

터보펌프 공급식 액체 로켓엔진의 시동 과도 해석

박순영*, 남창호**, 문인상***, 설우석****

A Study on the Start Transient Analysis of the Turbopump-fed Liquid Rocket Engine

Soon-Young Park*, Chang-Ho Nam**, In-Sang Moon***, Woo-Seok Seol****

Abstract

There are two definite objects for developing the startup transient of liquid rocket engine. One is to achieve the repeatability of startup to ensure higher reliability, and the other is to reduce the time of the startup transient. Typically in the initial phase of engine development as we are currently opposing, it is hard to estimate engine startup time due to the lack of experiences.

In this work, a startup transient analysis tool was developed with the introduction of the mathematical model for each component of pump-fed liquid rocket engine system. Startup transient was investigated for a 25 ton class gas generator cycle engine to find necessary time for reaching steady state from startup and this enabled to reveal dynamic characteristics of the engine.

초 록

액체로켓 엔진시스템 개발에 있어서 시동부터 정상상태까지의 시동특성은 안정된 시동의 재현성을 확보하여 신뢰도를 높이는 것과 과도상태의 시간을 단축하는 두 가지 목표를 만족하는 방향으로 전개된다고 할 수 있다. 특히 우리나라와 같이 액체로켓 엔진 개발의 초기단계에서는 엔진시스템 시험의 경험이 없어, 시동에서 정상상태까지 과연 어느 정도의 시간이 필요할 것인가에 대한 예측이 힘들 수밖에 없다.

본 연구에서는 터보펌프 공급식 액체로켓 엔진의 각 구성품의 모델을 구성하여 시동 과도 해석을 수행할 수 있는 프로그램을 완성하였다. 이 프로그램을 이용하여 25톤급 가스발생기 사이클 엔진에 대한 시동 특성을 조사하여 시동에서 정상상태에 이르는 시간을 계산하였으며, 비정상 상태의 엔진시스템의 동특성을 밝힐 수 있었다.

키워드 : 가스발생기 사이클 (gas generator cycle), 터보펌프 (turbopump), 시동 과도 해석 (start transient analysis), 압력안정기 (pressure stabilizer), 추력제어 밸브 (thrust control valve), 액체로켓 엔진 (liquid rocket engine)

* 엔진그룹/psy@kari.re.kr

*** 엔진그룹/insang@kari.re.kr

** 엔진그룹/nchang@kari.re.kr

**** 엔진그룹/wsseol@kari.re.kr

1. 서 론

액체로켓 엔진시스템 개발에 있어서 시동부터 정상상태까지의 시동특성은 안정된 시동의 재현성을 확보하여 신뢰도를 높이는 것과 과도상태의 시간을 단축하는 두 가지 목표를 만족하는 방향으로 전개된다고 할 수 있다. 구조중량비를 적절한 수준으로 유지시킬 수 있는 시동방법을 적용함과 동시에 시동의 재현성을 확보할 필요가 있다.

해외의 경우 액체로켓 엔진 개발과정에서 시동 과정을 실험이나 수치해석을 이용하여 연구해왔다. Kanumuri 등[1]은 일본 최초의 LOx/LH2 엔진인 LE-5의 시동 과도 특성을 해석하여 초기 시험 환경 설정 뿐 아니라 시동 sequence 정립에도 활용 하였다. 또한, 미국의 SSME의 시동 과도 해석은 Rocketdyne에 의해서 진행되었으며, Paulo C. L.에 의해 간단화된 모델이 연구되기도 했다.[2] 또한 Liu K.와 Zhang Y.는 액체로켓 엔진을 21개의 단위 콤포넌트로 구성하여 시동 과도해석을 수행하였다.[3] Ruth E. K. 등은 Titan 발사체의 엔진을 모델링하여 실제 비행시험 결과와 비교적 유사하게 일치하는 결과를 발표하기도 하였다.[4] 그리고 M. Binder 는 RL10A-3-3A 엔진의 시동 과도 해석을 수행하여 시험결과와 비교하였다.[5]

해외 사례에서 알 수 있듯이 액체로켓 엔진 개발 과정에서 시험의 위험을 감소시키고, 개발 비용을 절감하기 위하여 시동 과도 해석에 대한 연구가 활발히 진행 중이며, 국산 액체로켓 엔진 개발을 위해서도 이러한 연구가 선행되어야 한다.

이에 본 연구에서는 25톤급 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진시스템에 대한 시동 과도 해석 프로그램을 개발하여, 시동시에 요구되는 startup time이나 동특성에 대한 연구를 수행하였다.

