

개방형 액체로켓엔진의 안정성 분석 및 설계

정영석* · 이한주* · 임석희* · 조기주* · 조규식* · 오승협*

Stability Analysis and Design of the Open Cycle Liquid Rocket Engine

Young-Suk Jung* · Han-Ju Lee* · Seok-Hee Lim* · Kie-Joo Cho* · Gyu-Sik Cho* · Seung-Hyub Oh*

ABSTRACT

In the present study, the stability of turbopump through the rotor dynamics was analyzed with the location analysis method of the pole of characteristic equation for stability analysis of LRE and the design guideline for turbopump was presented according to design requirements of the LRE.

초 록

본 연구에서는 개방형 액체로켓엔진의 안정성 분석을 위해 선형 시스템 특성 방정식의 극(pole)의 위치 분석 방법을 이용하여 터보펌프 회전체의 특성에 따른 안정성을 분석하였고, 엔진의 설계 요구 조건에 따라 시스템의 안정성과 효율을 고려한 터보펌프의 설계 방향을 제시하였다.

Key Words: LRE(액체로켓엔진), Stability(안정성), Characteristic equation(특성방정식)

1. 서 론

액체 로켓 엔진에서의 불안정성은 제어 되지 않는 변수의 변화에 의해 나타나는 현상으로 추진 시스템의 성능 저하를 가져오고 심하게는 폭발의 위험을 가져온다. 이런 불안정성은 대략 엔진 시동 시와 같은 큰 진폭의 천이 구간에서 많이 발생하는데 이 구간에서 엔진의 추진제 유동을 제어해야 불안정성이 발생하지 않는다.

불안정성은 로켓 추진제 공급 시스템의 동특성 즉, 각각의 구성품 동특성(시정수, 이득, 입출력 간의 시간 지연)의 차이에 의해 발생하는 저주

파 불안정성과 연소실과 공급 시스템의 연계에 의한 불안정성 즉, 추진제가 연소실로 들어가 연소반응 시까지 걸리는 연소 지연 시간에 의한 저주파 불안정성 그리고 연소실 자체의 불안정성인 연소가스의 음향학적 고주파 불안정성으로 나눌 수 있다.[1]

추진제 공급 시스템에서의 동특성에 의한 불안정성은 터보펌프 시스템과 같이 전체 시스템의 동특성을 추진제 공급 시스템(터보펌프)이 지배하는 시스템인 경우 발생한다. 연소실과 공급 시스템간의 불안정성에 대한 분석은 가압 시스템과 같이 연소실의 저주파 동특성과 공급 시스

템의 동특성이 비슷한 경우에서 발생하며 연소실의 고주파 불안정성과 같은 경우는 연소실 자체 구성에 의해 발생하는 것으로 모든 액체 로켓 엔진에서 분석되어야 한다.

본 연구에서는 개방형 액체 로켓 엔진시스템의 안정성 분석을 위해 추진제 공급 시스템의 안정성을 분석하였으며 안정성을 고려한 시스템 설계 방향에 대해 논의하였다. 먼저 전체 시스템의 안정성 판별 방법에 대해 논의했으며 개방형 액체 로켓 엔진시스템에서의 저주파 불안정성을 주로 일으키는 터보펌프의 설계에 따른 안정성 분석을 수행하였다. 마지막으로 시스템의 요구 조건에 따른 액체 로켓 시스템 설계 시 안정성을 고려한 터보펌프의 설계에 대해 논의하였다.

2. 본 론

2.1 개방형 액체 로켓 엔진과 수학적 선형 모델링

2.1.1 개방형 액체 로켓 엔진

본 연구에서 대상으로 하는 시스템은 Fig.1과 같은 개방형 액체로켓엔진이다.

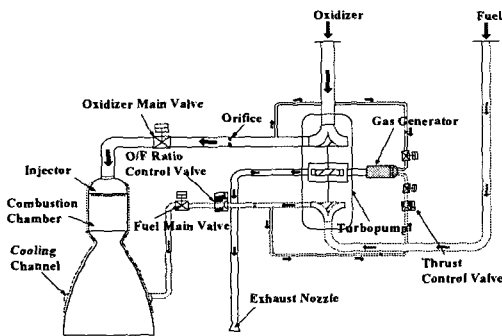


Fig. 1 Schematics of open Type LRE

산화제 펌프와 연료 펌프는 터빈과 같은 축에 구성되어 있으며 터빈을 구동하기 위한 가스가 주 추진제 배관에서 분기되어 나온 추진제의 가스발생기내 반응에 의해 생성되는 시스템이다.

