

정상상태 부근에서의 액체로켓 엔진의 과도해석

박순영* · 최환석* · 설우석

Transient Analysis of Liquid Rocket Engine around the Nominal Thrust Level!

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

ABSTRACT

It is essential to develop a transient engine system analysis model for turbopump fed type liquid rocket engine development, especially for deriving engine system test number and conditions. In this study, we proposed a mathematical model of turbopump fed type liquid rocket engine, and inspected transient mode changes around the nominal thrust level of a rocket engine according to variations of trust control valve's opening ratio. To verify the results, we solved the same problem with AnaSyn software from Russia, and concluded that the transient code showed the similar results within 2% with AnaSyn.

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.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Transient analysis(과도해석), Thrust Control (추력제어)

1. 서 론

액체로켓 엔진시스템의 개발에 있어서 과도

해석은 시스템의 동특성 파악을 위해서 필요하며, 시험 항목이나 시험 횟수의 선정 등을 위해서도 반드시 필요하며, 이를 통하여 개발 비용이나 개발 기간 등을 단축시킬 수 있는 이점이 있다. 액체추진제 로켓 엔진의 경우 높은 구조 비용과 추력 제어의 용이함 덕분에 우주 발사체 응용으로 많이 사용되고 있으며,¹ 추력 제어에 대

* 한국항공우주연구원 우주추진기관실 엔진그룹
연락처, E-mail: psy@kari.ac.kr

한 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 추력제어를 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 pressure stabilizer를 가스발생기 연료 공급라인에 설치하게 된다.

그런데 시동과정을 포함하는 해석을 위해서는 연소기나 가스발생기, 터보펌프의 기동시험 데이터 확보가 반드시 필요하며, 현재 국내 실정으로는 추력제어를 모사하는 정도가 가능하다. 이에 본 연구에서는 25 ton급 가스발생기 사이클 엔진 시스템을 대상으로 추력변화에 대한 과도해석을 수행하였다.

2 본 론

2.1 엔진 시스템의 구성

개방식 가스발생기 사이클 엔진은 Fig. 1과 같이 터보펌프, 가스발생기, 연소기 및 각종 밸브와 공급라인으로 구성된다. 추진제탱크로부터 공급된 추진제는 펌프에서 가압되어 가스발생기와 연소기로 공급되며, 가스발생기에서는 발생한 저혼합비 연소가스는 터빈을 구동하고, 터빈이 다시 펌프로 동력을 전달한다. 연소기로 공급된 추진제는 노즐을 통과하여 추력을 생성한다. 이와같은 액체 로켓엔진의 경우 추력제어를 위해 가스발생기 공급라인에 추력제어밸브와 혼합비 유지 장치가 설치된다.

계산에 사용된 각 구성품의 수학적 모델은 다음과 같다.

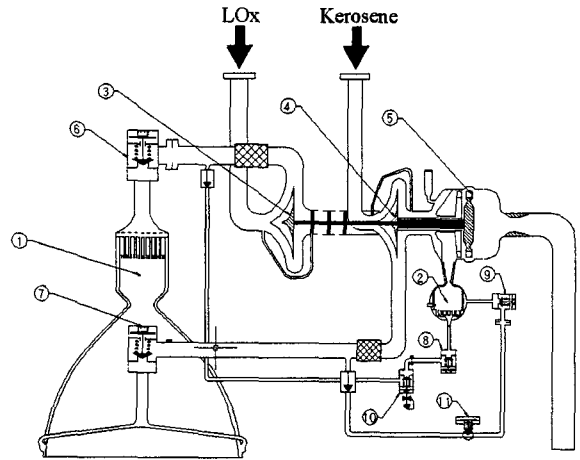


Fig. 2 Typical schematic diagram of open type liquid rocket engine system. 1 : combustion chamber(CC), 2 : gas generator(GG), 3 : oxidizer pump, 4 : fuel pump, 5 : turbine, 6 : CC oxidizer shutoff valve, 7 : CC fuel shutoff valve, 8 : GG oxidizer shutoff valve, 9 : GG fuel shutoff valve, 10 : thrust control valve, 11 : pressure stabilizer

2.1.1 연소기

연소실에 공급되는 추진제 질유량과 연소압 간의 관계는 연소 현상을 화학 평형을 고려한 축대칭 유동해석 코드인 KPP2D²를 이용하여 계산하였다. 연소실 형상 정보를 입력으로 하여 KPP2D를 이용하여 연소압과 혼합비에 따른 필요 추진제 유량을 구한 후, 이로부터 식 (1)과 같이 연소압을 추진제 질유량(\dot{m}_p)과 혼합비(MR_{ox})의 함수로 변환하였다.

