



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.1.089>

한국형발사체 7톤급 엔진의 개발 시험 현황

이광진^{a,*} · 김성룡^a · 김성혁^a · 김승한^a · 김채형^a · 서대반^a · 우성필^a · 유병일^a ·
소운석^a · 이승재^a · 이정호^a · 임지혁^a · 전준수^a · 조남경^a · 황창환^a · 한영민^a · 김진한^b

Development Status of the 7-Tonf-class Engine for KSLV-II

Kwang-Jin Lee^{a,*} · SeungRyong Kim^a · SungHyuk Kim^a · SeungHan Kim^a · ChaeHyung Kim^a ·
DaeBan Seo^a · SeongPil Woo^a · ByungIl Yu^a · YoonSeok So^a · SeungJae Yi^a · JungHo Lee^a ·
JiHyuk Lim^a · JurSoo Jeon^a · NamKyung Cho^a · ChangHwan Hwang^a · YeongMin Han^a · JinHan Kim^b

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

^bRocket Engine Development Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea

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

ABSTRACT

The test results of a 7-tonf-class engine for the third-stage engine of KSLV-II are presented. Hot-firing tests performed with two engineering model engines are classified into ground tests and high-altitude tests according to the test conditions. The operability verification of the engines were carried out through short and long duration tests. The full duration test performed for the durability verification of the engines revealed a few of items to be improved. Synthetically, encouraging data of adding power to engine development were obtained from the test results. New engines based on these results will be manufactured and consistently verified through hot-firing tests.

초 록

한국형발사체 3단에 사용하기 위한 7톤급 엔진의 개발 시험 결과를 제시하였다. 2기의 engineering model 엔진을 가지고 수행된 연소시험은 시험조건에 따라 지상 시험과 고공 시험으로 구분된다. 엔진의 작동성 검증 위해 수행된 short duration과 long duration 시험은 성공적으로 완료되었다. 내구성 검증을 위해 수행된 full duration 시험에서는 일부 개선 사항들이 발견되었다. 종합적으로, 엔진 개발에 힘을 더할 수 있는 고무적인 데이터들이 7톤급 엔진 시험으로부터 획득되었다. 이 결과를 바탕으로 새 엔진들이 제작되고, 제작된 엔진은 연소시험을 통해 지속적으로 검증될 예정이다.

Key Words: KSLV-II(한국형발사체), 7 tonf-class Engine(7톤급 엔진), Ground Test(지상시험), High Altitude Test(고공시험), Operability(작동성)

Received 5 February 2017 / Revised 8 September 2017 / Accepted 13 September 2017

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

한국항공우주연구원에서는 3단형 한국형발사체를 개발 중에 있으며, 이중 3단에는 7톤급 액체로켓

엔진을 사용하게 된다. 7톤급 액체로켓엔진의 연소 시험은 나로우주센터에 있는 3단 엔진 연소시험설비에서 수행중이며, 지금까지 2개의 7톤급 engineering model 엔진이 제작되어 지상 조건과 고공 조건에서 시험이 이루어졌다. 7톤급 엔진이 한국형발사체에 사용되는 상단용 엔진이기에 지상 조건 시험보다 고공 조건 시험결과에 더 의미를 두어야겠지만, 모든 7톤급 엔진을 비행용 형상의 full nozzle로 만들어 고공 조건에서 시험하기에는 많은 비용과 시간이 소요된다. 이에, 7톤급 엔진은 지상 시험에 적합한 short nozzle 엔진과 비행용 형상의 full nozzle 엔진으로 나뉘어 제작된다. 시험설비의 경우 엔진 형상에 적합한 시험을 수행할 수 있도록 지상셀과 고공셀 2개의 셀을 갖도록 구축하였다[1].

본 논문은 이러한 배경 하에 제작된 short nozzle 엔진의 개발 시험 결과를 담고 있으며, 고공 모사 시험에서는 short nozzle에 비냉각형 확대부 노즐을 연결하여 시험을 수행하였다.

2. 7톤급 엔진 개요

2.1 7톤급 엔진 구성

한국형발사체 3단에 사용될 7톤급 엔진은 가스발생기 open cycle 엔진으로, 진공비추력 325초를 목표로, 작동시간 500초, 추진제 유량 21.5 kg/s, 노즐 확대비 94.5, 연소실 압력 70 bar의 주요 규격을 지닌다. open cycle 엔진은 가스발생기로부터 생성된 가스가 터보펌프의 터빈을 구동하고, 터빈 구동에 의한 힘이 산화제 펌프와 연료 펌프를 움직여 추진제를 연소기와 가스발생기에 공급한다[2-4]. 터빈을 구동한 가스는 대기로 방출되고, 연소기는 터보펌프로부터 공급 받은 추진제를 연소시켜 추력을 발생시키는 역할을 수행한다. 연소기, 가스발생기, 터보펌프 사이에는 고압 배관 및 밸브류가 설치되어 추진제의 흐름을 통제한다. 엔진의 초기 시동은 파이로시동기에 의해 시작 되고, 연소기의 점화는 tri ethyle aluminum과 tri ethyle boron이 혼합된 점화제를 사용한다. 이와 같은 특성을 갖는 7톤급 엔진의 개략도를 Fig. 1에 제시하였다.

