

액체로켓엔진에서 입구압 변화에 따른 엔진 성능 변화 고찰

문윤완* · 박순영** · 설우석***

A Study of Transitional Performance with Change of Inlet Pressure in Liquid Propellant Rocket Engine

Yoonwan Moon* · Soon-Young Park** · Woo-Seok Seol***

ABSTRACT

In this work it was studied that the effect on sub-component of engine considering change of engine inlet pressure caused by variable acceleration during flight of launcher. Also the transitional performance was predicted according to variable acceleration. Engine inlet pressure was defined as summation of propellant head in tank, ullage pressure and pressure difference of line, etc. Therefore consumption of propellant and acceleration of launcher led to change of engine inlet pressure, which affected on discharge pressure of pumps. This effect changed mass flow rate of gas generator and main combustor hence it was observed that engine performance was changed definitely.

초 록

본 연구에서는 발사체 비행 중 가속도의 변화로 발생하는 엔진 입구압력의 변화를 고려하여 엔진의 구성품에 미치는 영향을 고찰하였고 그에 따른 엔진 성능 변화를 예측하였다. 엔진의 입구압은 탱크 내의 추진제 수두와 가압 압력 및 압력 손실 등으로 정의되며 이에 따라 발사체가 비행하면서 추진제 소모와 가속도 변화에 의해 입구압력이 변하게 된다. 입구압이 변할 때 펌프 토출압이 변하고 그에 따른 유량 변화로 가스발생기의 압력변화가 발생하며, 이는 터빈의 출력변화로 이어져 다시 펌프의 토출압 변화로 나타남을 알 수 있었고, 이는 궁극적으로 주연소실의 연소압 변화를 이끌면서 엔진의 성능이 변화함을 알 수 있었다.

Key Words: Acceleration(가속도), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Engine Inlet Pressure(엔진 입구압력), Performance(성능)

1. 서 론

일반적으로 액체추진제로켓엔진을 설계할 때 요구되는 조건이 주어진다. 이러한 조건은 다양한 항목을 포함하고 있으며, 하나의 값 또는 범위로 표현할 수 있다. 항목에는 지상/진공 추력, 지상/진공 비추력, 확대비, 무게, 크기, 작동 시

* 한국항공우주연구원 엔진팀(발사체)

** 한국항공우주연구원 엔진팀(발사체)

*** 한국항공우주연구원 엔진팀(발사체)

연락처, E-mail: ywmoon@kari.re.kr

간 등이 있다. 이렇게 성능을 나타낼 수 있는 항목 중 추력과 비추력은 시간에 따라 변하는데, 가장 큰 이유는 발사체가 발사되고 대기의 조건이 고도에 따라 바뀌기 때문이다. 즉, 지상 성능과 진공 성능을 각각 최소·최대로 하는 범위로 성능이 변화한다. 이것은 외부의 환경이 변화함에 따라 성능이 변화하는 부분이고 성능 변화의 가장 큰 이유가 된다. 하지만 엔진에 특별한 제어 논리가 적용되지 않으면 내부에서도 성능 변화가 발생하는데, 이것은 발사체가 비행 중 겪는 가속도의 변화로 인해 탱크에서부터 엔진 입구, 즉 터보펌프 전단까지의 수두가 변화하여 펌프 출구에서의 토출압이 변한다. 이렇게 변한 토출압은 가스발생기에 영향을 미쳐 터빈유량의 변화를 가져오며 이것은 다시 터빈의 출력을 변화시켜 펌프의 유량을 변화시키게 된다. 이와 같이 변한 유량은 다시 연소기로 유입되어 연소압과 추력 및 비추력을 변화시키는 요인으로 작용한다.

본 연구에서는 엔진의 입구압 변화가 각 부품에 어떠한 영향을 미치는지 고찰하였고 그때 엔진의 성능 변화에 대해 고찰하였다.

2. 해석적 접근 방법

2.1 엔진 추진제 흐름도 구성

액체추진제 로켓엔진은 크게 터보펌프와 가스발생기, 연소기, 배관 및 밸브 등으로 나눌 수 있다. 일반적으로 개방형 가스발생기 엔진 사이클에서는 엔진입구로 추진제가 유입되고 시동기로 터빈을 구동한 후 목표한 토출압이 발생하면 가스발생기 측의 밸브를 개방하여 가스발생기에서 저온 연소를 수행한다. 이때 발생한 저온의 연소가스는 터빈을 구동하고 엔진 외부로 배출되며 적절한 시점에 연소기측의 밸브를 개방하여 본격적인 추력을 발생하는 순서로 되어 있다 [1]. 이때 밸브 개방시간은 해석과 시험으로 밸브의 개도시간 및 추진제 관 또는 재생냉각 채널 채움시간 등을 고려하여 결정한다. 이러한 문제는 또 다른 주제가 될 것으로 생각되므로 본

연구에서는 제외하기로 한다.

