

## 추력 제어를 고려한 액체로켓 엔진시스템 과도해석

박순영\* · 최환석\* · 설우석\*

### Transient Analysis of a Liquid Rocket Engine System Considering Thrust Control

Soon-Young Park\* · Hwan-Seok Choi\* · Woo-Seok Seol\*

#### ABSTRACT

It is essential to develop a transient analysis model for the turbopump-fed type liquid rocket engine development, especially for deriving the number of test and its parameters. In this study, we proposed a mathematical model of turbopump-fed type liquid rocket engine, and inspected transient mode changes of a rocket engine according to variations of thrust control valve opening ratio. To verify the results, we solved the same problem with AnaSyn software from Russia, and concluded that the results of transient code we developed deviated within 2% from AnaSyn results. Also, using the transient engine analysis code we showed the possibility to find out the system level design parameters of the components. For example, we modeled a pressure stabilizer which is used to control the consistency of mixture ratio in the gas generator as forced damping system, and found the stability range of the natural frequency and the damping ratio with the transient engine system analysis code.

#### 초 록

액체로켓 엔진시스템에 있어서 과도 해석은 시스템 시험 항목이나 시험 횟수의 선정과 개발 기간 등의 단축을 위해 반드시 필요한 항목이다. 본 연구에서는 터보펌프 공급식 로켓 엔진의 수학적 모델을 구성하였으며, 이를 이용하여 추력 제어 밸브의 개도 변화에 따른 엔진의 작동 모드 변화에 대한 과도해석을 수행하였다. 검증을 위하여 AnaSyn을 이용한 모드 해석 결과와 비교하여 2% 범위 내로 일치하는 것을 확인하였다. 또한 로켓 엔진 시스템의 과도해석 모델을 이용하여 엔진 구성품에 대한 시스템 차원의 설계 변수 결정이 가능함을 보였다. 압력안정기(pressure stabilizer)는 가스발생기 혼합비를 균일하게 유지시켜주는 장치로서, 이에 대한 감쇠 강제진동 모델을 세워 고유진동수와 감쇠비의 함수로 안정 영역을 구하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Transient Analysis(과도 해석), Thrust Control Valve(추력제어밸브), AnaSyn

† 2004년 9월 14일 접수 ~ 2004년 12월 2일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 엔진그룹

연락처, E-mail: psy@kari.re.kr

#### 1. 서 론

액체로켓 엔진시스템의 개발에 있어서 과도

해석은 시스템의 동특성 파악을 위해서 필요하며, 시험 항목이나 시험 횟수의 선정 등을 위해서도 반드시 필요하고, 이를 통하여 개발 비용 절감이나 개발 기간 단축 등을 이룰 수 있는 이점이 있다. 액체추진제 로켓 엔진의 경우 높은 구조비와 추력 제어의 용이함 덕분에 우주 발사체 용으로 많이 사용되고 있으며[1], 추력 제어에 대한 국내의 로켓 개발 기술은 초기 단계로 이에 대한 다각적인 연구가 필요한 시점이다.

터보펌프 공급식 액체 로켓 엔진시스템의 경우 터보펌프를 구동하는 방식에 따라 개방형과 폐쇄형으로 나뉘고, 개방형의 대표적인 형태가 가스발생기 사이클 형태이다. 추진제로 케로신/액체산소를 사용하는 가스발생기 사이클의 추력 제어를 위해서는 일반적으로 가스발생기로 공급되는 산화제 공급라인에 추력제어용 레귤레이터를 설치하고, 추력제어 시에 발생할 수 있는 가스발생기 연소 온도 상승을 방지하여 터빈의 열손상을 방지하기 위한 가스발생기 혼합비 제어 기구인 압력안정기(pressure stabilizer)를 가스발생기 연료 공급라인에 설치하게 된다.

본 연구에서는 25 ton급 가스발생기 사이클 엔진 시스템을 대상으로 추력변화에 대한 과도 해석을 수행하였고, 압력안정기 설계변수의 안정성 범위를 유도하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 엔진 시스템의 구성

개방식 가스발생기 사이클 엔진은 Fig. 1과 같이 터보펌프, 가스발생기, 연소기 및 각종 밸브와 공급라인으로 구성된다.

