

한국형 다단연소사이클 로켓엔진 개발 동향

김채형^{1)*} · 한영민¹⁾ · 조남경¹⁾ · 김승한¹⁾ · 유병일¹⁾ · 이광진¹⁾ · 소윤석¹⁾ · 우성필¹⁾
· 임지혁¹⁾ · 황창환¹⁾ · 이정호¹⁾ · 김진한²⁾

Development Trend of Korean Staged Combustion Cycle Rocket Engine

Chae-hyoung Kim^{*†} · Yeoung Min Han^{*} · Namkyung Cho^{*} · Seung-Han Kim^{*} · Byungil Yu¹⁾ · Kwang-Jin Lee^{*} · Younseok So^{*} · Seongphil Woo^{*} · Ji-Hyuk Im^{*} · Chang Hwan Hwang^{*} · Jungho Lee^{*} · Jin-han Kim^{**}

ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute has being developed a staged combustion cycle rocket (SCCR) engine with high specific impulse to send a 3-ton class satellite into geostationary orbit while conducted Korean Space Launch Vehicle (KSLV) II project. The SCCR engine is different from the KSLV-II engine, which is open cycle engine using a gas-generator. The SCCR engine with closed cycle is composed of a pre-burner, a turbo pump, and a main combustor. The technology demonstration model (TDM0) was assembled and tested in the 7ton-class engine combustion test facility of Naro Space Center, and the combustion test was successfully conducted. Afterward engine-shaped SCCR engine model (TDM1) is being designed and developed for the next combustion test.

초 록

한국형발사체(KSLV-II) 개발과 함께 지구정지궤도 발사를 위해 비추력이 높은 다단연소사이클 로켓 엔진 개발이 한국항공우주연구원에서 진행되고 있다. 다단연소사이클 로켓엔진은 한국형발사체 엔진과 달리 가스발생기를 사용하는 개방형 엔진이 아니며, 크게 예연소기, 터보펌프, 주연소기로 구성되어 있 폐쇄형 엔진이다. 기술검증시제 개발용 모델(TDM0)을 조립하여 나로우주센터의 7톤급 엔진 연소시험 설비에서 연소시험이 진행되고 있으며, 기술검증시제 모델의 연소시험은 성공적으로 수행되었다. 현재 엔진 형상의 TDM1 모델 조립과 연소시험을 위한 준비과정이 진행 중이다.

Key Words: Staged Combustion Cycle Rocket Engine(다단연소사이클 로켓엔진), Pre-burner(예연소기), Turbo Pump(터보펌프), Combustor (연소기)

* 한국항공우주연구원 엔진시험평가팀

** 한국항공우주연구원 발사체엔진개발단

† 교신저자, E-mail: avalonkc@kari.re.kr

1. 서 론

2013년 나로호 발사 성공이후 우리의 자체기

술로 액체로켓엔진 발사체를 발사하기 위한 한국형 발사체 사업이 진행 중이다. 한국형발사체의 공식 명칭은 KSLV-II이며 Fig. 1(좌)과 같이 1단은 75톤급 개방형 사이클 엔진 4대 클러스터, 2단은 75톤급 개방형 사이클 엔진 1대, 3단은 7톤급 개방형 사이클 엔진 1대로 구성되어 있다. 현재 고흥 외나로도 나로우주센터에서 75톤급 개방형 사이클 엔진과 7톤급 개방형 사이클 엔진에 대한 개발 및 인증 시험이 수행되고 있다.

한국형발사체 KSLV-II에 사용되는 엔진은 Fig. 2(좌)와 같은 가스 발생기를 사용하는 개방형 사이클 엔진(gas-generator cycle or open cycle)이다. 가스발생기에서 생성된 연료과잉 가스는 터빈을 구동하는데 사용되며 배기가스 형태로 외부로 배출된다. 이에 반해 다단연소사이클 엔진(staged combustion cycle or closed cycle)은 Fig. 2(우)처럼 터빈구동에 사용된 가스를 다시 연소기로 보내어 재연소 시키는 구조를 가진다. 따라서 터빈구동 후 외부로 버리는 개방형 사이클에 비해 다단연소 사이클은 터빈구동에 사용된 가스를 연소에 재사용하기 때문에 엔진 성능 효율이 높은 편이다.

