

가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 모드 해석 프로그램 개발

박순영* · 조원국**

Program Development for the Mode Calculation of Gas-Generator Cycle Liquid Rocket Engine

Soonyoung Park* · Won Kook Cho**

ABSTRACT

Mode analysis is very important for the development of liquid rocket engine in various applications. We developed a mode analysis program for the gas-generator cycle liquid rocket engine by proposing 13 independent equations with 13 independent variables which can be solved by Newton method. As an example we calculated the change of engine operating mode according to the control valve's loss coefficient change located in the gas-generator oxidizer supply line. And we concluded that this program can give basic idea for the mode analysis of gas-generator cycle liquid rocket engine.

초 록

가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 작동모드를 계산하는 작업은 엔진 개발의 다양한 분야에 적용할 수 있는 필수 기술이다. 본 연구에서는 모드해석 프로그램 개발을 위한 독립적인 13개의 식과 그에 상응하는 13개의 변수를 정의하였으며, 이들 13개의 식을 Newton 방법을 이용하여 풀이하는 프로그램을 구성하였다. 본 프로그램을 이용하여 엔진 작동모드 계산을 수행하여 그 효용성을 살펴보고 있으며, 물리적인 타당성을 확인하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Gas Generator Cycle(가스발생기 사이클), Netwon Method(뉴턴방법), Mode Analysis(모드해석)

1. 서 론

가스발생기 사이클 액체로켓 엔진시스템은 주연소기, 터보펌프, 가스발생기, 터빈 출구 노즐, 밸브와 배관 등으로 구성된다. 이러한 액체로켓 엔진의 개발을 위해서는 그 신뢰성을 확보하기 위한 시험 영역을 선정하고, 실제 시험을 통한 검증이 이루어져야 한다. 특히 개발 초기 단계에

* 한국항공우주연구원 엔진그룹

** 한국항공우주연구원 엔진그룹

연락처, E-mail: psy@kari.re.kr

서는 각 서브시스템 별로 개발 목표인 설계 규격이 확정되어야 하며, 이렇게 확정된 설계 규격에 따라 각 서브시스템의 개발이 이루어진다. 서브시스템의 개발이 일단락되며, 이를 하나의 엔진시스템으로 조합하여 시험함으로써 엔진의 작동성을 확인하고 요구되는 추력이나 혼합비에 대한 보정을 거친다. 또한 작동 신뢰성을 높이기 위하여 탈설계 영역에 대한 추가적인 시험을 수행하게 된다.

이와 같은 일련의 엔진 개발 과정에서 엔진 구성품의 실제 개발 성능은 성능 분산 - 예를 들어 연소기 노즐의 목면적의 제작 오차나 종단 밸브 또는 오리피스스의 차압특성의 분산, 터보펌프의 수력학적 특성 변화나 효율에 대한 예측 오차 등 - 이 엔진 시스템으로 조합되었을 때 전체 성능에는 어떠한 영향을 미치며, 어느 정도의 성능분산으로 구현되는가를 파악하는 일은 대단히 중요한 일이다. 여기에서 각 서브시스템이 엔진 구성품으로서 상호 작용하여 하나의 엔진 작동 특성을 구현하는 형태를 엔진의 '작동모드'라 하고, 이 작동모드를 수치적으로 계산하는 일이 가지는 의미를 다음과 같이 요약할 수 있다.

- 엔진 구성품의 단품 성능을 알 때 이들이 조합되었을 때의 작동 특성과 엔진 성능을 예측할 수 있음
- 엔진의 추진제 공급조건이 변경할 때 엔진 작동 특성을 알 수 있음
- 추력이나 혼합비 보정을 위한 오리피스 또는 제어밸브의 크기나 밸브 개도 변화를 시험을 수행하기 전에 예측할 수 있음
- 엔진 시험 결과를 분석함에 있어 구성품의 오류나 사고의 원인을 예측할 수 있음
- 엔진 구성품의 설계 요구조건 도출을 가능하게 함

이러한 엔진의 작동모드 계산을 위한 프로그램이 필수적이며, 우주발사체 선진국들은 이러한 문제를 해결하기 위한 설계 프로그램을 개발·보유하고 있다[1, 2].