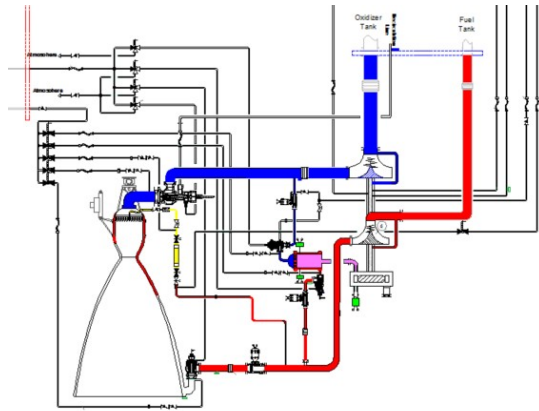


Fig. 1 17-ton-class engine 2G schematic with short nozzle.

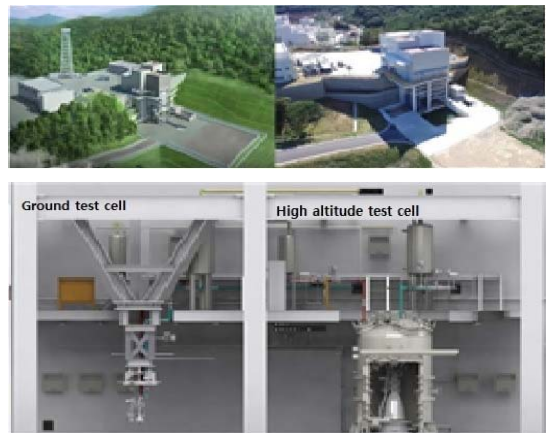


Fig. 2 Upper stage engine test facility.

2.2 3단 엔진 연소시험설비

7톤급 엔진의 연소시험은 앞서 언급한 바와 같이, 3단 엔진 연소시험설비 내 지상셀과 고공셀로 구분되는 2개의 테스트스탠드에서 수행되었다. 지상셀은 short nozzle로 제작된 엔진의 연소시험을 목적으로 운용되며, 고공셀은 full nozzle로 제작된 엔진의 연소시험을 목적으로 구축되었다. Fig. 2는 3단 엔진 연소시험설비의 전경과 지상셀과 고공셀로 이루어진 테스트스탠드의 모습을 보여준다. Fig. 2로부터 알 수 있듯이 두 셀간의 주된 차이는 진공챔버와 초음속디퓨저의 유무에 있다. Fig. 2에는 초음속디퓨저가 나타나 있지 않지만, 이 초음속디퓨저는

진공챔버 아래쪽에 설치되어 엔진으로부터 발생된 배기가스를 대기로 내보내는 기능을 하게 된다. full nozzle로 제작된 엔진의 고공 모사 시험을 수행하기 위한 진공챔버와 초음속디퓨저의 조합은 운용방식에 따라 short nozzle을 장착한 엔진의 지상 연소 시험도 가능하다. 이때 주의할 점은 추진제 유량 외에 진공챔버 도어를 개방한 상태에서 초음속디퓨저로 유입되는 공기량에 의해 초음속디퓨저가 작동할 수 있는지를 점검 해야한다. 3단 엔진 연소시험설비에서는 위 사항을 점검한 후 short nozzle 형상의 7톤급 엔진을 이용한 지상 연소시험을 고공셀에서 수행하였다.

3. 시험절차 및 결과

3.1 7톤급 엔진 연소시험 절차

현재까지 3단 엔진 연소시험설비의 지상셀에서 연소시험을 수행한 엔진은 7톤급 엔진 1G (ground model)와 2G가 있다. 두 엔진 모두 short nozzle 형상으로 엔진의 작동성 검증을 목적으로 제작되었다. 그리고 고공셀에서 연소시험을 수행한 엔진은 7톤급 엔진 재조립 1G가 있다. 이 엔진은 비냉각형 확대부 노즐과 조립되어 고공 모사 연소시험을 수행하였다. 엔진의 작동성 검증이라 함은 연소기, 가스발생기, 터보펌프, 파이로시동기, 점화기, 밸브류 등과 같은 엔진 구성품들이 시스템으로 연계되었을 때 정상적인 기능을 보이는지에 대한 확인과 예냉, 시동/종료, 퍼지, 차압과 같은 엔진 시스템 구현에 의해 나타나는 시스템 변수들의 특성을 확인하는 것을 의미한다. 또한 이러한 작동성 점검은 연소시험 시간에 변화를 주어 관찰하게 되는데, 초기 시동/종료 시퀀스를 수립하는 단계에서는 시험대상체 및 시험장의 안전을 고려하여 짧은 연소시간으로 엔진을 구동하게 된다. 일반적으로 이 연소시간 범위에서는 엔진이 열적평형상태에 도달하지 못하므로, 이때 얻은 자료를 엔진 성능 자료로 활용하기에는 미흡하다. 이러한 연소시간 범위를 본 논문에서는 short duration이라고 정의하고자 하며, 시험시간은 연소기준 30초 이내의 시간이 된다.