국내에서는 한국항공우주연구원 주도로 국내 대학과의 공동 연구를 통해 2006년부터 다단연소사이클 엔진을 구성하는 예연소기(pre-burner) [2-8]와 연소기[9-11]에 대한 단품 개발 연구가 진행되어 왔었다. 2013년 우주개발 중장기 계획(제2차 우주개발진흥 기본계획 수정)에서 3톤급 실용위성을 지구정지궤도에 올릴 수 있는 발사체(Fig. 1(우))를 2020년부터 개발하여 2030년까지 발사하는 계획이 수립되었다. 정지궤도 발사체의 추진기관으로 적합한 3단 엔진은 비추력 성능이 높고 재점화가 가능한 다단연소사이클 방식의 엔진이다. 이에 한국항공우주연구원에서는 해외협력연구를 통한 다단연소사이클 방식의 엔진 연구 개발이 활발히 진행되고 있다.

2015년 다단연소사이클 엔진 파워팩 시동해석을 위한 코드를 개발하여 시뮬레이션이 이루어졌다[12]. 시뮬레이션은 Fig. 3과 같이 예연소기, 터보펌프, 시동펌프, 밸브, 오리피스 등으로 구성되어 있는 파워팩에 대한 압력, 유량, 터보펌프

회전속도 등을 계산하였다. 엔진 시동에 대한 시뮬레이션 자료를 토대로 2016년에 단일 분사기에 연소기-연소기 연계시험이 수행되었고[13], 다단연소사이클 엔진 파워팩 연소 시험[14, 15]과 기술검증시험 엔진 연소시험이 성공적으로 수행되었다.

본론에서는 2006년부터 현재까지 다단연소사이클 엔진을 구성하는 각 구성품의 초창기 개발부터 구성품에 대한 개발시험, 파워팩 시험, 엔진 시스템 형상의 기술검증 시험 엔진까지 국내에서 이루어지고 있는 다단연소사이클 엔진 개발 현황에 대해 소개하고자 한다.



Fig. 1 Korean Space Launch Vehicle Systems

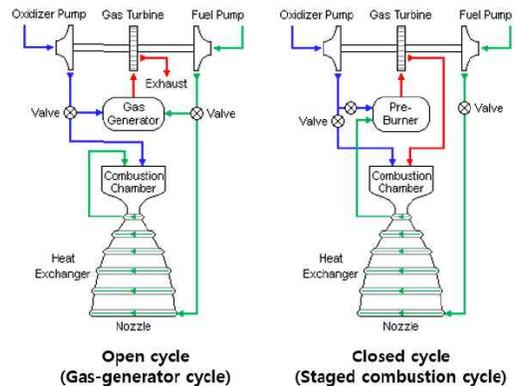


Fig. 2 Open Cycle and Closed Cycle Engine Concepts[1]

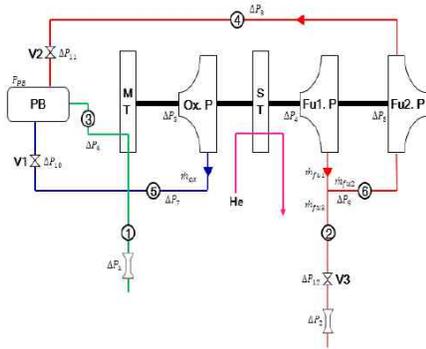


Fig. 3 Staged Combustion Cycle Engine Power-pack [12]

2. 본 론

2.1 다단연소사이클 엔진 구성품 개발

- 예연소기

예연소기 개발은 심플렉스 분사기(simplex injector)와 삼중분사기(triplex injector) 두 종류에 대해 중점적으로 연구되고 있다. 심플렉스 분사기는 Fig.4 (좌)와 같은 일반적인 스월형 분사기이다. 삼중분사기는 2006년도부터 RD-170 엔진의 자료를 토대로 선행 연구개발이 진행되었다[2-7, 16]. 삼중분사기는 Fig. 5와 같이 분사기 내에서 추진제가 확산, 연소되도록 설계된 형태이다. 분사기에서 연소가 이루어지기 때문에 예연소실에 대한 열적 부하가 일반 분사기를 사용하는 예연소기에 비해 적은편이며 효율도 높은 것으로 알려져 있다.

