

## 로켓 엔진의 시동에 관한 해석적 연구

박순영\* · 설우석\*

### Numerical Analysis on the Startup of a Rocket Engine

Soon-Young Park\* · Woo-Seok Seol\*

#### ABSTRACT

The startup characteristic of liquid propellant rocket engine should be focused on the stable ignition of combustion chamber and gas generator. Also, to lessen the propellants consumption during this period which doesn't contribute to the flight thrust, the engine has to be transferred to the nominal mode quickly. Because of the risk of test, it is impossible to develop all the startup cyclogram or the specifications of engine by test, so the precedent numerical approach is quite necessary. In this study we developed a mathematical model for the startup phenomena in a liquid rocket engine driven by gas generator-turbopump system based on the commercial 1-D flow system analysis program, Flowmaster. Using this program we proposed a methodology to obtain the specifications of turbine starter and the opening time of shutoff valves for the stable startup of the engine. To verify this methodology we qualitatively compared the analysis results to the typical startup curve of the published engine, then found it is quite well matched.

#### 초 록

액체로켓 엔진의 시동은 연소기와 가스발생기의 안정적인 점화는 물론 시동에 소요되는 시간을 단축하여 추력 발생과 상관없는 추진제 소모량을 줄이는 방향으로 전개되어야 한다. 특히 엔진시스템의 시동 순서나 규격을 모두 시험적으로 개발하는 데는 한계가 있으며, 안전상의 이유로 시험 조건이나 시동 cyclogram에 대한 해석적인 분석이 선행될 필요가 있다. 이에 본 연구에서는 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 수학적 모델을 상용 1차원 유체시스템 해석 프로그램인 Flowmaster를 기반으로 개발하였으며, 이를 이용하여 안정된 엔진 시동을 위한 파이로시동기 규격이나 연소기 및 가스발생기 종단밸브의 열림시간 등을 구하는 방법론을 제시하였다. 아울러 해석 결과로 구한 시동특성을 해외 엔진의 시동 해석 결과와 정성적인 비교를 수행하여 비교적 잘 일치함을 파악하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Gas Generator Cycle(가스발생기 사이클), Turbopump-fed System(터보펌프 공급), Startup(시동), Transient Analysis(과도 해석)

† 2007년 9월 6일 접수 ~ 2007년 10월 17일 심사완료

\* 정희원, 한국항공우주연구원 엔진팀

연락처, E-mail: psy@kari.re.kr

액체로켓 엔진시스템 개발에 있어서 시동부터 정상상태까지의 시동특성은 안정된 시동의 재현성을 확보하여 신뢰도를 높이는 것과 과도상태의 시간을 단축하여 추력 발생과 상관없는 추진제 소모량을 줄이는 두 가지 목표를 만족하는 방향으로 전개된다고 할 수 있다.

해외의 경우 액체로켓 엔진 개발과정에서 시동 과정을 실험이나 수치해석을 이용하여 연구해왔다. Kanumuri 등은 일본 최초의 LOX/LH2 엔진인 LE-5의 시동 과도특성을 해석하여 초기 시험 환경 설정 뿐 아니라 시동 cyclogram 정립에도 활용하였다[1]. 또한, 미국의 SSME 엔진 시동 과도해석은 Rocketdyne에 의해서 진행되었으며, Paulo[2]에 의해 간략화된 모델이 연구되기도 했다. 또한 Liu와 Zhang[3]은 액체로켓 엔진을 21개의 단위 컴포넌트로 구성하여 시동 과도해석을 수행하였다. Ruth 등[4]은 Titan 발사체의 엔진을 모델링하여 실제 비행시험 결과와 비교적 일치하는 결과를 발표하기도 하였다. 그리고 Binder[5]은 RL10A-3-3A 엔진의 시동 과도해석을 수행하여 시험결과와 비교하였다.

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

이에 본 연구에서는 상용 1차원 유동시스템 해석 프로그램인 Flowmaster를 기반으로 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 시동 과도해석 기법을 개발하고, 이를 이용하여 시동 과정 최적화에 대한 수치적 연구를 수행하여 향후 국내 액체로켓 엔진 개발에 적용할 수 있는 해석적인 방법론을 제시하고자 한다.

## 2. 해석대상 및 해석방법

### 2.1 액체로켓 엔진시스템의 구성

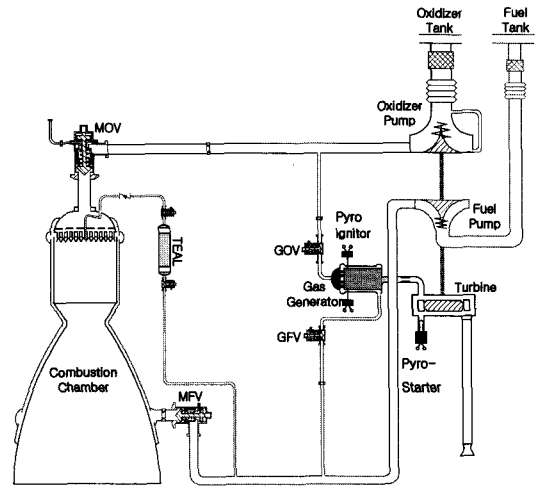


Fig. 1 Schematic of Gas-Generator-Cycle Liquid Rocket-Engine System

개방식 가스발생기 사이클 엔진은 Fig. 1과 같이 터보펌프(Turbopump, TP), 가스발생기(Gas Generator, GG), 연소기(Combustion Chamber, CC) 및 각종 밸브와 배관으로 구성된다. 탱크로부터 공급된 추진제는 펌프에서 가압되어 GG와 CC로 공급되며, GG에서 생성된 저혼합비 연소가스로 TP를 구동한다. CC의 점화를 위해 Triethylaluminium(TEAL)이 CC 연료 라인으로부터 분기된 점화라인에 앰플(ample) 형태로 구성되어 있으며, GG의 점화는 고체 파이로 점화기(Pyro-Ignitor, PI)를 이용한다. 터빈의 시동은 파이로시동기(Pyrostarter, PS)를 이용하여 초기에 GG 점화 이전에 구동시켜준다.