초기 시동/종료 시퀀스를 수립할 때에는 단품시

험 결과를 바탕으로 제시된 시험 준비서를 준수한다. 시험결과를 분석함에 있어 정압, 온도, 동압, 영상 등의 자료에 대한 시간 동기화는 필수 사항이며, 이들 자료를 가지고 통일된 분석을 해야만 시동/종료 시퀀스 수립 시험시 비정상상황 및 사고발생 가능성을 최소화 할 수 있다. 특히, 정압 유도관에 대한 신호특성에 주의해야 한다. 이 단계를 지나면 엔진의 정상상태 특성을 확인하기 위한 시험을 수행하게 되는데, 이때의 연소시간 범위를 본 논문에서는 long duration이라고 정의하고자 하며, 시험시간은 연소기준 30초를 초과하는 시간이 된다.

엔진이 정상상태에 도달하는데 소요되는 시간은 엔진 시스템 구조 및 구성품의 특성과 시험시 엔진의 예냉 상태에 따라 다르게 나타나며, 7톤급 엔진의 경우 엔진 시동 후 20초~30초를 지나면서 정상상태에 도달하였다. 정상상태의 도달여부는 시험대상체에 장착된 압력, 온도 센서로 판단하며, 특히 연소기 재생냉각 채널부의 온도를 주요 변수로 확인한다. long duration 시험에서는 엔진의 정격점과 더불어 탈설계점의 엔진 성능도 확인하게 되며, 이렇게 얻은 자료들은 다시 엔진 설계/제작에 반영되고, 엔진을 개선하는 자료로 활용된다.

우주발사체에 사용되는 엔진은 작동시간이 정해져 있으므로, 이 시간에 필적하는 시간 동안 연소시험을 수행하여 하드웨어의 손상 유무와 성능 저하를 검증하는 내구성 시험을 수행해야 한다. 본 논문에서는 이 연소시간의 범위를 full duration이라고 정의하고자 한다. 주로 full duration은 엔진 정격점에서 수행하고, 필요시 정격점과 탈설계점을 혼용하여 운용할 수도 있다. 엔진을 개발하기 위해서는 반드시 long duration과 full duration을 모두 성공적으로 마쳐야 하므로, 시험 시 연소시간은 시험전 엔진의 상태와 엔진시스템을 개선하는데 필요한 자료 확보 관점에서 바라봐 결정해야 한다. 엔진 개발 소요 시간과 연계하여 생각해보면, 개선이 예측되는 부분을 먼저 검증하여 시간을 확보하는 것이 제한된 시간에 완제품을 생산했을 때 불량이 발생될 소지가 적을 수 있다. 따라서 초기 엔진 개발을 위한 엔진 시험 마스터 스케줄을 준수하되, 상황에 따라 엔진을 개선하는데 우선하는 항목의 특성에 맞도록 연소시험 시간을 정하는 유연성이 필요하다.

3.2 지상셀에서의 7톤급 엔진 연소시험결과

지상셀에서의 연소시험은 모두 안전하게 시험이 종료 되었다. 7톤급 엔진 1G를 가지고 수행한 연소 시험은 총 5회이고 누적연소시간은 142초이다. 또한 엔진 연소시험 이전에 수행한 단계별 점화시험 3 회를 더하면 총 8회 시험을 수행하였다. 1G 시험은 3단 엔진 연소시험설비를 구축하고 수행된 지상셀 첫 엔진 시험으로 설비 시운전과 동반된 엔진시험 이라 할 수 있다. 첫 점화시험은 2015년 7월에 수행 되었고, 1G를 탈거하기 전 수행된 100초 마지막 시험은 2015년 12월에 수행되었다. 2G 엔진은 2016년 8월에 첫 시험이 수행되었고, 같은해 10월까지의 시험횟수는 총 6회, 누적연소시간은 1017.2초이다. 이 시간에는 full duration 시험이 포함된다.

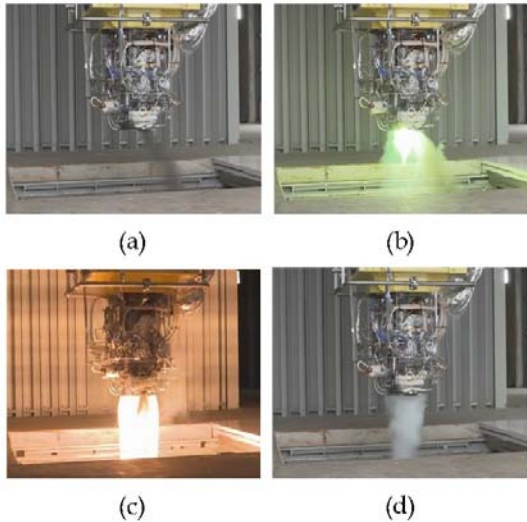


Fig. 3 Still photo of 2G engine firing test.

Table 1. Test operation conditions for test number #6.