2. 본 론

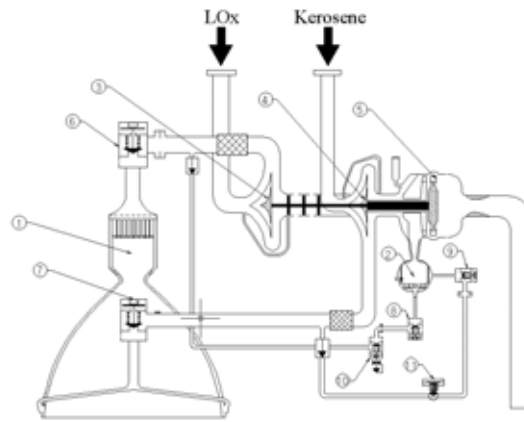


그림 1. Typical schematic diagram of open type liquid rocket engine system. 1 : combustion chamber(CC), 2 : gas generator(GG), 3 : oxidizer pump, 4 : fuel pump, 5 : turbine, 6 : CC oxidizer shutoff valve, 7 : CC fuel shutoff valve, 8 : GG oxidizer shutoff valve, 9 : GG fuel shutoff valve, 10 : thrust control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

2.1 액체로켓 엔진시스템의 구성

개방식 가스발생기 사이클 엔진은 그림 1과 같이 터보펌프, 가스발생기, 연소기 및 각종 밸브와 공급라인으로 구성된다. 추진제탱크로부터 공급된 추진제는 펌프에서 가압되어 가스발생기와 연소기로 공급되며, 가스발생기에서는 발생한 저 혼합비 연소 가스는 터빈을 구동하고, 터빈이 다시 펌프로 동력을 전달한다. 연소기로 공급된 추진제는 화학반응을 통하여 팽창된 후 노즐을 통과하여 추력을 생성한다. 이와 같은 액체 로켓엔진의 경우 추력제어를 위해 가스발생기 공급라인에 추력제어밸브와 혼합비 유지 장치가 설치된다.

계산에 사용된 각 구성품의 수학적 모델은 다음과 같다.

2.1.1 연소기

연소실에 공급되는 추진제 질유량과 연소압

간의 관계는 화학 평형반응을 고려한 최대칭 유

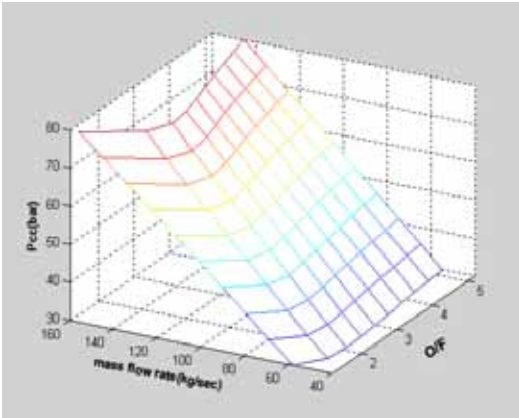


그림 2. Combustion chamber pressure with respect to the O/F ratio and mass flow rate

동해석 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_{cc})의 함수로 변환하였으며, 그림 2에 나타난 것과 같은 surface 정보를 과도해석에 사용하였다.

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

연소기의 점화 방법은 토치(torch) 점화법, pyrotechnic, 자발화성 점화제 사용 등이 있다. 점화방법에 따라 초기 점화 특성에 차이가 있을 수 있으며, 이에 대한 추가적인 연구가 필요하다. 현 단계에서는 산화제와 연료 종단밸브가 모두 열려 연소실 내로 충분히 추진제가 공급된 상태에서 임의적으로 점화 시간을 지정하여 그 시점부터 연소가 일어나 식(1)의 관계로 연소압이 결정되는 방식을 취하였다. 향후에는 연소기에서 점화에 따른 압력 peak를 모사할 수 있는 모델이 고려되어야 할 것이다.

2.1.2 가스발생기

가스발생기는 고온에 의한 터빈 손상을 방지하기 위하여 연료 과농 연소를 하며, 그에 따라 연소온도가 낮아 주연소기와는 달리 화학평형(chemical equilibrium)을 가정한 연소압이나 연소온도 예측은 실제값과 많은 차이를 보인다. 이에 가스발생기의 연소온도는 축소형 가스발생기 모델 시험을 통하여 얻어진 결과를 사용하였다.

연소온도는 식 (2)와 같이 공급되는 연료와 산화제의 혼합비의 함수로 나타내고 이를 해석에 적용하였다.

