

우주 발사체 추진기관 종합 시험

조상연* · 김상헌* · 베르샤테스키** · 오승협*

Integrated Test for Propulsion System of Space Launch Vehicle

Sang Yeon Cho* · Sang Heon Kim* · Bershadesky V.** · Seung Hyub Oh**

ABSTRACT

For the space launch vehicle, propulsion system is the most important subsystem among others. For the evaluation of development level for rocket engine, integrated system test performed in appropriate facility is needed. In this study, test article and major parameters for certifying the propulsion system of launch vehicle were reviewed.

초 록

우주발사체에 있어서 추진기관 시스템은 가장 중요한 구성 요소이다. 액체 추진기관을 새로 개발한다고 할 때, 그 개발 수준을 평가하기 위해서는 적절한 시험 설비에서 수행되는 시스템 종합시험이 반드시 필요하다. 본 논문에서는 새로운 추진기관 시스템의 개발 인증을 위해 개발 단계별로 요구되는 시험의 종류와 반드시 확인해야 할 변수들을 검토 정리하였다.

Key Words: KSLV-II (한국형 발사체), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Propulsion System(추진기관 시스템), Integrated Test(종합시험)

1. 서 론

추진기관 시스템은 우주 발사체 개발에 있어서 임무의 성공과 실패를 좌우하는 가장 중요한 구성 요소라고 할 수 있다. 특히, 기존에 개발이 완료된 엔진을 도입하여 사용하는 것이 아닐 경우, 새로운 추진기관의 개발을 위해서는 대추력의 연소 시험을 수행할 수 있는 대규모의 시험

설비를 갖추어야 하며 이러한 시험 설비에서 성능 확인을 위한 종합적인 시험을 수행하여야 한다. 이러한 종합 연소시험은 발사체의 발사에 버금갈 수준의 위험도를 가질 뿐만 아니라 매우 큰 비용과 시간을 소모해야 하며 전체 발사체 개발 일정이나 예산상으로도 치명적인 영향을 끼치게 된다. 따라서 추진기관 시스템의 개발 완성도를 평가하기 위한 추진기관 종합 시험에서 어떠한 내용의 시험을 수행하고 어떠한 변수를 확인하여야 하는지를 결정하는 것이 매우 중요한 일이라고 볼 수 있다. 본 논문에서는 지상 설

* 한국항공우주연구원 추진기관체팀
** 해외초빙과학자, 한국항공우주연구원
† 교신저자, E-mail: chosangy@kari.re.kr

비에서 수행되는 추진기관 종합 시험의 종류와 그 내용에 대하여 리뷰하고자 한다. 특히, 이러한 내용은 한국형 발사체, 일명 KSLV-II의 개발에 있어서 한국형 발사체 요구조건 검토회의 (SRR)[1]에서 검토되었으며 전체 계획에도 반영될 수 있을 것으로 기대된다.

2. 추진기관 종합 시험의 종류

2.1 개요

추진기관 시스템은 수많은 구성품으로 이루어져 있으나 시스템 수준으로는 크게 엔진 시스템과 비행 공급계 시스템으로 나눌 수 있다. 엔진 시스템은 엔진을 구성하는 연소기나 재생냉각노즐, 터보 펌프와 가스 발생기 등의 시스템들로 이루어지고 비행용 추진기관 공급계 시스템은 연료와 산화제 탱크, 가압 시스템, POGO현상의 저감을 위한 장치인 PSD(POGO suppression device) 및 이들을 연결하는 배관과 각종 밸브들로 구성되어 있다. 추진기관 관련 종합 시험은 시스템 수준의 시험들을 뜻하는데 여기에는 설비에서 추진제를 공급하는 엔진 시스템 시험, 비행용 추진기관 공급 시스템과 연결하여 수행되는 추진기관 종합 수류 시험, 종합 연소 시험, 그리고 비행시험 전 종합 시험 등으로 구분이 가능하다. 특히 러시아식의 시험 계획에 따르면 클러스터드 엔진 시험은 엔진 시스템 시험의 일부로 포함되지만 한국형 발사체 개발 계획에서는 추진기관 시스템 시험의 일부로 클러스터드 엔진 시험 개념을 엔진 시스템 시험과 따로 독립시킨 바 있다. [2] 본 논문에서는 위의 시험들 중 추진기관 종합수류시험, 클러스터드 엔진 연소시험, 추진기관 종합 연소시험에 대하여 설명하고자 한다.

2.2 종합 수류 시험(integrated cold test)

시험설비에서 수행하는 종합 수류 시험의 목적은 우선 기술적으로 발사 운용이 적절히 모사되었는지를 검증하고 둘째, 계산을 통해 얻어진 작동 환경을 확인하며 셋째, 설계시에 고려했던 실제 작동 환경에서의 작동성을 검증하고자 하

는 것이다.

이를 위해서 일반적으로 비행용에 가까운 하드웨어들로 추진제 공급 설비를 구성하고 다음의 작업들을 수행하게 된다.

- 비행용 공급계를 이용한 액체 및 가스 연료 충전
- 시동 전 연료 탱크로의 극저온 연료 충전, 가압용 가스, 및 제어용 고압가스의 충전
- 엔진 시동을 위한 추진기관의 준비 작업
- 시동 초기 및 정상 상태에서의 극저온 연료의 연소기(모사 장치)로 공급 (실제 터보펌프 작동 환경하에서 연료 탱크의 가압 싸이클로그래프 검증)
- 연료탱크에서의 정상 배출과 비상 배출, 그리고 추진기관 공급계의 극저온 연료의 침전 이물질 제거

특히, PSD의 정상 작동 여부도 확인도 수류시험의 중요한 목표중 하나이다.