이와 같이 구성된 GG 사이클 엔진의 시동 순서는 다음과 같다. 초기에 추진제 탱크로부터 CC 중단밸브(MOV, MFV) 및 GG 중단밸브(GOV, GFV)까지 추진제가 차있는 상태에서 PS를 이용하여 터빈을 구동하여 펌프의 토출압이 충분히 상승하여 GG 분사기에서 추진제 분사차압 이상으로 형성되었을 때 GFV와 GOV를 순차적으로 열어주어 연료 선행(fuel lead) 형태로 GG를 점화시킨다. 일단 GG가 점화되면 이로부터 발생된 연소가스가 터빈을 정상상태까지 구동하게 되며, CC의 안정적인 점화가 가능한 시

점에 TEAL 및 산화제와 연료를 공급하여 CC의 점화를 시켜준다. PS는 GG나 CC의 안정적인 점화가 완료되는 시점까지 작동한다.

## 2.2 엔진구성품의 수학적 모델

본 연구에서는 시동해석을 위하여 엔진을 구성하는 CC, GG, TP 및 각종 밸브와 배관의 수학적 모델을 구성하였으며, 이를 Flowmaster의 외부 스크립트로 구현하였다. 각 구성품의 수학적 모델은 다음과 같다.

### 2.2.1 CC 및 GG

해석에 있어 연소실의 음향장 효과나 연료와 산화제의 혼합 그리고 연소의 공간적 불균일성 등은 고려하지 않았다. 연소실에 적층되어 연소압 계산에 사용되는 추진제의 질량( $M_{ox}$ ,  $M_{fu}$ )은 분사기로부터 연소실로 공급되는 질량( $\dot{m}_{in}$ )과 노즐을 통하여 연소실에서 빠져나가는 질량( $\dot{m}_{out}$ )의 차이로부터 계산하였다. 연소실로 공급된 추진제는 기화 및 화학 반응에  $\delta t_{id}$ 라는 점화 지연시간이 소요된 후 연소압 상승에 기여하는 것으로 하였다. 이러한 점화지연은 액체로켓 엔진의 저주파 불안정의 한 원인으로 이를 포함한 시동해석을 가능하게 해준다[6].

즉, 점화초기에 연소실에 적체되어 있는 추진제의 급작스러운 연소 반응으로 발생할 수 있는 압력 피크를 모사하기 위해서 연소실을 상태방정식과 연속방정식으로 모델링하였다[4]. 이상기체 상태방정식으로부터

$$P_0 V_c = (M_{ox} + M_{fu})RT_0 \quad (1)$$

가 되며, 연소실 연속방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{dM_{ox}(t)}{dt} = \dot{m}_{ox,in}(t - \delta t_{id}) - \dot{m}_{ox,out}(t) \quad (2)$$

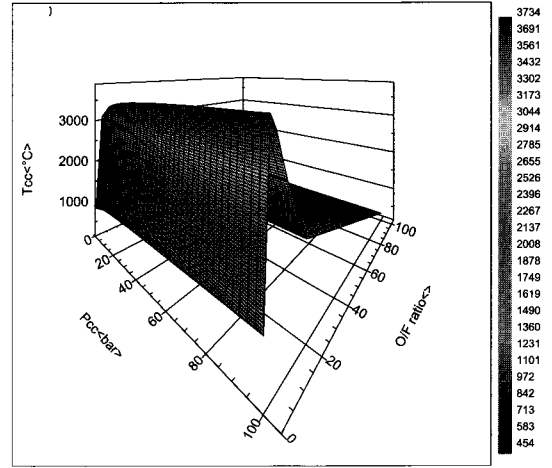


Fig. 2 CC Combustion Gas Temperature Map obtained by CEA

$$\frac{dM_{fu}(t)}{dt} = \dot{m}_{fu,in}(t - \delta t_{id}) - \dot{m}_{fu,out}(t) \quad (3)$$

여기서,

$$\dot{m}_{ox,out} = \frac{\kappa}{\kappa + 1} \dot{m}_{out} \quad (4)$$

$$\dot{m}_{fu,out} = \frac{1}{\kappa + 1} \dot{m}_{out} \quad (5)$$

이며, 단 혼합비( $\kappa$ )는  $M_{ox}/M_{fu}$ 을 의미한다. 노즐 관계식으로부터  $\dot{m}_{out}$ 을 다음 식과 같이 정의할 수 있다.

$$\dot{m}_{out} = \frac{P_0 A^*}{\psi_c} \sqrt{\frac{2}{RT_0} \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left( \pi^{2/\gamma} - \pi^{(\gamma+1)/\gamma} \right)} \quad (6)$$

단,  $\pi = \begin{cases} P_{out}/P_c & \text{when } \pi \leq \pi_{cr} \\ \pi_{cr} & \text{when } \pi > \pi_{cr} \end{cases}$  이며,

$\pi_{cr} = \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\gamma/(\gamma-1)}$  을 의미한다.  $\psi_c$ 는 연소 효율 및 노즐 효율을 의미한다.

