

액체로켓엔진 통합 설계를 위한 에너지 발란스 프로그램 개발

이상복* · 노태성**

Development of Energy Balance Program for Staged-Combustion Cycle of Liquid Rocket Engine

Sang-Bok Lee* · Tae-Seong Roh**

ABSTRACT

The energy balance program which can balance the relations among energy, mass flow, pressure in the staged-combustion cycle of the liquid rocket engine has been developed. The modular approach has been chosen for the analysis; the engine cycle consists of the elements from the predefined component analysis program. The engine with the staged-combustion cycle has been decomposed into several principal component modules, such as a thruster chamber, turbopumps, turbines, supply system components and a pre-burner. The program has been verified with comparison of the results to the selected data of the space shuttle main engine.

초 록

액체로켓엔진 단계식 연소 사이클에 대한 에너지 발란스 프로그램을 개발하였다. 엔진을 추력실, 터보펌프, 터빈, 예연소기, 공급계 부품 등으로 모듈화 하여 각 모듈 프로그램을 제어하는 방식을 사용하였다. 이를 통해 에너지, 질유량, 압력의 균형을 맞추었으며 대표적인 단계식 연소 사이클인 스페이스 셔틀 메인 엔진의 자료를 바탕으로 비교 검증하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Staged-Combustion Cycle(단계식 연소 사이클), Energy Balance Program(에너지 발란스 프로그램)

1. 서 론

액체로켓엔진의 개발은 임무에 맞게 추력, 무

게제한, 크기제한 등의 요구조건을 만족시키도록 이루어져야 한다. 액체로켓엔진은 다양한 구성품으로 구성되어있어서 설계 변수가 매우 많으며, 한 두 종류의 유체로 전체 시스템을 작동시키기 때문에 설계 변수간의 상호작용이 복잡한 관계를 갖고 이루어진다. 따라서 하나의 변수가 변경 되면 엔진 시스템 전체에 영향을 주게 되어 설

* 인하대학교 항공우주공학과

** 인하대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: yompari@naver.com

계 변경을 초래하며 이는 액체로켓엔진의 개발에 있어서 막대한 비용 손실을 주게 된다. 이러한 이유로 액체로켓엔진 개발 초기단계에서는 설계 변수를 적절하게 결정하는 과정이 매우 중요하다.[1]

보다 더 많은 제한조건과 구성품들을 반영하고 정확한 성능해석 및 설계를 위해서는 다분야 통합 최적 설계(Multi-Disciplinary Optimization) 기법을 도입할 필요가 있다. 최근 미국과 중국 등에서는 다분야통합최적설계기법을 이용하여 재질과 무게, 비용을 반영한 액체로켓엔진 최적 설계 프로그램이 개발되었다.[2],[3] 이를 위해서는 엔진의 구성품을 모듈화 하고 각 모듈들을 관리하는 시스템 차원에서의 통합 프로그램이 우선적으로 개발되어야 한다. 본 연구에서는 이러한 시스템 통합 프로그램의 개발을 기초단계로서 액체로켓 엔진을 모듈화 하고 단계식 연소 사이클(Staged Combustion Cycle)에 대한 에너지 발란스 프로그램 개발을 목표로 하였다.

대표적인 단계식 연소 사이클 엔진인 스페이스 셔틀 메인엔진(SSME: Space Shuttle Main Engine)의 데이터와 프로그램 실행 결과를 비교하여 에너지 발란스 프로그램의 실효성을 검토하고자 한다.

2. 본 론

2.1 에너지 발란스 프로그램

에너지 발란스 프로그램은 액체로켓엔진의 정상적인 구동을 위해 예비 설계 단계에서 필요한 프로그램으로, 요구추력 또는 요구비추력에 따라 각 구성품의 설계 변수를 결정하는 기능을 수행한다. 이를 위해서는 각 구성품간의 질유량, 압력 등을 조절하여 터빈과 펌프의 에너지를 적절하게 맞춰야 한다.[4] 이 과정을 에너지 발란스(Energy Balance) 혹은 파워 발란스(Power Balance)라고 하며 액체로켓엔진 최적설계의 기초가 된다. 이를테면 터빈에서 생성되는 에너지가 펌프에서 추진제를 공급하기 위해 요구되는 에너지보다 작으면 엔진이 정상적으로 구동될 수 없으며, 반대로 터빈에서 생성되는 에너지가

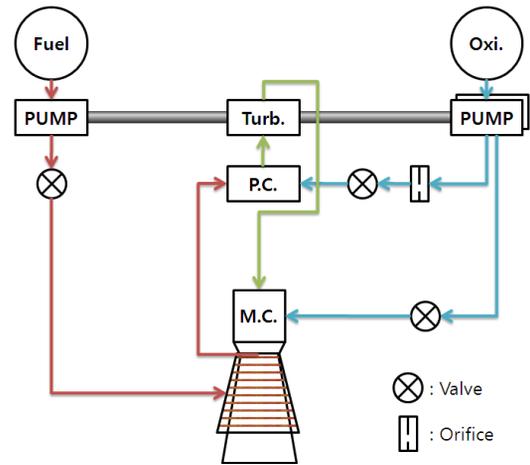


Fig. 1 Schematic Diagram of SC Cycle Engine

펌프에서 요구되는 에너지보다 필요 이상으로 크면 비추력에 있어서 손해를 보아 전체적인 로켓엔진의 효율이 낮아진다고 볼 수 있다.