계산에 사용된 각 구성품의 수학적 모델은 다음과 같다.

#### 2.1.1 연소기

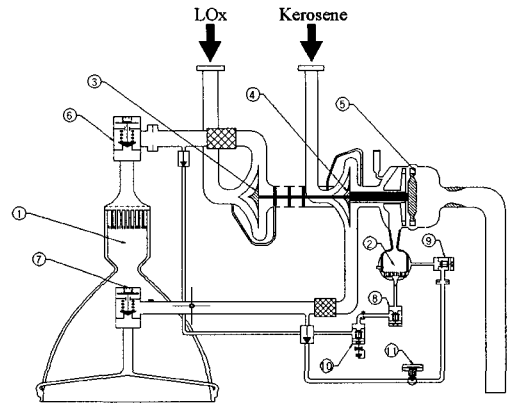


Fig. 1 Typical schematic diagram of open type liquid rocket engine system.

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

연소실에 공급되는 추진제 질량 유동율과 연소압 간의 관계는 연소 현상을 화학 평형을 고려한 축대칭 유동해석 코드인 KPP2D를 이용하여 계산하였다[2]. 연소실 형상 정보를 바탕으로 KPP2D에서 연소압과 혼합비에 따른 필요 추진제 유량을 구한 후, 이로부터 식 (1)과 같이 연소압을 추진제 질유량( $\dot{m}_p$ )과 혼합비( $MR_{cc}$ )의 함수로 변환하였다.

$$P_{cc} = P_{cc}(\dot{m}_p, MR_{cc}) \quad (1)$$

#### 2.1.2 가스발생기

가스발생기의 연소온도는 식 (2)와 같이 공급되는 연료와 산화제의 혼합비에 의해 결정된다.

$$T_{gg,0} = T_{gg,0}(MR_{gg}) \quad (2)$$

가스발생기는 터빈 손상을 방지하기 위하여 연료 과농 연소를 하며, 연소온도가 대략 900K 수준이므로 연소기와는 달리 화학평형(chemical equilibrium) 코드로 해석하는데 어려움이 있다. 즉, 저혼합비 연소의 경우 수치해석을 통한 해석만으로는 한계가 있고, 반드시 실험을 통한 검증이 필요하다. 본 연구에서는 가스발생기 모델 시험을 통하여 얻어진 혼합비에 따른 연소온도 관계식을 해석에 사용하였다[3].

가스발생기의 연소압은 노즐 관계식으로부터 식 (3)과 같이 구할 수 있다.

$$P_{gg,0} = \frac{\dot{m}_{gg} \sqrt{T_{gg,0}}}{A_t \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (3)$$

단,  $\dot{m}_{gg}$ ,  $A_t$ ,  $R$ ,  $\gamma$ 는 각각 가스발생기로 유입된 추진제의 총 질량 유동율(kg/s), 가스발생기 노즐의 단면적(m<sup>2</sup>), 기체상수(J/mol·K) 및 비열비이다. 연소가스의 기체상수와 비열비는 혼합비에 상당한 영향을 받는 것으로 알려져 있지만 [4], 본 연구에서는 일정한 값을 사용하였다. 이러한 가정은 압력안정기를 이용하여 가스발생기의 혼합비를 일정하게 유지시켜주는 경우에만 의미가 있다.

### 2.1.3 터보펌프

Figure 1에 나타난 것처럼 가스발생기에서 발생한 연소 가스로 터빈을 구동하여 산화제 펌프와 연료 펌프로 동력이 전달된다.

펌프의 출력은 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$L_p = \frac{\Delta P_o \dot{m}_o}{\eta_o \rho_o} + \frac{\Delta P_f \dot{m}_f}{\eta_f \rho_f} \quad (4)$$

단,  $\Delta P$ 는 펌프 입·출구의 압력 상승(Pa),  $\dot{m}$ 은 초당 토출 질량 유동율(kg/sec),  $\eta$ 는 효율,  $\rho$ 는 추진제 밀도(kg/m<sup>3</sup>)이며 아래첨자  $o$ 는 산화제를,  $f$ 는 연료를 의미한다. 펌프의 효율과 양