Test Condition	Time(s)
Start	T0+0
OD3	T0+20
DP	T0+50
DP, feedback control	T0+550
OD2	T0+570
End	T0+600

Fig. 3은 7톤급 엔진 2G의 5차 시험인 320초 연소 시험 스틸 사진이다. Fig. 3의 (a)는 파이로시동기가 작동하는 순간의 모습을 보여주며, (b)는 연소기 점 화를 위해 점화제가 공급되어 연소되는 순간의 모 습을 보여준다. 그리고 Fig. 3의 (c)는 정상 연소구간 의 모습을 보여주며, (d)는 연소 종료 후 퍼지 구간 의 모습을 보여 준다. 연소시험 시작단계와 종료단 계에서 수행되는 퍼지는 그 역할이 다른데, 시작단 계에서 수행되는 퍼지는 산화제, 연료 라인의 오염 방지와 예냉과정에서 산화제 라인과 인접한 배관으 로의 공기 유입을 차단하는 역할을 수행한다. 또한 시동 시점에서 연소기 및 가스발생기 연료라인으로 기화된 산화제가 유입되는 것을 방지하는 역할을 한다. 종료단계에서 수행되는 퍼지는 잔류 추진제 가 긴 시간 연소되는 것을 단축시키고, 시험 후 연료 유증기가 연소기 및 가스발생기 산화제 매니폴드로 유입되는 것을 예방하는 역할을 한다. 현재 개발 중 인 7톤급 엔진이 한국형발사체 상단에 사용되어 시 동/종료 환경이 지상 조건과 다르므로 비행시 퍼지 절차를 지상 시험과 다르게 가져 갈 수도 있지만, 지 상에서 단발성 시험이 아닌 한 호기당 반복시험을 수행하는 경우에는 산화제, 연료 라인의 오염 방지를 위한 퍼지는 항상 주의해야 하겠다.

Fig. 4-10은 2G를 가지고 수행한 580초 연소시험 결과로 정격점 full duration과 탈설계점 시험을 한 번에 수행하였다. 이 시간은 3단 엔진의 비행시간 500초를 초과하는 시간이다. 시험 방식은 탈설계점 영역 3번을 시작으로 설계점을 거쳐 탈설계점 영역 2번으로 마무리된다. Table 1은 7톤급 엔진 2G의 6 차 시험인 580초 연소시험의 운전조건을 나타낸다. Table 1에서 feedback control 이라 함은 자기 유지 조건 제어를 의미하는 것으로 설정된 조건을 유지 하기 위해 수행되는 자동화 로직을 말한다.

Fig. 4-7은 short duration을 통해 수립된 엔진 시동 /종료 시퀀스의 특성을 보여준다. 엔진을 시동하는 주요 인자로는 파이로시동기, 연소기 점화기, 가스 발생기 점화기, 연소기 산화제 중단 밸브(MOV), 연 소기 연료 중단밸브(MFV), 가스발생기 산화제 중단 밸브(GOV), 가스발생기 연료 중단 밸브(GFV) 그리 고 퍼지밸브가 있으며 이 구성품들을 운용하는 절차 에 따라 엔진 시동/종료 단계의 안정성이 확보된다.

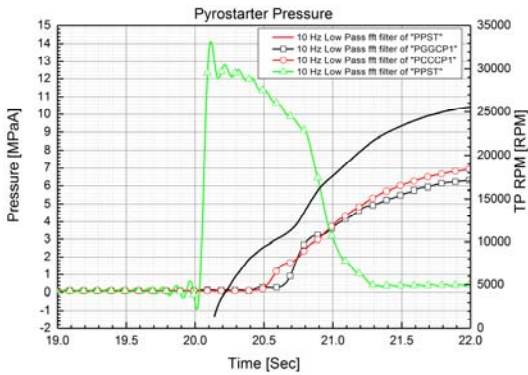


Fig. 4 Engine pressure variation during startup.

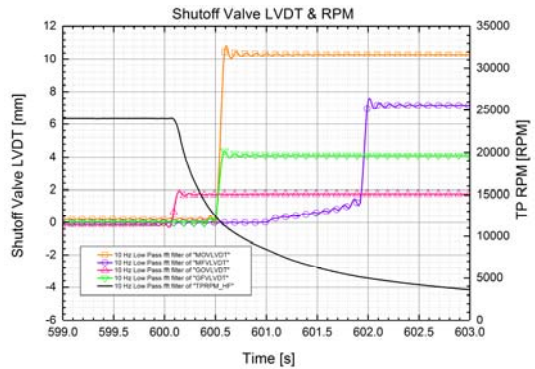


Fig. 7 Close signal of shutoff valve.

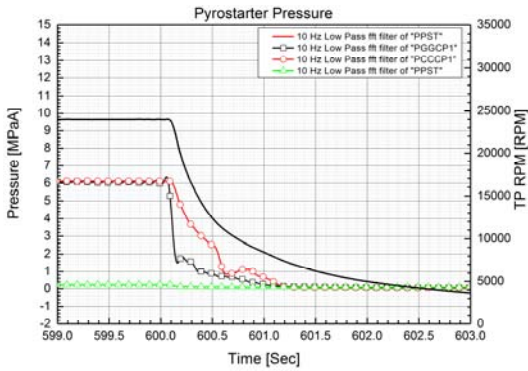


Fig. 5 Engine pressure variation during shutdown.