CC의 연소가스 온도는 NASA Lewis (현 Glenn) Research Center에서 개발한 화학평형

해석코드인 CEA[7]로부터 계산된 값을 Fig. 2와 같이 연소압( $P_c$ )과 혼합비( $\kappa$ )의 함수로 표현하여 사용하였다. 추진제는 액체산소와 케로신(Jet A-1)을 사용하였다. 연소가스의 비열비나 기체상수도 동일한 방식으로 계산하였다.

GG의 경우 연료과농인 저혼합비에서 작동하기 때문에 화학적 평형상태로 연소가스의 온도를 계산하는 데는 한계가 있으며, 시험결과로부터 혼합비의 함수로 외삽한 선형관계식을 이용하여 계산하였다[8].

## 2.2.2 터보펌프

터빈은 GG나 PS로부터 고온 고압의 작동 가스를 공급받아 구동되며, 터빈으로부터 발생된 토크는 회전축을 통하여 펌프로 전달된다. 구동 가스는 터빈 각부에서 공간적 균일성을 가지는 이상기체로 가정하였다. 터빈에서 발생하는 토크는 다음 식과 같이 표현할 수 있다.

$$\Gamma_{tb} = \frac{1}{N_{tp}} \dot{m}_{tb} \eta_{tb} \frac{\gamma}{\gamma-1} RT_{0,in} \left( 1 - \left( \frac{P_{out}}{P_{0,in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)$$

이때 계산의 편의를 위하여 터빈 압력비( $P_{0,in}/P_{out}$ )는 항상 일정한 값을 가지는 것으로 하였으며, 터빈 효율( $\eta_{tb}$ )은 속도비( $u/c_{ad}$ )의 함수로 계산하였다.

$$\eta_{tb} = A_{tb}(u/c_{ad}) \{ (u/c_{ad}) + B_{tb} \}$$

$$\text{단, } u = N_{tp} \frac{D_m}{2}$$

$$c_{ad} = \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma-1} RT_{0,in} \left( 1 - \left( \frac{P_{out}}{P_{0,in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}$$

를 의미하며,  $A_{tb}$ 와  $B_{tb}$ 는 상수이다.

펌프는 Flowmaster 프로그램 내부에 정의되어 있는 원심펌프 모델을 그대로 적용하였으며, 다만 양정곡선과 토크곡선을 별도의 입력으로 받

여하였다[9].

시간에 따른 TP의 회전속도 변화는 Eq. 7과 같이 터빈에서 발생한 토크와 펌프에서 유체로 전달된 토크 차이로부터 계산하였다.

$$I_{tp} \frac{dN_{tp}}{dt} = \Gamma_{tb} - \Gamma_{pump} \quad (7)$$

이 식을 Euler 방법으로 시간 차분하여 회전수를 계산하였다.

## 2.2.3 배관

배관 내부의 특정부분에서 발생한 압력 변화나 유량 변화가 유한한 시간을 가지고 배관 전체로 전파되는 탄성 모델(elastic pipe model)을 적용하여 급격한 밸브 거동이나 유량 변화로 인한 배관내의 수격현상(waterhammering) 해석을 가능하게 하였다. 배관내의 음속은 유체와 배관의 체적탄성률을 고려하여 Eq. 8과 같이 계산하였다.

$$a = \sqrt{\frac{1}{\rho \left( \frac{1}{\beta_f} + \frac{1}{\beta_p} \right)}} \quad (8)$$

단, 배관의 체적탄성계수  $\beta_p$ 는 다음과 같다.

$$\beta_p = \frac{e_p E_p}{d_p} \quad (9)$$

Flowmaster는 1차원 특성방법(characteristics method)을 이용하여 배관내의 압력 및 유동해석을 수행한다[9].

종단밸브가 열린 이후 추진제가 밸브로부터 연소실까지의 빈 공간을 채워가는데 소요되는 시간을 채움시간(priming time,  $\delta t_{pr}$ )이라할 때, 이 시간은 연소실 헤드나 재생냉각 매니폴드의 부피와 추진제를 공급하는 배압에 따라 달라질 수 있다. 이 채움시간을 고려하여 연소실로 공급

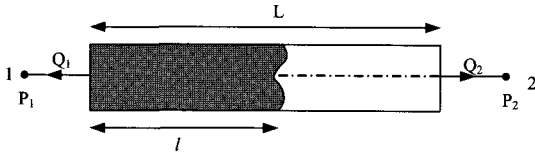


Fig. 3 Priming Model in Pipe

되는 추진제의 순서나 양을 원하는 값이 될 수 있도록 중단밸브를 여는 시간을 역으로 결정해야 한다. 하지만 CC나 GG 단품 개발 시험에서는 가압식의 일정한 배압을 가진 상태에서 중단밸브를 열어  $\delta t_{pr}$ 을 예측할 수 있지만, TP 공급식 엔진에서는 추진제가 채워지는 과정 동안 펌프 토출압이 증가하기 때문에 이를 가압 수류시험 결과와 단순 비교하기는 무리가 있으며,  $\delta t_{pr}$ 의 정확한 값은 실제 엔진시스템 시험을 통해서만 구할 수 있다. 이에 본 연구에서는 이러한 채움과정을 해석하기 위하여 밸브 후단으로부터 연소실까지의 빈 공간을 실린더 형상의 빈 배관에 추진제가 채워지는 형태로 모사하였다. 실제로는 매니폴드나 연소실 헤드구조의 복잡한 형상으로 인한 유동저항으로 채움시간이 해석과는 달라질 수 있지만 높은 레이놀즈수를 고려했을 때 점성에 의한 효과는 크지 않다. Flowmaster에서는 Fig. 3과 같이 배관 내에서 유체와 기체의 경계부까지의 길이( $l$ )를 별도로 정의하고 기체부의 압력( $P_{0,g}$ )은 Eq. 10의 이상기체방정식과 Eq. 11의 기체부 압력 손실식으로부터 계산하여 채움현상을 모사한다.

$$P_{0,g} = \frac{m_g R T_0}{V_g} \quad (10)$$

$$P_{0,g} - P_2 = \frac{f_g l_g}{d} \frac{\dot{m}_g |\dot{m}_g|}{2A^2 \rho_g} \quad (11)$$

#### 224 파이로시동기

PS 즉, 터빈시동기는 일정한 온도와 물성치를 가지는 것으로 모사하였으며, 다만 그 압력 프로

파일이 시간에 따라 변하여 최적의 시동기 작동 프로파일을 찾을 수 있도록 하였다.