정 특성은 식 (5), (6)과 같이 무차원수  $\phi = Q/(wD^3)$ ;  $\psi = \Delta P/(\rho w^2 D^2)$ 로 나타낼 수 있다. 여기서  $Q$ 는 펌프 토출 부피 유동율(m<sup>3</sup>/sec),  $w$ 는 터보펌프 회전수(rad/sec),  $D$ 는 펌프의 특성길이이다.

$$\eta = \alpha_p \phi (\phi + \beta_p) \quad (5)$$

$$\psi = a + b\phi + c\phi^2 \quad (6)$$

단,  $\alpha_p$ ,  $\beta_p$ ,  $a$ ,  $b$ ,  $c$ 는 펌프 특성에 따른 상수이다.

터빈의 출력은 식 (7)로 나타낼 수 있다.

$$L_t = \dot{m}_t \eta_t C_p T_{t,0} \left( 1 - \frac{P_e}{P_{i,0}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (7)$$

단,  $\dot{m}_t$ 는 터빈에 공급되는 작동 유체의 초당 질량 유동율(kg/sec),  $P_e$ 는 터빈 출구의 정압(Pa),  $P_{i,0}$ 는 터빈 입구의 전압(Pa),  $T_{t,0}$ 는 터빈 입구 전온도(K),  $C_p$ 는 터빈 작동 유체의 정압비열(J/kg·K),  $\gamma$ 는 작동유체의 비열비이다. 터빈 회전수의 변화가 크지 않은 범위에서는 터빈 압력비가 거의 일정한 값을 가진다고 가정할 수 있으며 [5], 터빈의 효율  $\eta_t$ 는  $U/C_0$ 의 함수로 나타낼 수 있다.

$$\eta_t = \alpha_t \frac{U}{C_0} \left( \frac{U}{C_0} + \beta_t \right) \quad (8)$$

단,  $\alpha_t$ ,  $\beta_t$ 는 터빈 특성에 따른 상수이며  $U$ 와  $C_0$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$U = w \frac{D_m}{2} \quad (9)$$

$$C_0 = \sqrt{2 \frac{\gamma R}{\gamma-1} T_{t,0} \left( 1 - \left( \frac{P_e}{P_{i,0}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad (10)$$

즉, 터보펌프의 작동 특성은 식 (5), (6)과 (8)에 의해 결정되며, 이러한 값들은 3차원 유동해석을 통하여 얻은 결과를 이용하였다[6]. 향후 터보펌프의 상사시험이나 실패질 시험으로

부터 이러한 특성을 구하면 보다 엄밀한 해석이 가능하다.

#### 2.1.4 추진제 공급계 및 추력 제어 밸브

펌프로부터 연소기와 가스발생기로 추진제가 공급될 때, 배관이나 오리피스 또는 중단밸브 등에서 발생하는 압력손실은 식 (11)과 같이 나타낼 수 있다. 이때 각 공급계 구성품의 손실계수( $K_v$ )는 미리 계산된 상수값을 사용하였다.

$$\Delta P = K_v \frac{\dot{m}^2}{2A^2\rho} \quad (11)$$

배관에서의 손실계수( $K_v$ )는 1차원 유동해석 프로그램인 Flowmaster<sup>TM</sup>를 이용하여 계산하였다. 이때 3차원 CAD 모델로 구성된 엔진 시스템 조립 형상을 참고하여, Fig. 2와 같이 곡관의 수나 배관 길이가 실제와 유사한 형태의 공급계 네트워크를 Flowmaster<sup>TM</sup>에서 모델링하여 손실계수를 구했다.

연소기와 가스발생기 중단 밸브의 손실계수는 참고문헌 4에 제시된 자료를 참고하였다.

추력제어밸브는 밸브의 개도에 따라 손실계수( $K_v$ )가 달라지므로 개도에 따른 손실계수 곡선을 식 (12)와 같은 형태로 사용하였다.

$$K_v = \alpha_{tcv} \cdot (x_{tcv})^{\beta_{tcv}} \quad (12)$$

단,  $x_{tcv}$ 는 추력제어밸브의 개도,  $\alpha_{tcv}$ ,  $\beta_{tcv}$ 는 밸브의 특성에 따른 상수이다.