초기 예연소기의 OF (oxygen/fuel) ratio는 최소 14에서 최대 70 범위까지 삼중분사기의 분무 형태에 대한 연구가 진행되었다[2-7]. 이후 삼중분사기는 축소형에 대한 연소시험이 수행되었고 [13], 심플렉스 분사기에 대한 연소시험[17]이 성공적으로 수행되었다. 심플렉스 분사기가 적용된 예연소기의 실물형상은 Fig. 6과 같으며 파워팩 시험[15]과 연소시험에 적용되었다.

심플렉스 분사기가 적용된 산화제 과잉 예연소기는 1차, 2차로 구분되는 2단 시동방법을 사용하였다. 이는 최초 점화시에는 적은 유량으로

점화를 하여 시동시 충격(hard start)을 완화하고 이후에 정상상태 조건으로 추진제를 주입하는 방식이다. 예연소기 모델은 초기에 80 bar를 유지하다가 이후에는 200 bar가 유지되며 Fig. 7과 같이 10초 연소 시험이 수행되었다[17].

연소기는 Fig. 8과 같은 기체 중심 선회 동축 분사기(GCSC, gas-centered swirl coaxial injector)를 사용하였다. 예연소기에서 생성된 산소과잉 가스는 터빈을 구동하고 연소기 헤드로 유입되며 GCSC 분사기 중앙에서 분무되고, 연료는 재생 냉각 연소실을 냉각하고 난 후 연소기 헤드로 유입되어 GCSC 분사기를 통해 분무된다[9-11]. 연소기 압력을 모사하는 고압탱크 내에서 액체/기체 분사에 따른 분무 형태(Fig. 9)에 대한 연구가 진행되었다.

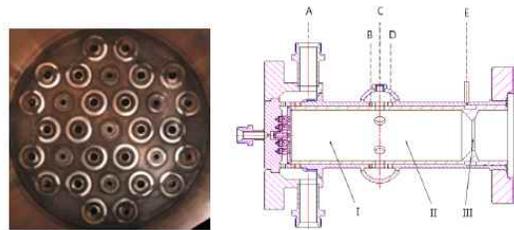


Fig. 4 Simplex Injectors and Pre-burner[15]

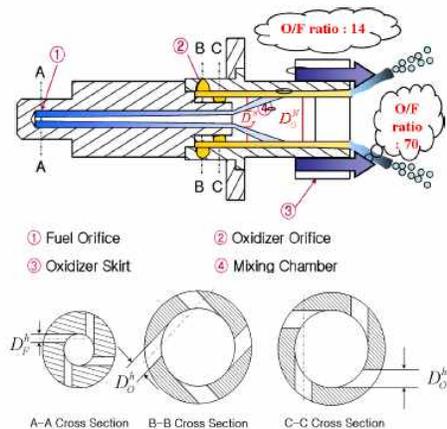


Fig. 5 Schematics of an Injector [5]



Fig. 6 One-body Pre-burner [17]



Fig. 7 Combustion Test of Pre-burner [17]

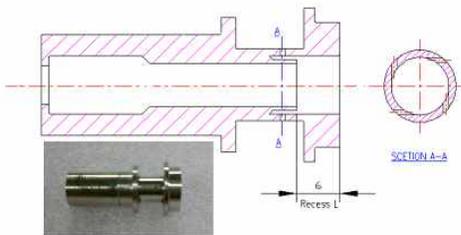


Fig. 8 GCSC Injector [9]

다단연소사이클 엔진 선행 개발에는 Y사의 8톤급 실물형 터보펌프가 사용되었다. 터보펌프는 Fig. 10과 같이 터빈, 산화제 펌프, 시동터빈, 연료펌프 순으로 구성되어 있다. 터빈부는 예연소기와 주연소기 사이에 위치하며 내부는 산화제 코팅 처리되어 있다. 연료펌프는 2단으로 구성되어 있으며, 주연소기와 예연소기 쪽으로 연료를 보내는 역할을 한다. 터빈의 정격 회전수는 약 29000 rpm이다.

