

한국형발사체 75톤 엔진의 시동 시 동압 특성 분석

문윤완*[†] · 정은환*

Analysis of Dynamic Pressure Characteristics for Startup of KSLV-II 75 tonf Class Liquid Rocket Engine

Yoonwan Moon*[†] · Eunhwan Jung*

ABSTRACT

When a liquid rocket engine is started the oxidizer and fuel must be flowed into combustion chamber and gas generator with time differences. The wrong time difference between propellants or malfunction of ignition device can occur the explosion of combustion chamber due to detonation by energized premixed-propellants. Therefore it is important to observe the transient characteristic of propellants or to measure the inflow time of propellants into combustion chamber and gas generator. The measurement of static pressure is not enough to observe the propellants inflow time into combustion chamber and gas generator. By measuring dynamic pressure of main flow passage of propellants the accurate propellants inflow time could be investigated.

초 록

액체로켓에서 엔진의 시동은 산화제와 연료를 연소기에 매우 짧은 시간의 차를 두고 주입하여야 하며, 이때 주입시간의 간격, 점화기 작동 지연 등은 방대한 량의 추진제 혼합물에 에너지를 인가함으로써 대형 폭발로 이어질 수 있는 상황이 된다. 그러므로 각 추진제의 천이특성과 연소기 또는 가스발생기의 유입 시점을 측정하는 것은 매우 중요하며, 상대적으로 느린 응답 특성을 갖는 정압으로는 유입 시점을 관측하기에는 어려움이 많으므로 추진제 유로를 따라 동압을 측정하여 보다 정확한 유입시점을 찾을 수 있었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Propellants(추진제), Static Pressure(정압), Dynamic Pressure(동압), Combustion Chamber(연소실), Gas Generator(가스발생기), Startup(시동)

1. 서 론

일반적으로 로켓엔진의 경우, 원리상 엔진 내부 압력 작동 영역이 표준대기압(약 1.013 bar)에서 수십 bar 또는 엔진의 구성 싸이클에 따라 수백 bar까지 이르는 넓게 분포한다. 이를 엔진의 천이적 측면에서 보면 시동구간-정상상태-종

* 한국항공우주연구원 발사체엔진팀

† 교신저자, E-mail: ywmoon@kari.re.kr

료구간으로 나눌 수 있고, 각각의 영역의 터보펌프 토출압과 연소압을 살펴보면 시동구간에서 매우 짧은 시간 내에 표준대기압에서 수십 bar 또는 수백 bar로 상승하고 정상상태에서는 고압이 유지되며, 종료구간에서는 수십 또는 수백 bar에서 매우 짧은 시간에 표준대기압(1.013 bar) 또는 진공상태로 변화한다.

시동구간은 실제 로켓에서는 사고로 이어질 수 있는 매우 위험한 구간이다. 통상적으로 액체로켓엔진의 시동은 시동 기구를 통해 터빈을 회전시키고 이때의 동력으로 터보펌프를 구동하여 추진제를 가스발생기(또는 예연소기)와 연소기로 공급하여 활발한 연소를 통해 연소압을 고압으로 상승시켜 노즐을 통해 추력을 발생하는 방식이다. 시동이 천천히 이뤄지면 추진제를 발사체에 더 실어야 하고 그에 따라 탱크도 증가하여야 하므로 불필요한 무게가 증가한다. 이는 발사체의 효율을 감소시키는 방향이므로 느린 시동보다는 빠른 시동을 선호한다. 여기서 문제가 될 수 있는 것은 빠른 시동을 하면서 안정적인 시동을 구현해야 한다. 빠른 시동일수록 수십 ms 차이로 추진제(산화제와 연료)가 연소기로 유입되기 때문에 약간의 추진제 유입이 늦어지거나 또는 점화기가 늦게 활성화가 되면 예혼합된 추진제가 폭발(detonation)을 일으켜 심각한 손상을 초래한다.