#### 225 밸브

액체로켓 엔진에서는 CC와 GG로 공급되는 추진제의 흐름을 단속할 수 있도록 중단밸브를 사용하며, 대부분의 액체로켓 엔진에서는 볼밸브나 포켓밸브 또는 버터플라이밸브를 사용한다. 특히 엔진의 시동특성에 밀접한 영향을 미치는 인자로는 밸브의 고유유량특성과 개폐에 소요되는 시간, 즉 응답시간( $\delta t_r$ )이 있다[10]. 밸브의 고유유량특성은 Eq. 12와 같이 밸브의 손실계수( $K_v$ )를 개도(opening ratio,  $x_v$ )의 함수로 지정하여 Flowmaster의 입력으로 사용하였다.

$$K_v = f(x_v) \quad (12)$$

밸브의 차압은 다음 식과 같이 계산된다.

$$\Delta P = K_v \frac{\dot{m}^2}{2\rho A^2}$$

#### 23 해석

위에서 열거한 각 엔진시스템의 모델을 Fig. 4와 같이 Flowmaster 네트워크로 구성하였다. 이때 다음의 가정들을 적용하였다.

- 재생냉각 채널에서의 열전달은 엔진 시동특성에 큰 영향을 미치지 않으며, 단순히 차압 요소로만 작용한다.
- 배관에서의 열전달로 인한 추진제 온도 변화는 고려하지 않는다.
- 연소기나 가스발생기로 공급된 추진제는 점화지연 시간을 거쳐 즉시 연소 된다.
- 터빈과 펌프를 연결하는 회전축에서의 기계적 손실은 고려하지 않는다.

Figure 5는 해석시간( $dt$ )가 0.0005 sec 일 때의

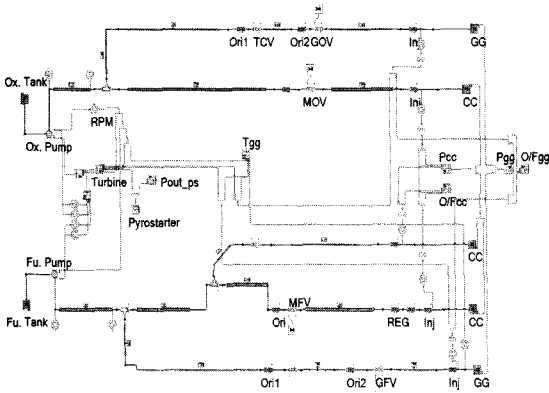


Fig. 4 Flowmaster Network Model of Engine System

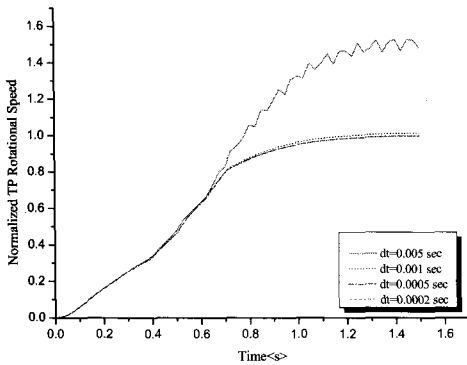


Fig. 5 Convergency History According to Analysis Time Step

정상상태 회전수를 이용하여 무차원화한 TP 회전수를 보여주고 있다. 그림에서와 같이 해석 시간간격(dt)은 0.0005 sec 수준에서 해의 수렴성이 보장되는 것을 확인하였으며, 이를 해석 시간간격으로 선정하였다.

### 3. 액체로켓 엔진의 시동해석

#### 3.1 개요

액체로켓 엔진의 시동은 다음 사항들을 충족하는 형태로 전개되어야 한다.

- GG 연소온도( $T_{gg}$ ) 피크를 최소로 하여 시동시에 발생할 수 있는 터빈 열손상을 방지한다.

다.

- CC 점화 시에 발생하는 압력 피크의 크기를 줄여 엔진에 가해지는 충격을 줄인다.
- 빠른 정상상태 도달을 통하여 추진제 손실을 최소화한다.
- PS와 GG의 동시 운용으로 발생할 수 있는 터빈 하중을 최소화한다.

이상의 목적을 만족할 수 있는 엔진 시동을 위해서는 초기 각 엔진구성품의 개념설계부터 이러한 점들이 충분히 고려된 설계가 진행될 필요가 있으며, 본 연구에서는 일차적으로 개념설계를 마친 엔진구성품의 규격을 가정하여 초기 시동특성에 밀접한 영향을 미치는 PS의 설계규격과 CC나 GG의 안정적인 점화를 위한 밸브 운용 시간을 구하는 방법에 대해서 살펴보도록 하겠다. 아울러 도식의 명료화를 위해 시간을 제외한 모든 수치는 정상상태 값을 이용하여 무차원화하여 사용하도록 하겠다.