2.1.2 액체 로켓 엔진의 수학적 선형 모델링

시스템에 대한 안정성 분석을 위해 시스템의 각 구성품에 대한 선형 동특성 모델을 동적 에너지 수지식의 선형화와 Laplace 변환을 통해 전체 시스템을 구성한다.[2]

2.3 운전점에서의 안정성 분석

2.3.1 특성 방정식[3]

전체 시스템의 선형화 모델을 출력 변수인 연소실 압력(P_K)과 입력 변수인 터보펌프 입구 압력(P_{op1} , P_{fp1})간의 관계식을 정리하면 대략 식 (1)과 같은 형태의 식이 정리된다.

$$\frac{P_K}{P_{op1}} = K \frac{(s-z_1)(s-z_2)\cdots(s-z_m)}{(s-p_1)(s-p_2)\cdots(s-p_n)} \quad (1)$$

여기서 z_k 와 p_k 는 각각 영(zero)과 극(pole)이라 한다. 식 (1)에서 P_{op1} 에 크기 1의 계단 입력 ($=1/s$)을 주고 부분 분수로 확장한 다음 이를 시간 영역으로 바꾸면 식 (2)와 같다.

$$P_K(t) = A_0 + A_1 e^{p_1 t} + A_2 e^{p_2 t} + \cdots + A_n e^{p_n t} \quad (2)$$

식 (2)에서 극 중 한 개가 양수($p_k > 0$)이면 $P_K(t)$ 는 발산하게 된다. 만약 p_k 가 복소수인 경우($p_k = a_k + j b_k$), 실수 부분(a_k)이 양수이면 또한 시스템은 불안정하다. 이와 같이 시스템의 안정성을 판별하기 위해 사용하는 식이 식 (1)의 분모에 해당하는 것으로 식 (3)과 같고 이 식을 특성 방정식(characteristic equation)이라고 한다.

$$(s-p_1)(s-p_2)\cdots(s-p_n) = 0 \quad (3)$$

2.3.2 터보펌프의 안정성 분석

가압식 로켓의 경우 시스템에 불안정한 요소는 엔진에서의 연소와 추진제 공급 시스템간의 위상 차이가 주요 원인이 된다. 즉, 연소의 지연시

간과 추진제 공급 시스템의 체류시간이 많은 차이를 가지고 있지 않기 때문에 주어진 공급 시스템에서 가압식 로켓은 임계 지연시간(critical delay time)이 존재한다.[1]

이에 반해 터보펌프시스템은 추진제 공급시스템에 터보펌프가 있어 공급 시스템의 변화시간이 연소의 지연시간에 비해 훨씬 크므로 연소실의 지연시간에 의한 시스템 불안정은 없다. 대신에 터보펌프 자체의 안정성 판별이 시스템의 안정성 판별을 좌우한다. 펌프 후단에서 분기된 추진제를 연소시켜 터빈 구동 가스로 이용하는 시스템의 경우는 내부 피드백 라인이 형성되기 때문에 불안정한 시스템이 형성될 수 있다.[5][6]

내부 피드백 라인이 형성된 터보펌프에 대한 안정성 판별은 터보펌프의 회전 동특성을 분석하면 알 수 있다. 식 (4)는 터보펌프의 회전 동특성 선형 모델이다.

$$\begin{aligned} \overline{\Delta n} = \frac{1/K_{TP}}{T_{Ts}+1} & (K_1 \overline{\Delta P_T} - K_2 \overline{\Delta \dot{m}_o} - K_3 \overline{\Delta P_{o.o}} \\ & + K_3 \overline{\Delta P_{o.i}} - K_4 \overline{\Delta \dot{m}_f} - K_5 \overline{\Delta P_{f.o}} + K_6 \overline{\Delta P_{f.i}}) \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 첨자 TP 는 터보펌프, T 는 터빈, $o.o$, $f.o$ 는 산화제/연료 펌프 출구, $o.i$, $f.o$ 는 산화제/연료 펌프 입구를 뜻한다. T_n 은 $2\pi I_{TP}/K_{TP}$ 이며

K_{TP} 는 $(\frac{\partial M_H}{\partial n})_{nom} - (\frac{\partial M_T}{\partial n_T})_{nom}$ 을 뜻한다.

식 (4)에서 K_{TP} 는 회전수에 따른 펌프와 터빈의 모멘트 변화율의 차이를 나타내는 것으로 이상수가 음수인 경우 Fig. 2와 같이 회전수의 변화에 따른 터빈의 모멘트 변화율이 펌프의 변화율보다 큰 경우로 작은 외란에도 시스템은 발산하게 된다. 이것을 터보펌프의 특성 방정식인 $T_{Ts}+1=0$ 에서 보면 양의 극(pole)을 가지기 때문에 터보펌프는 불안정해지고 시스템 또한 불안정해진다.

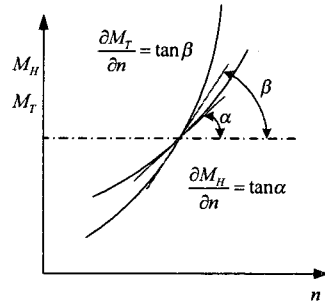


Fig. 2 Unstable turbopump

K_{TP} 가 양수인 경우는 Fig. 3과 같이 어떤 외란에도 펌프와 터빈의 성능 곡선에 의해 결정된 운전점으로 스스로 복귀하는 자기안정화 기능을 갖는다. 이것을 터보펌프의 특성 방정식인 $T_{Ts}+1=0$ 에서 보면 음의 극(pole)을 가지기 때문에 터보펌프는 안정하다.