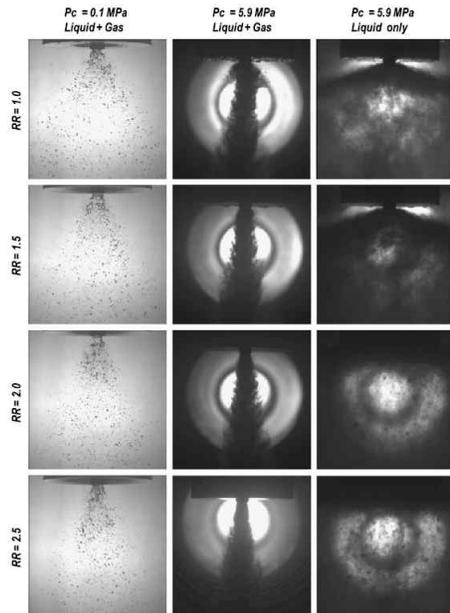


Fig. 9 Spray Images of GCSC Injector [11]

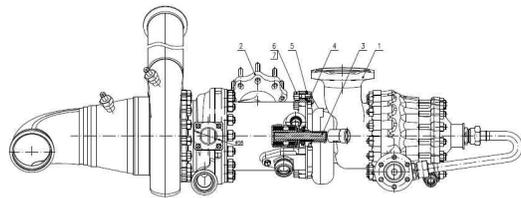


Fig. 10 Schematic of Turbo-pump

2.2 단일분사기 예연소기-연소기 연계 연소시험

실물 모델에 대한 연소기 연소시험 전에 축소형 모델을 사용한 단일분사기 예연소기-연소기의 연계시험이 수행되었다[13]. 연계시험에 사용된 단일분사기 연소기는 매우 적은 유량만 사용하기 때문에 예연소기의 분사기 한 개가 사용되었다. 설계된 예연소기로 공급되는 산화제 유량은 약 275 g/s, 연료유량은 약 4.6 g/s, 압력은 9.7 Mpa이고, 단일분사기 연소기로의 산화제 과잉 가스 유량은 279.6 g/s, 연료는 92 g/s, 압력은 8.0 Mpa이며, 연소기와 단일 분사기 예연소기의 점화제는 TEAB를 사용하였다[18]. 단일 분사기 예연소기-연소기 시험은 Fig. 11과 같이 연소 시험이 수행되었다[13]. 시험결과 예연소기의 경우

연소압력이 9.7 Mpa, 연소기 압력은 8.0 Mpa을 보여주었고, 정상상태에서는 압력섭동은 예연소기 및 연소기모두 RMS 기준으로 1% 이내의 값을 보여주었다.

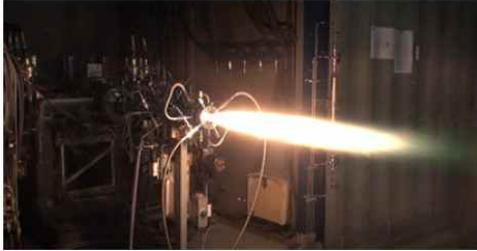


Fig. 11 Combustion Test of an Uni-element Pre-burner and a Combustor[13]

2.3 파워팩 시험

연소기를 제외한 주요 구성품으로 구성된 파워팩 모델은 연소기로 공급되는 추진제의 최종 성능을 검증하기 위해 사용되는 모델이다. 이는 연소기를 사용한 실제 시험에서 발생하는 위험을 줄이고 연소기 장착 전 추진시스템의 성능을 검증하는 데 목적이 있다. 파워팩 시험은 크게 수류시험, 시동시험, 예연소기 연소시험으로 구성되어 있다[15]. 파워팩 시험은 고홍 항공센터에서 시험설비를 구축하여 시험이 되었다.

파워팩 구성은 예연소기, 터보펌프와 추진제 유공압 부품들로 구성되어 있으며, 실제 시험에 사용된 파워팩은 Fig. 12와 같다.

파워팩 시험을 하기 위해서는 앞서 이야기한 것과 같이 수류시험과 시동시험이 필요하다. 수류시험은 파워팩이 없는 상태에서 시험설비의 추진제 가압탱크로 설계요구조건의 유량을 공급할 수 있는지를 검증하는 시험이다. 시동시험은 터보펌프를 초기 구동하는 헬륨 시동기를 사용하여 터보펌프의 rpm 특성을 확인하는 시험이다. 이 두 선행 시험을 통해 파워팩 연소 시험에 필요한 추진제 공급과 관련된 시동 사이클이 결정된다. 연소시험은 10초간 안정적으로 지속되었으며, 압력 섭동은 1% 정도로 안정적이었다. 예연소기에서 발생된 산화제 과잉 가스는 터보펌

프의 터빈부를 통해 Fig. 13과 같이 하얀 가스형태로 외부 배기된다.

