

# 액체로켓 엔진 Energy Balance 문제 해결을 위한 프로그램 개발

박순영\* · 남창호\*\* · 조원국\*\*\*

## Program Development for Solving the Energy Balance Problem of Liquid Rocket Engine

Soonyoung Park\* · Changho Nam\*\* · Wonkook Cho\*\*\*

### ABSTRACT

We developed an engine system design program by balancing the pressure-mass-power relation which can be acquired from each component's specification. In gas generator type open-cycle rocket engine system it is possible to distinguish the variables into two categories, which are input variables and requirement variables. We define 11 design variables corresponding to the 11 balance equations as functions of pressure, mass and power of target engine system. We solved these equations by Newton method. As an example we designed gas generator cycle engine system and finally we could conclude that this developed program is well suited to the engine system design.

### 초 록

가스발생기 사이클 엔진시스템 설계를 입력값과 기본 요구값으로 나누어 설계 요구값을 만족하기 위한 설계변수 11개를 정의하였다. 이 11가지의 설계변수를 통하여 설계 요구값을 만족하기 위한 압력·유량·파워 균형 관계식 11개를 제시하였으며, Newton 방법을 이용하여 해를 찾는 프로그램을 제작하였다. 고안된 프로그램을 이용하여 가스발생기 사이클 엔진의 시스템설계를 수행하여 그 유효성을 입증하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Gas Generator Cycle(가스발생기 사이클), Netwon Method(뉴턴방법), Pressure Flowrate Power Balance(압력-유량-파워 균형)

### 1. 서 론

Open cycle 액체로켓 엔진시스템은 주연소기, 터보펌프, 가스발생기, 터빈 출구 노즐, 밸브와

\* 한국항공우주연구원 엔진그룹  
\*\* 한국항공우주연구원 엔진그룹  
\*\*\* 한국항공우주연구원 엔진그룹  
연락처자, E-mail: psy@kari.re.kr

배관 등의 공급계로 구성된다. 만약 새로운 엔진을 개발한다고 할 때, 먼저 발사체 임무에 해당하는 요구 추력과 요구 비추력을 낼 수 있는 엔진의 각 구성품(sub-component)들의 설계 조건을 결정해야하며, 이는 구성품 간의 압력·유량·파워 균형을 통한 엔진시스템의 에너지균형(energy balance)을 맞추므로써 가능하다.

이러한 규격 결정에 있어서 요구 추력·비추력을 낼 수 있는 엔진시스템의 최적화가 필요하며, 우주발사체 선진국들은 이러한 문제를 해결하기 위한 설계 프로그램을 개발·보유하고 있다[1, 2]. 이러한 프로그램들은 대부분 수출제한 품목이며, 프로그램에 사용된 추진제의 물성치가 국내에서 사용하는 kerosene의 물성치와는 차이가 있으며, 이로 인하여 실제 연소기 시험 결과에서 산출되는 추력이나 비추력값과 설계값이 차이가 날 수 있다. 특히 시스템 설계상에서 원하는 추력을 내기 위한 요구 질량 유량의 차이는 펌프의 파워 오차를 가져오고, 결국 터빈에 공급되는 질량 유량에 대한 오차를 가져와 엔진 시스템 설계의 정확도를 떨어뜨리게 된다.

이에 본 연구에서는 최적화된 가스발생기 사이클 엔진시스템을 구성하기 위한 엔진시스템의 에너지균형 문제의 해결을 위한 프로그램 개발에 대해 살펴보고자 한다.

## 2. 본 론

### 2.1 계산방법

엔진시스템은 Fig. 1과 같이 압력과 질량 유량으로 변수 정리할 수 있다. Open cycle 엔진의 경우 추력은 연소기와 터빈 배기 노즐에서 발생하며, 이들을 각각  $F_{cc}$ ,  $F_{tbc}$ 라 할 때 요구되는 수준의 추력값을 얻기 위한 엔진 시스템의 에너지균형을 맞추기 위해서는 엔진을 구성하는 각 구성품간의 압력·유량·파워 균형을 맞추어야 한다. 즉, 요구되는 추력과 엔진의 비추력을 최대한으로 낼 수 있는 연소압 및 혼합비를 유지하기 위한 산화제와 연료의 유량이 결정되며, 이러한

