

액체로켓엔진 비행시험 시 계측

김철웅* · 정은환*

Measurement of Liquid Rocket Engines in Flight Test

Cheulwoong Kim* · Eunhwan Jung*

ABSTRACT

The Preparation for a flight test of the launch vehicle to verify the performance of the liquid rocket engine(LRE) is proceeding. Flight test of liquid rocket engine costs an enormous amount of money, has a restriction on measurement channels, so it requires the optimal measurement plan to check the prelaunch operation and determine the cause of abnormal situation. This paper surveys the foreign sources for LRE flight test. In recent years, as the tendency to eliminate all faults of LRE at the ground test the number of flight test is decreasing and in contrast, the number of measurements and measurement accuracy is increasing. This paper may be used as a reference for the preparation of an LRE flight test.

초 록

액체로켓엔진의 성능 검증을 위한 시험발사체의 발사가 준비되고 있다. 액체로켓엔진의 비행시험은 막대한 비용과 준비가 필요하고 계측채널의 제한이 있으므로, 발사준비과정의 검사와 비정상상황 파악을 위하여 최적의 계측 계획이 수립되어야 한다. 본 논문은 해외 액체로켓엔진 비행시험 계측관련 자료를 조사하였는데, 근래에 들어 모든 가능한 결함을 지상시험단계에서 확인하여 제거하고자 하는 경향에 따라 비행시험 횟수가 줄고 있고 이에 반하여 비행시험 시 엔진의 측정 항목이 크게 증가하고 높은 측정 정확성을 요구하고 있다. 본 논문은 향후 국내에서 수행될 시험발사체 준비 및 발사 작업에 참고가 될 수 있다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Flight Test (비행 시험), Measurement (계측), Prelaunch Operation (발사 준비), Telemetry (텔레미트리), Sensor (센서)

1. 서 론

액체로켓엔진의 개발에 있어서 모든 가능한 결함을 지상시험단계에서 확인하여 제거하는 것

을 목표로 하고 있다. 그런데 비행환경을 지상에서 동일하게 구현할 수 없고, 지상개발시험에 적용한 조건이 충분한지를 미연에 확인하는 것이 불가능하다. 현재 우주발사체 선진국에서는 지상시험으로 약 95~98%의 잠재적인 결함을 확인하고 제거하는 것으로 알려져 있다. 따라서 지상시

* 한국항공우주연구원 발사체엔진팀

† 교신저자, E-mail: kimcw@kari.re.kr

험이 비행 시 신뢰성을 완전히 보증하지 못함으로 비행시험은 여전히 중요성을 가지고 있다.

비행 시험은 막대한 비용과 준비가 필요하고, 지상시험에 비하여 계측채널이 제한됨으로 비행 시험 준비단계에서 면밀한 시험프로그램 개발이 요구된다. 본 논문은 해외 액체로켓엔진 비행시험 계측관련 자료를 조사하였는데, 국내에서 수행될 엔진 성능 검증을 위한 시험발사체 발사에 참고가 될 수 있다.

2. 액체로켓엔진 비행시험

액체로켓엔진의 비행시험은 엔진의 특성과 발사체에 사용 가능성을 확인을 위한 목적으로 실제 운용조건에서 비행하는 발사체의 일부로 수행되는 시험이다 [1].

2.1 액체로켓엔진 비행시험 시 계측과제

비행시험 계획 시 계측 및 정보처리에 대한 충분한 고려를 하지 않을 경우 필요한 특정 정보를 전혀 얻을 수 없거나 부정확한 값을 얻게 된다. 더욱이 엔진의 검사용 계측센서 고장은 막대한 비용이 소요되는 발사 진행을 중지시킬 수 있으므로 발사 준비 검사와 진행 결정과 관련된 센서는 중복설치가 요구된다. 아래 제시된 비행용 엔진의 계측수는 각 엔진의 개발철학과 개발 정도에 따라 매우 다양함을 알 수 있다.