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

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, 본 연구에서는 일정한 값을 사용하였다. 이러한 가정은 pressure stabilizer를 이용하여 가스발생기의 혼합비를 일정하게 유지시켜주는 경우에만 의미가 있다. 실제로 시동과도 해석의 경우 이러한 물성치의 변화는 터빈의 출력에 상당히 큰 영향을 미치는 것으로 알려져 있지만, 액체로켓 엔진 개발의 초기단계인 국내에서는 이에 대한 연구 결과가 충분히 확보되어 있지 않은 상태로, 향후 가스발생기에 대한 시험 결과가 축적되고 비평형 연소과정에 대한 해석이 진척을 이루었을 때 추가적으로 고려되어야 할 사항이다.

가스발생기의 점화는 pyrotechnic을 사용한 점화를 고려하였다. 이 점화법은 추진제가 공급되

어 있는 상태에서 고온의 고체 pyro 연소가스가 가스발생기 연소실로 공급되어 점화가 이루어지는 형태이다. 이 때 가스발생기 노즐목까지 연소실 체적을 $V_{gg,c}$ 연소실 내에서 추진제와 연소가스가 존재하는 조건부 체류 시간을 $\tau_{gg,res}$ 연소실 특성길이를 l_{gg} 라 할 때 식 (4)의 관계가 성립한다.

$$\tau_{gg,res} = \frac{V_{gg,c}}{G_{gg} v_{2,sp}} \quad (4)$$

단, G_{gg} 는 추진제 유량, $v_{2,sp}$ 는 완전 연소 생성물의 specific volume을 나타낸다. 여기서 이상 기체 상태방정식을 적용하면 식 (5)와 같다.

$$\tau_{gg,res} = \frac{V_{gg,c} P_{gg,2}}{G_{gg} R_{gg,2} T_{gg,2}} \quad (5)$$

여기서 아래첨자 2는 연소 후를 의미한다. 강제 발화성 점화의 경우 점화 지연 시간 $\tau_{gg,3}$ 를 대략 0.001~0.003 초 정도로 생각할 수 있으며, 이 시간동안 연소실에 공급된 연료가 연소하여 점화시의 압력 peak를 식 (6)과 같이 생성한다고 할 수 있다.

$$P_{gg,max} = \bar{G}_{ign} \tau_{gg,3} \frac{R_{gg,2} T_{gg,2}}{V_{gg,c}} \quad (6)$$

여기서 T 와 R 은 각각 점화시 연소실 온도와 연소가스의 기체상수이며, \bar{G}_{ign} 은 밸브가 열린 후에 연소실로 공급된 추진제의 총 양으로 full flow형 점화의 경우 대략 nominal 유량의 1.5~2 배의 값이 된다.

2.1.3 터빈

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 전압(Pa), $T_{t,0}$ 는 터빈 입구 전온도(K), C_p 는 터빈 작동유체의 정압비열(J/kg·K), γ 는 작동유체의 비열비이다.

터빈의 압력비($P_{i,0}/P_e$)는 설계된 rotor와 stator 블레이드의 형상으로부터 터빈을 통과하는 작동유체의 유량과 입구 압력에 따라 변화하는 모델을 사용하여 계산하였다.[6]

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 실험적 시험이나 CFD를 통한 터빈 해석으로부터 이들을 결정할 수 있다. 그리고 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, 터빈의 동특성은 식 (8)의 2차 효율곡선의 계수 값과 압력비를 계산하기 위한 형상정보를 입력으로 정의하였다.

2.2.4 펌프

펌프의 출력은 식 (11)와 같이 나타낼 수 있다.

$$L_p = \frac{\Delta P_o \dot{m}_o}{\eta_o \rho_o} + \frac{\Delta P_f \dot{m}_f}{\eta_f \rho_f} \quad (11)$$

단, ΔP 는 펌프 입·출구의 압력 상승(Pa),

\dot{m} 은 토출 유량(kg/sec), η 는 펌프의 효율, ρ 는 추진제 밀도(kg/m³)이며 아래첨자 o 는 산화제를, f 는 연료를 의미한다. 펌프의 효율과 양정 특성은 식 (12), (13)과 같이 무차원수 $\phi = Q/(wD^3)$, $\psi = \Delta P/(\rho w^2 D^2)$ 로 나타낼 수 있다. 여기서 Q 는 펌프 토출 유량(m³/sec), w 는 터보펌프 회전수(rad/sec), D 는 펌프의 특성 반경이다.

$$\eta = \alpha_p \phi (\phi + \beta_p) \quad (12)$$

$$\psi = a + b\phi + c\phi^2 \quad (13)$$

즉, 펌프의 동특성을 나타내는 성능 변수는 식 (12)의 2차 효율곡선과 식 (13)의 2차 양정곡선의 계수인 α_p , β_p , a , b , c 들에 의해 결정된다. 따라서 본 프로그램에서도 이러한 계수값들과 펌프의 특성 반경 D 를 입력으로 펌프 특성을 결정하였다.