#### 3.2 파이로시동기의 설계 규격 결정

PS의 주요 설계 인자로는 유량( $\dot{m}_{ps}$ ) 즉 파워, 작동시간( $\delta t_{ps}$ ), 그리고 장약의 연소가스 물성치 등을 들 수 있다. 일반적으로 PS는 정격 회전수의 50% 수준까지 TP를 구동할 수 있는 파워로 설계된다[11]. 이는 안정적인 GG 점화를 위해 펌프 토출압이 GG의 분사기 차압 이상이 되는 정도를 의미한다. 여기에서는 엔진시스템의 시동 해석 모델을 이용하여 TP의 50% 회전수에 해당하는 파워를 가지는 PS의 최적화된 작동시간과 유량 프로파일을 계산하였다.

먼저 고체시동기를 이용한 엔진시동에 있어서 터빈의 구동은 Fig. 6과 같이 세 구간으로 나누어 생각할 수 있다. 즉, 초기에 PS만 작동하여 터빈을 구동하는 구간(PS only)과 GG가 점화된 후 PS와 GG가 동시에 작동하는 구간(PS+GG), 그리고 PS의 작동이 끝나고 GG로만 터빈을 구동하는 구간(GG only)으로 나누어 생각할 수 있다. 이때 PS의 유량 프로파일을 살펴보면 PS+GG 구간에서 PS가 초기와 동일한 유량의

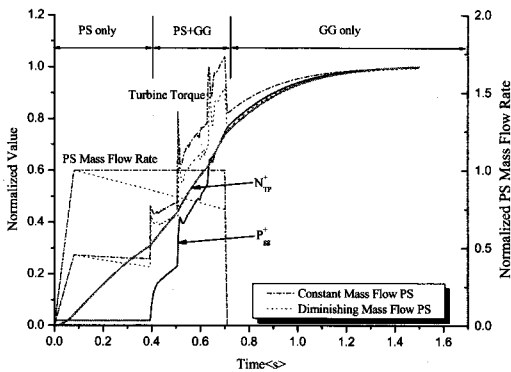


Fig. 6 Effect of Pyrostarter Mass Flow Rate Profile

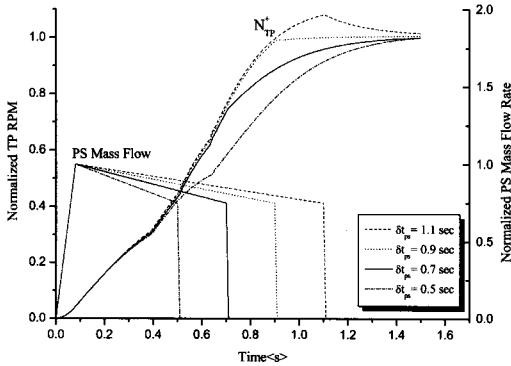


Fig. 7 Effect of Pyrostarter Working Duration

연소가스로 터빈을 구동하는 경우 자칫 터빈에서 받는 기계적 부하, 즉 터빈의 토크는 정상상태에서의 값보다 큰 값을 가질 수 있어 터빈의 구조에 무리를 줄 수 있을 뿐만 아니라, PS 총 유량의 증가로 인한 무게 증가 문제가 발생할 수 있다. 따라서 참고문헌 [12]에서와 같이 PS의 유량을 시간에 따라 감소하는 형태를 취할 경우 Fig. 6에서와 같이 이러한 과도한 토크 발생을 피할 수 있을 뿐만 아니라, 엔진의 시동측면에서도 더욱 부드러운 형태를 가져갈 수 있음을 확인할 수 있었다.

Figure 7에서는 PS의 작동시간에 따른 TP의 회전수 발달선도를 나타내었으며, PS의 작동시간이 너무 짧은 경우 회전수가 정격회전수의 90%에 소요되는 시간이 지나치게 길어지는 반면, PS의 작동시간이 너무 긴 경우 GG와 PS가

함께 작동하는 시간이 길어져 TP 회전수에 피크가 발생하여 엔진에 과부하가 걸릴 수 있다. 이러한 PS의 작동시간은 TP나 전체 엔진시스템의 동적 응답특성에 밀접한 연관을 가지며, 특히 TP의 회전관성(moment of rotational inertia,  $I_{zz}$ )이 작을 경우 회전수 상승이 급격한 반면에, 회전관성이 클 경우 상대적으로 응답특성이 늦다.

### 3.3 밸브 열림시간의 결정

F-1이나 H-1 및 Fastrac 엔진과 같이 접촉발화성 점화원을 사용하여 연소기를 점화하는 액체 로켓 엔진은 산화제를 먼저 연소실로 공급하여 산화제 분위기를 형성한 후, TEAL을 공급하여 보임을 시킨 상태에서 연료를 공급하여 CC의 점화를 진행하는 형태를 취하고 있다[13, 14, 15]. 반면 GG의 경우 산화제를 먼저 공급하여 산화제 과농 상태에서 점화가 일어날 경우에 터빈에 치명적인 열상을 줄 수 있기 때문에 연료 종단밸브를 먼저 열어주어 연료가 공급된 상태에서 산화제가 공급되는 형태로 점화하는 것이 일반적이다. 또한 시동 시에 GG 종단밸브는 펌프 토출압이 정격 분사기 차압 이상에서 열어주고, CC는 GG가 안정적으로 점화된 상태에서 TP 회전수가 50~70% 수준에 도달하였을 때 점화한다. 이때 CC 매니폴드나 배관의 빈 공간에 추진제가 채워질 수 있는 시간이나, 종단밸브를 너무 늦게 열어줌으로써 높은 배압조건에서 한꺼번에 추진제가 연소실로 공급되어 발생할 수 있는 압력 피크에 대한 고려가 필요하다. 이에 본 연구에서는 다음과 같이 가스발생기 사이클 엔진의 안정적인 시동을 위한 종단밸브 열림시간을 선정하는 방법을 제안하고자 한다.

