

## 액체로켓엔진 가스발생기 혼합비 안정기의 특성 연구

정태규\* · 이중엽\*\* · 한상엽\*\*\* · 권세진\*\*\*\*

### The Characteristic Study on Mixture Ratio Stabilizer for Gas Generator of LRE(Liquid Rocket Engine)

Taekyu Jung\*, Joongyeop Lee\*\*, Sangyeop Han\*\*\*, and Sejin Kwon\*\*\*\*

**Keywords :** Stabilizer, Liquid Rocket Engine, Gas Generator, Mixture Ratio Control

#### Abstract

The propellant mixture ratio of gas generator changes when thrust control valve operate to change LRE thrust level. The mixture ratio change of gas generator result in gas temperature change and failure of turbine blade or deterioration of LRE specific impulse. The mixture ratio stabilizer has been developed to maintain propellant mixture ratio of gas generator. This article deals with design and static/dynamic characteristic of stabilizer. Also gas generator system simulation test has shown that the stabilizer can maintain propellant mixture ratio effectively within tolerable range.

#### 1. 서 론

엔진추력이 일정하게 고정된 로켓엔진의 경우, 추진제 공급 배관에 오리파스 또는 캐비테이션 벤츄리 등과 같은 장치를 적절하게 사용하면 추력 오차 3% 이내로 일정한 추력을 유지할 수 있다.[1] 그러나 다단계 로켓의 상단과 같이 정밀한 속도제어가 필요한 경우에는 능동적 추력제어가 필요하다. 특히 러시아 발사체의 경우 대부분 모든 단의 엔진에 추력제어시스템을 적용하고 있다.[2] 터보펌프 방식의 로켓엔진에서, 특히 가스발생기를 사용하는 개방형 엔진시스템에서는 Fig.1과 같이 추력제어밸브가 가스발생기 산화제라인에 위치하고 가스발생기로 유입되는 추진제의 혼합비를 일정하게 유지하기 위하여 안정기(stabilizer)를 연료라인에 설치한다.[3] Fig.1과 같은 개방형 액체로켓엔진에서는 엔진추력을 조절하기 위하여 추력제어밸브(8:thrust control valve)의 개도를 변경하면 가스발생기로 유입되는 산화제(LOX) 유량이 변한다. 따라서 가스발생기로 유입되는 연료(kerosene)라인에 아무런 장치가 없다면 가스발생기로 유입되는 추진제 혼합비는 달라지고 연소가스 온도가 변하게 된다. 만약 연소가스 온도가 터보펌프의 터빈 블레이드의 설계온도 보다 높아지면 터빈이 손상되는 문제가 발생하고 연소가스 온도가 설계온도보다 낮으면  $I_{sp}$ 의 손실을 가져온다. 따라서 엔진추력을 조절하는 개방형 액체로켓엔진에서 혼합비 안정기는 반드시 필요하다. 그러나 로켓관련 분야의 폐쇄성으로 인해 혼합비 안정기에 대한 자료가 공개된 것이 거의 없다. 이에 본 연구에서는 30톤급 액체로켓엔진에

적용이 가능하도록 한국항공우주연구원에서 개발하여 특히 출원 중인 혼합비 안정기의 작동 원리를 설명하고 가스발생기 시스템 수류 모사시험을 통해 혼합비 안정기가 효과적으로 추진제 혼합비를 일정하게 유지시킬 수 있음을 보였다.