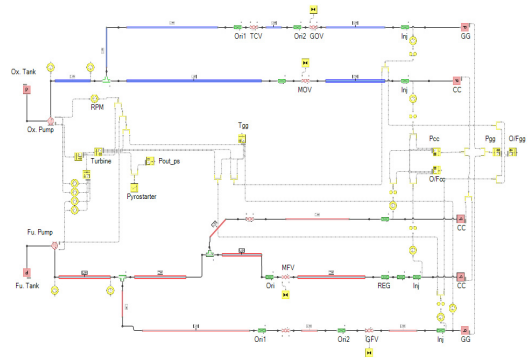


Fig. 1 Network for transient simulation

본 연구에서는 엔진의 천이특성을 구현하기 위해 상용 프로그램인 Flowmaster[2]를 사용하였는데, 이때 P&ID(Piping and Instrumentation Diagram)를 구성한 후 Flowmaster에 맞게 network를 구성하여야 한다. Network 구성에 대해서는 Fig. 1과 같이 나타낼 수 있다.

2.2 연소기, 가스발생기, TPU 모델

Flowmaster로 구성된 network는 기본적으로 유동의 흐름에 대한 것을 해석해 줄 뿐 연소의 모사나 단일축의 TPU에 대한 특성을 모사할 수 없다. 그러므로 액체로켓엔진에 사용되는 연소기 가스발생기 및 단일축의 TPU를 구현하기 위해 별도의 간단한 모델을 필요로 한다. 연소기의 경우 CEA[3]를 사용하여 저혼합비부터 고혼합비까지 온도, 기체상수 등을 저장하여 혼합비에 따라 연소가스의 물성치를 사용한다. 가스발생기의 경우 저혼합비이므로 통상적인 방법으로는 물성치를 구할 수 없다. 그러므로 항우연에서 그동안 실험한 자료를 바탕으로 혼합비에 따른 온도 및 기체상수를 fitting하여 사용한다[4]. TPU의 경우는 LOX 펌프, 연료 펌프 및 터빈이 하나의 축으로 연결되어 있으므로 터빈에서 발생하는 토크를 각 펌프에 알맞게 배분함으로써 펌프의 양정 곡선에 따른 유량을 구하게 된다[5]. 이러한 방법은 참고문헌 [5]에 잘 설명되어 있다.

2.3 입구압력 변화 선도

엔진의 입구압력 변화 선도는 “소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업(VI)” 보고서[6]에 잘 나와 있다. 엔진 입구의 압력은 탱크의 얼리지 압력과 추진제의 수력학적 압력, 정상상태에서의 배관 소실 및 분산 등이 포함된다. 이렇게 정의된 엔진 입구압력은 터보펌프에서 요구되는 NPSH보다 높아야 한다. 이러한 조건으로부터 비행 중의 탱크 압력을 도시하면 Fig. 2와 같이 된다. 시동시 엔진 입구압력이 높은 이유는 수두와 가압압력때문이며, 밸브를 개방하면 흡입으로 인해 압력이 급격히 감소하였다가 발사체가 비행하면서 가속도가 증가되어 입구 압력이 증가하는 것으로 판단된다.

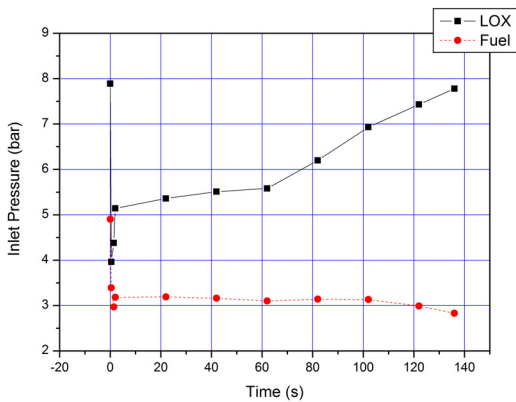


Fig. 2 Engine inlet pressure according to flight time

3. 결과 및 고찰

엔진 입구압력의 변화에 따른 터보펌프의 회전속도, 가스발생기 및 그에 따른 연소실 압력의 변화 등을 살펴보았다. Figure 3은 터보펌프의 회전속도 변화를 도시한 것이다. 그림에서 보면 엔진 입구압력 변화 선도와 유사하게 변하는 것을 알 수 있다. 이는 엔진 입구압이 변화함에 따라 펌프의 토출압이 바뀌고 그에 따라 가스발생기로 유입되는 유량이 증가 또는 감소하여 터빈에서 발생하는 출력을 변화시킴으로 전체 펌프의 토출압이 바뀌는 것으로 볼 수 있다. 이와 같