먼저 3.2 장에서 결정된 PS의 파워나 작동시간을 기초로 GG의 점화시점( $t_{ig,gg}$ )을 Fig. 8과 같이 먼저 선정한다. 이때  $t_{ig,gg}$ 는 GG 연소실로 산화제 및 연료 모두 공급되는 최초의 시간을 의미한다.  $t_{ig,gg}$ 는 Fig. 8과 같이 펌프 토출압이 GG 분사기 차압( $\Delta P_{inj,gg}$ )을 넘어 추진제의 무

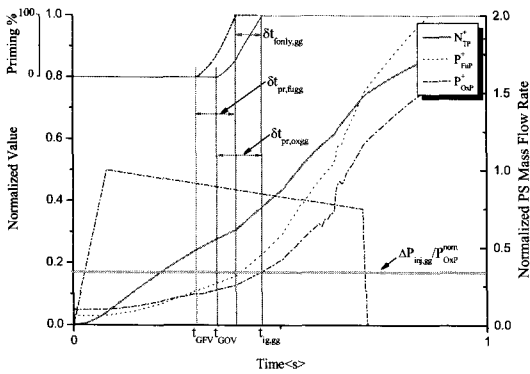


Fig. 8 Startup Transient of GG

화 특성에 무리가 없을 정도가 되었을 때를 기준으로 한다. 일단  $t_{ig,gg}$ 가 정해지면 GG에서는 연료 선형 점화가 이루어지므로 이는 곧 GG 연소실에 산화제가 공급되는 시간( $t_{o,xin,gg}$ )을 의미하게 된다. 이로부터 역으로 GG 산화제 중단밸브 후단부터 매니폴드에 추진제가 채워지는 채움시간( $\delta t_{pr,og}$ )을 시동해석으로부터 계산하여 GOV의 열림시점( $t_{GOV}$ )을 결정할 수 있다.

$$t_{GOV} = t_{ig,gg} - \delta t_{pr,og} \quad (13)$$

그리고 GG에서 연료가 먼저 분사되어 있는 상태에서 산화제가 분사될 때까지의 시간( $\delta t_{fonly,gg}$ )을 고려하여 GG 연소실에 연료가 공급되는 시점( $t_{fuin,gg}$ )을 결정할 수 있다.

$$t_{fuin,gg} = t_{ig,gg} - \delta t_{fonly,gg} \quad (14)$$

또한 산화제와 마찬가지로 연료의 채움시간( $\delta t_{pr,fg}$ )을 시행오차법으로 해석적으로 계산하여 GFV의 열림 시점( $t_{GFV}$ )를 결정할 수 있다.

$$t_{GFV} = t_{fuin,gg} - \delta t_{pr,fg} \quad (15)$$

GG의 점화를 PI로 수행하는 것과 달리 CC는

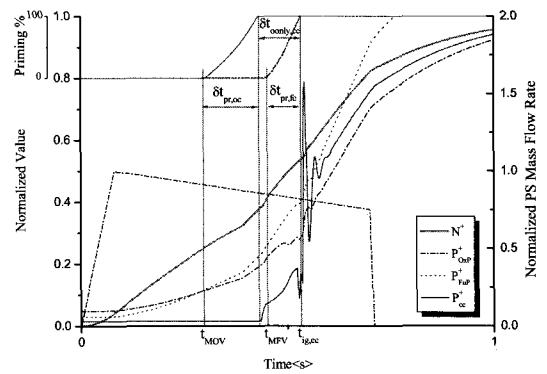


Fig. 9 Startup Transient of CC

많은 추진제 유량으로 인하여 큰 점화에너지가 필요하기 때문에, 산화제를 연소실로 먼저 공급한 상태에서 점화원으로 자발화성 추진제인 TEAL을 공급한 후 연료를 공급하는 순서로 점화한다. 일반적으로 점화의 안정성과 점화 시 발생할 수 있는 압력 피크를 줄여주기 위해서 CC는 TP 회전수의 50~70% 수준이 되었을 때 점화한다. 물론 CC의 점화를 위한 MOV와 MFV의 개폐에 따른 TP 회전수나 토출압의 변화는 있을 수 있지만, 그 변동폭이 크지 않기 때문에 앞서 정해진 PS와 GG 점화 순서를 기준으로 시동해석을 수행하여 대략적인 CC 점화시점( $t_{ig,cc}$ )을 정할 수 있다. GG와 마찬가지로 CC에 있어서도 추진제의 채움시간( $\delta t_{pr,oc}$ ,  $\delta t_{pr,fc}$ )과 산화제 선형시간( $\delta t_{oonly,cc}$ )을 고려하여 CC 산화제 및 연료 중단밸브 MOV와 MFV의 열림시점( $t_{MOV}$ ,  $t_{MFV}$ )을 Fig. 9와 같이 결정할 수 있다.

$$t_{MFV} = t_{ig,cc} - \delta t_{pr,fc} \quad (16)$$

$$t_{MOV} = t_{ig,cc} - \delta t_{oonly,cc} - \delta t_{pr,cc} \quad (17)$$

이때  $t_{MOV}$ 에 따라  $t_{ig,cc}$  이전까지 연소실에 적체되어있는 산화제의 양이 달라질 수 있으며, 지나치게 일찍 MOV를 열어줄 경우 Fig. 10과 같이 연료가 연소실에 공급되는 순간의 압력 피크( $P^+_{peak}$ )가 크게 발생하는 hard start가 발생할