시동 초기 pyrostarter가 구동되어 터보펌프의 회전수가 증가하지만, 펌프 후단의 밸브가 열리기 전에는 유량이 0이기 때문에 위의 식(11)에서 펌프 소요 출력은 0이 되어 물리적인 의미가 없다. 본 연구에서는 이때의 펌프 내부 상황을 동축 coaxial 실린더 두 개가 상대속도를 가지고 회전하는 것으로 모사하였다. 이때 내부 실린더에 작용하는 viscous force에 의한 토크를 회전수에 비례하는 것으로 생각할 수 있으며, 이를 터보펌프의 축에 전달되는 토크라고 봤을 때 펌프의 파워는 회전수의 제곱에 비례하는 것으로 볼 수 있다.[7]

$$L_{pump} = \alpha_{mi} \times w^2$$

이때, α_{mi} 는 펌프의 형상에 의해 결정되는 비례상수이며 이 값은 향후 CFD나 시험을 통하여 결정되어야 한다.

2.1.5 공급계 및 제이기구

펌프로부터 연소기와 가스발생기로 추진제가 공급될 때, 배관이나 오리피스 또는 종단밸브 등에서 발생하는 압력손실은 식 (14)과 같이 나타낼 수 있다. 이때 \dot{m} 는 질량 유량(kg/sec), A 는 특성 단면적(m²), ρ 는 유체의 밀도(kg/m³)이며, K_v 는 손실계수를 나타낸다.

$$\Delta P = K_v \frac{\dot{m}^2}{2A^2\rho} \quad (14)$$

배관에서의 손실계수(K_v)는 식 (15)~(16)의 일차원 파이프 유동에 대한 모델을 사용하였다.

$$K_{v,pipe} = f \times \frac{L}{d} \quad (15)$$

$$\frac{1}{f^{1/2}} = -1.8 \log \frac{6.9}{Re_d} + \left(\frac{\epsilon/d}{3.7} \right)^{1.11} \quad (16)$$

단, $Re_d = (\rho v d)/\mu$, ϵ 는 배관의 표면거칠기를 나타낸다. 또한 곡관의 유무를 입력으로 받아 손실계수를 추가해준다.

연소기와 가스발생기의 종단밸브의 차압도 마찬가지로 각 밸브의 특성단면적과 손실계수를 입력으로 계산하는 모델을 사용하였다.

가스발생기 사이클의 경우 추력제어밸브를 가스발생기 산화제 공급라인에 설치하고, 추력제어밸브의 작동에 따라 가스발생기의 혼합비 변화를 최소로 하기위한 장치로 가스발생기 연료 공급라인에 압력안정기(pressure stabilizer)를 설치한다. 시동과도 해석을 위해서는 이 두 밸브의 개도에 따른 압력손실을 구해야하며, 이를 식 (17)과 같이 손실계수를 밸브개도의 지수함수로 나타내어 사용하였다.

$$K_v = \alpha_v \cdot (x_v)^{\beta_v} \quad (17)$$

단, x_v 는 밸브의 개도이며 α_v , β_v 는 밸브의 특성

에 따른 상수로 이 두 값을 입력으로 받아들인다.

압력안정기는 터빈 블레이드가 열손상을 입지 않도록 가스발생기에 유입되는 추진제 혼합비를 일정하게 유지시켜 연소 온도를 제어하는 장치로 추력 제어 밸브와 함께 사용된다. 압력안정기는 그림 3과 같이 멤브레인에 밸브축이 연결되어 있어, 멤브레인 하단에는 추력제어밸브 후단의 압력이 전달되고, 상단에는 압력안정기 후단에서의

$$m_{ps} \frac{d^2 \Delta x}{dt^2} + c_{ps} \frac{d \Delta x}{dt} + k_{ps} \Delta x = F(x, t) \quad (18)$$

$$K_v = \alpha_{ps} \cdot (x_0 + \Delta x)^{3_{ps}} \quad (19)$$

단, x_0 는 설계 유량에서의 압력안정기 개도이고, Δx 는 정상상태 압력안정기 개도로부터 개도

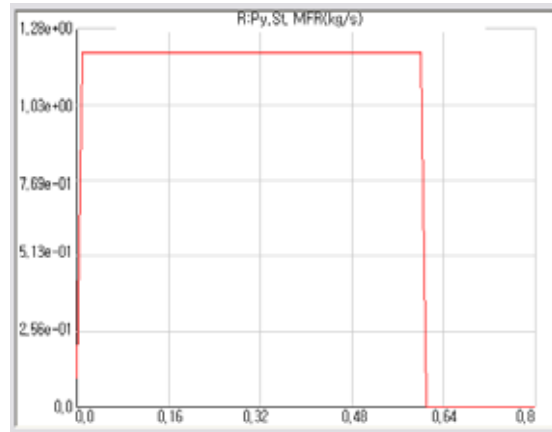


그림 4. Pyrostarter unit step input function

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

압력이 공급되어 양단의 압력 차이를 이용하여 밸브의 개도가 조절되는 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(18)과 같이 감쇠 진동 시스템으로 모델링하였다. 그리고 밸브의 개도에 따른 손실계수를 식 (19)와 같은 형태로 나타내었다.