액체로켓시동 시 폭발을 방지하고 안정적이며 빠른 추력 상승을 위한 추진제 유입 순서를 찾아야하기 때문에 엔진시스템의 주요 부위에 압력과 온도를 측정한다. 그러나 정압(static pressure)의 경우 느린 반응속도와 추진제가 가스발생기 또는 연소기로 유입되었을 때의 매우 적은 압력 상승은 측정하기 어려우므로 동압(dynamic pressure)을 함께 측정하여 판단을 한다.

본 연구에서는 75톤 엔진 시험에서 시동 시 발생하는 동압의 특성을 분석하고자 한다.

2. 액체로켓엔진의 시동 특성

2.1 액체로켓엔진의 초기 구동 방법

액체로켓엔진은 시동 전에 멈춰있기 때문에 시동 기구 또는 유체를 사용하여 부동의 터빈 또는 펌프를 구동하여야 한다. 많이 사용하는 방법은 역사적으로 볼 때 탱크 수두를 이용한 펌프 구동, 헬륨 기체를 이용한 터빈 구동과 펌프 구동, 고체 추진제의 고에너지 연소가스를 사용한 고체추진제가스발생기(Solid Propellant Gas Generator; SPGG)-터빈 구동, 임시적 터빈을 사용한 별도의 시동 시스템 구성 등이 있다[1]. 재점화 엔진이 아닌 경우, SPGG를 사용하여 엔진을 시동하는 방식을 많이 채택하고 있으며, 장점은 짧은 시간에 고에너지의 가스를 터빈으로 유입시킬 수 있으므로 타 방식에 비해 무게가 감소하고 효율적이고 빠른 시동을 구현할 수 있는데 있다. 75톤 엔진의 경우도 SPGG를 이용한 엔진 시동 방식을 채택하고 있다(Fig. 1 SPGG).

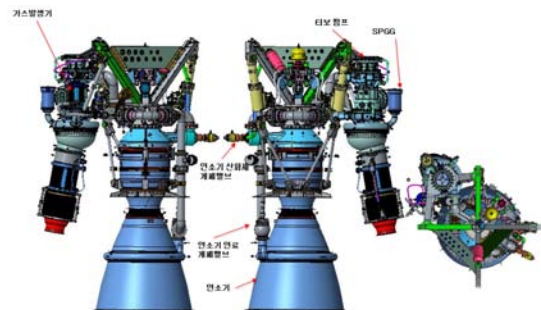


Fig. 1 Model of KSLV-II TLV 1st stage liquid rocket engine - 75 tonf class

2.2 액체로켓엔진의 시동 시 작동 순서

액체로켓엔진의 사이클에 따라 작동하는 순서는 약간 달라질 수 있으나, 현재 개발하고 있는 가스발생기 개방형 사이클(Gas Generator Open Cycle) 75톤 엔진을 기준으로 할 때, SPGG 작동-터보펌프 구동-연소기 작동-가스발생기 작동으로 이뤄진다. 엔진의 주요 구성품은 Fig. 1에 나타나 있다.

이때 엔진의 상태를 측정하는 변수로는 SPGG 연소압, 온도, 터보펌프 토출압력, 가스발생기 및 연소기의 압력(정압) 등이 있을 수 있다. 상태를 관찰하기 위해서는 정압으로도 충분할 수 있으

나, 매우 짧은 시간 동안의 연소기나 가스발생기 내부부의 추진제 유입을 알 수는 없다. 그 이유는 정압의 상대적으로 느린 응답성과 연소되기 전의 추진제 유입에 따른 매우 적은 압력 상승은 정압에서 측정하기 어렵고 측정된다 하더라도 오차와 혼동될 가능성이 크기 때문이다. 따라서 추진제 유입 등을 정확히 알기 위해서는 동압(dynamic pressure)을 반드시 측정하여야만 한다.

3. 엔진의 정압과 동압 특성 비교

3.1 정압 특성 - 연소기 및 가스발생기 중심

정압은 상대적으로 느린 반응성을 갖고 있으며, 노즐목에서 연소가스가 choking되기 전의 압력은 실제 측정하기가 어렵다.

