

액체로켓엔진 연소기 수직형 연소시험설비의 추력측정시스템 기본설계

김지훈*[†] · 김승한* · 이광진* · 한영민* · 박봉교** · 허상범**

Preliminary design on the thrust measurement system for vertical firing test stand of the liquid rocket engine combustion chamber

Jihoon Kim*[†] · Seunghan Kim* · Kwangjin Lee* · Yeoungmin Han* · Bongkyo Park** ·
Sangbum Hu**

ABSTRACT

Thrust measuring is one of the crucial factor to decide the performance of a liquid rocket engine when the engine development test, especially for the combustion chamber, is implemented. Calculating the thrust from a combustion pressure is used when direct measuring the thrust is impossible, but direct measuring the thrust is necessary and various methods for doing it more precisely should be considered. This paper introduces the preliminary design concept about the new thrust measurement system for the vertical firing test stand, which is introduced domestically for the first time, of a liquid rocket engine combustion chamber.

초 록

추력 측정은 액체로켓엔진 개발시험 시, 특히 연소기 개발시험 시에 성능 판단을 위한 매우 중요한 항목이다. 측정하기 어려운 경우에는 연소압을 통해 간접적으로 유추하는 방법을 쓰기도 하나 스탠드의 능력이 된다면 직접 측정하는 것이 필요하며 보다 더 정확하게 측정하기 위한 여러 가지 방안을 고려하게 된다. 본 논문에서는 국내 최초로 시도하는 액체로켓엔진 연소기의 수직형 연소시험설비에서 도입한 추력 측정 시스템에 대한 기본설계안을 소개한다.

Key Words: KSLV-II(한국형발사체), CCTF(연소기 연소시험설비), TMS(추력측정시스템), Liquid rocket engine(액체로켓엔진), Combustion chamber(연소기), Test stand(테스트스탠드)

1. 서 론

* 한국항공우주연구원 추진시험팀

** (주)한화 기계항공사업부

[†] 교신저자, E-mail: jhk0622@kari.re.kr

로켓 추진기관을 개발하는데 있어서 추진기관

이 자기 성능을 제대로 발휘하는지 확인하기 위해서는 추력 측정이 필수적인 항목이다. 정확한 추력을 측정하기 위해 여러 가지 방법들이 도입되는데 본 수직형 연소기 연소시험설비에서도 지면에 수직으로 추력을 측정해야 하므로 기존의 방식과는 다른 방식을 고려하여 설계안을 도출하였다.



Fig. 1 Configuration of CCTF(3D)

2. 시험설비 개요 및 요구조건

연소기 시험설비는 75톤급 액체로켓엔진 연소기 및 가스발생기의 연소시험을 수행하는 설비로서, 실추진제인 액체산소와 케로신을 추진제 탱크에서 연소기로 고압질소로 가압하여 공급하는 설비이다. Test stand는 2개로 고추력 스탠드에서는 수직 장착 75톤급 연소기의 연소시험을 수행하고 저추력 스탠드에서는 수직 장착 가스발생기와 상단 연소기의 연소시험을 수행할 예정이다. 연소가스의 소음/유해배기가스 저감 및 설비의 냉각을 위한 후처리 시스템을 갖추고 있다. Table 1은 연소기 시험설비의 대략적인 규격이고 Fig. 2는 시험설비의 조감도를 나타낸 것이며[1], Fig. 3은 수직형 테스트 스탠드의 기본적인 형상을 3D로 모델링한 것이다.



Fig. 2 Configuration of CCTF(2D)

Table 1 Specification of Combustion Chamber Test Facility(CCTF)

항목	값
추력대	150 tons(Max.)
산화제 유량	200 kg/s
연료 유량	100 kg/s
소음기 물유량	1,200 kg/s
질소가스 저장압력	400 bar(Max.)
산화제 가압압력	250 bar(Max.)
연료 가압압력	300 bar(Max.)
연소 시험시간	135 sec



Fig. 3 Configuration of the Test Stand(3D)

3. 추력 측정 시스템의 정의 및 해외사례

추력 측정은 액체로켓엔진의 특성을 파악하는데 있어서 매우 중요한 항목이다. 특히 연소기의 연소성능을 확인하기 위해 제외할 수 없는 항목이다. 테스트스탠드의 경우에 따라서는 직접 측정할 수 없는 상황도 있다. 이럴 때에는 노즐 면적과 연소압을 통해 유추하는 방식도 사용한다. 직접 측정을 하는 경우에는 테스트스탠드에 특수한 장치를 설치하여 추력을 측정하게 되며 이

것을 일반적으로 추력 측정 시스템(Thrust Measurement System: TMS)이라고 부른다. TMS는 크게 베드, 프레임, 엔진장착부로 나뉘는데 베드는 추력을 지지하는 고정부이며 프레임은 고정프레임과 유동프레임으로 되어 있어서 엔진에서 추력이 발생했을 때 이를 추력측정장치와 베드에 전달해준다.

수직형 테스트스탠드는 연소기가 수직으로 장착되어 기존의 수평형 TMS와는 약간 다른 개념으로 접근해야 한다. 해외의 많은 시험설비들은 수직형 테스트스탠드를 채택하고 있는데 그 중 가장 안정적으로 추력하중을 지지하여 추력을 측정하는 3점 지지 방식을 채택하고 있는 대표적인 설비로 독일 DLR 시험설비의 P4 스탠드가 있으며 NASA의 White Sands Test Facility가 있다.



