

한국형발사체 3단 엔진 연소시험설비 개념설계

김승한* · 정용갑* · 한영민*

Conceptual Design of KSLV-II 3rd Stage Engine Test Facility

Seung-Han Kim* · Yong-Gap Chung* · Yeoung-Min Han*

ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute (KARI) performed the conceptual design of rocket engine test facility for the development and qualification of the 3rd stage liquid rocket engine for KSLV-II. The 3rd stage rocket engine test facility, which are to be constructed at Naro Space Center, will supply propellants and high-pressure gases to engine for firing test at ground and altitude conditions. The altitude test condition is obtained using a supersonic diffuser operated by the self-ejecting jet from the liquid rocket engine.

초 록

한국항공우주연구원은 한국형발사체 3단용 7톤급 터보펌프 방식 엔진의 개발 및 인증을 위한 3단 엔진 연소시험설비 구축을 계획하고 있으며 그 첫 단계로 개념설계를 수행하였다. 나로우주센터에 구축될 예정인 3단 엔진 연소시험설비는 추진제와 고압가스를 엔진에 공급하여 지상 조건 및 고공 조건 연소 시험을 수행할 수 있도록 구성된다. 고공환경 모사는 액체로켓엔진의 후류제트로 작동되는 초음속 디퓨저로 구현된다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Rocket Engine Test Facility(엔진 연소시험설비), Supersonic Diffuser(초음속 디퓨저), Vacuum Chamber(진공실)

1. 서 론

한국형발사체의 3단 엔진은 발사체 설계의 초기 단계에서 가압식으로 설계되었던 것이 2011년에 터보펌프 방식으로 변경되었다. 이에 따라 3단 엔진 개발시험 계획도 가압식 엔진의 경우 우주센터 연소기 연소시험설비 저추력 스탠드에서

수행할 계획이었으나 3단 엔진이 터보펌프 방식으로 발사체 설계 변경에 따라 3단 엔진 연소시험설비를 구축할 필요성이 추가 도출되었다.

고공환경에서 작동하는 상단 엔진 개발에 있어 우주발사체 비행 중의 작동성과 신뢰성을 지상설비에서 검증하는 것은 상단 엔진 개발의 핵심적인 부분이다[1-3]. 상단 엔진의 성능 평가를 위해서는 엔진 시험 시 확대 노즐에서의 유동박리를 방지할 수 있는 충분히 낮은 수준의 노즐

* 한국항공우주연구원 추진시험팀
연락처, E-mail: detokim@kari.re.kr

배압 환경이 모사되어야 한다. 본 논문은 한국형 발사체 3단 엔진 개발을 위해 2015년 상반기 구축 예정인 7톤급 3단 엔진 연소시험설비 개념설계 결과를 정리하였다.

2. 3단 엔진 연소시험설비 요구조건

2.1 3단 엔진 연소시험설비 규격

Table 1에 한국형발사체 7톤급 3단 엔진 연소시험설비의 시험 대상 엔진 시스템의 규격을 제시하였다. 고공용 연소기 연소압은 70bar, 노즐 확대비는 94.5이다.

Table 1. Spec. of 7 Tonf Liquid Rocket Engine

항목	단위	규격
엔진 사이클	-	가스발생기 사이클
추진제	-	액체산소/케로신
진공 추력	[tonf]	7.0
연소가스 유량	[kg/s]	21.5
노즐 팽창비	-	94.5
연소압	[Bar]	70
노즐 출구압	[Bar]	0.05
적용 대상	-	KSLV-II 3단

2.2 한국형발사체 3단 엔진 시험 요구조건

Table 2에 엔진시스템 시험 항목을 제시하였다. 일반적으로 엔진 개발의 초기 시험에서는 예냉 및 점화 절차를 확보하는 것이 우선이고, 이후 엔진 시동 및 종료 절차를 개선에 많은 노력이 투입된다. 또한 엔진 작동영역에서의 엔진 구성품 및 엔진 시스템의 성능평가 이후에 비행시에 겪게 되는 각종 비행환경조건에서의 엔진 작동성 입증을 위한 시험들을 수행하게 된다.