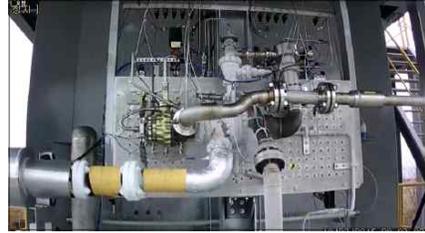


Fig. 12 Power-pack Model [15]



Fig. 13 Combustion of Power-pack[15]



Fig. 14 7ton-class Engine Test Facility (Upper side) and Engine Test Control Room (Lower side)

2.4 7톤급 엔진 연소 시험설비

1차 파워팩 시험 성공 후 다단연소사이클 엔진 시험은 한국형 발사체 엔진 시험이 이루어지고 있는 나로우주센터 7톤급 엔진 연소 시험설비(Fig. 14)에서 이루어졌다. 다단연소사이클 엔진은 Fig. 15와 같은 최종적인 엔진 형상으로 시험이 진행될 예정이다. 따라서 다단연소사이클 엔진은 최종 엔진 형상까지 고려하여 7톤급 엔진 연소 시험을 통해 안전성과 성능이 검증된 나로우주센터의 7톤급 엔진 연소 시험설비에서 이루어지고 있다. 7톤급 엔진 연소 시험설비는 산화제 20 kg/s, 연료 10 kg/s까지 공급가능하며, 후류 냉각수 분사량은 최대 120 kg/s로 최대 추력 15톤, 연소시험은 최대 1000 초까지 엔진 시험이 가능한 시험설비이다[19, 20]. 또한 7톤급 엔진 연소 시험설비는 Fig. 14와 같이 시험설비와 엔진시험 제어통제실이 별도로 분리되어 있으며 원거리에서 CCTV 영상을 통해 시험을 제어/통제하도록 되어 있다. 시험설비 내외는 다중으로 소화설비가 설치되어 있어 만일의 화재 및 폭발사고에 대비할 수 있도록 설계되었다.

2.5 다단연소사이클 엔진 초기 기술 검증시제

다단연소사이클 엔진의 최종 형상은 Fig. 15와 같은 형상으로 계획하고 있다. 주요 설계 규격은 진공추력은 8~10 tonf, 진공추력비는 350 초 이상, 예연소기 연소압 200 bar 이상, 주연소기 연소압 80 bar 이상, 최대운용시간은 600 초 이상이다. 요구조건을 만족하는 엔진 개발을 위해 개발단계에서의 다단연소사이클 엔진 모델은 초기 기술 검증시제(TDM, technology demonstration model)로 명하여 시험이 진행되었다. 이후 논문에서 해당엔진모델은 TDM0로 명칭한다.

다단연소사이클 엔진 모델은 최초 8톤급 엔진으로 규격을 정하였으나 달탐사 계획 등으로 엔진의 추력은 9톤급으로 성능을 올려서 TDM0에서는 추력 9톤을 목표로 시험이 수행되고 있다. TDM0의 주요 구성은 Fig. 16과 같다. TDM0의 구성에서 주연소기는 노즐이 장착되지 않은 형상이다[21]. 헬륨 시동기를 통해 터보펌프는 초기 회전력을 얻게 되어 추진제를 초기 가압을

하여 공급한다. 산화제는 일부는 연소기(CC)로 공급이 되며 일부는 예연소기(PB)로 공급이 된다. 연료도 일부는 연소기로 일부는 예연소기로 공급이 된다. TEAB 점화기가 공급이 되어야 예연소기와 주연소기가 점화가 된다[22]. 이때 예연소기 점화를 위해 예연소기로 공급되는 추진제는 산화제는 PBOV로 연료는 PBFEV로 제어가 된다. 예연소기가 점화가 되어 연소가 진행되면 고온의 산소 과잉 산화제는 연소기로 공급이 된다. 산화제 공급 조건에 맞춰 TEAB 점화기와 연료도 연소기로 공급이 되면 주연소기의 점화와 연소가 이루어진다.