Fig. 4 DLR P4 test stand[4]

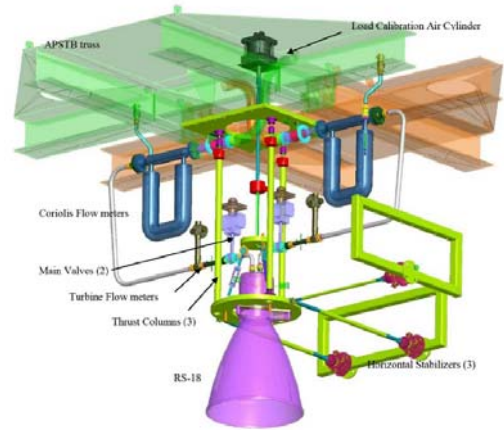


Fig. 5 Configuration of RS-18 test stand at NASA White Sands Test Facility[3]

4. 추력 측정 시스템 기본설계안

75톤급 액체로켓엔진 연소기 연소시험설비에 적용할 TMS는 다음과 같은 요구조건에 따라 설계를 수행하였다.

- 추력 측정 범위는 엔진 정격 추력의 2배까지 측정 가능해야 하며 하중은 정격 추력의 4배까지 견뎌야 한다.
- 측정된 추력을 보정할 수 있는 장치를 갖추어야 한다.
- 추력 보정 시스템은 정격 추력의 2배까지 측정 가능해야 한다.
- 추력 보정 시스템은 TMS에 하중을 모사하는 유압장치를 갖추어야 한다.
- 유압장치는 정격 추력 하중의 2배 하중을 발생시킬 수 있어야 한다.
- 추력 측정점은 3점 측정 방식을 택한다.

이와 같은 요구조건을 바탕으로 다음의 TMS 기본설계 형상이 도출되었다. 하중 분포가 가장 안정적인 3점 지지/측정 방식을 택하였으며 보정 로드셀은 하중모사 유압장치와 로드로 연결되어 있으며 보정작업 시 150톤까지 하중을 발생하고 측정할 수 있다. 추력을 측정하는 3점의 로드셀은 트러스 구조의 3개의 로드와 연결되어

있어 연소기에서 발생한 추력이 A-frame을 통해 이 3개의 로드로 분산 전달되어 3개의 로드셀에서 추력이 측정된다.

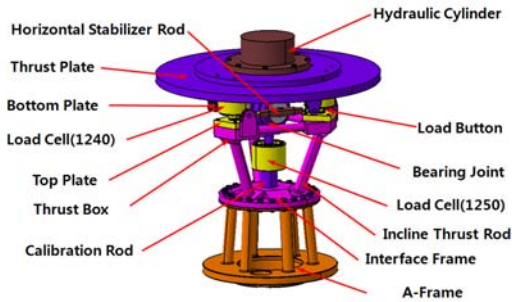


Fig. 6 Preliminary design configuration of the Thrust Measurement System

[Fig. 7]은 본 TMS 설계안을 채택한 테스트스탠드에 연소기가 장착된 모습을 모델링한 것이다. 시험운용 시 연소기가 장착된 상태로 유압장치를 통해 150톤의 하중으로 A-frame을 당겨 추력보정작업을 수행하게 된다.

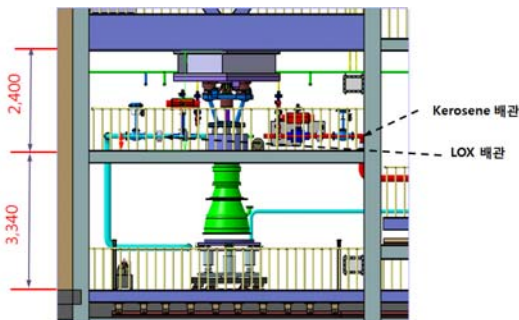


Fig. 7 Test stand with combustion chamber installed

5. 결 론

75톤급 연소기 연소시험설비에서는 기존 원내 연소기 시험설비의 1축 수평형 추력측정 방식에서 벗어나 수직형의 3점 추력 측정 방식을 도입했으며 이는 수직으로 발생하는 추력을 안정적으로 균형있게 분포하여 측정할 수 있을 것으로 판단된다. 이후 구조해석을 통하여 액체로켓엔진에서 중요한 배관 간섭으로 인한 추력 손실, 구조물의 변형률에 의한 추력오차 영향을 예측하여 이를 보장할 수 있는 방안을 도출할 것이다.

참 고 문 헌

1. 한영민, 조남경, 정용갑, 김승한, 유병일, 이광진, 김진선, 김지훈, "한국형발사체 액체엔진 연소기 및 터보펌프 시험설비 배치 및 설계에 대한 검토", 한국추진공학회 2011년도 춘계학술대회 논문집, 2011
2. 박수환, 박희호, 김유, 김형울, "액체로켓의 추력 측정 시스템 개발", 한국추진공학회지 5(2), pp16-23, 2001
3. Melcher, John C., Allred, Jennifer K, "Liquid oxygen/Liquid Methane Test Summary of the RS-18 Lunar Ascent Engine at Simulated Altitude Conditions at NASA White Sands Test Facility", NASA, 2009
4. P. James, C. Fiorentino, P. Caisso, J.N. Caruana, J.M. Bahu, "Technological Readiness of the Vinci Expander Engine", IAC, 2008