의 변화량이며, m_{ps} , c_{ps} , k_{ps} 는 각각 압력안정기의 특성 질량, 감쇠계수, 스프링상수이다. 외력 $F(x, t)$ 는 식 (20)과 같이 멤브레인 상·하에 작용하는 압력차와 면적의 곱으로 나타낼 수 있다.

$$F(x, t) = A_{ps}(P_{ps, dn} - P_{ps, up}) \quad (20)$$

압력안정기의 개도는 식 (18)을 4차 Runge-kutta 방법으로 구하며, 각 계산과정에서 $F(x, t)$ 를 구할 때 전체 엔진시스템의 계산이 수행되어 멤브레인 양단의 압력을 계산하게 된다.

2.1.6 터빈 시동기

터보펌프의 시동은 pyrostarter를 이용하는 것으로 하였다. 그림 4와 같이 unit step 함수 형태의 유량·압력·온도의 연소가스가 터빈으로 공급되는 것으로 모델링하였다.

2.2 계산과정

터보펌프의 회전수 변화는 식 (21)으로 나타낼 수 있으며, 이를 4차 Runge-Kutta 법으로 풀었다.

$$I_{tp} \frac{dw}{dt} = \Gamma_t - \Gamma_p \quad (21)$$

여기서, I_{tp} 는 터보펌프의 회전관성이며, w 는 터보펌프 시스템의 회전수, Γ_t , Γ_p 는 각각 터빈과 펌프의 토크를 의미한다. 식 (21)을 푸는 과정에서 연소기와 가스 발생기의 작동점과 시동 과정에서 각 단품의 동작 영역을 해석을 통해 구할 수 있다. 현재는 압력과 온도에 따른 추진제 물성치 변화를 고려하지 않지만, 향후에 이에 대한 고려가 가능하도록 프로그램화 되어야 할 것이다.

그림 5~12에 프로그램 로직 흐름도를 나타내었다.

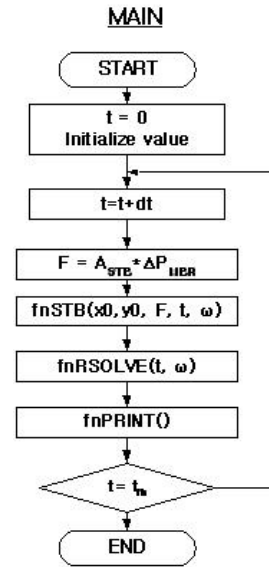


그림 5. Main program flowchart

2.3 계산결과

이상의 모델을 적용하여 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 과도해석 프로그램을 완성하였다.

그림 13~18에 계산 결과를 나타내었다. 가로축은 시간을 나타내며, dt=0.002초로 하여 시동부터 2초까지의 터보펌프의 회전수 변화와 연소기·가스발생기의 연소압과 펌프의 파워 변화를 구하였다. 그림 15에 나타난 것과 같이 pyrostarter는 preliminary stage로부터 정상상태가 되는 시점인 0.65초까지 작동하는 것으로 하였다.

그림 17과 18에서 보듯이 가스발생기에 공급되는 추진제의 혼합비를 일정하게 유지하여 연소 온도를 일정하게 유지시키기 위해서 추력안정기의 개도가 성공적으로 변경됨을 알 수 있었다.

시동시의 터보펌프의 회전수 변화나 연소기 및 가스발생기의 연소압 변화는 비록 상이한 시스템이지만, 기존의 해외 연구에서 관찰할 수 있는 결과와 매우 유사함을 알 수 있었으며, 앞으로 엔진시스템 시험 결과와의 비교를 통하여 계산의 정확도를 검증하고 신뢰도를 높여나가야 할 것이다.