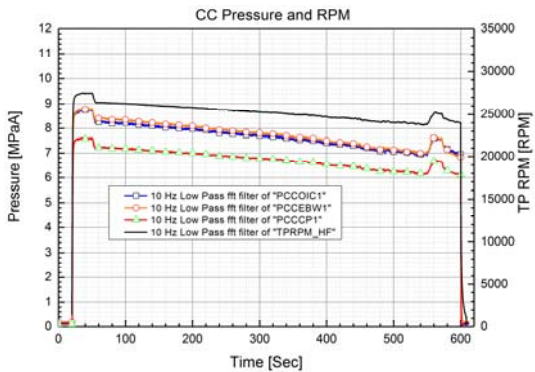


Fig. 8 Variation of combustion chamber pressure during firing test.

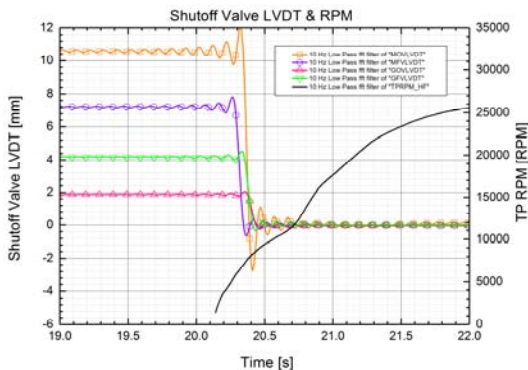


Fig. 6 Open signal of shutoff valve.

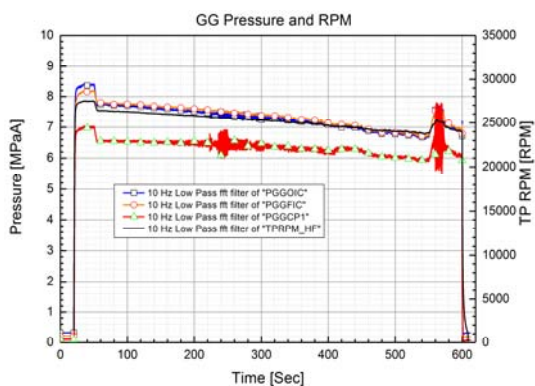


Fig. 9 Variation of gas generator pressure during firing test.

중요한 것은 엔진의 초기 시동을 걸어주는 파이로 시동기의 구동에너지가 사라지기 전에 터보펌프의 터빈을 돌려주는 가스발생기의 시동이 걸려야 한다는 것이다. 발사체 관점에서 보면, 1단 엔진은 발사체가 lift off 되기 전 정해진 시간 안에 요구되는 엔진

추력을 내도록 시동 구현이 가능해야 하며, 2단 및 3단의 경우단 분리와 궤도 조건에 맞추어 요구되는 시간 안에 정해진 엔진 추력을 내야 한다. 또한 종료

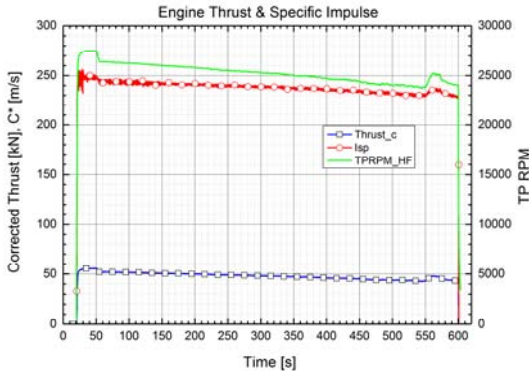


Fig. 10 Variation of engine thrust during firing test.

시 추력감소 변화가 단조로워야 한다.

때때로 엔진 종료 과정에서 퍼지에 의한 추력 증분이 불균일하게 나타나기도 하는데 이를 제거하기 위해 종료 퍼지를 삭제할 수도 있다. Fig. 4-7로부터 현재 7톤급 엔진에 적용된 시동/종료 시퀀스의 유용성을 확인할 수 있다. 결과를 보면, 엔진 시동은 파이로시동기 작동 명령시점인 T0+20초에서 2초 이내에 가스발생기 연소압(PGGCPI) 6 MPaA, 연소기 연소압(PCCCPI) 7 MPaA에 도달함을 알 수 있다. 여기서, T0는 자동시퀀스가 시작되는 현지시간을 의미하며, 이때를 0초로 간주한다. 또한 파이로시동기의 압력(PPST)이 소멸되기 전 가스발생기 연소압과 연소기 연소압이 상승함을 알 수 있다. 종료시점 역시 터보펌프 회전수(TP RPM)가 완만하게 감소하고, 연소기 연소압도 적절하게 감소되고 있음을 알 수 있다. Fig. 6과 7은 주요 밸브의 개폐상태를 파악하기 위해 설치한 LVDT (Linear Variable Differential Transformer) 신호를 보여주는데, Fig. 6은 주요 밸브의 개방 신호를, Fig. 7은 주요 밸브의 닫힘 신호를 나타낸다. 물론 이들 그래프는 지상 시험의 특정 시동/종료 시퀀스로부터 얻은 특성으로, 고공 조건에 동일하게 적용시 주변 압력 차에 의한 퍼지량의 변화가 발생하여 시동 특성이 다소 달라질 수 있다. Fig. 8-10은 엔진 성능 평가에 사용되는 주요 물리량 값의 변화를 보여준다. 여기서, PGGOIC1은 가스발생기 산화제 매니폴드 압력을, PGGFIC1은 가스발생기 연료 매니폴드 압력을, PCCOIC1은 연소기 산화제 매니폴드 압력을, PCCEBW1은 연소기 연료 매니폴드 입구 압력을 나타낸다.