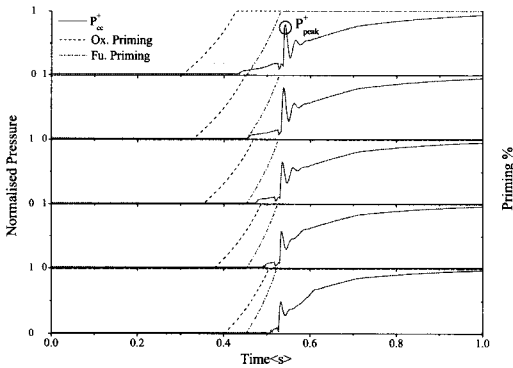


Fig. 10 Some Cases of the Startup-transient of CC according to the Propellant Priming Time

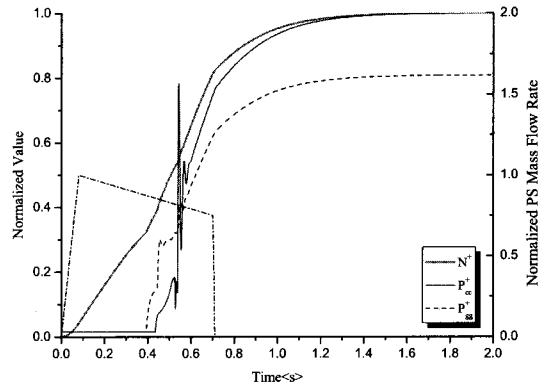


Fig. 12 Results of Startup Transient Analysis

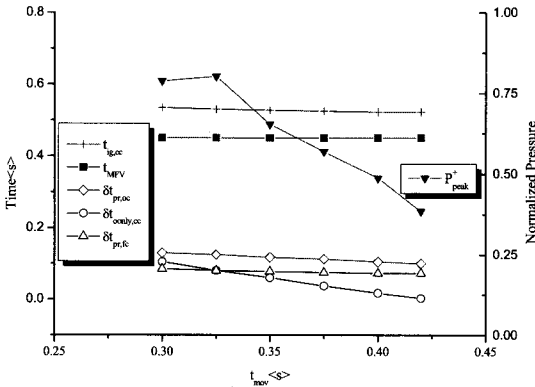


Fig. 11 Effect of  $t_{MOV}$  on the Propellant Priming and Pressure Peak of CC

수 있다. 따라서 Fig. 11과 같이  $t_{MOV}$ 에 따른  $\delta t_{pr,cc}$ 와  $\delta t_{only,cc}$  등을 조사하여 엔진에 무리가 가지 않는 수준의  $P_{peak}^+$ 가 되는  $t_{MOV}$ 를 결정할 수 있다. Fig. 11에 제시되어 있는 것과 같이 고정된  $t_{MFV}(0.45 \text{ sec})$ 에 대해서  $t_{MOV}$ 를 달리함에 따라  $P_{peak}^+$ 가 0.8에서 0.38까지 감소하는 것을 알 수 있다.

이상과 같은 과정을 거쳐 얻은 종단밸브의 열림 순서와 PS의 규격을 이용하여 가스발생기 사이클 엔진의 시동특성을 Fig. 12와 같이 해석적으로 구하였다. 시동해석에 따르면 대략 1.2 sec

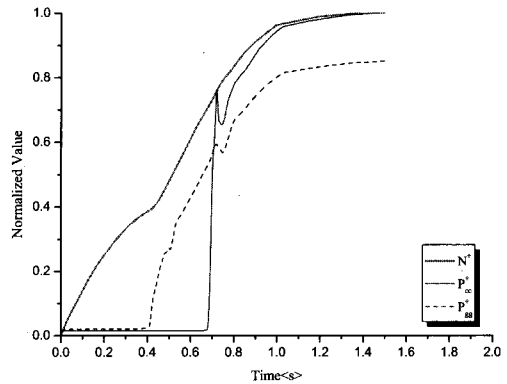


Fig. 13 Example of Startup Transient. Adapted from Fig. 12 and Fig. 13 of ref. [16]

이내에 TP 회전수는 정격회전수의 90% 수준에 도달하며, 연소기는 대략 0.6 sec에 점화가 이루어진다. 이러한 시동해석의 적절성이나 타당성을 검증하기 위한 가장 좋은 방법은 물론 실제 엔진시스템의 규격을 이용한 해석과 시험 결과를 비교하는 것이지만, 현재 국내에서 진행된 엔진 시스템 시험이 전무하며, 해외 엔진 사례와의 비교를 위한 문헌조사에 있어서도 시동해석을 위해서는 대부분의 엔진 규격이 총망라되어야 하는데 이처럼 상세히 규격이 제시되어 있는 경우는 찾기 어렵다.

이에 본 연구에서는 참고문헌 [16]에 제시되어 있는 엔진 시동해석 결과와의 정성적인 비교를 통하여 간접 검토를 수행하였다. Fig. 13은 참고

문헌 [16]에 제시되어 있는 엔진 - GG 추진제 공급라인의 레귤레이션 장치를 제외하고는 본 연구에서 해석의 대상으로 삼은 엔진과 그 구성이 동일한 엔진 - 의 시동해석 결과이다. 이를 본 연구에서 구성한 Flowmaster 시동해석 프로그램 및 cyclogram 도출 방식에 따라 완성한 Fig. 12의 시동과정과 비교했을 때 TP 회전수 상승이나 연소압 피크 발생 등에 대해서 매우 유사한 결과를 얻었음을 알 수 있다. 이는 본 연구에서 제시한 방법론이 실제 가스발생기 사이클 엔진의 시동과정 해석 및 설계에 적합함을 간접적으로 확인한 결과로 볼 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 시동과정을 연구할 수 있는 프로그램을 상용 1차원 유체시스템 해석 프로그램인 Flowmaster를 기반으로 개발하였다. 또한 이를 바탕으로 액체로켓 엔진의 시동 규격을 최적화하기 위한 터빈 구동용 PS의 작동시간 및 유량 프로파일의 규격을 제시할 수 있음과, CC와 GG의 안정적인 점화와 추진제 채움시간을 고려한 종단밸브 열림시간을 해석적으로 구하는 방법을 제시하였다. 이를 통해 얻은 시동해석 결과를 해외 엔진의 시동해석 결과와 비교하여 그 적절성을 검토하였다.