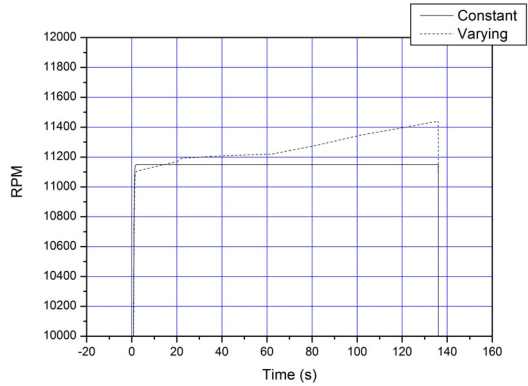


Fig. 3 RPM change according to time

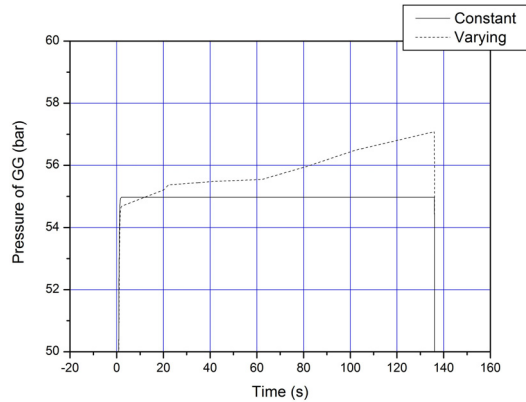


Fig. 4 Pressure of gas generator change according to time

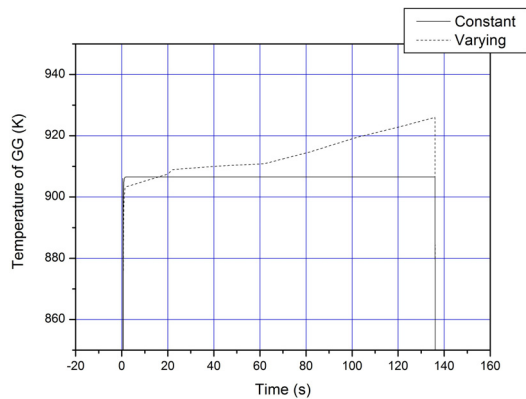


Fig. 5 Temperature of gas generator according to time

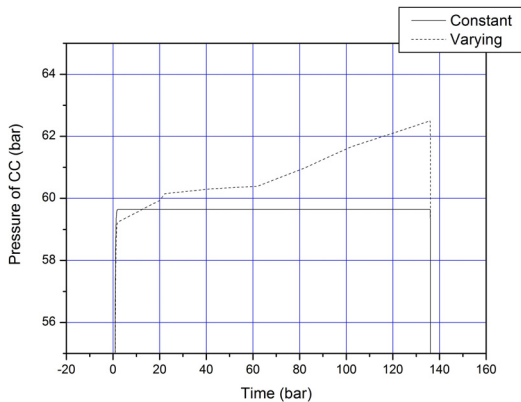


Fig. 6 Pressure of combustor change according to time

은 현상은 Fig. 4의 가스발생기 연소압을 보면 잘 나타난다. Fig. 4에서와 같이 연소압은 계속 변하고 있음을 보여주고 있다. 터보펌프와 가스발생기는 서로 폐회로로 구성되어 있으므로 하나의 구성품에서 발생한 물리적 변화는 다른 구성품으로 전파되고 이것은 다시 feedback되는 구조로 되어 있다. 가스발생기는 터빈의 열손상을 방지하기 위해 혼합비가 매우 낮은 상태에서 운전된다. 그러므로 혼합비의 작은 변화도 가스발생기 측의 연소가스 변화에 매우 민감하게 반응한다. Figure 5는 이러한 경향을 잘 보여주고 있는데 그림에서 보면 연소실 온도가 증가하는 것을 알 수 있다. 그러나 가스발생기의 연소가스 물성치 변화는 예측하기 매우 어렵기 때문에 정성적으로 결과를 논해야 할 것으로 사료된다.

Figure 6은 주연소실의 연소압을 나타낸 것이다. 그림에서 보면 터보펌프의 회전속도, 즉 토출압이 증가하였으므로 연소실로 유입되는 추진제의 유량이 증가하여 연소압이 증가하는 것으로 나타났다. Fig. 2를 보면 LOX 부분의 입구압은 계속 증가하고 연료의 입구압은 거의 유지되는 것을 볼 수 있다. 이로써 엔진의 혼합비는 증가한다고 볼 수 있으며 이는 연소기에도 영향을 직접적으로 미치므로 추력과 비추력 모두 증가할 것으로 생각할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 발사체의 비행에 따른 가속도 변화에 대해 엔진의 입구압이 변화하여 발생할 수 있는 각 구성품에 대한 영향을 고찰하였다. 입구압이 변함에 따라 터보펌프의 토출압이 변화하고 그에 따른 가스발생기 압력변화로 터빈에서의 출력 변화로 이어지며, 이는 다시 펌프로 feedback 됨을 알았다. 또한 각 추진제의 입구압력이 다르게 발달함에 따라 연소실의 혼합비가 바뀌고 비행 중반 이상이 되면 혼합비가 증가할 것으로 보이며 이는 추력 및 비추력에 영향을 미칠 것으로 생각된다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "MODERN ENGINEERING FOR DESIGN OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES," Progress in Astronautics and Seronautics, vol. 147, AIAA Inc., 1992.
2. Flowmaster manual, Flowmaster Inc.
3. McBride, B. J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1996.
4. "소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업(IV) 보고서," 한국항공우주연구원, 2006.
5. 박순영, 설우석, "로켓 엔진의 시동에 관한 해석적 연구," 한국추진공학회지 제11권 제5호, pp. 60-71, 2007.
6. "소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업(VI) 보고서," 한국항공우주연구원, 2008.