

# 가압방식 로켓추진기관시스템의 작동점 제어특성

하 성업\* · 정 영석\*\* · 이 중엽\* · 정 태규\* · 조 상연\*\*

## Working Point Control Characteristics of Pressure-Fed Rocket Propulsion System

Seong-Up Ha\* · Young-Suk Jung\*\* · Joong-Youp Lee\* · Tae-Kyu Jung\* · Sang-Yeon Cho\*\*

### ABSTRACT

To trace the working point of pressure-fed rocket propulsion system, direct analogy model was suggested, by which propellant mass flow rate and combustion chamber pressure were calculated from propellant tank pressures, levels and flight acceleration. In this paper, the analysis of KSR-III flight test results was taken by example, and it can be described that working point transition tendency of pressure-fed rocket propulsion system can be calculated by this direct analogy model.

### 초 록

가압방식 로켓추진기관시스템의 작동점 변화 추적을 위하여 각 추진제 탱크의 압력, 수위 및 비행 가속도로부터 각 추진제질유량, 연소실압력을 계산할 수 있는 직접상사모델을 만들었다. KSR-III의 비행시험결과 예로 분석하였으며, 이 계산모델을 통하여 가압방식 로켓추진시스템의 작동점 변화의 경향성을 파악할 수 있음을 보였다.

**Key Words** : 작동점(Worging Point), 제어(Control), 로켓추진시스템(Rocket Propulsion System), 직접상사모델(direct analogy model)

### 1. 서 론

지금까지 개발된 대부분의 민·군용 발사체는 화학추진제 증 고체 및 액체추진제를 사용하는 기관이 주를 이루고 있다. 이 중 민간용 발사체의 추진시스템을 보면 제어성(controllability)과 높은 비추력을 이유로 대부분 액체추진제를 사

용하는 기관을 채택하고 있다. 액체추진제기관은 높은 비추력으로 큰 추력을 낼 수 있으며, 추진제 공급시스템의 압력조절, 유량조절 등을 수행하여 연소실로 유입되는 추진제의 산화제/연료 비, 추진제 총질유량 등을 조절할 수 있어 시스템에서 발생하는 추력과 비추력 등을 조절할 수 있기 때문이다.

\* 추진제어그룹, 한국항공우주연구원 (Control Systems Dept., Korea Aerospace Research Institute)

\*\* 추진기관그룹, 한국항공우주연구원 (Propulsion System Dept., Korea Aerospace Research Institute)

액체추진제기관 중 터보펌프에 의한 추진제 공급방식(pump-fed)의 경우 연소실로 유입되는 압력을 크게 높일 수 있으므로, 추진기관시스템의 전체적인 추진효율을 높일 수 있어, 압력 및 유량조절 부품 장착을 위한 무게여유 및 추진제 공급배관에서의 차압여유를 확보하는데 큰 어려움은 없다. 그러나 흔히 가압방식이라 불리는 압력에 의한 공급방식(pressure-fed)의 경우 이러한 제어를 완전히 수행하기에는 상당한 제약이 따른다. 압력에 의한 공급방식은 추진제 탱크 자체를 연소실의 압력보다 높은 압력으로 가압하여야 함에 따라 추진제 탱크의 구조무게가 상당히 커지며, 이러한 추진제 탱크의 구조무게 증가 제한을 이유로 연소실의 압력이 제한됨에 따라 높은 추진효율을 가져갈 수 없다. 따라서 압력 및 유량조절 부품의 장착을 위한 무게여유는 물론 추진제 배관 차압여유 또한 극히 제한되어, 추진제 탱크 후단에서 연소실 사이에 조절용 부품을 장착하기 어려우며, 정밀한 제어를 수행할 수는 없다[1].