#### 2.1.5 압력안정기

압력안정기는 터빈 블레이드가 열손상을 입지 않도록 가스발생기에 유입되는 추진제 혼합비를 일정하게 유지시켜 연소 온도를 제어하는 장치로 추력 제어 밸브와 함께 사용된다.

압력안정기는 Fig. 3과 같이 멤브레인에 밸브 축이 연결되어 있어, 멤브레인 하단에는 가스발생기 산화제 라인의 추력제어밸브 후단의 압력이 전달되고, 상단에는 압력안정기 후단에서의

가스발생기 연료 배관의 압력이 전달되어 양단의 압력 차이를 이용하여 밸브의 개도가 조절되

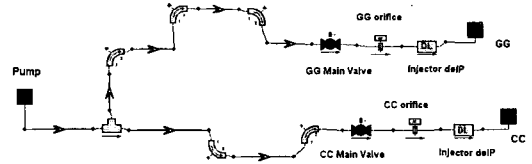


Fig. 2 Representative Flowmaster network for calculation of loss coefficient ( $K_v$ )

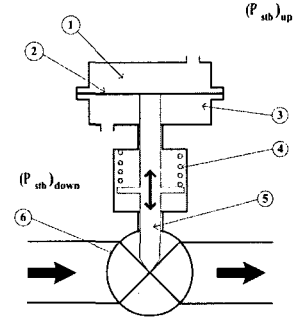


Fig. 3 Drawing of typical pressure stabilizer (1: upper chamber, 2: membrane, 3: lower chamber, 4: spring, 5: piston, 6: valve)

는 방식이다. 즉 추력 증가를 위해 추력제어밸브가 열려 가스발생기에 공급되는 산화제 유량이 증가하면, 멤브레인의 하단 압력이 증가하여 멤브레인은 위쪽으로 휘고, 압력안정기의 밸브 개도도 증가하여, 연료 유량도 증가함으로써 가스발생기의 혼합비를 일정하게 유지시켜준다.

본 연구에서는 이와 같은 압력안정기의 작동을 식(13)과 같이 감쇠 진동 시스템으로 해석하였다. 그리고 밸브의 개도에 따른 손실계수를 식 (14)와 같은 형태로 나타내었다.

$$m_{ps} \frac{d^2 x}{dt^2} + c_{ps} \frac{dx}{dt} + k_{ps} x = F(x, t) \quad (13)$$

$$K_v = \alpha_{ps} \cdot (x_0 + x)^{\beta_{ps}} \quad (14)$$

단,  $x_0$ 는 정상상태 유량에서의 압력안정기 개도이고,  $x$ 는 개도의 변화량이며,  $m_{ps}$ ,  $c_{ps}$ ,  $k_{ps}$ 는 각각 압력안정기의 특성 질량, 감쇠계수, 스프링 상수이다. 외력  $F(x,t)$ 는 식 (15)와 같이 멤브레인 상·하에 작용하는 압력차와 면적의 곱으로 나타낼 수 있다.

$$F(x, t) = A_{ps} (P_{ps, dn} - P_{ps, up}) \quad (15)$$

2.2 해석과정

초기 정상상태의 시스템이 추력 변화를 위해 추력제어밸브의 개도를 변경했을 때, 시간에 따른 터보펌프의 회전수 변화는 식 (16)으로 나타낼 수 있으며, 이를 4차 Runge-Kutta 법으로 풀었다.

$$I_{tp} \frac{d\omega}{dt} = \Gamma_t - \Gamma_p \quad (16)$$

여기서,  $I_{tp}$ 는 터보펌프의 회전관성이며,  $\omega$ 는 터보펌프 시스템의 회전수,  $\Gamma_t$ ,  $\Gamma_p$ 는 각각 터빈과 펌프의 토크를 의미한다.