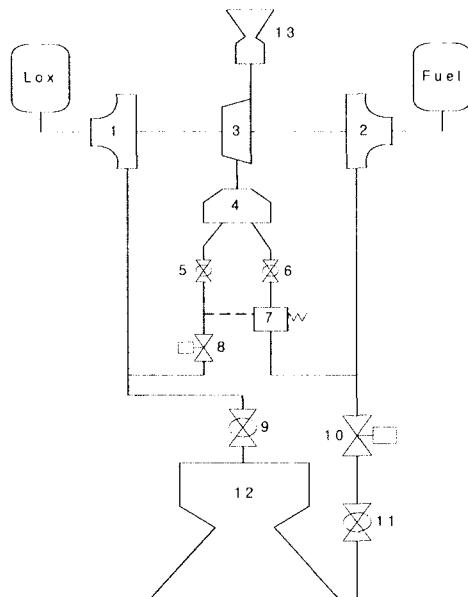


Fig.1 Open Cycle LRE

1:oxidizer pump, 2:fuel pump, 3:turbine, 4:gas generator(GG), 5:GG oxidizer valve, 6:GG fuel valve, 7:stabilizer, 8:thrust control valve, 9:CC oxidizer valve, 10:CC mixture ratio control valve, 11:CC fuel valve, 12:combustion chamber(CC), 13:exhaust

\* 한국항공우주연구원 추진제어그룹, tkjung@kari.re.kr

\*\* 한국항공우주연구원 추진제어그룹, leejy@kari.re.kr

\*\*\* 한국항공우주연구원 추진제어그룹, syhan@kari.re.kr

\*\*\*\* 한국과학기술원 항공우주공학전공, melody@kaist.ac.kr

## 2. 본론

### 2.1 안정기 구조 및 작동원리

혼합비 안정기의 구조는 Fig.2와 같다. Diaphragm은 상부의 oxygen port로 유입되는 산화제(기체산소)를 연료(kerosene)와 섞이지 않도록 격리 한다. 만약 엔진추력을 높이기 위해 추력제어밸브 개도를 크게 하면 산화제 유량이 증가하고 추력제어밸브 후단 압력이 증가한다. 이때 증가된 압력이 안정기의 oxygen port로 전달되어 spool을 아래방향으로 이동시키면 오리피스 유로면적이 커지고 이에 따라 연료(kerosene) 유량이 증가된다. 이 때 spool의 최종 위치는 spool에 작용하는 힘의 평형을 이루면서 결정된다.

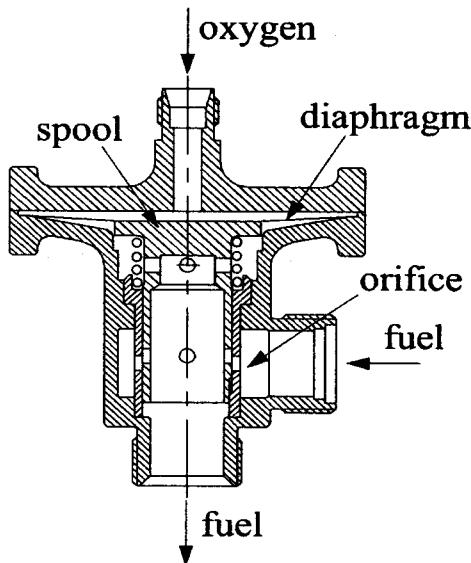


Fig.2 Mixture Ratio Stabilizer

### 2.2 안정기의 수학적 모델

안정기의 설계 및 성능 예측을 위해서 안정기의 정특성 해석이 필요하다. 안정기의 성능은 spool의 거동과 관계되며 spool의 거동은 spool에 작용하는 힘의 균형으로 표현된다.

#### 유체력[Flow induced force]

Spool에 작용하는 힘은 결국 압력에 의한 힘과 spring에 의한 힘 그리고 spool과 유체와의 마찰력으로 구성된다. Spool 상부에 작용하는 압력은 추력제어밸브 후단 압력인  $P_{ref}$ 로 볼 수 있으나 diaphragm 하부에 작용하는 압력  $P_0$ 는  $P_2$ 와는 다르다.[Fig.3]  $P_0$ 는 spool 내부를 검사체적으로 잡고 정상상태에서의 운동량 방정식을 적용하면 식(1)과 같은 형태로 표현된다. 식(1)의 첫 번째 항은 안정기 아래방향으로 분출되는 유량  $Q_2$ 에 의한 유체력이고 두 번째 항은 orifice를 통해 분출되는 유량  $Q_1$ 에 의한 유체력이다.