이에 본 연구에서는 최적화된 가스발생기 사

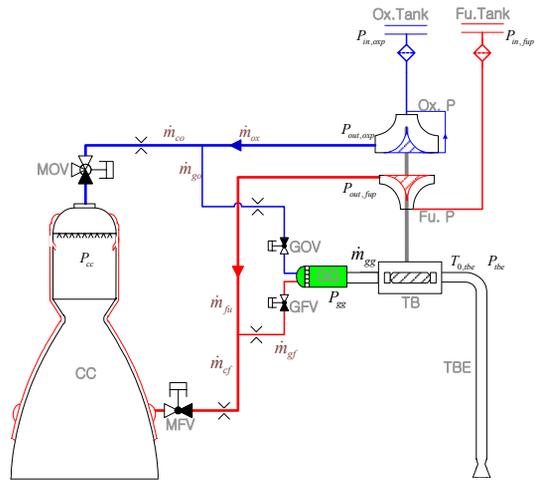


Fig. 1 Schematic Diagram of GG Cycle Engine

이를 엔진시스템을 구성하기 위한 엔진시스템의 작동모드 해석 프로그램 개발에 대해 살펴보고자 한다.

2. 본 론

2.1 계산방법

엔진시스템은 Fig. 1과 같이 압력과 질량 유량으로 변수 정리할 수 있으며, 엔진의 작동모드는 각 구성품 간의 압력·유량·파워 균형에 의해 결정된다. 본 연구에서는 엔진의 작동 모드에 대한 계산을 위해 다음과 같은 13개의 상호 독립적인 최소오차 요구조건식(R_i)를 정의하였다.

① 산화제펌프 토출압과 회전수 및 유량과의 관계

$$R_1 = P_{out,oxp} - (P_{in,oxp} + A_{H,ox} n_{tp}^2 + B_{H,ox} n_{tp} \dot{m}_{ox} + C_{H,ox} \dot{m}_{ox}^2)$$

② 연료펌프 토출압과 회전수 및 유량과의 관계

$$R_2 = P_{out,fup} - (P_{in,fup} + A_{H,fu} n_{tp}^2 + B_{H,fu} n_{tp} \dot{m}_{fu} + C_{H,fu} \dot{m}_{fu}^2)$$

③ 연소기 산화제 공급라인 압력 배분과 연소압 편차

$$R_3 = P_{cc} - \left(P_{out,oxp} - \sum_i \xi_{co,i} \frac{\dot{m}_{co}}{2\rho_o} \right)$$

④ 연소기 연료 공급라인 압력 배분과 연소압 편차

$$R_4 = P_{cc} - \left(P_{out,fup} - \sum_i \xi_{cf,i} \frac{\dot{m}_{cf}}{2\rho_f} \right)$$

⑤ 노즐을 통과하는 연소가스 유량과 연소압 관계

$$R_5 = P_{cc} - \frac{\eta_{c^*,cc} (\dot{m}_{co} + \dot{m}_{cf})}{A_{n,cc} \sqrt{\frac{\gamma_{cc}}{R_{cc} T_{cc}} \left(\frac{2}{\gamma_{cc} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{cc} + 1}{\gamma_{cc} - 1}}}}$$

⑥ 가스발생기 산화제 공급라인의 압력 배분과 가스발생기 연소 압력의 관계

$$R_6 = P_{gg} - \left(P_{out,oxp} - \sum_i \xi_{go,i} \frac{\dot{m}_{go}}{2\rho_o} \right)$$

⑦ 가스발생기 연료 공급라인의 압력 배분과 가스발생기 연소 압력의 관계

$$R_7 = P_{gg} - \left(P_{out,fup} - \sum_i \xi_{gf,i} \frac{\dot{m}_{gf}}{2\rho_f} \right)$$