Table 2. Items of LRE Performance Test

종류	엔진 성능 시험항목
개발시험	- 예냉/시동 절차, 퍼지 최적화
	- 작동 모드 성능 확인
	- 연소안정성 평가, 비행환경 모사
	- 입구 조건 작동 영역 확인
	- 김발링, 열교환기, 롤제어기 시험
인증시험	- 한계, 가혹 조건 시험, 장시간 운전시험
수락시험	- 기본 성능 확인 및 보정

3단 엔진 연소시험설비에서는 지상 조건 및 엔진 비행 환경에서의 엔진 추력, 점화지연, 시동, 노즐의 구조/열적 안정성 등의 엔진 작동에 미치는 영향이 확인되어야 한다.

2.3. 3단 엔진 연소시험설비 요구조건

3단 엔진 연소시험설비의 고공모사 조건을 분석하기 위해 Table 3에 해외 상단 엔진의 비행 고도와 고공모사설비의 고공 모사 조건 사례를 비교하였다[1]. 고공모사시험설비에서 일반적으로 고공 모사 시험은 18km~50km 범위에서 수행하였다. Table 3에 제시된 사례에서 초음속 디퓨저 성능 이상의 진공도가 요구되거나, 시동 및 천이 구간에서의 고공환경 모사, 궤도 선회 후 고공 재점화 모사가 필요한 경우에는 증기 이젝터 적용이 필수적으로 요구된다[2,3]. 한국형발사체 3단 엔진 연소시험설비는 시동 전과 정상상태 구동 후 20km 조건을 기준으로 설비 고공모사 조건을 구현하는 것으로 결정하였다[1,4].

Table 3. Test Condition of Upper Stage Engine

설비	고공 모사 조건	적용 엔진 및 고도
Snecma PF 41	- 시동전: 20km	- HM7: 136 km 점화
	- 정상상태: 28km	- HM7B: 184km 점화
DLRP4.2 (개량전)	- 시동전: 20km	- Viking4: 83km
	- 정상상태: 20km	
DLR 4.2 (개량후)	- 시동전: 42.5km	- Aestus: 136km 점화
	- 정상상태: 36km	
DLR P4.1	- 시동전: 19.5km	- Vinci: 150km 점화
	- 정상상태: 28km	
Snecma PF52	- 시동전: 19.5km	- Vinci: 150km 점화
	- 정상상태: 대기압	
Kakuda HAT	- 시동전: 19km	- LE-5: 259km 점화
	- 정상상태: 27km	
AEDC J-4	- 시동전: 18km	- RL10 Atlas V 401 2단: 113km
	- 정상상태: >30km	

한국형발사체 3단 엔진에 대한 고공 모사 연소시험설비의 시험 요구 조건은 다음과 같다.

- 엔진 시동 전 예냉 시 진공 압력 유지
- 약 20km 고공 조건 점화
- 엔진 비행 환경 모사
- 최대 노즐 하중을 고려한 천이 구간 노즐 보호
- 3단 엔진의 고공 점화, 정상상태 종료 특성
- 3단 엔진 노즐 확대비에 따른 성능 검증

3단 엔진 연소시험은 비행 환경을 지상에서 모사하는 것을 목적으로 하므로, 상단 엔진이 운용되는 고공환경과 최대한 유사하면서도, 현실적인 비용/기간/기술적 제한 조건을 고려한 엔진 시험설비 요구 사항을 Table 4에 제시하였다.

Table 4. Spec. of High Altitude Simulation System

요구조건	기능
추진제공급	- 비행 시 입구 압력 모사 - 시동/종료 시 엔진 입구압력 모사
예냉 모사	- 예냉 시 진공실 진공도 유지
고공 점화	- 엔진 점화 전 진공도 유지
고공 시동	- 터빈 후류 배관 진공도 유지
디퓨저	- 엔진 작동 범위에서 시동/작동 가능
고공 작동	- 엔진 후류 self-ejection 방식 진공 유지
엔진 보호	- 종료 시 역류 최소화/노즐 손상 방지
지상 조건	- 디퓨저 제거 시 지상 조건 연소 시험

엔진의 예냉 및 배관 충전 기간 동안 진공시스템으로 진공실의 배압을 유지해야한다. 저압환경에서의 점화 지연 현상을 확인할 수 있도록 엔진 점화 시 진공도가 유지되어야 한다.