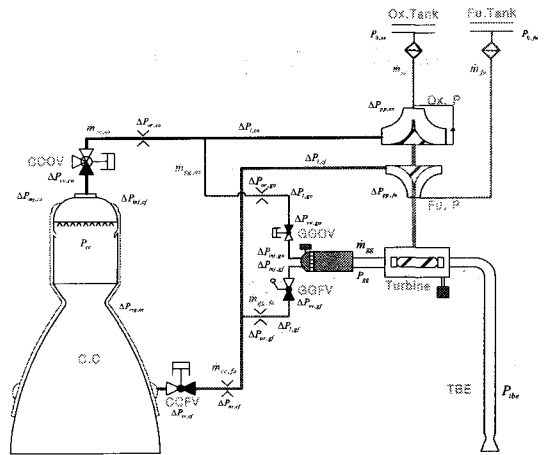


Fig. 1 Schematic of Open Cycle Liquid Rocket Engine and Variable Definitions

유량을 공급하기 위한 펌프 요구 동력이 계산될 것이다. 이로부터 가스발생기에 공급되는 유량이 계산된다. 이와같이 추력, 연소압 및 혼합비와 같은 '기본 요구값(basic requirement)'과 배관이나 밸브에서의 차압 등과 같은 '조건값(condition value)'은 엔진의 시스템설계를 위한 초기 '제시값(given value)'으로 생각할 수 있으며, 이러한 입력값의 제한조건(constraints)의 범위 내에서 요구값을 만족시키기 위한 오리피스 차압이나 연소기/가스발생기 유량 등과 같은 엔진시스템의 '설계변수(design parameter)'로 나누어 생각할 수 있다. 즉, 이들 설계변수값을 찾는 과정을 바로 에너지균형을 통한 엔진시스템 설계과정으로 볼 수 있다. 구체적으로 가스발생기 사이클의 경우 다음과 같이 11개의 설계변수를 제안할 수 있다.

- $x_1 = \Delta P_{ori,co}$  : 주연소기 산화제 라인 오리피스 차압
- $x_2 = \Delta P_{ori,cf}$  : 주연소기 연료 라인 오리피스 차압
- $x_3 = F_{tbc}$  : 터빈 배기노즐에서의 추력
- $x_4 = \Delta P_{ori,go}$  : 가스발생기 산화제 라인 오리피스 차압

$$\begin{aligned}
x_5 = \dot{m}_{cc,ox} & : \text{주연소기 산화제 유량} \\
x_6 = \dot{m}_{cc,fu} & : \text{주연소기 연료 유량} \\
x_7 = \dot{m}_{gg,ox} & : \text{가스발생기 산화제 유량} \\
x_8 = \dot{m}_{gg,fu} & : \text{가스발생기 연료 유량} \\
x_9 = \dot{m}_{ox} & : \text{산화제 총 유량} \\
x_{10} = \dot{m}_{fu} & : \text{연료 총 유량} \\
x_{11} = PR & : \text{터빈 압력비}(P_{gg}/P_{tbc})
\end{aligned}$$

이들 11개의 설계변수를 이용하여 가스발생기 사이클 엔진의 에너지균형을 이루기 위한 문제를 정의할 수 있다. 이를 위해 오차(residual)  $R_i$  를 다음과 같이 11개의 식으로 제시할 수 있다. 물론 문제의 성격이나 설계를 위한 변수를 달리 한다면 이러한 11개의 최소오차 요구조건식을 달리 제시할 수 있다.

① 연소기 압력/산화제 공급라인 압력 균형

$$R_1 = P_{cc} - (P_{0,ox} + \Delta P_{pp,ox} - \Delta P_{l,co} - x_1 - \Delta P_{vv,co} - \Delta P_{inj,co})$$

② 연소기 산화제/연료 공급라인 압력 균형

$$\begin{aligned}
R_2 = & (P_{0,ox} + \Delta P_{pp,ox} - \Delta P_{l,co} - x_1 \\
& - \Delta P_{vv,co} - \Delta P_{inj,co}) \\
& - (P_{0,fu} + \Delta P_{pp,fu} - \Delta P_{l,cf} - x_2 \\
& - \Delta P_{vv,cf} - \Delta P_{reg,cc} - \Delta P_{inj,cf})
\end{aligned}$$

③ 가스발생기 산화제/연료 공급라인 압력 균형

$$\begin{aligned}
R_3 = & (P_{0,ox} + \Delta P_{pp,ox} - \Delta P_{l,go} - x_4 \\
& - \Delta P_{vv,go} - \Delta P_{inj,go}) \\
& - (P_{0,fu} + \Delta P_{pp,fu} - \Delta P_{l,gf} - \Delta P_{or,gf} \\
& - \Delta P_{vv,gf} - \Delta P_{inj,gf})
\end{aligned}$$

④ 연소기 혼합비 균형

$$R_4 = (O/F)_{cc} - \frac{x_5}{x_6}$$

⑤ 가스발생기 혼합비 균형

$$R_5 = (O/F)_{gg} - \frac{x_7}{x_8}$$

⑥ 연소기 추력 균형

$$R_6 = F_{cc} - c_{cc}^* C_{f,cc} (x_5 + x_6)$$

⑦ 펌프 소요파워/터빈 구동파워 균형

$$R_7 = \left( \frac{\Delta P_{pp,ox} x_9}{\eta_{pp,ox} \rho_{ox}} \right) + \left( \frac{\Delta P_{pp,fu} x_{10}}{\eta_{pp,fu} \rho_{fu}} \right)$$

$$- \eta_{tb} C_{p,gg} T_{gg} (x_7 + x_8) (1 - (x_{11})^{(\gamma_{gg}-1)/\gamma_{gg}})$$