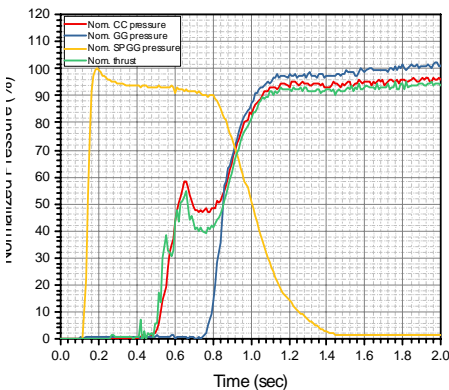


Fig. 2 Normalized static pressure curves of 75 tonf class liquid rocket engine test result

Figure 2에서 보면 천이구간에서 전체적인 연소압의 증가 경향성을 볼 수 있으나, 이 결과로는 추진제가 가스발생기 또는 연소기로 유입된 시점을 알기는 매우 어렵다. 기본적으로 액체로켓엔진은 산화제와 연료가 연소기나 가스발생기로 유입되어야 연소가 발생한다. 이는 산화제가 항상 존재하는 가스터빈이나 자동차 엔진에서는 정압의 상승 특성만 관측하더라도 연료의 주입

시점을 알 수 있는 것과는 다르다.

3.2 동압 특성 - 연소기 및 가스발생기 중심

액체로켓엔진에서의 산화제 및 연료 주입이라는 특수성 때문에 각각의 추진제가 어느 시점에 유입되었는지 알아야 하며, 그 시점에 따라 안정적인 시동을 할 수 있다. 이를 위해 미세한 압력의 변화에도 반응할 수 있고, sampling rate가 매우 큰 동압의 측정이 필수적이라 할 수 있다.

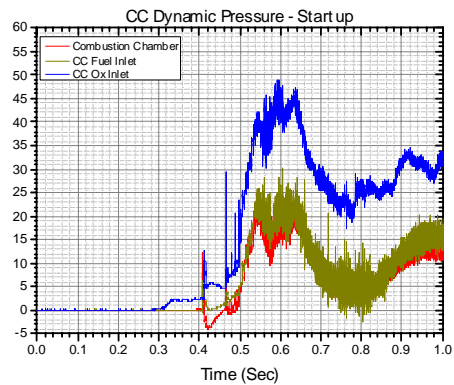


Fig. 3 Combustion chamber dynamic pressure curve of 75 tonf class liquid rocket engine test result

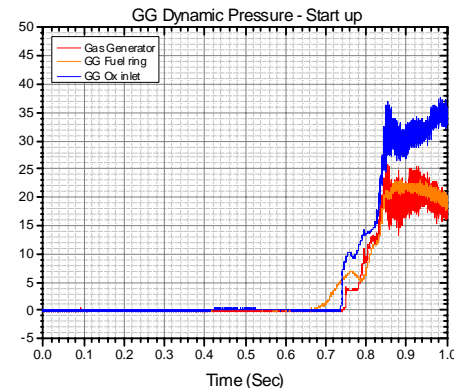


Fig. 4 Gas generator dynamic pressure curve of 75 tonf class liquid rocket engine test result

Figure 3에서 보면 연소기의 산화제 입구에서 추진제가 유입됨에 따라 동압이 측정되는 것을 볼 수 있고 되는 뒤따라 연료 입구에서 동압이 측정되는 것을 볼 수 있다. 그 후 약 0.1초 후에 연소장의 동압이 상승하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 2의 정압 데이터에서는 이러한 관측을 하기 어려운 것을 알 수 있다. 마찬가지로 Fig. 4에서 보면 가스발생기의 연료가 먼저 유입되고 산화제가 뒤따라 유입되면서 연소장이 활발해지는 것을 볼 수 있다.

4. 결 론

액체로켓엔진의 시험에서 시동 시 추진제 유입 순서와 상대적인 간격은 매우 중요하며 추진

제 유입을 관측하기 위한 동압 측정의 중요성을 고찰하였다. 정압 측정에서는 볼 수 없는 추진제 유입의 시점을 동압 측정으로 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 2000.