2002년에 시험 발사된 KSR-III는 가압방식을 사용한 액체추진제 추진기관시스템이다. KSR-III의 시스템을 살펴보면 산화제 및 연료 탱크 상단에 공급되는 헬륨의 압력을 조절하는 압력 조절기에 의해 연소실로 공급되는 각 추진제량이 결정되도록 하였다. 여기서 사용한 제어방법은 추진제 탱크의 압력을 조절하는 방법을 사용하였으며, 이 방법은 가압방식을 사용하는 로켓 추진기관시스템 중 가장 간단히 시스템 조절을 구현하는 방법이다[2]. 본 논문에서는 KSR-III 발사체의 비행시험 자료분석을 통하여 실제 비행 중에 나타난 연소실의 작동점(working point; 산화제/연료비 대 연소실압력)의 변화를 추적함으로써 가압방식 로켓추진기관시스템이 나타내는 작동점 제어특성을 파악하여 보고자 한다.

## 2 본 론

### 2.1 개요

KSR-III 추진시스템은 가압방식을 사용하는 기관으로 하단으로부터 엔진, 산화제(LOx) 추진

제 탱크, 연료(Jet A-1) 추진제 탱크, 가압제(helium) 탱크가 위치한다. 추진시스템의 성능은 엔진으로 유입되는 산화제 및 연료의 유량으로부터 결정되어지게 되므로, 이상적으로는 추진제 탱크의 압력을 일정하게 유지하면 일정한 추진성능을 얻을 수 있다. 그러나 실제로는 다음의 이유로 인하여 엔진으로 공급되는 유량이 변하게 된다.

**추진제 탱크 압력조절기의 조절 능력 및 응답속도;** 이상적으로 압력조절기는 일정 압력을 유지하도록 되어 있으나, 실제로는 매우 일정하게 조절되지는 못한다. 특히 발사체라는 환경특성상 압력조절기의 크기, 무게 제한이 심하여 섬세한 조절을 할 수 있는 충분한 구성을 가지지 못하며, 제한된 무게 및 부피의 가압제 탱크 조건으로 인해 추진제 탱크의 조절압(350 psia)보다 매우 높은 상태로 초기 충전된 가압제(4500 psia)를 60초 이내에 소모시킴에 따라 급격한 단열팽창과정을 겪게 되고, 온도가 변화해가는 가압제(He)가 온도조건이 상이한 극저온상태의 산화제(LOx), 상온상태의 연료(Jet A-1)와 만남으로 인하여 생기는 국부적인 급격한 압력 변화 영향 등이 복합되면서 목표 조절압 근처에서 다소 변동을 가지며 진행되게 된다. 또한 연소 전에는 유동이 없는 상태에 있던 시스템이 갑작스럽게 추진제 공급이 시작됨에 따라 공급기체의 압력조절이 시작되며 시스템이 기계적으로 안정화 하는 시간이 필요하다.

**추진제와 엔진의 수두차로 인한 압력증가;** 액체추진제 로켓은 일반적으로 수직 방향으로 설치가 됨에 따라 엔진과 추진제 탱크 내의 추진제 수위와는 상당한 위치차를 가지게 된다. 따라서 양 추진제 상부를 일정한 압력조절을 하고 있다고 하더라도 실제 엔진의 매니폴드(manifold)에서 생성되는 압력은 상부 조절압과 수두차에 의한 압력이 더하여 나타나게 된다. 특히 양 추진제 탱크가 나란히 배치되지 않고 상하로 배치되므로 양측간의 수두의 차이는 심하게 나타나게 되며 이로 인하여 시간에 따른 압력의 변화는 서로 다르게 나타난다.

**비행시 비행가속도에 의한 수두 증가;** 지상 연소시험의 경우 수두차를 만드는 요인은 중력만이 작용하게 된다. 그러나 비행상황의 경우 수두차에 의한 압력은 중력가속도에 비행가속도가 더해진 만큼이 작용하게 되므로 지상에 고정된 시험조건과는 다른 압력이 작용하게 된다.