종합 수류 시험 단계에서 모든 문제점들이 해결되었다는 것은 추진기관 시험 설비에서의 연소 시험이 가능하다는 것을 뜻한다. 즉, 연소시험 단계로 진행하기 위해서는 수류시험의 최종 단계에서 그동안 발생된 모든 문제가 반드시 해결 되어야 한다.[3]

2.3 클러스터드 엔진 연소 시험

한국형 발사체의 1단 추진기관은 75톤급 엔진이 4기 클러스터된 형태를 갖는다. 엔진이 클러스터링 된 경우, 단일 엔진 시스템을 이용한 연소시험에서는 나타나지 않았던 문제의 발생 소지가 있으며 이를 사전에 검증하기위한 목적으로 클러스터드 엔진 연소시험을 종합 연소시험 전에 수행한다. 단급의 첫 번째 연소시험이기 때문에 안전 차원에서 사용되는 공급계 하드웨어로 battleship 형의 탱크를 적용하기도 한다.

클러스터드 엔진 시험에서는 다수 엔진간의 상호 작용에 의한 다음과 같은 내용을 확인한다. 즉, 엔진 극저온 연료 공급 배관의 구조적 안정성, 엔진 지지부의 구성과 각 엔진의 작동 영역을 확인하며 엔진의 극저온 연료 공급 배관의

수력학 프로세스, 클러스터드 엔진의 유체역학적 상호 작용 등을 검증한다.

또한, 고정물(엔진 지지부)에 가해지는 힘에 의한 영향을 검토하여 엔진 작동시 로켓의 엔진 고정 구조물이 겪는 동적 하중을 예측하여 구조물의 안정성을 확인한다.

아래의 Fig. 1은 미국 SpaceX사에서 개발한 Falcon9의 연소시험 광경으로 이 발사체의 1단에는 Merlin 엔진 9기를 클러스터하여 사용한다.

2.4 종합 연소 시험(integrated hot firing test)



Fig. 1 Clustered engine test for Falcon 9 (credit: SpaceX)

추진기관 종합 연소 시험은 추진제의 공급을 실제와 가까운 비행용 추진 공급계를 사용한다는 점에서 엔진 시스템 시험과 차이가 있다. 이렇게 하는 이유는 지상에서 비행용 하드웨어의 정상 작동을 확인하여 추진기관의 개발을 인증하기 위해서이다. 일반적인 종합 연소 시험의 수준은 다음과 같다.



Fig. 2 SSME firing test at Stennis space center (credit: NASA)

① 사전 준비

수류시험의 결과를 통해 발생된 수정사항을 연소 시험에 들어가기 전에 수정 보완하고 시험 장치 및 내용 구성을 완료한다. 또한, 수류 시험 후 지적된 수정 사항을 고려한 발사 전 운용안을 수립한다.

연소 시험 단계로 진행하기 전에 사전 승인 위원회의 승인을 받는다.

② 시동, 단기(short duration) 연소 시험 (15~30 초), 정지

추진기관의 시동에는 연료 탱크 가압, 선 냉각, 연료 충전, 터보펌프 연료 펌프 구동 시작, 연소실의 퍼지, 메인 엔진 점화, 엔진 정상 작동과 같은 여러 단계의 이벤트가 포함된다.

단기(short duration)시험은 가능한 한 엔진이 정상 상태에 이르는 시점을 포함하는 수준으로 이루어지는 것이 바람직하며 대략 15초에서 30초 정도 수행하게 된다.

정지는 정상적 정지와 비상 정지의 두 가지 종류가 있는데 정상적 정지 시는 가스발생기 작동 중지 -> 연료공급 중단 -> 인젝터 퍼지 (배관에 남은 연료 제거) -> 엔진 퍼지의 순으로 순차적으로 진행하게 된다. 반면, 비상 정지 시에는 연료 배출을 빨리 해야 하며 밸브 구동 시퀀스도 다르게 가져가게 된다. 이러한 조건은 엔진 시험이 모두 끝난 상태에서만 결정이 가능하다. 터보펌프의 경우 비정상적으로 회전수가 높을

경우 수동적인 비상 정지를 수행하여 확인한다.

처음 연소시험은 매우 위험하므로 반드시 소량의 추진제만 충전하여 시험하며 비상 정지로 일부 추진제에 대하여 비상 배출을 한 이후 30초 연소 시험을 하는 방법을 적용하기도 한다. 이 단계에서 가장 중요한 것은 안전이다.

③ 시동, 비행작동시간(full duration) 연소 시험, 정지

비행작동시간(full duration) 시험의 경우 비행시간 기준으로 하는 것이 일반적이지만 짧게 여러 번 수행하기도 한다. 단기 연소 시험을 여러 번 하여도 비행작동시간 연소 시험을 몇 번 한 것과 유사한 결과를 얻을 수 있으며 이는 특히 상단의 재점화와 관련하여 도움이 될 수 있다.

④ 발사후 검토 사항

연소 시험 후 구조물의 상태 점검, 발생한 문제점 점검, 수류 시험 결과와의 비교 등이 이루어진다.

3. 결 론

본 논문에서는 발사체 추진기관의 종합 시험의 종류와 그 내용을 고찰하였다. 본 연구에서 얻어진 결론은 현재 개념 설계 단계인 한국형 발사체의 개발 계획에 적용될 수 있을 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. 박창수, "한국형 발사체 시스템 요구조건 검토회의(SRR) 발표자료 및 회의록," RT0KSDBK00012010, 한국항공우주연구원, 2011
2. 조상연, "추진기관시스템 종합시험계획," DN6PSG0K0001, 한국항공우주연구원, 2011
3. P. Pempie, and H. Vernin, "Liquid rocket engine test plan comparison," AIAA paper 2001-3256, 2001