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

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 수

준이므로 연소기와는 달리 화학평형(chemical equilibrium) 코드로 해석하는데 어려움이 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 , γ 는 각각 가스발생기로 유입된 추진제의 총 질유량(kg/s), 가스발생기 노즐의 단면적(m²), 기체상수(J/mol · K) 및 비열비이다. 연소가스의 기체상수와 비열비는 혼합비에 상당한 영향을 받는 것으로 알려져 있지만,⁴ 본 연구에서는 일정한 값을 사용하였다. 이러한 가정은 pressure stabilizer를 이용하여 가스발생기의 혼합비를 일정하게 유지시켜주는 경우에만 의미가 있다.

2.1.3 터보펌프

Fig. 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, ΔP 는 펌프 입·출구의 압력 상승(Pa), \dot{m} 은 토출 유량(kg/sec), η 는 효율, ρ 는 추진제 밀도(kg/m³)이며 아래첨자 o 는 산화제를, f 는 연료를 의미한다. 펌프의 효율과 양정 특성은 식 (5), (6)과 같이 무차원수 $\phi = Q/(\omega D^3)$, $\psi = \Delta P/(\rho \omega^2 D^2)$ 로 나타낼 수 있다. 여기서 Q 는 펌프 토출 유량(m³/sec), ω 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, α_p , β_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 유량(kg/sec), P_e 는 터빈 출구의 정압(Pa), $P_{i,0}$ 는 터빈 입구의 정압(Pa), $T_{t,0}$ 는 터빈 입구 전온도(K), C_p 는 터빈 작동 유체의 정압비열(J/kg · K), γ 는 작동유체의 비열비이다. 터빈 회전수의 변화가 크지 않은 범위에서는 터빈 압력비가 거의 일정한 값을 가진다고 가정할 수 있으며,⁵ 터빈의 효율 η_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, α_t , β_t 는 터빈 특성에 따른 상수이며 U 와 C_0 는 다음과 같이 정의된다.

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

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

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 시험으로부터 이러한 특성을 구하면 보다 엄밀한 해석이 가능할 것이다.

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 FlowmasterTM를 이용하여 계산하였다. 이때 3차원 CAD 모델로 구성된 엔진 시스템 조립 형상을 참고하여, Fig. 2와 같이 곡관의 수나 배관 길이가 실제와 유사한 형태의 공급계 네트워크를 FlowmasterTM에서 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, α_{tcv} , β_{tcv} 는 밸브의 특성에 따른 상수이다.

2.1.5 Pressure stabilizer

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

Pressure stabilizer는 Fig. 3과 같이 멤브레인에 밸브축이 연결되어 있어, 멤브레인 하단에는 가스발생기 산화제 라인의 추력제어밸브 후단의 압력이 전달되고, 상단에는 pressure stabilizer 후단에서의 가스발생기 연료 배관의 압력이 전달되어 양단의 압력 차이를 이용하여 밸브의 개도가 조절되는 방식이다. 즉 추력 증가를 위해 추력제어밸브가 열려 가스발생기에 공급되는 산

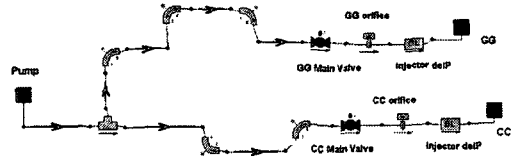


Fig. 2 Representative Flomaster network for calculation of loss coefficient (K_v)