Figure 4과 Fig. 5에 과도 해석을 위한 프로그램의 개략적인 순서도를 제시하였다. 식 (16) 우변의 터빈과 펌프의 토크를 계산하기 위해서 주어진 회전수에서 펌프의 토출압을 가정한다. 가정된 펌프 토출압으로부터 가스발생기에 공급되는 유량을 가정하여, 이 값이 펌프 토출압과 연소기, 가스발생기 압력 하에서 각부의 유량수지가 맞을 때까지 반복 계산한다. 유량수지를 맞춘 후 토출압을 재설정하여 주어진 회전수에서 펌프와 터빈의 성능곡선을 만족하는 토출압이 될 때까지 반복 계산한다. Runge-Kutta 적분 방법을 사용하여 각 시간단계에서의 계산에서 펌프 토출압을 위와 같이 구하고, 터빈과 펌프의 토크를 계산하여 다음 시간단계에서의 회전수를 구한다. 또한 각 시간단계에서 식 (13)을 4차 Runge-Kutta 법으로 풀어 압력안정기의 개도를 계산한다. 이 때, 식 (13)의 양변을 특성질량  $m_{ps}$ 로 나눈 후 식 (17)과 같이 공진

주파수  $\omega_n$  과 감쇠비  $\zeta$  로 압력안정기의 특성을 나타내었다.

$$\frac{d^2x}{dt^2} + 2\zeta\omega_n \frac{dx}{dt} + \omega_n^2 x = \frac{1}{m_{ps}} F \quad (17)$$

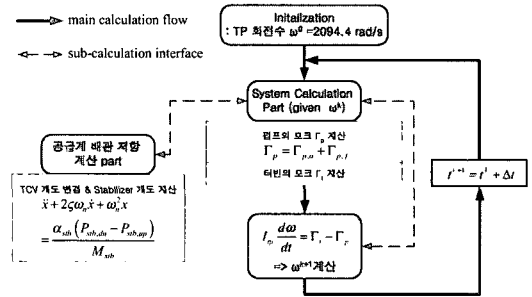


Fig. 4 Flowchart of simulation

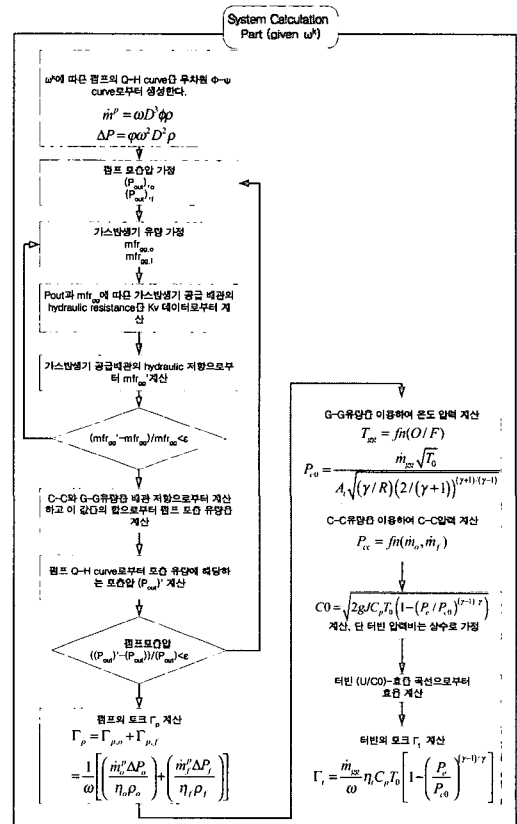


Fig. 5 System transient calculation flowchart

식 (17)의 힘  $F$ 는 각 계산과정에서 변경된 압력 안정기의 개도에 따라 펌프 토출압과 연소기 및 가스발생기 압력·유량을 다시 계산한 값이다.

### 2.3 계산 결과

수치계산을 통하여 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 추력 변화에 따른 과도특성을 조사하였다. 검증을 위한 가장 적절한 방법은 실제 엔진을 이용한 추력 변화 시험 데이터와 결과를 비교하는 것이지만, 액체 로켓 개발 초기 단계인 국내 실정상 이는 현재 단계에서는 불가능하며, 공개된 해외의 실험 데이터나 해석을 위한 다양한 정보를 수집하는 데에도 한계가 있다.