미국의 H-1 엔진의 경우, 3가지 파라미터(온도, 압력, 회전수)를 측정하고 엔진의 11~13항목의 상태를 검사하였다 [2].

F-1 엔진은 표 1과 같이 지상시험 및 비행 운용에서 11개의 파라미터를 측정하였고, 연구/개발/인증 시험과 초기 비행시험에서는 추가로 12개의 파라미터를 더 측정하였다 [3].

군사용 로켓인 Titan-III는 저장성 추진제인 산화 이질소와 에오로진 50을 사용하였는데, 텔레메트리의 파라미터로 그림 1과 같이 매우 적은 항목을 계측하였다.

Table 1 F-1 Engine Measurements [3]

Primary instrumentation
Fuel turbopump inlet No.1 pressure
Fuel turbopump inlet No.2 pressure
Common hydraulic return pressure
Oxidizer turbopump bearing jet pressure
Combustion chamber pressure
Gas generator chamber pressure
Oxidizer pump bearing No.1 temperature
Oxidizer pump bearing No.2 temperature
Turbopump bearing temperature
Turbopump inlet temperature
Turbopump speed
Auxiliary instrumentation
Oxidizer turbopump seal cavity pressure
Turbine outlet pressure
Heat exchanger helium inlet pressure
Heat exchanger outlet pressure
Oxidizer turbopump discharge No.1 pressure
Engine control opening pressure
Engine control closing pressure
Heat exchanger LOx inlet temperature
Heat exchanger LOx outlet temperature
Heat exchanger helium outlet temperature
Fuel pump inlet No.2 temperature
Heat exchange LOx inlet flow rate

반면 우크라이나의 RD-120, RD-8의 경우, 개발시험 초기와 마무리 단계에서 각각 500여개와 200여개의 센서를 장착하는 반면, 비행시험과 운용에서는 텔레메트리용으로 약 25개의 센서를 장착하고 있다.

나로호 1단에 사용된 러시아의 RD-151 엔진에는 54개의 엔진파라미터를 측정하였다.

과거 우주발사체 개발 초기의 엔진에 비하여 근래에 올수록 높은 측정 정확성을 요구하고 측정항목이 크게 증가하는 경향을 보이고 있다.

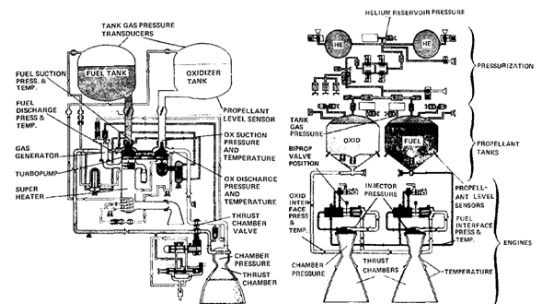


Fig. 1 Telemetry for Titan III 2nd and 3rd stage [4]

2.3 액체로켓엔진 비행시험 준비단계의 계측

발사 캠페인 과정 중에서 엔진의 시동 준비

(prelaunch operation)가 적절히 진행되고 있는 지가 평가되어야 한다. 검사용 계측센서를 사용하여 엔진의 시동에 필요한 파라미터들을 측정하여 파라미터들이 정상범위에 있는지 확인하고 파라미터 값이 정상범위를 벗어나면 긴급 조치를 수행한 후 시동 준비작업을 재개한다 [5].

엔진의 시동준비과정 중 다음과 같은 엔진의 항목들이 검사될 수 있으며, 1~6번 항목은 지상에 설치된 온도검사시스템에서 검사를 수행하고, 7,8번 항목은 텔레메트리를 통해 검사할 수 있다.