⑧ 노즐을 통과하는 연소가스 유량과 가스발생기 연소 압력의 관계

$$R_8 = P_{gg} - \frac{\eta_{c^*,gg} (\dot{m}_{go} + \dot{m}_{gf})}{A_{n,gg} \sqrt{\frac{\gamma_{gg}}{R_{gg} T_{gg}} \left(\frac{2}{\gamma_{gg} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gg} + 1}{\gamma_{gg} - 1}}}}$$

⑨ 터빈의 adiabatic 속도

$$R_9 = C_{ad,tb} - \sqrt{\frac{2\gamma_{gg}}{\gamma_{gg} - 1} R_{gg} T_{gg} \left(1 - \left(\frac{P_{tbe}}{P_{gg}} \right)^{\frac{\gamma_{gg}}{\gamma_{gg} - 1}} \right)}$$

⑩ 터빈 압력비와 비속도로 정의되는 터빈 효율

$$R_{10} = \eta_{tb} - \left\{ A_{e,tb} \left(\frac{P_{gg}}{P_{tbe}} \right)^2 + B_{e,tb} \left(\frac{P_{gg}}{P_{tbe}} \right) + C_{e,tb} \right\} \times \left(\frac{D_{m,tb} n_{tp}}{2C_{ad,tb}} \right)^2 + \left\{ D_{e,tb} \left(\frac{P_{gg}}{P_{tbe}} \right)^2 + E_{e,tb} \left(\frac{P_{gg}}{P_{tbe}} \right) + F_{e,tb} \right\} \times \left(\frac{D_{m,tb} n_{tp}}{2C_{ad,tb}} \right)$$

⑪ 터빈의 효율 정의

$$R_{11} = \eta_{tb} - \frac{T_{gg} - T_{0,tbe}}{T_{gg} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{tbe}}{P_{gg}} \right)^{\frac{\gamma_{gg} - 1}{\gamma_{gg}}} \right\}}$$

⑫ 터빈 출구 전압력의 계산 (가정 : 터빈 동익 출구 가스의 Mach 수 $\ll 1$) [3]

$$R_{12} = P_{0,tbe} - f(P_{tbe}, n_{tp}, T_{gg}, P_{gg}, R_{gg}, \gamma_{gg}, D_{m,tb}, \phi_{tb,st}, \psi_{tb,rt}, \alpha_{1,st}, \beta_{2,rt})$$

⑬ 터빈과 펌프의 파워(W) 상사

$$R_{13} = \eta_{m,tp} W_{tb} - (W_{oxp} + W_{fup})$$

이상의 13개의 요구조건식을 풀기 위해 13개의 변수를 다음과 같이 제안할 수 있다.

- $x_1 = n_{tp}$: 터보펌프 회전수
- $x_2 = \dot{m}_{co}$: 산화제 유량
- $x_3 = P_{out,oxp}$: 산화제펌프 토출압
- $x_4 = P_{out,fup}$: 연료펌프 토출압
- $x_5 = P_{cc}$: 연소기 연소압력
- $x_6 = \dot{m}_{cf}$: 연소기 연료 유량
- $x_7 = \dot{m}_{go}$: 가스발생기 산화제 유량

- $x_8 = P_{gg}$: 가스발생기 연소압력
- $x_9 = \dot{m}_{gf}$: 가스발생기 연료 유량
- $x_{10} = C_{ad,tb}$: 터빈 adiabatic velocity
- $x_{11} = \eta_{tb}$: 터빈 효율
- $x_{12} = T_{0,tbe}$: 터빈 출구 전온도
- $x_{13} = P_{tbe}$: 터빈 출구 정압력

이상의 변수와 수식 정의에 의해 설계변수 벡터 \mathbb{X} 와 오차 벡터 \mathbb{R} 에 대하여, 엔진 작동 모드를 계산하는 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.

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

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

이외의 엔진 작동 특성들은 이들 독립변수들로부터 계산되어질 수 있다.

본 연구에서는 연소기 연소가스의 물성치는 NASA CEA 코드를 이용하여 추진제 혼합비 및 압력조건을 입력으로 하여 Jet A-1 추진제에 대하여 계산한 후, 이를 데이터베이스화 하여 사용하였다[4]. 가스발생기 연소가스 물성치는 연소실로 공급되는 추진제 질유량의 혼합비에 대한 선형 함수로 가정하여 이를 입력으로 계산할 수 있도록 하였다.