따라서 본 연구에서는 해석 프로그램의 검증을 위한 데이터 획득을 위하여 사용 로켓 엔진 시스템 해석 소프트웨어인 AnaSyn을 이용하여 동일한 엔진 시스템에 대하여 해석을 수행하였다. AnaSyn은 에너지 균형을 맞추어 엔진시스템을 구성하고, 각 구성품의 하드웨어 정보를 지정하여 추력 변화 모드를 계산할 수 있는 소프트웨어이다. AnaSyn에서는 비록 추력 변화 전·후의 엔진의 작동 상태는 구할 수는 있지만, 비정상 과도상태의 해석은 불가능하다. 따라서 본 연구에서는 추력 제어 밸브의 유효 단면적( $A^* = A/\sqrt{K_v}$ )의 변화에 따른 모드 변화 값을 AnaSyn을 이용한 해석 결과와 서로 비교하였다. Table 1에서 보여주듯이 모드 변화에 따른 두 해석의 결과, 연소기 연소압의 경우 오차 범위 0.5 ~ 0.7 % 이내로 매우 유사하게 나타났다. 두 해석간의 오차는 계산에 사용된 터보펌프의 양정 특성과 효율 특성의 차이 때문인 것으로 생각할 수 있다. 이러한 점을 고려할 때, 본 연구에서 제시한 엔진 추력 변화에 따른 비정상 해석 모델을 통하여 AnaSyn에서 제공하지 못하는 비정상 과정의 해석이 가능한 것으로 판단된다.

Figure 6 ~ 9는 각각 시간에 따른 터보 펌프의 회전수, 연소압, 연소기 질량 유동을 및 혼합비의 변화를 나타내고 있다. 제어 밸브의 초기 개도는  $x_{tcv} = 0.30943$  이며 이때 터보펌프 회전

수는 20000 rpm, 연소압은 52.85 bar 이다.

Figure 6 ~ 9는 엔진 시스템이  $t = 0.1$  sec에서 추력 제어 밸브의 개도를 0.2sec 동안 변경하여 새로운 작동 모드로 천이되는 것을 잘 보여준다. 이 과정에서 압력안정기가 작동되어 가스발생기 혼합비를 일정하게 유지시켜준다.

Table 1. Throttled engine mode of AnaSyn and transient analysis

Thrust Control Valve		mode 1	Nominal mode	mode 2
Effective section area, $10^{-5} \cdot m^2$		1.343	1.689	2.286
pressure drop, bar		22.90	18.97	12.85
<b>Combustion Chamber</b>				
pressure, bar	AnaSyn	49.62	52.86	54.81
	Transient code	49.37	52.85	55.19
<b>Gas Generator</b>				
pressure, bar	AnaSyn	50.27	57.87	64.30
	Transient code	49.90	57.86	64.98
<b>Gas Turbine</b>				
shaft revolutions, rpm	AnaSyn	18974.1	20008.2	20607.0
	Transient code	18984.3	20000.0	20689.5
<b>Oxidizer Pump</b>				
efficiency	AnaSyn	0.639	0.640	0.641
	Transient code	0.639	0.640	0.641
flow rate, kg/s	AnaSyn	59.679	63.689	66.166
	Transient code	59.209	63.695	66.790
pump head, bar	AnaSyn	84.69	93.37	98.79
	Transient code	84.40	93.29	99.56
<b>Fuel Pump</b>				
efficiency	AnaSyn	0.650	0.653	0.655
	Transient code	0.650	0.653	0.656
flow rate, kg/s	AnaSyn	27.055	28.971	30.234
	Transient code	27.069	28.988	30.368
pump head, bar	AnaSyn	117.04	129.28	136.79
	Transient code	117.38	129.33	137.60

Figure 10에 가스발생기의 연소온도 변화를 나타내었다. 추력 제어 밸브의 개도를 변경하더라도 압력안정기가 안정적으로 작동하면 가스발생기의 온도는 대략 1 ~ 2 K 이내로 일정하게 유지되는 것을 알 수 있다. 즉, Fig. 11의 (a)와 (b)에서 보여주듯이 압력안정기의 설계 특성에 따라 밸브 개도가 시간에 따라 일정한 값에 수렴하는 안정한(stable) 경우와, 발산해 버리는 불안정한(unstable) 경우가 발생할 수 있다. 이는 압력안정기가 스프링과 감쇠가 있는 시스템으로 Fig. 3의 멤브레인을 강도(stiffness)가 지나치게 낮은 금속을 재료로 제작할 경우 멤브레인의 떨림 현상이 지속되어 불안정하게 됨을 의미한다. 이처럼 압력안정기가 불안정한 경우 결국 가스발생기의 혼합비가 불안정해지고, 이로 인해 터빈 입구 온도가 영향을 받게 된다.