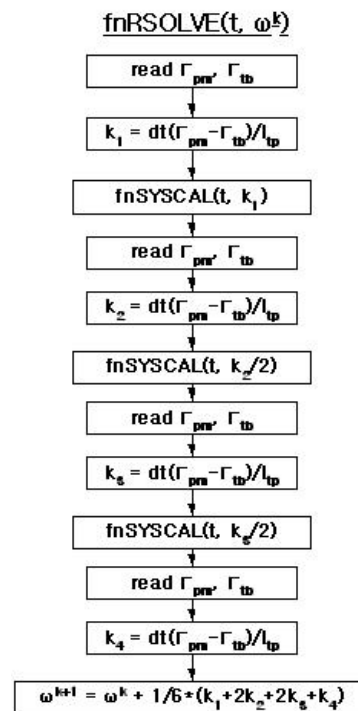


그림 6. Program flowchart of function fnRSOLVE

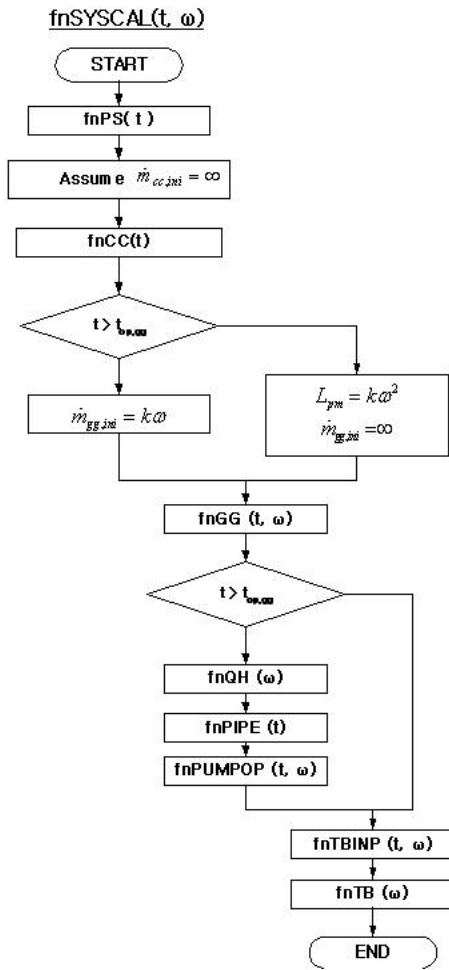


그림 7. Program flowchart of function fnSYSCAL

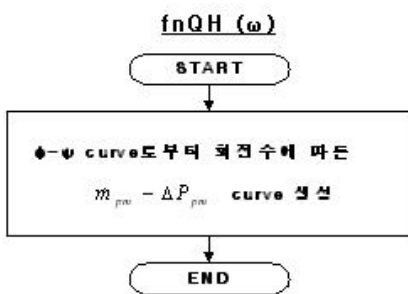


그림 8. Program flowchart of function fnQH

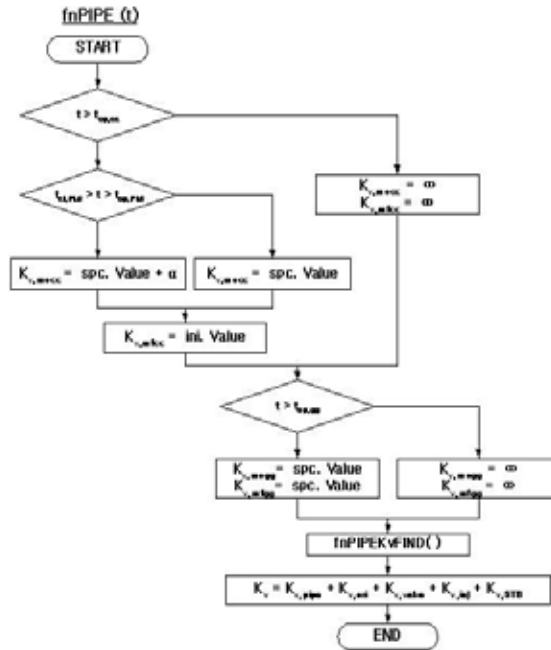


그림 9. Program flowchart of function fnPIPE

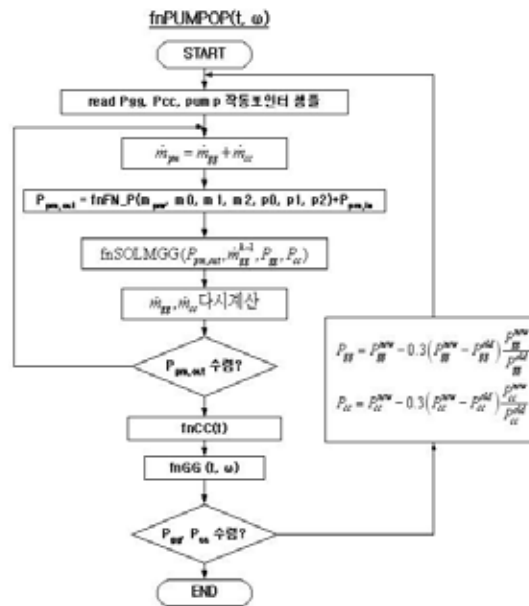


그림 10. Program flowchart of function fnPUMPOP

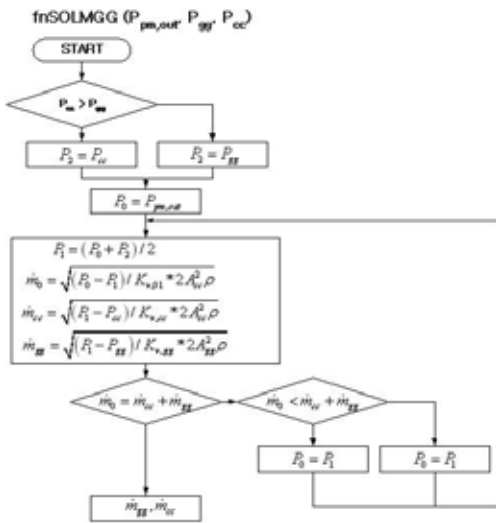


그림 11. Program flowchart of function fnSOLMGG

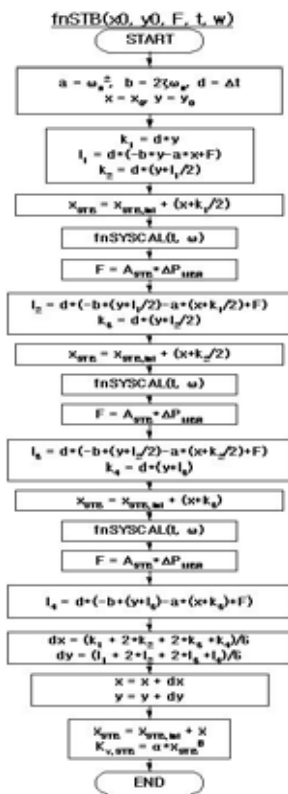


그림 12. Program flowchart of function fnSTB