**기타;** 이 외에도 공력가열에 의한 추진제 온도변화에 따른 밀도변화, 가압제의 추진제 용해에 따른 밀도변화 등이 있을 수 있다. 이러한 변화는 연소 중반부에 가까울수록 그 영향이 크다.

## 2.2 계산모델

로켓추진기관시스템 중 로켓엔진의 성능이라 함은 작계는 각 구성요소들이 나타내어 주는 특성의 조합이라고 말할 수 있으나, 궁극적으로는 연소실에서의 출력을 말한다. 간단히 말하면 엔진으로 공급되는 단위 추진제 질유량 당 나타내어주는 추력, 즉 비추력(specific impulse)이 얼마인지를 나타내어 주는 것이 로켓엔진이 말하고자 하는 궁극적인 성능의 의미이다.

이에 대한 분석으로 참고문헌 3에서 KSR-III 발사체용 엔진에 대한 특성을 분석하여 놓았다. 이를 보면 KSR-III 엔진은 산화제/연료 비가 연소실압력(특성속도)에 대해서는 2.17, 지상추력(지상비추력)에 대해서는 2.22에서 최적의 성능을 나타냈으며, 산화제와 연료의 합인 총추진제 질유량에 대하여는 거의 선형적으로 증가하는 것으로 분석되었다. 즉 산화제와 연료의 추진제 질유량으로부터 연소실의 추력 및 비추력을 계산할 수 있다는 의미이다. 이를 계산하기 위하여 탱크의 압력으로부터 각 추진제 질유량, 추력을 계산하는 모델을 설정하였다. 매니폴드에서 연소실 차압을 직접 이용하지 않은 것은 발사체라는 특성상 계측의 정확도가 떨어지기 때문이다. 따라서 좀 더 큰 차압으로부터 계산하기 위해 추진제 탱크의 압력, 가속도영향, 추진제 수위로부터 각 추진제질유량과 연소실압력을 계산할 수 있는 모델을 만들었다.

엔진 매니폴드에 실질적으로 작용하는 압력은

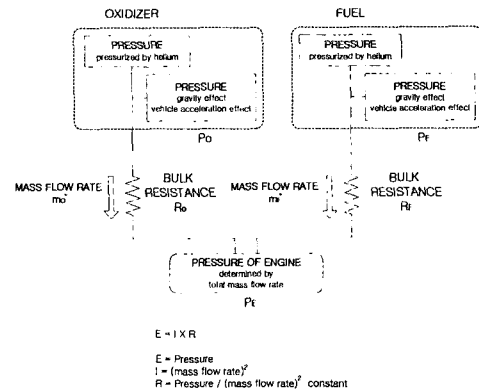


Fig. 1 Simplified Electric Circuit Model (Direct Analogy)

추진제 탱크로의 가압압력에 더하여 수두에 의해 작용하는 압력의 합과 같다.

$$P_{manifold} = P_{tank} + \rho \times a_{total} \times Z \quad \text{Eq. 1}$$

여기서 가속도는 중력가속도와 비행가속도의 합을 나타낸다. 또한 질유량에 관한 일반적인 식은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{m} = C_D \rho A V = C_D \rho A \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}} \quad \text{Eq. 2}$$

실제 시스템 운영 중 유량계수, 밀도, 단면적에 해당하는 값의 변화는 무시할 수 있다고 가정하면

$$\dot{m}^2 \propto \Delta P \quad \text{Eq. 3}$$

라고 할 수 있으며, 이 관계를 기초로 하여 직접상사(direct analogy)를 통해 그림 1과 같은 단순화된 전기회로로서의 유체시스템을 가정할 수 있다. 따라서 이 시스템에서 엔진으로 공급되는 추진제유량은 다음과 같다.

$$\dot{m} = \sqrt{\frac{P_M - P_E}{R}} \quad \text{Eq. 4}$$

로켓엔진에서 연소실의 압력은 공급된 각 추진제의 유량에 의해 결정되어 지는 함수이다. KSR-III 엔진에 있어서는 연소실의 압력과 추진

제 공급량에 관하여 다음과 같은 관계를 엔진 단독의 지상연소시험으로부터 얻은 바 있다[3].