가스발생기의 혼합비가 증가하는 경우는 터빈 입구 온도가 지나치게 높아져 터빈이 파괴되고, 혼합비가 지나치게 낮아질 경우는 가스발생기 연소가 종료되거나 터보펌프의 운전이 정지될 수 있다. 이에 본 연구에서는 앞서 기술한 과도 해석을 통하여 압력안정기의 안정 영역을 고유진동수와 감쇠비의 함수로 Fig. 12와 같이 찾았다. 한 스프링 상수값에 대하여 감쇠 상수를 변화시켜가면서 대하여 과도해석을 수행하여, Fig. 11의 압력안정기의 개도가 진동하는 진폭의 증감을 모니터하여 그 변화량이 영이 될 때를 안정성 경계값으로 취하였다. 이때 단, 이때 압력안정기의 멤브레인 압력 작용 면적은  $0.001 \text{ m}^3$ 을 기준으로 하였으며, 이 값은 임의의  $A_{ps}$ 에 대하여 압력안정기의 안정성 특성을 고유진동수와 감쇠비의 함수로 조사하기 위하여 결정된 임의의 값이며, 실제 압력안정기를 설계함에 있어서  $A_{ps}$ 는 공간적 제약에 의해 결정되는 인자라 할 수 있다. Fig. 12와 같이 나타난 압력안정기의 안정 영역은 모든 압력안정기에 적용될 수 있는 절대적인 값은 아니며, 전체 엔진시스템의 세부적인 특성 및 추력 제어 밸브나 압력안정기의 밸브 특성에 따라 달라질 수 있다. 즉, 본 연구에서는 이러한 안정 영역을 찾을 수 있는 방