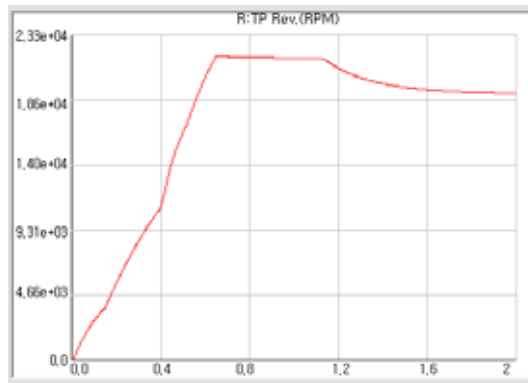


그림 13. Turbine rotational speed (RPM)

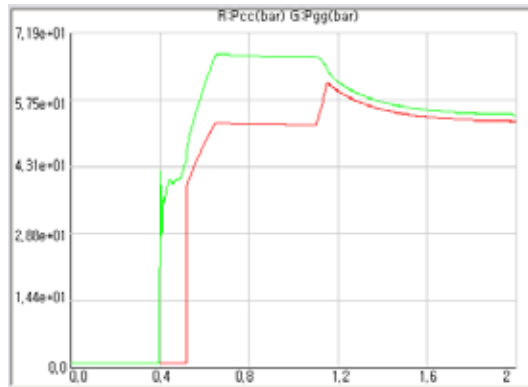


그림 14. CC and GG combustion pressure(bar)

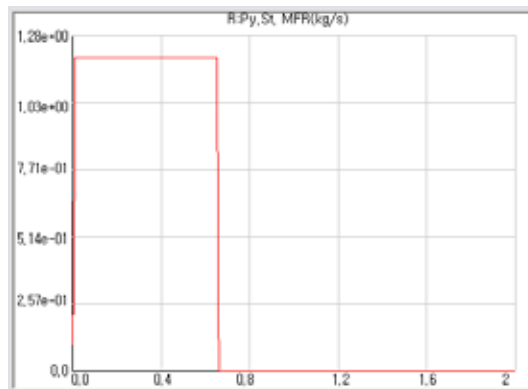


그림 15. Pyrostarter mass flow rate(kg/s)

4. 결 론

본 연구에서는 가스발생기 사이클 액체 로켓 엔진시스템의 각 구성품에 대한 수학적 모델을 구성하고, 이들을 pseudo-steady state 가정을 통하여 시간에 대하여 적분함으로써 엔진 시동에서부터 정상상태까지의 과도 해석을 수행하였다. 해석 프로그램은 향후 각 구성품의 특성이 쉽게 반영될 수 있도록 visual-interface로 구성되었으며, 각 엔진 시스템 구성품의 특성 곡선을 입력으로 계산을 진행하여 시스템 설계에 적합하도록 만들어 졌다. 이를 이용하여 25톤급 가스발생기 사이클에 대한 시동 과도 해석을 수행하였으며, 해외의 사례와 정성적으로 유사한 결과를 보였다.