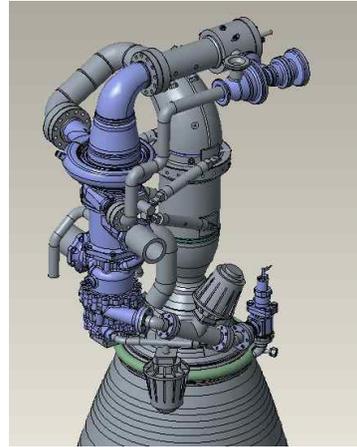


Fig. 15 Concept Model of Staged Combustion Cycle Engine

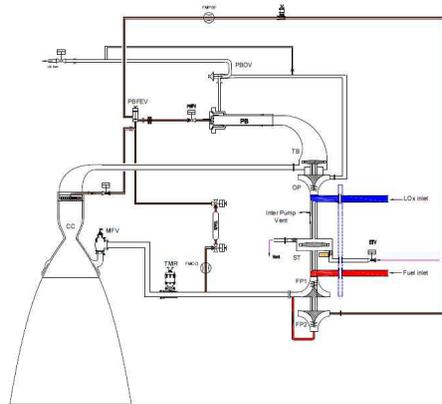


Fig. 16 Engine Schematics.

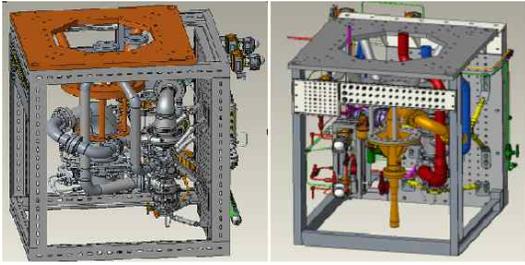


Fig. 17 3-D Modeling Images (left: TDM0, right: Power-pack).



Fig. 18 TDM0 in Test Stand.



Fig. 19 Power-pack Combustion Test.

나로우주센터에서 사용된 엔진 모델은 이전 파워팩 형상(Fig. 12)과 차이가 있다. 그 이유는 엔진시험설비와의 인터페이스를 고려해야 하고 최종 엔진형상 전 최적화된 조립체를 구성해야 하기 때문이다. TDM0 모델 형상은 Fig. 17과 같다. Fig. 17에서 오른쪽 그림은 연소기를 장착한 수류시험용 파워팩 모델 형상이고, 왼쪽은 연소기를 장착한 TDM0 모델 형상이다. TDM0

는 파워팩 모델과 각 부품 위치나 배관의 길이가 달라졌기 때문에 이에 대한 시동 특성과 안정성에 대한 분석이 수행되었다 [23, 24].

앞서 이야기한 바와 같이 엔진 연소 시험 전에 주연소기로 공급되는 추진제 조건을 검증하기 위해 수류시험, 시동시험, 파워팩 검증 시험이 필요하다. 수류시험은 Fig. 17의 우측 형상과 같이 연소기를 장착안한 상태에서 추진제의 공급성능을 검증한다. 수류시험에서 이상이 없으면 파워팩 검증 시험이 수행된다. 파워팩 검증 시험을 통해 주연소기로 추진제를 공급하기 위한 밸브 개폐 순서, 공급압력, 유량 등이 정해지게 된다. 파워팩 점화시험은 주연소기 점화 없이 약 10초 동안 수행되었다. TDM0의 시험설비에 장착된 실물형상은 Fig. 18과 같다. 헬륨 시동터빈 구동을 통해 터빈은 구동력을 얻으며 예연소기 점화를 통해 터빈은 정상 작동을 하게 된다. 터보펌프 회전수는 약 24000 rpm에서 안정화 되었고 예연소기 연소압력은 160 bar, 산화제 과잉 가스 온도는 520 K로 정상조건을 만족하였다. TDM0의 파워팩 연소 화면은 Fig. 19와 같다. 산화제 과잉 가스이므로 하얀색 기체가 배출되는 것을 볼 수 있다.

점화성능 검증이 된 후 예연소기 연소 안정성 확인을 위해 연소시간은 30초 증가하여 연소시험을 수행하였다. 터보펌프 회전수는 24000 rpm, 예연소기 연소압력 160 bar, 산화제 과잉 가스 온도는 520 K으로 10초 점화시험과 동일한 시험 결과를 보였다. 고주파 분석을 통해서도 이상 진동은 감지되지 않았고 시험 후 TDM0 구성품의 상태도 양호하였다. 이를 통해 TDM0 엔진 연소 시험을 위한 모든 구성품 검증이 완료되었고 이후 진행될 TDM0의 시스템 구성에 무리가 없다고 판단되었다.