$$P_E = (2.9461 + 0.13041 \times TFR + 0.00085 \times TFR^2) \times (0.41610 + 0.53816 \times OF - 0.124 \times OF^2)$$

where  $TFR = \dot{m}_O + \dot{m}_F$ ,  $OF = \dot{m}_O / \dot{m}_F$  Eq. 5

즉 엔진의 연소압과 각 추진제 공급량과는 서로 결합되어 있으므로 반복계산에 의해 해를 찾게 된다. 따라서 식 1에서 각 추진제 탱크의 가압압력과 수두에 의해 생기는 압력을 더하여 산화제 및 연료 매니폴드에서의 압력을 구하고, 식 4와 5를 연립하여 반복계산에 의해 엔진에서의 생성압력을 구한 후, 다시 식 4에서 각 추진제의 소모량을 확인할 수 있다.

### 2.3 결과

그림 2에 계산된 작동점을 표시하였다. 정상 상태에서 산화제/연료비는 약 0.2 정도, 압력은 약 1 bar 정도의 폭으로 변화하였다. 이는 설계 점 대비 각각 약 20% 및 7%의 변화량으로 결코 작은 양이라고 할 수는 없다.

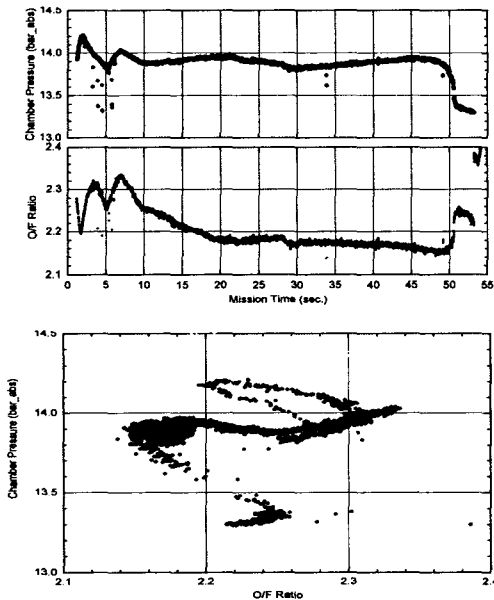


Fig. 2 Working Point transition

### 3. 결 론

가압방식 로켓추진시스템의 작동점 변화를 추적하기 위하여 추진제 탱크의 압력, 수위 및 비행가속도로부터 계산을 수행하는 직접상사모델을 만들었다. 실제 비행시험을 수행한 KSR-III를 예로 분석하였으며, 이 분석을 통하여 연소실은 급격한 작동점의 변화를 경험하게 된다는 점을 알 수 있었다.

이러한 계산의 절대적 수치는 비록 시험결과에 대한 분석이기는 하나 계측의 수량과 정확도가 충분하지 못하여 높은 신뢰도를 가지지는 못한다. 그러나 이러한 계산을 통하여 급격한 작동점 변화를 나타내었다는 경향성을 파악할 수는 있었다.

로켓 연소실은 각종 외란에 대하여 스스로 안정화할 수 있는 능력을 충분히 가져야 하고, 수동 안정화기구인 배플을 장착한 KSR-III 엔진의 경우 그러하였음을 알 수 있었으며, 추진제 탱크 압력조절이 탱크 상부 기체공간의 압력이 아닌 연소실 추진제 매니폴드의 압력을 사용하면 이러한 변화를 보다 줄일 수 있을 것으로 판단된다.

### 참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, AIAA, 1992, pp. 101-103.
2. 3단형 과학로켓(KSR-III) 설계 및 개발 연구 결과 별책 #03 KSR-III 비행시험, 한국항공우주연구원, 2003
3. 하성업, 문윤완, 류철성, 한상엽, "KSR-III 로켓엔진 최적성능 분석," 한국추진공학회 (계재심사중)