엔진 시동 과정에서 연소기 후류 제트에 의해 초음속 디퓨저의 기동이 시작되는데 초음속 디퓨저의 기동은 액체로켓엔진의 연소기의 압력구배에 의존한다.

고공환경모사를 위해 초음속 디퓨저는 엔진의 전 작동 영역에 대해 작동성이 보장되어야 한다.

엔진 종료 시 디퓨저의 정지에 의해 고온 가스의 진공실 역류를 방지하고, 확대노즐 내의 유동 박리에 의해 발생 가능한 노즐 손상을 방지하여야 한다.

3. 3단 엔진 연소시험설비 설계

3.1 3단 엔진 연소시험설비 구성

한국형발사체 3단용 터보펌프 방식 7톤급 엔진의 성능평가를 위한 3단 엔진 연소시험설비는 산화제/연료 및 가스 공급을 위한 유공압시스템과 시험설비 및 엔진의 제어, 상태 감시, 기록/저장을 수행하는 제어/계측시스템, 엔진을 장착

하는 시험스탠드 시스템, 엔진 후류화염으로부터 시험설비를 보호하고 환경을 보호하기 위한 후류시스템, 시험설비의 위험상황을 감시하고 위험 상황 전파를 차단하기 위한 안전시스템 등으로 구성되며 Table 5와 Table 6에 구성 및 규격을 정리하였다[3].

Table 5. Subsystem of Rocket Engine Test Facility

하부시스템	세부항목 및 기능
유공압	- 산화제 저장/공급 - 연료 저장/공급 - 액체질소 저장/공급/기화 - 고압가스 저장/공급(질소/헬륨)
제어/계측	- 시험설비 운용 제어 - 시험설비 및 엔진 데이터 계측/저장 - 엔진 추력 측정 - 시험설비 및 엔진 감시 및 비상보호
시험스탠드	- 엔진 장착 및 추력측정
고공모사	- 엔진 고공 배압 모사
후류	- 엔진 화염 후처리 및 소음 저감 - 냉각수 공급
안전	- 추진제 및 가스 누설 감지 - 화재 감시 및 소화

Table 6. Specification of Propellant Supply System

항목	압력 [MPa]	용량 [m ³]	
저장탱크	산화제	1.7	30
	연료	1.7	16
	액체질소	1.7	10
	고압질소	40	10
	고압헬륨	40	3
런탱크	산화제	1.7	17
	연료	1.7	11

3단 엔진 연소시험설비는 한국형발사체 터보펌프 방식 7톤급 3단 엔진 개발/인증/수락시험을 수행하기 위한 시험설비로 3단 엔진의 지상 조건 및 고공 조건 연소시험을 수행하여야 한다.

엔진 연소 시험 시 최대 시험시간은 비행시간의 약 2배인 1,000초, 추진제 공급 정격 유량은 액체산소 약 15kg/s, 케로신 약 7kg/s이고, 엔진의 고공 조건 정격 추력은 70kN이다. 질소 및 헬륨 가스 저장 압력은 400bar, 추진제 가압 압력은 10bar 이하이며, 엔진에 공급되는 연료의 온도제어가 가능하도록 구성된다.

비행용 3단 엔진 연소기 노즐의 확대비는 94.5 이고 재점화 요구조건은 없다. 고공 모사시스템은 주 유동 배기를 위한 이젝터 시스템 없이 주 유동의 셸프 이젝션 효과만으로 정상상태 작동 시 3단 엔진 노즐 확대부에서 유동분리가 일어나지 않는 배압조건을 유지하여야 한다.