다단 로켓의 상단에 사용되는 엔진의 경우 단 분리 과정에서 가속도를 유지하기 위하여 빠른 시동 특성을 필요로 하며, 이를 충족시킬 수 있는 엔진 시스템 설계가 필요하다. 특히 우리나라와 같이 액체엔진 개발의 초기단계에서는 엔진시스템 시험의 경험이 없으므로 시동에서 정상상태까지 엔진이 작동하기 위해서 과연 어느 정도의 시간이 필요할 것인가에 대한 정보가 부족할 수밖에 없다. 따라서 본 연구와 같은 시동특성에 대한 수치적인 연구가 시스템 설계에 반드시 반영되어야 하며, 이러한 시동 과도해석 도구들은 해외의 로켓선진국에서 이미 개발되어 자국의 엔진시스템 개발에 적극적으로 사용되고 있으나, 수출제한 품목인 관계로 국내 개발에 이용하기에는 제한이 있다. 따라서 본 연구에서 진행된 과도해석 프로그램이 앞으로 각 단품들의 성능시험과 탈설계점 시험을 바탕으로 각 수치 모델의 신뢰성을 높이고, 추진제의 물성치 변화에 대한 고려 등의 수정·보안을 통하여 가스발생기 사이클 엔진시스템 설계 및 시험에 많은 도움을 줄 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

1. Kanumuri, Y. Wakamatsu, T. Shimura, K. Toki, and Y. Torii, "Start transient analysis

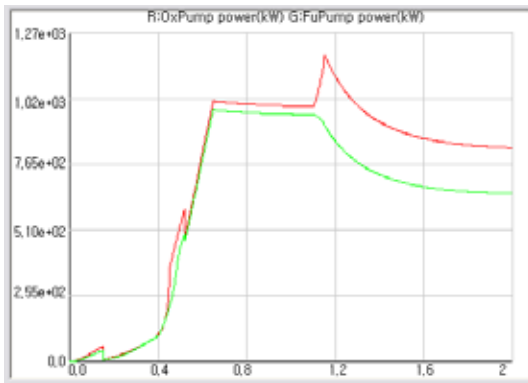


그림 16. Pump power(kW)

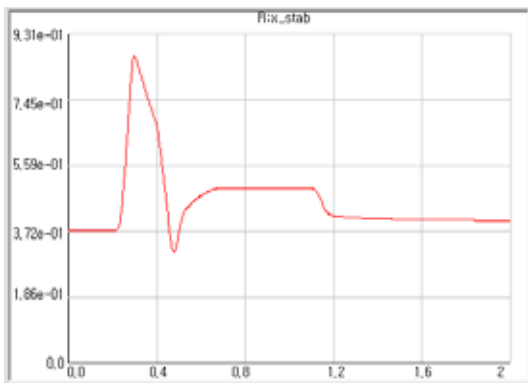


그림 17. Pressure stabilizer valve opening ratio

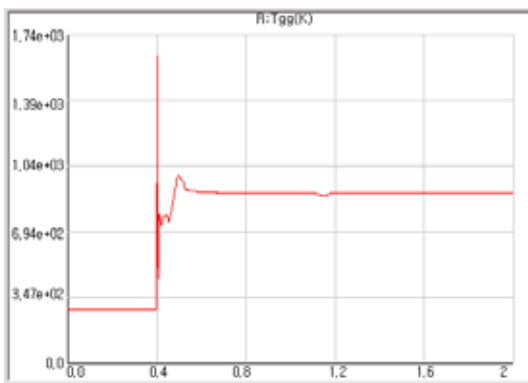


그림 18. Gas generator temperature(K)

- of turbopump-fed LOx/LH2 rocket engine (LE-5)", AIAA-89-2736.
2. Paulo C. T., "Dynamic models for liquid rocket engines with health monitoring application", MIT Master degree thesis, 1998.
 3. "A study on versatile simulation of liquid propellant rocket engine systems transients", 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit pp. 1-12, AIAA-2000-3771, 2000.
 4. E. K. Ruth, H. Ahn, R. L. Baker, and M. A. Brosmer, "Advanced liquid rocket engine transient model".
 5. Michael Binder, "A Transient Model of the RL10A-3-3A Rocket Engine", AIAA-95-2968, 1995.
 6. 박순영, 최환석, "액체 로켓엔진용 터빈의 압력비 계산", KARI-REG-TM-2004-016.
 7. L. D. Landau and E. M. Lifshitz, Fluid mechanics, 1959, pp.61.