2.2 엔진 작동 모드 해석 예

본 연구에서 개발한 프로그램을 이용하여 가스발생기 산화제 공급라인의 제어밸브 손실계수 (loss coefficient)를 변화시키기에 따라 엔진 작동점의 변화를 계산한 결과를 Fig. 2에 도시하였

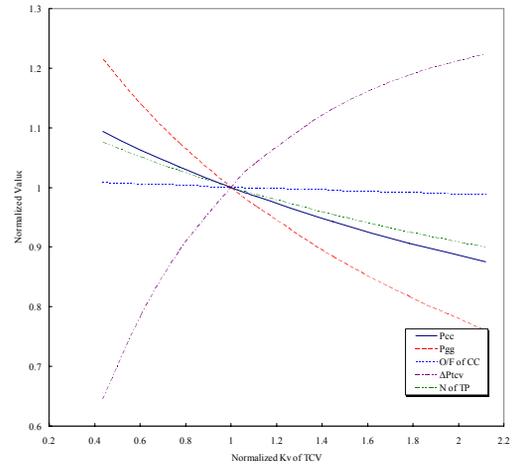


Fig. 2 Example of Engine Mode Analysis According to the Change of GG Oxidizer Line Loss Coefficient

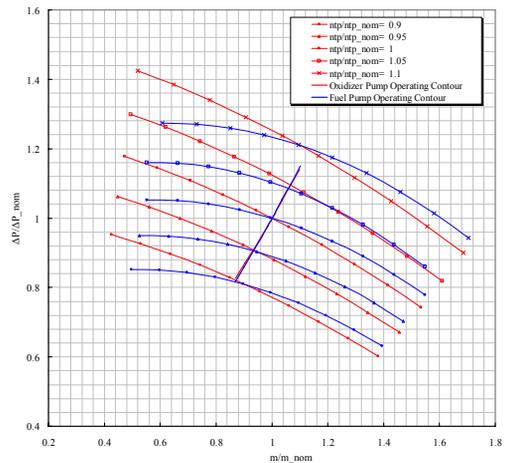


Fig. 3 Calculated Pump Hydraulic Operating Map

다. 계산과정에서 가스발생기의 온도를 일정하게 유지하기 위하여 가스발생기 연료 유량제어를 포함시켰다. 그림에서 알 수 있듯이 제어밸브의 손실계수를 증가시키기에 따라 제어밸브의 차압은 증가하고, 이에 따라 가스발생기에 공급되는 추진제가 감소함에 따라 가스발생기 압력이 감소하고, 터보펌프 동력이 줄어들어 연소압과 터보펌프 회전수가 감소하는 결과를 확인할 수 있다.

Fig. 3은 이때의 산화제펌프 및 연료펌프의 유량-토출압 변화를 도시한 것이다. 펌프의 성능 곡선 상에서 터보펌프의 작동점 변화가 이루어짐을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 작동모드를 계산할 수 있는 프로그램 개발을 위한 독립적인 13개의 식과 그에 상응하는 13개의 변수를 정의하였다. 이들 13개의 식을 Newton 방법을 이용하여 풀이하는 프로그램을 구성하였다. 이러한 작동모드 해석 기법을 응용하여 향후 엔진 개발 과정의 다양한 분야에 적용할 수 있는 해석 툴 개발이 가능할 것으로 판단된다.

향후 본 프로그램에 재생냉각 채널에서의 열 전달 효과를 계산할 수 있는 모듈과, 펌프의 캐비테이션 및 공력 가열 등의 해석 부분을 추가하면 보다 더 정확한 해석이 가능할 것이다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부에서 시행한 특정연구개발 사업인 “소형위성발사체 개발사업” 연구 결과의 일부입니다.

참 고 문 헌

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. 박순영, 남창호, 문인상, 최환석, “액체 로켓 엔진용 터빈의 압력비 계산”, Technical Memorandum, KARI, 2004
4. McBride, B. J. and Gordon, S., “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications,” NASA Reference Publication 1311, 1996