3.2 유공압 시스템

유공압 시스템은 산화제, 연료, 고압가스 시스템으로 구성되며 엔진 입구 조건에 부합하는 압력 및 유량조건으로 추진제 및 가스를 공급하는 설비로 산화제, 연료, 고압가스의 저장, 공급, 배출을 담당한다. 산화제 저장탱크의 용량은 시험에 필요한 산화제 런탱크 및 배관 냉각 소모량과 산화제 런탱크 및 배관 충전량 등을 고려하여 선정하였다. 엔진 연소시험설비의 경우 비행시간의 최대 2배까지 연소시험을 수행하는 것을 고려하여 2개의 런탱크로 구성하였다. 산화제 런탱크 용량 계산 시 상부 얼리지는 런탱크 체적의 10%, 추진제 잔류량은 런탱크 체적의 20%로 계산하여 결정된다. 런탱크 가압은 레귤레이터와 솔레노이드 밸브를 이용하여 산화제 런탱크의 압력을 제어하는 방식이다.

연료시스템은 연료의 저장, 공급 및 배출을 위한 시스템으로 연료 저장탱크, 런탱크 및 공급/회수 배관으로 구성된다. 연료 저장탱크의 용량은 산화제와 동일한 방식으로 선정하였다. 연료 런탱크에서 엔진으로의 연료 공급을 위한 런탱크 가압을 위한 질소 가압시스템은 돔 레귤레이터 및 솔레노이드 밸브 병용 방식이다. 시험 준비과정에서 배관 내 기포 제거와 시험 후 연료 배출을 위해 저압 드레인 탱크를 설치하여 중력/가압 배출이 가능하도록 구성하였다.

추진제 런탱크와 엔진 입구 사이에 시동탱크를 장착하여 3단 엔진의 비행 시 시동 조건을 모사하도록 하였다.

고압가스 공급 시스템은 엔진 연소시험설비 및 엔진에 공급되는 질소, 공기, 헬륨의 저장, 공급을 담당하며 추진제 런탱크 가압 및 퍼지용 고압 질소 공급시스템은 산화제와 연료시스템으로의 공급 배관을 분리하여 구성한다.

3.3 제어계측 시스템

3단 엔진 연소시험설비의 제어/계측시스템은 제어시스템, 계측시스템, 비상보호시스템으로 구성된다. 제어시스템은 PLC를 이용하여 시험설비 및 엔진의 자동/원격제어가 가능하도록 이중화 구성된다. 제어기 시스템이 모두 작동하지 않는 경우에도 수동조작을 통해 주요 밸브에 대한 개폐를 제어할 수 있도록 하였다. 제어계측 시스템은 디지털 입력, 디지털 출력, 아날로그 입력, 아날로그 출력 및 기타 인터페이스 신호로 구성된다. 시험설비와 제어계측동 사이의 거리를 고려하여 HMI용 PC와 PLC간의 통신에 장애가 없도록 이중화된 광통신을 사용한다.

계측시스템은 시험설비 운용 및 엔진 상태 감시 및 성능 평가를 위한 시험결과를 측정/저장하기 위한 시스템으로 엔진 연소시험설비 및 엔진시스템의 성능평가에 필요한 온도, 압력, 유량, 추력 등의 1kHz 샘플링이 가능한 저주파 계측 시스템을 이용하고 가속도, 압력섭동 등의 채널은 25kHz로 기록이 가능한 고주파 계측 시스템을 이용한다. 저장 실패 방지를 위해 저장서버 이중화 방식으로 실시간 기록 및 계측용 PC에서 실시간 감시가 가능하도록 구성된다.

비상정지시스템은 엔진 시험 중 시험설비와 엔진의 비정상 작동 상황을 감시하여 자동으로 시험을 중지할 수 있는 기능을 갖는다.

3.4 시험스탠드

시험스탠드는 추력지지대와 엔진 장착기구, 엔진으로의 추진제 및 가스 공급을 위한 유공압 배관, 엔진 상태 감시를 위한 측정 패널, 차단벽 등으로 구성된다. 엔진의 추력 측정은 축방향 측정을 기본으로 하고 추진제배관 구속에 의한 추력측정 오차를 제거하기 위한 원격 추력 보정이 가능하도록 구성된다.