- ① TPU IPS부 온도
- ② 산화제 배관 냉각 여부
- ③ 가스발생기 산화제 배관 표면온도
- ④ 연소기 챔버부 온도
- ⑤ 파이로시동기 표면온도
- ⑥ 엔진룸 온도
- ⑦ 개폐밸브용 공압용기 압력수준
- ⑧ 케로신 라인 진공도

2.4 액체로켓엔진 비행시험 시 계측

비행환경에서는 센서들의 안정적 작동에 영향을 주는 요인들이 있다. 따라서 비행용 엔진에 설치되는 센서들은 비행환경과 최대한 유사한 지상시험 환경에서 검증되어야 한다. 문헌[6]은 엔진의 비행 시험 시 측정해야 할 파라미터로 다음을 제시하고 있다.

Table 2 Measurements for Development Phases [6]

파라미터	개발시험		양산 제작 시험	비행 시험	비행 운용
	일반	특별			
추력	S,D	S,D	S,D	-	-
연소압	S,D	S,D	S,D	S,D	S,D
추진제 유량	S	S,D	S	-	-
제어라인 추진제 유량	S	S,D	-	-	-
가압 가스 유량	S	S	-	-	-
퍼지 가스 유량	S	S	S	S	S
추진제 탱크 가압 압력	S	S,D	S,D	S,D	S,D
엔진 입구 추진제 압력	S,D	S,D	S	S	S
펌프 토출압	S	S,D	S	S	S
가스발생기 가스압	S	S,D	-	-	-
터빈 후단가스압	S	S,D	S	-	-
제어라인 압력	S	S,D	S	S	S
연소기 공간 추진제압력	S	S,D	S	S	-
연소기 노즐 단면압력	S	S	S	-	-
퍼지라인 가스압력	S	S	S	S	S
제어장치 상태확인 파라미터	+	+	+	+	+
제어요소 전류	+	+	+	+	+
제어장치 작동 파라미터	+	+	+	+	+
탱크 추진제 온도	S	S	S	S	S
엔진 입구 추진제 온도	S	S,D	S	S	S
펌프 후단 추진제 온도	S	S	-	-	-

터빈 후단 가스 온도	S,D	S,D	S	S	S
연소기 헤드부 추진제 온도	S	S	S	S	S
가압가스 온도	S	S	S	S	S
주위 온도	S	S	S	S	S
엔진 요소 온도	S	S	S	S	S
추진제 탱크 수위	S	S	S	S	S
엔진 입구 추진제 연속성	-	+	-	-	-
TPU 회전수	+	+	+	+	+
연소기 구조 진동	S	D	D	D	D
가스발생기 구조 진동	S	D	D	D	D
TPU 구조 진동	D	D	D	D	-
제어장치 구조 진동	D	D	-	-	-
엔진 구조물 진동	D	D	-	D	-
측정시스템 요소 진동	-	D	-	-	-
엔진 요소의 변형 및 응력 파라미터	S,D	S,D	-	-	-

3. 결 론

액체로켓엔진 비행시험 시 계측항목 등에 대하여 해외문헌 연구를 수행하였다. 엔진의 비행 시험에서 사용되는 엔진에 장착되는 센서들은 비행시험의 과제에 부합하는 계측정보를 주고, 비정상상황이나 사고가 발생 시에 사고원인의 분석에 이용됨으로 시험프로그램 작성 시 면밀한 검토가 이루어져야 한다.

참 고 문 헌

1. GOST 17655-89, Liquid-propellant rocket engines, Terms and definitions, Moscow, 1990
2. Saturn-IB Stage, Section IV, H-1 engine description.
3. Anthony Young, The Saturn V F-1 Engine_powering Apollo into history, Praxis Publishing, Chichester, 2009.
4. K.J.Brinks & B.A. Cote, Post-Flight Analysis of Titan III Liquid Propulsion Systems, AIAA-81-2428, 1981.
5. 김철웅, 박순영, 조원국, 액체로켓엔진 비행시험 준비 및 상태진단, 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2013
6. Jukovskii et al., 액체로켓엔진 시험, Mashinostroenie, Moscow, 1992.