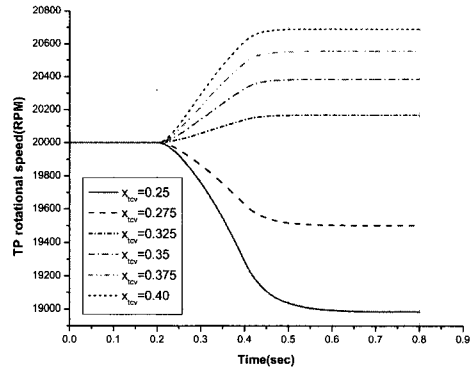


Fig. 6 Variation of turbopump rotational speed

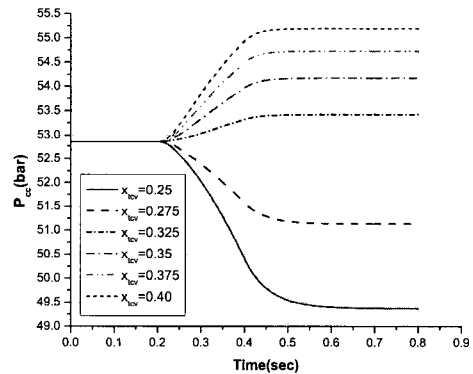


Fig. 7 Variation of combustion chamber pressure

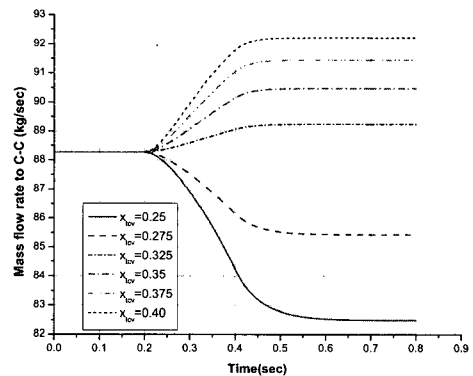


Fig. 8 Variation of mass flow rate to the combustion chamber

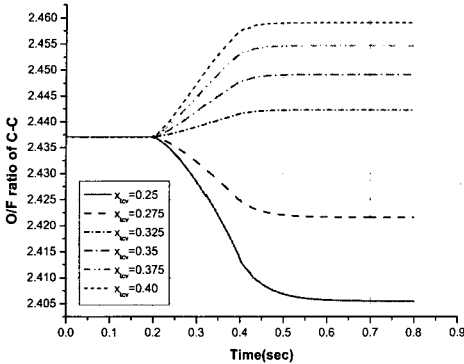


Fig. 9 Variation of O/F ratio in combustion chamber

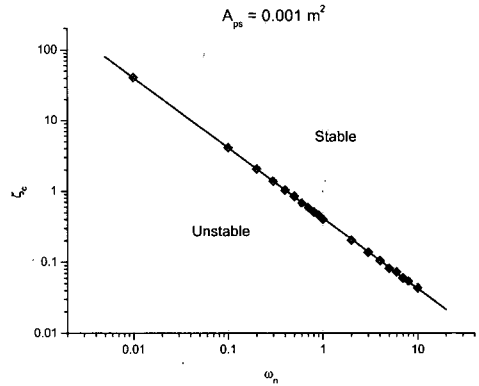


Fig. 12 Stability map of pressure stabilizer

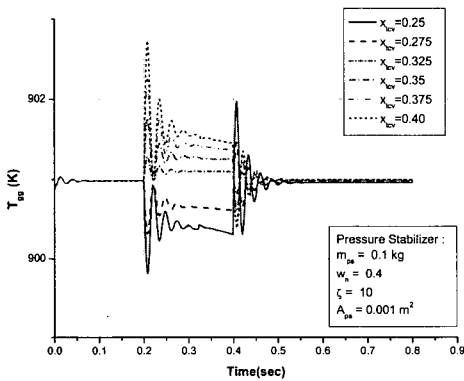


Fig. 10 Variation of gas generator temperature

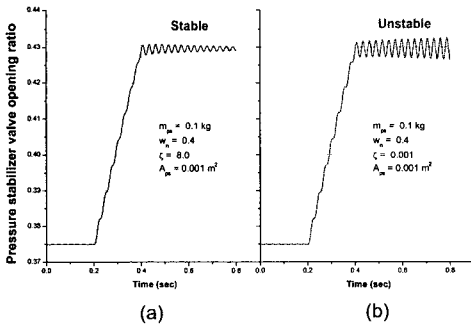


Fig. 11 Typical pressure stabilizer opening ratio for stable and unstable case

법론을 제시한 것이라 할 수 있으며, 마찬가지로 과도해석을 통하여 전체 엔진 시스템의 운전 안정성을 위한 단품의 설계 변수 허용 범위를 조사하는 것이 가능하다는 것을 보여준 것이라 할 수 있다.

### 3. 결 론

정상상태의 엔진 시스템에서 추력이 변화할 때의 모드 변화를 과도 해석을 통하여 구하였으며, 이에 대한 검증을 AnaSyn을 이용하여 수행하였다. 이러한 과도해석 코드를 이용하여 압력 안정기의 설계변수에 대한 안정 영역을 구할 수 있었다.

향후 연소기나 가스발생기 및 터보펌프의 시동 특성에 대한 자료를 확보하여, 이를 바탕으로 터보펌프 공급식 로켓 엔진의 시동과정에 대한 과도해석을 시도할 수 있을 것이다.

### 후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 “소형위성 발사체 (KSLV-1) 개발사업”의 연구결과 중 일부입니다.



**참 고 문 헌**

1. George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, Wiley-Interscience, 2000
2. 김성구, 박태선, 문윤완, "액체로켓 추력실의 성능 예측 및 최적 형상 설계를 위한 해석 코드 개발", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2003, pp.57~60
3. 조광래 등, 소형위성발사체 개발사업(II) 보고서, 한국항공우주연구원, 2004
4. NAL TR-696, Technical Report of National Aerospace Laboratory, "액산/액수 로켓 엔진 터보펌프시스템의 연구", JAPAN, 1982
5. NAL TR-691, Technical Report of National Aerospace Laboratory, "액산/액수 로켓 엔진용 터빈의 성능", JAPAN, 1981
6. 조광래 등, 소형위성발사체 개발사업(I) 보고서, 한국항공우주연구원, 2003