$$P_o = \frac{\rho Q_2^2}{A_2^2} + \frac{2C_v C_q A_j \Delta P \cos \psi}{A_2} + P_2 \quad (1)$$

#### 정상상태 유량 계산

정상상태에서 안정기를 통하여 가스발생기로 유입되는 연료 유량  $Q_{ss}$ 는 식(2)와 같다.

$$Q_{ss} = Q_j + Q_s + Q_4 \quad (2)$$

where,

$$Q_j = C_q A_j \sqrt{2(P_1 - P_2)/\rho}$$

$$Q_s = C_d A_m \sqrt{2(P_s - P_o)/\rho}$$

$$Q_4 = 4.62\pi D_e \left(\frac{h^{12}}{\rho^3 \mu L^4}\right)^{1/7} (0.5P_1 - 0.5P_2)^{4/7}$$

$$Q_3 = Q_s = 4.62\pi D_e \left(\frac{h^{12}}{\rho^3 \mu (\ell - L)^4}\right)^{1/7} (0.5P_1 + 0.5P_2 - P_s)^{4/7}$$

그리고 orifice의 유로면적  $A_j$ 와 spool 변위  $x$ 와 변위각  $\theta$ 와의 관계는 식(3)과 같다.[Fig.4]

$$A_j = N r^2 (\pi - \theta + \frac{1}{2} \sin 2\theta) \quad (3)$$

$$x = r(1 - \cos \theta)$$

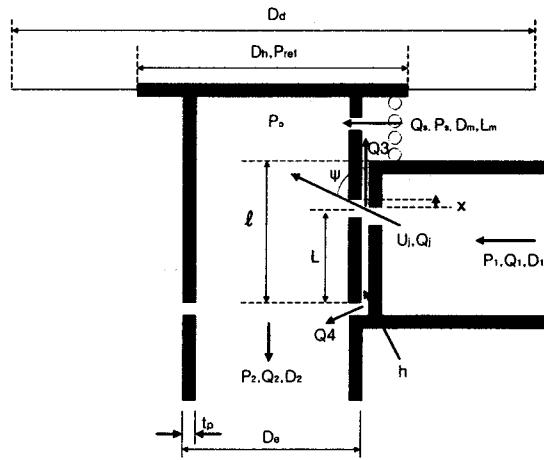


Fig.3 Stabilizer Model

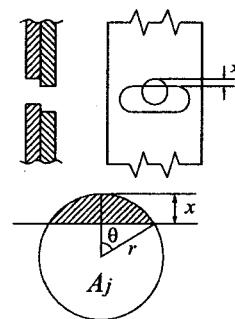


Fig.4 Relation between  $A_j$ ,  $x$ ,  $\theta$

식(2)에서  $Q_3, Q_4$ 는 틈새유동으로 모두 난류로 가정하였다.[4] 그리고 정상상태에서는  $Q_s$ 와 틈새유량  $Q_3$ 이 서로 같은 조건으로부터  $P_s$ 를 구할 수 있다.

#### 힘의 평형[Force Balance]

정상상태에서 Spool에 작용하는 힘의 평형식을 세우면 주어진 스프링 상수  $k$ 에 대한 스프링의 예압축 길이  $X_0$ 를 식(4)와 같이 구할 수 있다.

$$X_o = f(P_{ref}, P_o, P_2, P_s, Q_j, D_h, D_e, t_p, \dots) \quad (4)$$

상기와 같은 수학적 모델을 통하여 주어진 유량 및 압력 조건에

서 작동하는 안정기를 설계할 수 있다.

### 2.3 안정기 성능 시험

제작된 혼합비 안정기를 가스발생기 시스템 수류모사 시험설비[Fig.5]에 장착한 후, 안정기의 정특성 및 동특성을 시험하였다.