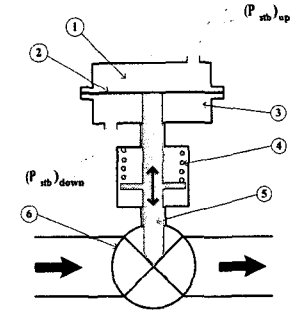


Fig. 3 Drawing of typical pressure stabilizer. 1: upper chamber, 2: membrane, 3: lower chamber, 4: spring, 5: piston, 6: valve

화제 유량이 증가하면, 멤브레인의 하단 압력이 증가하여 멤브레인은 위쪽으로 휘고, pressure stabilizer의 밸브 개도도 증가하여, 연료 유량도 증가함으로써 가스발생기의 혼합비를 일정하게 유지시켜준다.

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

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

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

단, x_0 는 정상상태 유량에서의 pressure stabilizer 개도이고, x 는 개도의 변화량이며, m_{ps} , c_{ps} , k_{ps} 는 각각 pressure stabilizer의 특성

질량, 감쇠계수, 스프링상수이다. 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, ω 는 터보펌프 시스템의 회전수, Γ_t , Γ_p 는 각각 터빈과 펌프의 토크를 의미한다.

Fig. 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 유량 수치가 맞을 때까지 반복 계산한다. 유량 수치를 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 pressure stabilizer의 개도를 계산한다. 이 때, 식 (13)의 양변을 특성질량 m_{ps} 로 나눈 후 식 (17)과 같이 공진주파수 ω_n 과 감쇠비 ζ 로 pressure stabilizer의 특성을 나타내었다.

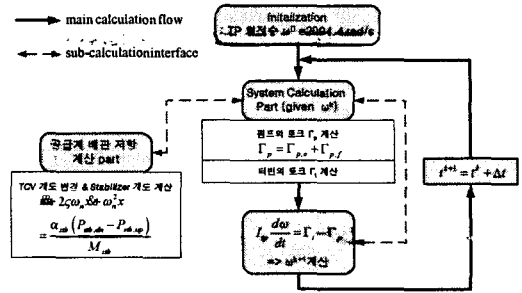


Fig. 4 Flowchart of simulation

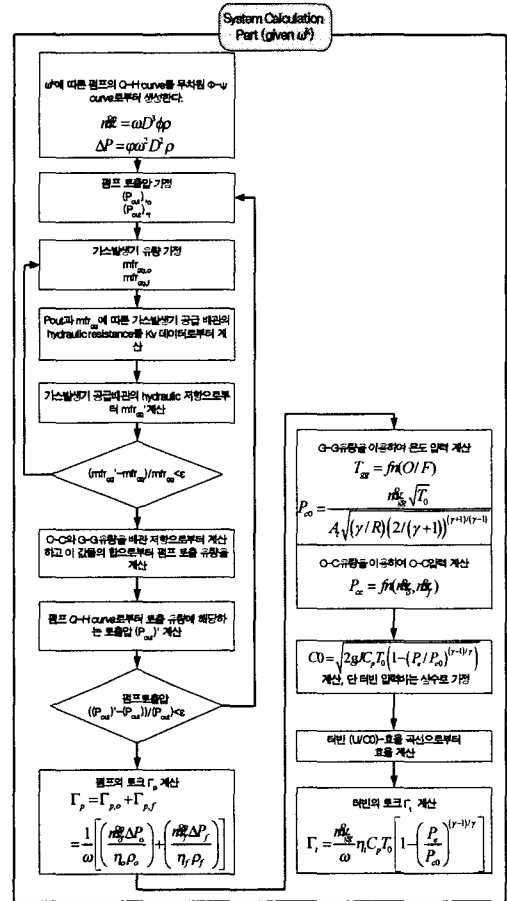


Fig. 5 System transient calculation flowchart

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

식 (17)의 힘 F 는 각 계산과정에서 변경된 pressure stabilizer의 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. 검증에 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.

Fig. 6 ~ 9는 각각 시간에 따른 터보 펌프의 회전수, 연소압, 연소기 질유량 및 혼합비의 변화를 나타내고 있다. 제어 밸브의 초기 개도는 $x_{tw}=0.30943$ 이며 이때 터보펌프 회전수는 20000 rpm, 연소압은 52.85 bar 이다.