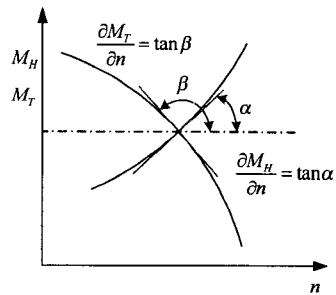


Fig. 3 Stable turbopump

2.3.3 터보펌프의 K_{TP} 에 따른 시스템 특성

K_{TP} 가 양수인 경우 시스템이 안정화되는 것은 위와 같이 볼 수 있다. 그런데 안정화 정도만을 보고 시스템 설계를 할 수는 없다. 즉, 추력 변화가 필요한 시스템과 같은 경우 안정성과 함께 시스템의 빠른 동특성, 엔진 효율을 고려하여야 한다.

Fig. 4는 K_{TP} 의 크기에 따른 시스템의 응답 특성을 보인 것이다. 여기서 터빈 구동 압력 ($\overline{\Delta P_T}$)을 계단 입력으로 주었을 때 터보펌프 회

전체의 회전수 변화를 출력으로 본 것이다. Fig. 4에서 보면 K_{TP} 가 커지면 커질수록 같은 폭의 터빈 구동 압력의 계단 입력에 대해 회전체의 동적 변화는 빠르게 안정되는 반면에서 회전수의 변화는 상대적으로 작게 변함을 알 수 있다. 이것은 K_{TP} 이 터보펌프의 시정수(T_T)뿐만이 아니라 이득(K_I/K_{TP})에도 영향을 미치기 때문이다. 즉, K_{TP} 가 커지면 커질수록 시정수와 함께 이득 또한 작아지기 때문이다. 물리적으로 분석해 보면 터빈을 구동하기 위해 가스발생기로 들어가는 추진제의 량의 변화가 동일할 때 터보펌프 후단의 압력은 K_{TP} 가 커질수록 회전수의 변화가 상대적으로 감소함으로 동일하게 작아짐을 뜻한다. 이것은 동일한 입력조건에 대해 출력이 작음을 뜻하는 것으로 엔진 효율이 좋지 않음을 나타낸다.

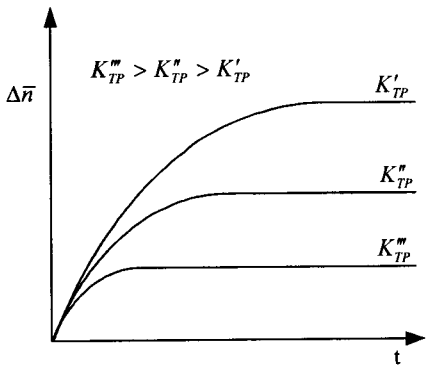


Fig. 8 Dynamic characteristics of the rotor of the turbopump as K_{TP} (case II : $K'''_{TP} > K''_{TP} > K'_{TP}$)

결과적으로 LRE의 설계시 일정 추력만을 요구하는 시스템인지 가변 추력을 요구하는 시스템인지 에너지 효율과 안정성 중 가중치를 어디에 많이 두느냐에 따라 위에서 설명한 바와 같이 K_{TP} 를 고려하여야 한다. 즉, 안정성을 가장 중요시 여기면 K_{TP} 가 크도록 터보펌프를 설계해야 하며, 안정하지만 효율을 최대한 높이기 위

해서는 K_{TP} 가 최대한 작게 터보펌프를 설계해야 한다. 단, 이 경우 임계 안정점으로 접근함으로써 시스템이 불안정해질 수 있기 때문에 터보펌프 회전체 동특성에 영향을 주는 피드백라인에 안정화부품(예 : 유량제어밸브)을 첨가하여 피드백 연결고리를 끊는 것으로 시스템을 안정화시킨다.

3. 결 론

선형 안정성 분석 기법인 특성 방정식의 극(pole)의 위치 분석을 통해 개방형 액체 로켓 엔진의 안정성 분석 방법을 제시하였다.

펌프와 터빈의 회전수에 대한 모멘트 변화율의 차이를 나타내는 K_{TP} 가 양수인 경우 시스템은 안정하며 음수인 경우 불안정함을 볼 수 있었다.

시스템 설계시 시스템 설계 요구조건에 따라 일정 추력 조건인 경우는 K_{TP} 를 크게 하여 시스템을 안정적인 시스템으로 설계하고 가변 추력을 요구할 경우는 안정성과 엔진의 효율을 고려하여 K_{TP} 를 작게 하거나 임계 안정점 혹은 음수가 되도록 설계하되 피드백 안정화부품을 첨가하여 시스템을 구성하여야 함을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Y. C. Lee, M. R. Gore, and C. C. Ross, "Stability and Control of liquid Rocket Systems", Journal of the American Rocket Society, Vol. 23, No. 2, March.-April. 1953, pp. 75-81.
2. Бабкин А.И., Белов С.И., Рутковский, Соловьев Е.В. ОСНОВЫ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ И МАШИНОСТРОЕНИЕ, 1986.
3. Dale E. Seborg, Thomas F. Edgar, and Duncan A. Mellichamp, "Process Dynamics and Control", Wiley, 1989, 255-258.