#### 정특성 시험

Run tank의 압력을 51bar로 일정하게 유지한 상태에서 추력제어밸브(TCV)의 개도를 5~33%까지 변화시키면서 추력제어밸브 유량(산화제라인 유량)과 안정기 유량(연료라인 유량)을 측정하였다.

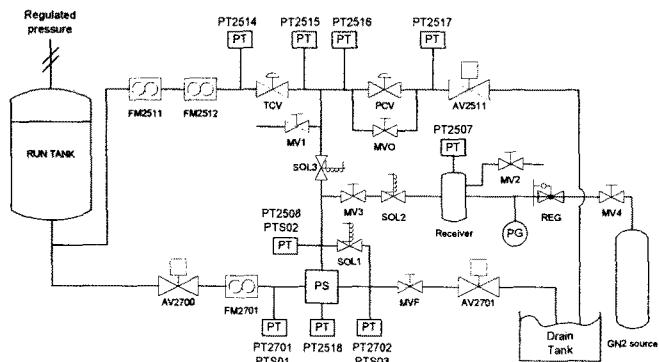


Fig.5 Stabilizer Performance Test Facility

Fig.6과 같이 추력제어밸브 개도 변화에도 불구하고 추진제 혼합비(F/O)가 거의 일정하게 유지되고 있는 것을 볼 수 있다. 추력제어밸브 개도에 따른 혼합비 변화는 table 1과 같다. 이때 가스발생기 연소ガ스 온도( $T_{gg}$ )는 식(5)와 같이 추진제 혼합비와의 1차식으로 표현된다.[5]

$$T_{gg} = 1333.1 / MR + 465.95 \quad (5)$$

따라서 개발된 안정기는 산화제라인 유량기준으로 0.5 ~ 0.822(L/s)까지의 넓은 범위에서 가스발생기 연소온도 변화를 추력제어밸브 개도 5%를 기준으로 최대 2.5%(22K) 이내로 일정하게 유지시킬 수 있다.

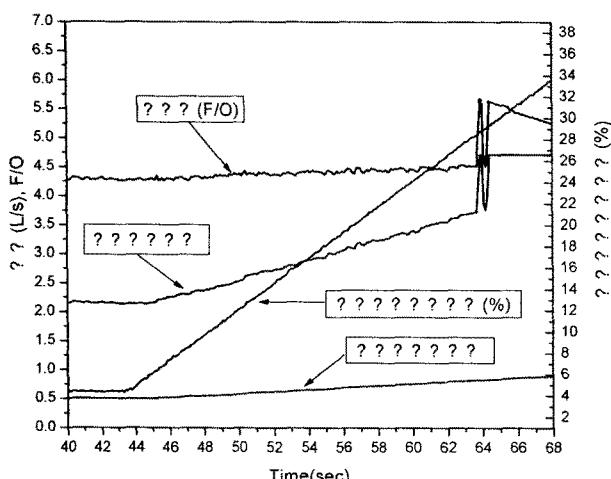


Fig.6 Stabilizer Static Characteristics

참고로 Fig.6에서 추력제어밸브 개도가 약 28%이상에서 연료

라인 유량이 갑자기 점프하는 현상이 발생하는데, 이는 안정기 문제가 아니라 유량이 유량계 측정 한계(3.7L/s)를 초과했기 때문에 나타난 현상이다.