Fig. 6 ~ 9는 엔진 시스템이 $t = 0.1$ sec에서 추력 제어 밸브의 개도를 0.2sec 동안 변경하여 새로운 작동 모드로 천이되는 것을 잘 보여준다

Table 1. Throttled engine mode of AnaSyn and transient analysis

Thrust Control Valve		mode 1	Nominal mode	mode 2
Effective section area, $10^{-3} \cdot m^2$		1.343	1.689	2.286
pressure drop, bar		22.90	18.97	12.85
Combustion Chamber				
pressure, bar	AnaSyn	49.62	52.86	54.81
	Transient code	49.37	52.85	55.19
Gas Generator				
pressure, bar	AnaSyn	50.27	57.87	64.30
	Transient code	49.90	57.86	64.98
Gas Turbine				
shaft revolutions, rpm	AnaSyn	18974.1	20008.2	20607.0
	Transient code	18984.3	20000.0	20689.5
Oxidizer Pump				
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
Fuel Pump				
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

다. 이 과정에서 pressure stabilizer가 작동되어 가스발생기 혼합비를 일정하게 유지시켜준다.

Fig. 10에 가스발생기의 연소온도 변화를 나타내었다. 추력 제어 밸브의 개도를 변경하더라도 pressure stabilizer가 안정적으로 작동하면 가스발생기의 온도는 대략 1 ~ 2 K 이내로 일정하게 유지되는 것을 알 수 있다. 즉, Fig. 11의 (a)와 (b)에서 보여주듯이 pressure stabilizer의 설계 특성에 따라 밸브 개도가 시간에 따라 일정한 값에 수렴하는 안정한(stable) 경우와, 발산해 버리는 불안정한(unstable) 경우가 발생할 수 있다. 만약 pressure stabilizer가 안정성을 갖지 않는 경우 가스발생기의 혼합비 및 온도 안정성에 직접적으로 영향을 주고, 결국은 혼합비 상승으로 인해 터빈 입구 온도가 지나치게 높아져 터빈이 파괴되거나, 또는 혼합비가 지나치게 낮아져 운전이 정지될 수 있는 위험을 초래할 수 있다.

이에 본 연구에서는 앞서 기술한 과도 해석을 통하여 pressure stabilizer의 안정성 영역을 고유진동수와 감쇠비의 함수로 Fig. 12와 같이 찾았다. 단, 이때 pressure stabilizer의 멤브레인 압력 작용 면적은 0.001 m^3 을 기준으로 하였으며, 이 값은 임의의 A_{ps} 에 대하여 pressure stabilizer의 안정성 특성을 고유진동수와 감쇠비의 함수로 조사하기 위하여 결정된 임의의 값이며, 실제 pressure stabilizer를 설계함에 있어서, A_{ps} 는 공간적 제약에 의해 결정되는 인자라 할 수 있다. Fig. 12와 같이 나타난 pressure stabilizer의 안정성 영역은 모든 pressure stabilizer에 적용될 수 있는 절대적인 값은 아니며, 전체 엔진시스템의 세부적인 특성 및 추력 제어 밸브나 pressure stabilizer의 밸브 특성에 따라 달라질 수 있다. 즉, 본 연구에서는 이러한 안정성 영역을 찾을 수 있는 방법론을 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.