본 연구의 한계로는 예냉이 충분히 이루어지지 않은 연소실로 극저온 추진제가 공급되면서 발생하는 열전달이나 재생냉각채널에서의 연료의 엔탈피 증가로 인한 연소 시의 발열량 변화에 대한 고려가 없으며, 또한 터보펌프의 성능곡선이 정상상태의 시험 결과판을 반영한 것으로 시동시의 비정상 특성을 적절히 반영하지 못한 경향이 있다. 이러한 점들에 대해서는 향후 연구 과제로 추가적인 검토를 수행하고자 한다.

끝으로 액체로켓 엔진 개발을 위한 이러한 해석기법 개발이 그 빛을 발하기 위해서는 무엇보다 실제 시험 결과와의 비교·분석이 병행되어

야 함을 덧붙이고자 한다.

#### Nomenclature

CC	Combustion Chamber
GG	Gas Generator
TP	Turbopump
PS	Pyrostarter
PI	Pyro-Ignitor
MOV	Main Oxidizer shutoff Valve
MFV	Main Fuel shutoff Valve
GOV	GG Oxidizer shutoff Valve
GFV	GG Fuel shutoff Valve
$A$	Cross-Section Area
$a$	Sound Velocity
$D_m$	Turbine Mean Pitch Diameter
$d$	Diameter
$dt$	Calculation Time Step
$E_p$	Young's Modulus of Pipe Material
$e_p$	Pipe Wall Thickness
$f_g$	Friction
$I$	Rotational Moment of Inertia
$K_v$	Valve Loss Coefficient
$l$	Length
$M$	Gas Mass
$\dot{m}$	Mass Flow Rate
$N$	Rotational Speed
$P$	Static Pressure
$Q$	Volume Flow Rate
$R$	Characteristic Gas Constant
$T$	Temperature
$t$	Time
$V$	Volume
$x_v$	Valve Opening Ratio
$\rho$	Density
$\gamma$	Specific Heat Ratio

$\Delta P$	Pressure Difference
$\delta t$	Time Duration
$\kappa$	Propellant O/F Ratio
$\eta$	Efficiency
$\Gamma$	Torque

## Subscript

<i>ig</i>	Ignition
<i>inj</i>	Injection or Injector
<i>g</i>	Gas
<i>oc</i>	CC Oxidizer
<i>og</i>	GG Oxidizer
<i>oxin</i>	Oxidizer Inflow
<i>oonly</i>	Oxidizer Only
<i>oxp</i>	Oxidizer Pump
<i>pr</i>	Priming
<i>ps</i>	Pyrostarter
<i>pump</i>	Pump
<i>fc</i>	CC Fuel
<i>fg</i>	GG Fuel
<i>fuin</i>	Fuel Inflow
<i>fonly</i>	Fuel Only
<i>fup</i>	Fuel Pump
<i>tb</i>	Turbine
<i>tp</i>	Turbopump
<i>v</i>	Valve

## Superscript

+	Normalized Value
*	Critical Value

Rocket Engines with Health Monitoring Application," MIT Master degree thesis, 1998

- Liu, K., and Zhang, Y., "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
- E. K. Ruth, H. Ahn, R. L. Baker, and M. A. Brosmer, "Advanced Liquid Rocket Engine Transient Model," AIAA-90-2299
- Michael, B., "A Transient Model of the RL10A-3-3A Rocket Engine," AIAA-95-2968
- Frank E. M., Servo-Stabilization of Low-Frequency Oscillations in Liquid Propellant Rocket Motors, 1955
- McBride, B. J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1996
- 한영민, 김승환, 문일윤, 김홍집, 김종규, 설우석, 이수용, 권순탁, 이창진, "충돌형 분사기 형태의 액체로켓 엔진용 가스발생기 연소 성능시험," 한국추진공학회지, 제8권 제2호, 2004, pp.10-17
- Flowmaster Reference Help, ver. 7.0, 2007
- NASA SP 8097, "Liquid Rocket Valve Assemblies," 1973, pp.11
- NASA SP-8107, "Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines," 1974, pp.86
- H. Karimi and E. E. Taheri, "Simulation of the Internal Ballistics of a Liquid Propellant Engine Start System in Comparison with Experimental Verification," 2006 European Conference on Computational Fluid Dynamics, 2006
- Rocketdyne, "F-1 Rocket Engine Data Manual," NASA-CR-143972, 1967

## 참고 문헌

- Kanumuri, A., Wakamatsu, Y., Shimura, K., Toki, K., and Torii, Y., "Start Transient Analysis of Turbopump-fed LOx/LH2 Rocket Engine (LE-5)," AIAA-89-2736
- Paulo, C. T., "Dynamic Models for Liquid

14. Chrysler, "H-1 Engine and Hydraulic System," SA-7 Vehicle and Launch Complex Functional Description, 1964
15. Mark F. and Michael I., "Low-Cost Propulsion Technology at the Marshall Space Flight Center - Fastrac Engine and the Propulsion Test Article," AIAA-98-3365
16. Konstruktorskoe Buro Khimavtomatiky, "Technical Note for Final Analysis of the Thrust Control Valve Ability to Operate as a KBKhA Engine component and Comments on Improvement of This Valve," KARI Contract Report, 2006