⑧ 터빈 배기노즐 추력 균형

$$R_8 = F_{tbc} - c_{tbc}^* C_{f,tbc} (x_7 + x_8)$$

⑨ 산화제 유량 균형

$$R_9 = x_9 - (x_5 + x_7)$$

⑩ 연료 유량 균형

$$R_{10} = x_{10} - (x_6 + x_8)$$

⑪ 가스발생기 압력(또는 터빈 압력비) 균형

$$\begin{aligned}
R_{11} = & P_{tbc} x_{11} - (P_{0,fu} + \Delta P_{vv,fu} - \Delta P_{l,gf} \\
& - \Delta P_{or,gf} - \Delta P_{vv,gf} - \Delta P_{inj,gf})
\end{aligned}$$

설계변수 벡터  $\mathbb{X}$ 와 오차 벡터  $\mathbb{R}$ 에 대하여, 엔진시스템의 에너지균형을 맞추기 위한 각 변수들의 값을 찾는 것은 비선형 연립방정식 Eq. 1의 해를 찾는 것이 된다.

$$\mathbb{R}(\mathbb{X}) = 0 \quad (1)$$

Eq. 1의 해는 Eq. 2의 뉴턴방법을 이용하여 구할 수 있다.

$$\mathbb{R}'(\mathbb{X}^k) \delta^k = -\mathbb{R}(\mathbb{X}^k) \quad (2.1)$$

$$x^{k+1} = x^k + \delta^k \quad (2.2)$$

본 연구에서는 연소기 연소가스의 물성치는 NASA CEA 코드를 이용하였다[3]. 연소기는 연소기로 공급되는 추진제의 온도 및 압력조건을 입력으로 하여 Jet A-1 추진제에 대하여 화학반응 모델을 shift-equilibrium이나 frozen의 두 형태 중 하나로 선택하여 해석 할 수 있도록 하였다.

재냉각에서의 추진제 온도 상승은 재냉각 채널의 유로 길이에 따라 균일하게 연소실로부터 열전달되는 1차원 모델을 이용하여 계산하였다.

터빈 배기 노즐에서의 온도는 Eq. 3의 관계식으로부터 계산하였으며, 이를 이용하여 배기 노즐에서의 특성속도( $c_{tbe}^*$ )를 계산하였다. 단,  $W_{tb}$ 는 터빈의 파워를 의미하며,  $\dot{m}_{gg}$ 는 가스발생기로부터 터빈에 공급되는 작동 유체의 질유량,  $C_p$ 는 작동 유체의 비열,  $T_{gg}$ ,  $T_{tbe}$ 는 각각 터빈 입구온도와 출구 온도를 의미한다. 이때 비열비와 가스 상수는 가스발생기의 값을 그대로 사용하는 것으로 하였다.

$$W_{tb} = \dot{m}_{gg} C_p (T_{gg} - T_{tbe}) \quad (3)$$

## 2.2 엔진시스템 설계 적용

본 연구에서 개발한 프로그램을 이용하여 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진시스템의 에너지 균형 설계 결과를 Fig. 2에 도시하였다. 본 연구에서 제시한 방법을 이용하여 엔진시스템의 에너지균형을 찾을 수 있으며 나아가 엔진시스템의 설계 최적화가 가능하다[4].

## 4. 결 론

가스발생기 사이클 엔진의 시스템 설계를 입력값과 기본 요구값으로 나누어 설계 요구값을 만족하기 위한 설계변수 11가지를 정의하였다.

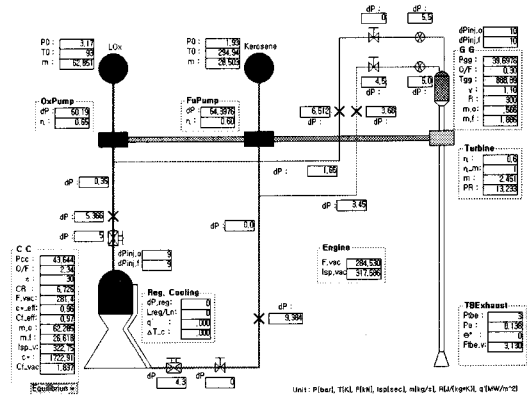


Fig. 2 Energy Balance Example for GG Cycle Engine

이 11가지의 설계변수를 설계 요구값의 residual이 0이 되기 위한 압력·유량·파워 밸런스 관계식 11개를 제시하였으며, Newton 방법을 이용하여 풀었다.

## 참고문헌

1. Evgeny L., Sergey M., Victor F., Vadim T., "Multifunctional mathematical simulation of thermodynamic cycles," personal contact, September 2003
2. Goertz, C., "A Modular Method for the Analysis of Liquid Rocket Engine Cycles," AIAA Paper 95-2966, July 1972
3. McBride, B. J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1996
4. 조원국, 박순영, 설우석, "고공용 액체로켓 엔진의 비추력 민감도," 2006 추계 한국항공우주학회, November 2006