(a) (b)

Fig. 11 Photo of turbine inlet orifice.

Table 1에서 제시한 바와 같이, Fig. 8-10의 결과 내에서 20초~50초는 OD3 운전영역을 목표로 수행된 구간이고, 50초~550초는 정격점을 목표로 수행된 운전영역을 나타낸다. 550초~570초는 정격점의 자기 유지를 위해 feedback control을 수행한 구간으로, 정격점 초기 위치까지는 회복하지 못했다. 이후 수행된 570초~600초의 OD2 운전영역은 설정된 지점으로 유량제어밸브가 정상적인 거동을 하였다. 현재 수행중인 7톤급 엔진의 연소시험에는 3개의 유량제어 밸브를 사용하고 있으며, 이 밸브들의 기능은 엔진 추력제어, 가스발생기 혼합비 제어, 연소기 혼합비 제어를 담당한다. Fig. 8-10의 정격점 운전영역에서 나타난 가스발생기 및 연소기의 연소압 감소와 TP RPM의 감소는 과잉 연료 영역에서 운전되는 가스발생기의 특성에 의한 soot 침착에 기인한 것으로, Fig. 11을 보면 알 수 있다.

Fig. 11의 (a)는 2G 5차 320초 시험 종료 후 내시경으로 촬영한 터보펌프 터빈 입구 오리피스스의 모습을 보여주며, (b)는 2G 6차 580초 시험 종료 후 내시경으로 촬영한 같은 위치의 모습을 보여준다. 사진으로도 확인 되는 터보펌프의 터빈을 구동하기 위한 가스 공급 유로의 단면적 감소는 그에 따른 TP RPM을 감소시키고, 이는 추진제 공급 유량을 감소시키며, 가스발생기의 혼합비를 더욱 떨어뜨리는 결과를 초래한다. 그러나 이러한 엔진 출력 저하는 feedback control을 통해 회복시킬 수 있음을 Fig. 8-10의 시험 결과로부터 알 수 있다.

시험 종료 후 확인된 연소기 연소실 내부의 일부 손상과 220초 이후 증가된 가스발생기의 압력 섭동이 feedback control을 통한 엔진 출력 회복 제한에 일부 영향을 준 것으로 추정되지만, 그럼에도 불구하고

하고 7톤급 엔진이 비행시간 500초를 상회하는 시험시간 580초를 완수한 것은 내구성 확보에 대한 희망적 결과라 할 수 있다. 또한 시험 결과로부터 feedback control 시점을 앞당겨 수행할 경우, 엔진의 정격점 운전은 보다 안정적으로 지속될 수 있을 것으로 판단된다. Fig. 10에 제시된 비추력은 short nozzle을 사용한 지상 시험 결과이므로 이 절에서는 논하기 보다는 다음절인 고공셀에서 수행된 연소시험 결과에서 다루고자 한다.

3.3 고공셀에서의 7톤급 엔진 연소시험결과

고공셀에서 수행된 첫 엔진 연소시험은 지상셀에서 연소시험 후 탈거한 7톤급 엔진 1G를 가지고 수행하였다. 지상셀에서 탈거된 1G는 구성품별로 분해하여 단품 기능 점검과 세정을 거친 후 재조립된 고공셀에 장착되었다. 고공셀에 장착된 재조립 1G는 지상셀에서 수행한 시험 절차를 바탕으로 연소기 점화시험부터 고공 모사 시험까지 총 4회, 누적 연소시간 16.5초 동안 수행되었다. 총 4회의 시험은, short nozzle 상태로 지상 시험 2회와 비냉각형 확대부 노즐을 결합한 고공 모사 시험 2회로 구성된다. short nozzle을 이용한 지상 시험은 최대 3초 동안 시동특성을 점검하기 위해 수행되었고, 이후 비

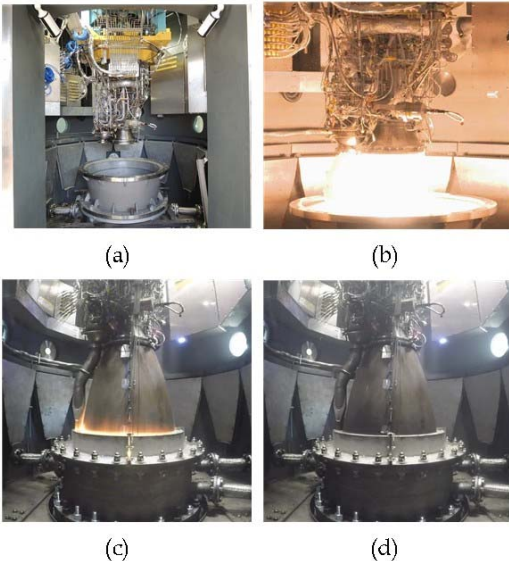


Fig. 12 Photo of refurbished 1G engine firing test in high altitude cell.