TDM0의 점화 순서를 결정하고 정상상태에서의 성능평가를 위해 3초 연소시험이 수행되었다. 초기 점화시 터보펌프는 약 32000 rpm까지 상승했다가 29000 rpm에서 안정화되었다. 주연소기로 연료가 공급이 되고 점화가 되면서 터보펌프 회전수는 30000 rpm 이상으로 증가하였다. 예연소기 연소실 압력은 200 bar 이상 올라갔으며,

주연소기의 연소실 압력은 90 bar 수준으로 유지되었다. TDM0의 연소 화면은 Fig. 20과 같다. 노즐이 없는 연소기를 통해 밝은 연소화염이 배출되는 것을 확인할 수 있다. TDM0 연소시험은 7톤급 엔진시험과 동일한 절차로 진행되며 후류 냉각수를 통해 배출된 화염은 냉각되어 외부로 배출된다. 연소불안정성이나 이상 주파수는 검출되지 않았으며, 시험 종료 후 TDM0의 구성품 상태는 양호하였다.

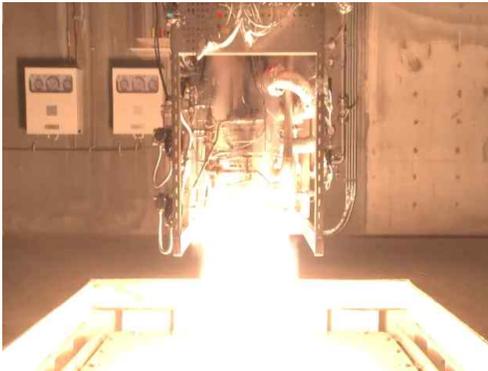


Fig. 20 TDM0 Combustion Test

3. 결 론

현재 한국형발사체 KSLV-II 액체로켓엔진인 7톤급/7톤급 엔진연소시험은 현재 성공적으로 시험이 진행되고 있다. 이와 함께 지구정지궤도에 위성을 보내거나 달탐사선 운송을 위해서는 지금 개발되고 있는 엔진보다 비추력이 더 좋고 재점화가 가능한 3단 엔진 개발이 요구된다. 이에 현재 해외에서 많이 사용되고 있는 다단연소 사이클 엔진 개발을 선행연구 개발 중이다.

예연소기, 연소기, 주요 밸브류에 대한 국내 기술개발 시험이 진행되고 있고, 예연소기, 연소기, 터보펌프로 구성된 TDM0 기술검증시험 모델의 연소시험이 성공적으로 수행되었다.

현재 개발 중인 다단연소사이클 엔진은 국내 개발 경험이 없으며 기술수준단계가 높지 않기 때문에 해외 기술협력을 통해 진행 중이다. 따라

서 국내 개발 부품은 순차적으로 기술검증시험을 통해 성능개량을 하고 있으며 지속적인 연구개발을 통해 한국형발사체와 같이 100% 자력 개발할 계획이다. 또한 해외 기술협력을 통해 진행되는 연구과제이기에 보안상의 이유로 논문에는 자세히 세부기술사항을 서술하지 않았다.

참 고 문 헌

1. Rocket & Space Technology, www.braeunig.us/space/propuls.htm.
2. 소윤석, 양준호, 최성만, 권기철, 한영민, "산화제 과잉 예연소기 인젝터의 분무 특성에 관한 연구," 한국항공우주학회 2006년도 추계 학술발표회 논문집, 2006.11, 988-994.
3. 양준호, 소윤석, 최현경, 최성만, 한영민, "로켓 프리버너 분사기의 성능특성 연구," 한국추진공학회 2006년도 추계학술대회 논문집 pp. 47-53.
4. 양준호, 소윤석, 한영민, 운영빈, 최성만, "로켓 프리버너 노즐의 고압 분무특성 연구," 한국액체미립화학회 2007 학술강연회 논문집 pp.109-113.
5. 소윤석, 양준호, 최성만, 한영민, "상압 환경에서 분무 압력 변화에 따른 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 분무특성 연구," 제 9회 우주발사체 심포지움, 2008, pp. 16-17.
6. 소윤석, 양준호, 최성만, "상압 환경에서 산화제 과잉 예연소기용 인젝터의 분무특성 연구," 한국추진공학회 2007년도 제28회 춘계학술대회논문집, pp. 97-101.
7. 양준호, 최성만, "로켓 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 고압 분무특성 연구," 한국추진공학회지 제12권 제2호, 2008.4, pp. 48-56.
8. 신지철, 정태규, 이수용, "위성 발사체 액체 로켓 엔진의 Pre-burner 성능 모사," 한국항공우주학회지 제 36권 제12호, 2008, pp. 1180-1185.
9. 김종규, 한영민, 배태원, 최환석, 운영빈, "고압 환경에서의 기체-액체 분사기 분무 특성 연

