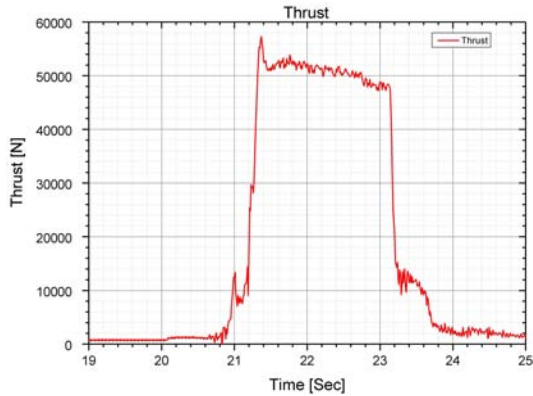


Fig. 5 Thrust

4. 결 론

9톤급 다단연소사이클 엔진 시스템 기술검증 시제의 3초 연소시험을 통해 엔진 시스템의 성능을 평가하였다. 엔진 시스템의 시동, 점화, 정상 연소 및 종료가 정상적으로 수행되었으며 정격점에 성공적으로 도달하였다. 향후 예연소기와 연소기의 설계 검증을 통해 기술검증시제와 개발 시제를 제작하여 시동절차 최적화 및 연소성능을 검증할 예정이다.

참 고 문 헌

1. Jong Gyu Kim, Yeoung Min Han, Hwan Seok Choi, and Youngbin Yoon, "Study on Spray Patterns of Gas-Centered Swirl Coaxial (GCSC) Injectors in High Pressure Conditions," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 27, No. 1, pp.171-178, 2013.
2. 임지혁, 우성필, 전준수, 이광진, 유병일, 한영민, "9톤급 다단연소엔진 연소기 개념설계," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회, 2016
3. 소윤석, 양준호, 한영민, 최성만, "산화제 과잉 예연소기 인젝터의 분무 특성에 관한 연구," 한국액체미립화학회지, Vol. 12, No. 1, pp. 58-64, 2007.
4. Jaehyoung Jeon, Moongeun Hong, Yeoung-Min Han, and Soo Yong Lee, "Experimental Study on Spray Characteristics of Gas-Centered Swirl Coaxial Injectors," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 133, No. 12, 2011, 21303.
5. Ji-Hyuk Im, Seongho Cho, Youngbin Yoon and Insang Moon, "Comparative Study of Spray Characteristics of Gas-Centered and Liquid-Centered Swirl Coaxial Injectors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 6, pp.1196-1204, 2010.
6. 이광진, 김성룡, 김성혁, 김승한, 김채형, 서대반, 우성필, 유병일, 소윤석, 이승재, 이정호, 임지혁, 전준수, 조남경, 황창환, 한영민, "한국형발사체 7톤급 엔진의 개발 시험 현황," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회, 2016.