Table 1. Stabilizer Static Test Result

추력제어 밸브개도 (%)	연료라인 유량(L/s)	산화제라인 유량(L/s)	혼합비 (F/O)	추진제환산 혼합비(MR)	가스발생기 연소ガ스 온도(K)
5	2.140	0.500	4.28	3.065	900.9
10	2.390	0.560	4.27	3.057	902.0
15	2.750	0.630	4.37	3.126	892.4
20	3.097	0.707	4.38	3.137	890.9
28	3.706	0.822	4.51	3.229	878.8

(연료밀도 : 800 kg/m<sup>3</sup>, 산화제밀도 : 1117 kg/m<sup>3</sup>로 MR 계산)

#### 동특성 시험

안정기에 외란이 가해질 때 안정기가 어떠한 동적 특성을 가지는지 확인하기 위한 시험이다. 정특성 시험과 같은 Run tank 압력 하에서 추력제어밸브 후단 압력이 미리 충전된 Receiver의 질소가스 압력보다 대략 1.5bar정도 작도록 추력제어밸브 개도를 조절한 후, 정상상태에서 SOL3을 닫고 SOL2를 개방하여 계단 압력을 안정기의 oxygen port에 공급하였다. 시험결과는 Fig.7과 같이 계단 압력(PT2508) 입력 후, 약 20초 후에 안정기 후단 압력(PT2702)이 안정화되었다. 이는 Fig.5와 같은 시스템 상에서 안정기가 외부 교란을 효과적으로 감쇠시키고 있음을 보여주고 있다.

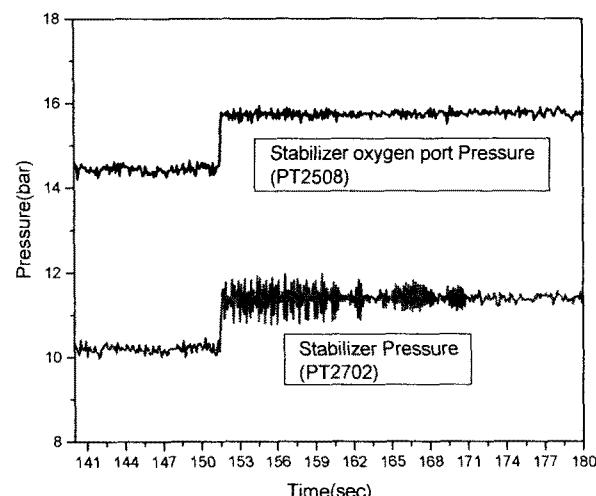


Fig.7 Stabilizer Dynamic Characteristics

그러나 본 시스템은 실제 액체로켓 엔진시스템과는 다르므로 안정기의 동특성은 엔진시스템 차원에서 좀 더 연구가 필요하다.

### 3. 결 론

넓은 추력제어밸브의 유량변화 0.5~0.822(L/s)에서도 가스발생기 온도 변화를 최대 22K정도로 비교적 일정하게 유지시킬 수 있음을 확인하였다. 참고로 터보펌프의 터빈의 온도 변화 요구 조건은 50K 이내이다. 따라서 본 안정기는 가스발생기 연소ガ스 온도를 일정수준 유지시키는 역할을 충분히 수행하고 있음을 보

여주었으므로 향후 진동 환경시험의 성공적으로 수행되면 실제 엔진시스템에 적용하는 것이 가능할 것으로 판단된다. 단, 안정기의 동특성에 대한 연구는 앞으로 엔진시스템 차원에서 충분히 연구해야 할 것으로 판단된다.

## 후기

본 논문은 공공기술연구회에서 시행한 “로켓엔진 추력제어기술 개발”의 연구결과 중 일부입니다.

## 참고문헌

- [1] D.K.Huzel, 1992, "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines," AIAA, Vol.147, Progress in astronautic and aeronautics.
- [2] S.J.Isakowitz, 1991, "International Reference Guide to Space Launch Systems," AIAA.
- [3] Y.Prokopenko, 2004, "Engineering note, Main Liquid Engine for LV second stage" KARI-I-T-03-228.
- [4] E.C.Fitch, 2001, "Hydraulic System Modeling and Simulation" Bardyne,Inc.
- [5] 한영민 외 5인, 2005, “액체로켓엔진에서 충돌형 분사기 형태의 연료과잉 가스발생기 연소특성,” 한국항공우주학회지, 제33권, 제6호.