냉각형 확대부 노즐을 장착하여 고공 모사 시험을 수행하였다. 1G 엔진은 지상셀에서도 그랬지만 재조립된 후에도 고공셀의 시운전 용도로도 그 역할을 다하였다. 고공셀에서 수행된 총 4회 시험은 모두 안전하게 마무리 되었고, 고공 모사 시험은 비냉각형 확대부 노즐의 특성상 최대 6초 동안만 수행되었다. 시험 결과 확대부 노즐이 연결된 재조립 1G는 정상 작동하였고, 고공 모사 장치인 진공챔버와 초음속디퓨저 또한 정상적인 기능을 보여 주었다.

Fig. 12는 고공셀에서 수행된 시험의 스틸 사진으로, (a)와 (b)는 short nozzle로 수행된 시험이고, (c)와 (d)는 확대부 노즐을 이용하여 고공 모사 시험이 수행된 모습을 보여 준다. 엔진의 시동 시점을 보여주는 (c)는 초음속디퓨저에 연결된 화염 역류 방지막 틈으로 화염이 빠져나오는 것을 보여준다. 엔진 종료시에도 이 틈으로 배기가스가 역류하여 엔진의 일부를 오염시키지만, 엔진 및 진공챔버의 기능에 영향을 주지는 않았다. Fig. 12의 (d)는 정상연소 구간에서의 진공챔버 내부 모습으로 화염이 역류함 없이 초음속디퓨저에 의해 고공 조건의 압력이 고요히 유지되는 모습을 보여준다. Fig. 13은 확대부 노즐과 초음속디퓨저간의 연결모습으로, Fig. 13의 (a)는 확대부 노즐, 초음속디퓨저 그리고 PCCNOZamb 센서의 측정 위치를 나타낸다. Fig. 13의 (b)는 화염 역류 방지막이 초음속디퓨저와 진공챔버에 연결되는 개략도를 보여준다.

Fig. 14와 15는 재조립 1G를 가지고 수행한 고공셀 4차 시험결과를 나타낸다. Fig. 14에서 PCCCP1은 연소기 연소압을, PCCNOZ7은 확대부 노즐 끝단에서 측정한 노즐 내부 압력을, PCCNOZamb는 확대부 노즐 끝단에서 측정한 노즐 주변 압력을, VPT001

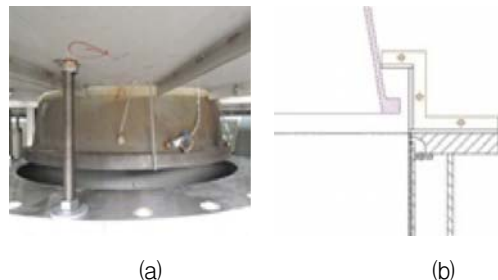


Fig. 13 Photo and schematic of uncooled expansion nozzle and super sonic diffuser.

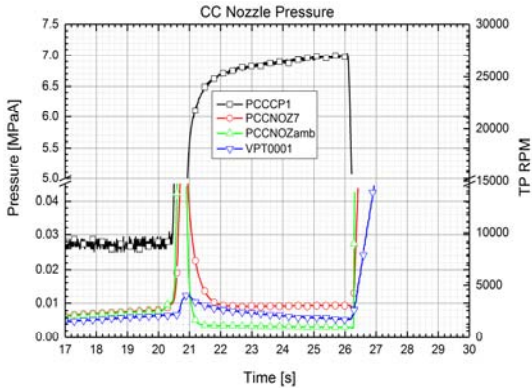


Fig. 14 Variation in combustion chamber pressure during firing test in high altitude cell.

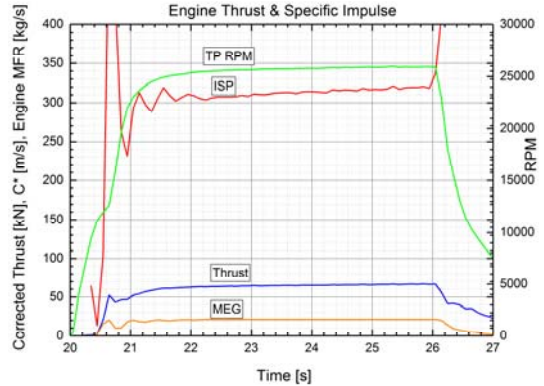


Fig. 15 Variation in engine thrust during firing test in high altitude cell.

은 진공챔버 내부의 압력을 의미한다. 비냉각형 노즐의 특성상 short duration으로 시험이 수행되었기에 엔진 성능 데이터를 논하기에 이르지만, 상단용 엔진의 관심인자인 비추력 값을 살펴보고자 한다. Fig. 15에 제시된 MEG는 엔진에 공급된 추진제 질량 유량(\dot{m})을 나타내며, Thrust는 시험시 측정된 추력(F)이고, I_{sp} 는 $F/\dot{m}g_0$ 로부터 얻은 비추력 값이다. 그리고 g_0 는 중력가속도를 의미한다. Fig. 14로부터 PCCNOZamb와 VPT001의 압력을 시험 종료 전 1초간 평균하면 31 mbar와 57 mbar를 얻을 수 있다. 그리고 상단 엔진이 작동하는 고도에서의 주변 압력을 결정해야 하는데, 이 압력을 20 mbar로 가정할 때 Eq. 1과 Eq. 2로부터 보정된 진공비추력을