- 구," 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회 논문집 pp.5-8.
10. Jeon, J., Hong, M., Han, Y-M., Lee, S.Y., "Experimental Study on Spray Characteristics of Gas-Centered Swirl Coaxial Injectors," Journal of Fluids Engineering, Vol. 133, No. 12, Dec, 2011, pp. 121303-1-121303-7.
 11. Kim, J.G., Han, Y.M., Choi, H.S., Yoon, Y., "Study on spray patterns of gas-centered swirl coaxial (GCSC) injectors in high pressure conditions," Aerospace Science and Technology, Vol. 27, 2013, pp. 171-178.
 12. 이수지, 문인상, "다단연소사이클 엔진 파워팩 시동 해석 시뮬레이터 개발," 한국추진공학회지, 제19권 5호, 2015, pp.62-70.
 13. 문인상, 문일윤, 하성업, "단일분사기 예연소기-연소기 연계시험 연소특성 연구," 한국추진공학회 2016년도 춘계학술대회 논문집 pp. 26-30.
 14. 김동기, 하성업, 문일윤, 문인상, 이수용, 지상연, 서종원, "8톤급 다단연소사이클 로켓엔진 주용구성품 연계 연소시험 설비구축," 한국추진공학회 2015년도 춘계학술대회 논문집 pp. 835-838.
 15. 하성업, 김동기, 문일윤, 문인상, 이수용, "케로신 액체산소 다단연소사이클 로켓엔진 파워팩 시험," 한국추진공학회 2016년도 춘계학술대회 논문집 pp. 309-314.
 16. 김진형, 강진모, 방정석, 이병호, 하성업, 홍문근, 이수용, "다단연소방식 로켓엔진 산화제 과잉 예연소기용 3중 분사기 개발," 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회 논문집, pp. 494-498.
 17. 문인상, 문일윤, 하성업, "소형 액체로켓용 산화제 과잉 예연소기 개발," 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회 논문집, pp. 479-482.
 18. 문인상, 문일윤, 유재한, 이선미, 이수용, "산화제 과잉 예연소기를 위한 TEAL 점화연구," 한국추진공학회 2011년도 춘계학술대회 논문집, pp. 97-100.
 19. 이광진, 김성룡, 김성혁, 김승환, 김채형, 서대반, 우성필, 유병일, 소윤석, 이승재, 이정호, 임지혁, 전준수, 조남경, 황창환, 한영민, "한국형발사체 3단 엔진 시험설비의 구축 및 운용 현황," 한국항공우주학회 2016년도 추계학술대회 논문집 pp. 1164-1165.
 20. 이광진, 김성룡, 김성혁, 김승환, 김채형, 서대반, 우성필, 유병일, 소윤석, 이승재, 이정호, 임지혁, 전준수, 조남경, 황창환, 한영민, "한국형발사체 7톤급 엔진의 개발 시험 현황," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집 pp. 874-882.
 21. 임지혁, 우성필, 전준수, 이광진, 유병일, 한영민, "9톤급 다단연소엔진 연소기 개념설계," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집 pp. 1044-1046.
 22. 전준수, 이정호, 우성필, 임지혁, 이광진, 유병일, 조남경, 한영민, "다단연소방식 엔진의 점화 시스템," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집 pp. 1055-1058.
 23. 김성룡, 이승재, 한영민, "재구성된 다단연소사이클 파워팩의 시동 특성 분석," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집 pp. 909-912.
 24. 김성룡, 정태규, 이수지, 한영민, "다단엔진 시동해석 방정식의 안정성 분석," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집 pp. 913-916.