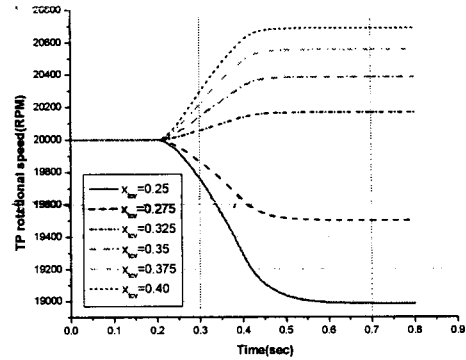


Fig. 6 Variation of turbopump rotational speed

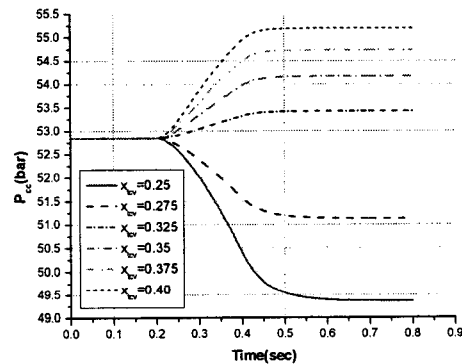


Fig. 7 Variation of combustion chamber pressure

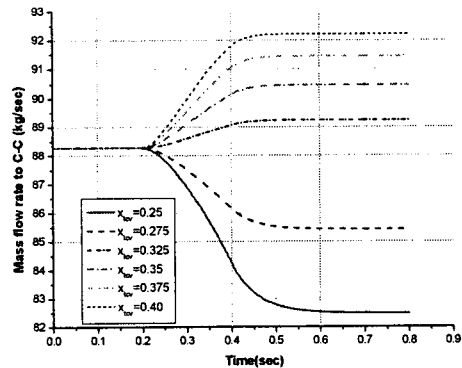


Fig. 8 Variation of mass flow rate to the combustion chamber

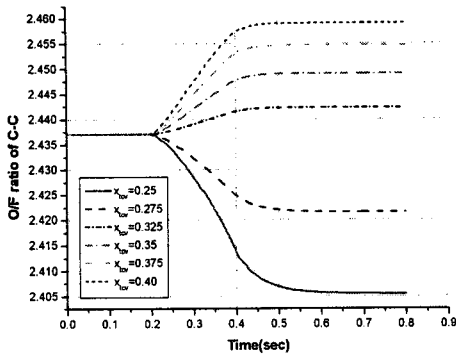


Fig. 9 Variation of O/F ratio in combustion chamber

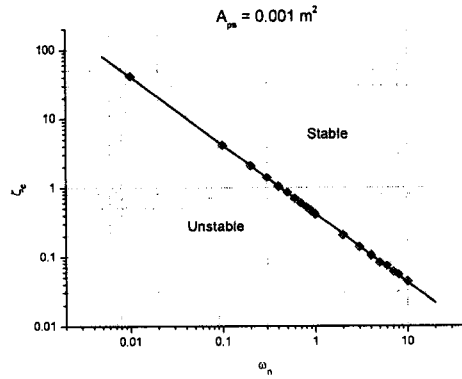


Fig. 12 Stability map of pressure stabilizer

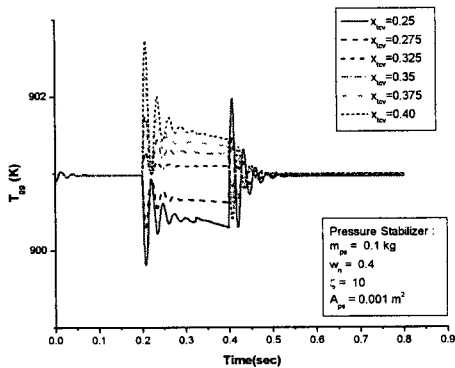


Fig. 10 Variation of gas generator temperature

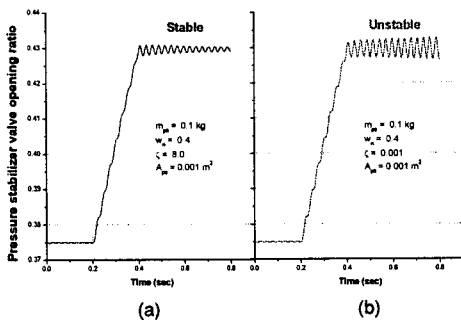


Fig. 11 Typical pressure stabilizer opening ratio for stable and unstable case

3. 결론

정상상태의 엔진 시스템에서 추력이 변화할 때의 모드 변화를 과도 해석을 통하여 구하였으며, 이에 대한 검증을 AnaSyn을 이용하여 수행하였다. 이러한 과도해석 코드를 이용하여 pressure stabilizer의 설계변수에 대한 안정성 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.

참고문헌

1. George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, Wiley-Interscience, 2000
2. 김성구, 박태선, 문운완, "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) 보
고서, 한국항공우주연구원, 2003