3.5 고공 모사 시스템

고공 조건 연소시험 시 진공실에 장착된 엔진 후류화염은 수직으로 분사되어 초음속 디퓨저에 유입된다. 초음속 디퓨저는 3단 엔진의 출구 마하수가 5에 가깝고 전온도는 3500K 이상인 초음

속 후류 제트를 감속, 압축하여 외부 대기로 배출시킨다. 고공 모사 시스템의 초기 고공 조건 구현은 진공펌프와 기체 이젝터로 수행하고 엔진 작동 구간의 고공 조건 구현은 엔진 후류 연소가스의 이젝션 효과를 이용하는 방식이며 추가적인 진공도 확보를 위한 증기 이젝터는 고려하지 않는다. 터빈 배출가스의 진공 배출을 위해 이젝터 시스템이 고공 모사 시스템의 이젝터와 독립 설치되어 고공 엔진 시동 특성을 확인할 수 있도록 구축한다.

고공 조건 연소시험 전 진공실과 고공 모사 시스템 내부는 초기 진공을 유지해야 한다.

- 약 100mbar 수준 진공 유지를 위한 진공펌프
- 수십 mbar 수준 진공 유지를 위한 이젝터

한국형발사체 3단 엔진은 재점화 없는 단일 시동 방식이므로 재점화를 위한 증기 이젝터는 고려하지 않지만 향후 발사체 개발에서 재점화 요구조건이 추가될 경우 증기발생기 및 이젝터 시스템을 추가할 수 있도록 시험설비 및 부지 설계 시 확장성이 고려되어야 한다.

3단 엔진용 실물형 초음속 디퓨저 제작 이전에 설계검증이 필요하며 초음속 디퓨저의 시동/작동압력 및 냉각 특성에 대한 실험적 검증은 축소형 연소기를 이용한 축소형 초음속 디퓨저 연소시험을 통해 수행 예정이다.



Fig 6. Sub-scale Supersonic Diffuser Firing Test Rig

3단 엔진 연소시험설비 후류 냉각 및 초음속 디퓨저 냉각을 위한 냉각수는 별도로 구성된 냉각수 저장 탱크로부터 펌프를 통해 공급되고 냉각 후 배출된 냉각수는 냉각수 회수시스템을 통해 회수된 후 저수조에 충전된다. 냉각수 저장탱크는 초음속 디퓨저 냉각 전용 저장탱크와 후류 분사 냉각수 및 소방용수 공급을 위한 일반 저장탱크로 구분되며 저장탱크 용량은 향후 예상

되는 3단 엔진 재점화 요구에 대비하여 증기 이젝터 시스템 추가 구축 시 스팀발생기 및 응축기로 공급되는 냉각수 소요량을 고려하여 선정하여야 한다. 냉각수 저장 탱크의 위치는 냉각수 펌프의 전력소모량을 최소화할 수 있도록 지형 고저차를 이용할 수 있는 위치에 배치한다.

고공 조건 연소시험 시 3단 엔진은 진공실 내부에 장착되고 추진제 및 가스 공급 배관은 진공실을 관통하여 엔진으로 공급된다. 진공실 하부에는 초음속 디퓨저가 장착된다. 3단 엔진 단축형 노즐 지상 조건 시험 시에는 진공실은 개방되고 하부 초음속 디퓨저는 엔진 후류에 영향을 주지 않는 위치로 이송되어 지상 조건 연소시험에 대한 영향을 배제할 수 있도록 구성한다.

5. 결론

한국형발사체용 7톤급 3단 엔진의 지상/고공 조건 성능평가를 위한 3단 엔진 연소시험설비의 요구조건과 개념설계 결과를 제시하였다.

본 논문의 개념설계 결과는 향후 구축 예정인 한국형발사체 7톤급 3단 엔진 연소시험설비 구축에 활용될 예정이다.

참고문헌

1. 김승한 등, "액체로켓엔진 고공환경 모사시험 연구", 한국추진공학회 2010년도 추계 학술대회 논문집, pp.733-736
2. K. Schafer, et al., "Altitude Simulation Test Bench P4.1 for Vinci Upper Stage Engine", 6th International Symposium for Space Transportation of the XXIst Century, 2002
3. K. Schafer, et al., "Development and Operational Conditions of VINCI @Altitude Simulation Test Bench P4.1", 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006
4. 한국항공우주연구원, "액체로켓엔진시험설비 기본설계 보고서", 2009