$$I_s = v_2/g_0 + (p_2 - p_3)A_2/\dot{m}g_0 \quad (1)$$

$$v_2 = F/\dot{m} - (p_2 - p'_3)A_2/\dot{m} \quad (2)$$

계산할 수 있다. 여기서, I_s 는 진공비추력을, v_2 는 실제 평균 배기 속도를, p_2 는 노즐 출구 압력을, p'_3 는 실제 주변 압력을, p_3 는 상단 엔진이 작동하는 고도에서의 주변 압력을 의미한다. 만일, $p'_3 = p_3$ 의 경우에는 시험으로부터 얻은 추력 값을 이용하여 손쉽게 I_s 를 얻을 수 있으나, $p'_3 \neq p_3$ 인 경우에는 시험으로부터 얻은 추력에 주변 압력을 보정해야 상단 엔진이 작동하는 고도에서의 I_s 값을 얻을 수 있

다. 위와 같은 계산을 거치면 327 sec의 보정된 진공 비추력을 얻을 수 있는데, 이 값은 7톤급 엔진 요구 조건인 비추력 325 sec를 상회하는 값이다. 물론 이 값은 비행용 형상을 갖는 7톤급 엔진의 long duration 결과가 아니며 비냉각형 확대부 노즐임을 고려할 때, 현재 개발 중인 7톤급 엔진의 성능 값으로 사용하기에는 다소 제한적이다. 다만, 한국형발사체 3단용으로 개발 중인 엔진의 첫 engineering model로 수행된 고공 모사 시험 결과로써는 상당히 고무적인 값이라 할 수 있다. 현재 비행용 형상의 full nozzle을 갖는 엔진이 제작 중에 있으며, 이 모델을 이용한 long duration 고공 모사 시험을 수행하게 되면, 보다 정확한 엔진 성능 데이터를 제시할 수 있으리라 기대한다.

4. 결 론

한국형발사체 3단에 사용하기 위한 7톤급 엔진의 개발 시험 결과를 제시하였다. 연소시험은 2기의 engineering model 엔진으로 수행되었고, 시험조건에 따라 지상 시험과 고공 시험으로 구분된다. 엔진의 작동성 검증을 위한 short duration과 long duration 시험은 모두 안정적으로 완료되었다. 내구성 검증을 위해 수행된 full duration 시험에서 시험 종료 후 연소기 연소실 내부에 부분적 손상이 발견되었다. 연소기 연소실의 부분적 손상에도 불구하고 비행시간 500초를 상회하는 시험시간 580초를

완수한 것은 엔진 내구성 확보에 대한 희망적 결과라 할 수 있다. 또한 full duration 과정에서 나타난 가스발생기의 soot 침착과 그에 따른 엔진 출력 저하는 feedback 제어를 통해 회복할 수 있는 가능성을 보여주었다. 고공셀에서 수행된 비냉각형 확대부 노즐을 갖는 엔진의 고공 모사 시험은 3단 엔진에 요구되는 비추력을 상회하는 값을 보여주었다. 물론 이 값은 short duration 시험의 제한적 결과로 볼 수 있지만, 첫 engineering model로 획득한 데이터라는 점에서 엔진 개발에 힘을 더해 주고 있다. 현재까지 수행된 7톤급 엔진의 개발 시험 결과는 부족한 점도 있지만, 엔진 개발에 고무적인 데이터들이 첫 engineering model 엔진으로부터 획득되었다. 또한 이 결과가 반영된 새 엔진들이 제작되고, 제작된 엔진은 지상연소시험과 고공연소시험을 통해 시동/점화의 안정성 확보, 내구성 향상, 엔진 성능 확보의 관점에서 지속적으로 검증될 예정이다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부의 재원으로 수행된 한국형발사체개발사업의 연구결과임.

References

1. Lee, K.J., Lee, J.H., Yi, S.J., Seo, D.B., Hwang, C.H., Im, J.H., Jeon, J.S., Woo, S.P., So, Y.S., Kim, C.H., Kim, S.H., Yoo, B.I., Kim, S.H., Cho, N.K., Kim, S.L. and Han, Y.M., "Construction and Operation Status of KSLV-II Upper Stage Engine Test Facility", 2015 KSAS Fall Conference, Jeju, Korea, pp. 1164-1165, Nov. 2015.
2. Kim, S.H., Jung, Y.G., Cho, N.K., Kim, S.H., Woo, S.P., Im, J.H., Jeon, J.S., Seo, D.B., Yi, S.J. and Han, Y.M., "Startup/Ignition Test of 7 tonf Engine for KSLV-II 3rd Stage", 2015 KSAS Fall Conference, Jeju, Korea, pp. 1949-1952, Nov. 2015.
3. Moon, Y.W., Nam, C.H., Chung, Y.H. and Jung, E.H., "Introduction to Test Program for Development of KSLV-II liquid Rocket Engine", 2015 KSPE Fall Conference, Gyungju, Korea, pp. 727-731, Nov. 2015.
4. Moon, Y.W. and Cho, W.K., "An Investigation of Hot Fire Specification of KSLV-II Upper Stage Engine System", 2014 KSPE Fall Conference, Jeongseon, Korea, pp. 936-939, Dec. 2014.