2.2 액체로켓엔진 모듈화

터보펌프식 액체로켓엔진은 사이클에 상관없이 공통적으로 터보펌프, 터빈, 그리고 노즐, 인젝터, 주연소실로 이루어진 추력실을 포함하고 있다. 그리고 공통적으로 성능에 영향을 미치는 주요 공급계 부품으로는 주연료 및 산화제 파이프, 주연료 밸브(Main Fuel Valve; MFV), 주산화제 밸브(Main Oxidizer Valve), 가스발생기나 예연소기로 들어가는 오리피스(Orifice)가 있다. 이 구성품들로 전체 시스템을 모듈화하여 해석하는 프로그램을 따로 만들면, 에너지 발란스 프로그램에서는 이 프로그램의 입력값들을 제어하여 효과적으로 통합 설계를 수행할 수 있고, 다른 여러 가지 사이클에 대해서도 쉽게 프로그램을 확장할 수 있다. 본 연구에서는 터보펌프, 터빈, 주추력실, 예연소기, 공급계부품(밸브, 오리피스, 파이프)로 모듈화 하였다.

2.3 단계식 연소 사이클 모델링

단계식 연소 사이클은 추력에 따라 펌프와 터빈을 따로 사용하기도 하고 같이 사용하기도 하며, 그 개수도 엔진의 규모와 특성에 따라 다르

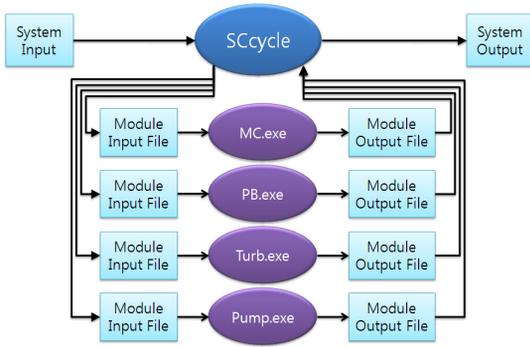


Fig. 2 Structure of the Energy Balance Program

다. 본 연구에서는 시스템을 단순화하여 Fig 1. 에서와 같이 예연소기 한 개와 터빈 한 개를 사용하는 단계식 연소 사이클을 모델링 하였다.

2.4 에너지 발란스 프로그램의 구성

각 모듈은 성능을 나타내는 변수들로 표현이 가능하다. 변수들이 복잡한 상호 작용을 이루고 있기 때문에 변수들의 입출력 관계를 파악하고 메인 프로그램에서 제어하는 것이 필요하다. Fig. 2에서는 에너지 발란스 프로그램의 구조를 나타내었다. 메인 프로그램에서 각 모듈에 입력 파일을 생성하여 모듈 프로그램을 실행시키고 출력 파일을 받는다. 이 출력 파일을 바탕으로 하여 에너지 발란스가 이루어질 때까지 입력 파일들을 변경하여 반복적으로 같은 과정을 수행하여 결과를 얻게 된다.

전체 프로그램의 입력변수는 설계점에서의 요구추력, 외부압력, 노즐확장비, OF비(연료질유량에 대한 산화제 질유량의 비), 예연소기 OF비, 예연소기 질유량 비(전체질유량에 대한 예연소기 질유량의 비)이다. 요구추력과 외부압력은 설계점에 대한 요구 설계변수로 주어지게 되며, OF비는 막냉각 효과 등을 고려하여 주어지게 된다. 본 연구에서는 막냉각 효과에 대하여 고려하지 않았으므로 사용자가 OF비를 직접 입력하도록 하였다.

각 모듈의 입력변수와 모듈을 통해 얻어지는 주요 변수는 Table 1에 정리하였다. 공급계부품은 연소실 압력에 대해서 통계적인 수치로 차압

을 계산하며 터보펌프 모듈의 변수와 상호작용을 이루어 매우 복잡한 관계를 갖는다. 본 연구에서는 공급계 부품에서 발생하는 압력손실을 일정한 값으로 고정하였다.

질유량 비의 결정은 본 프로그램에서 가장 중요하게 다뤄지는 부분이다. 각 부분의 질유량은 사용자의 입력값에 따라 식(1)~(3) 과 같이 계산된다. *PB*는 전체 질유량에 대한 예연소기 질유량의 비율을 나타낸 값이다.

$$\dot{m}_{PB} = PB \dot{m}_{tot} \quad (1)$$

$$\dot{m}_{OPB} = \dot{m}_{PB} \left(\frac{PBOF}{1 + PBOF} \right) \quad (2)$$

$$\dot{m}_{FPB} = \dot{m}_{PB} \left(\frac{1}{1 + PBOF} \right) \quad (3)$$

Table 1. Input and Output of the Modules

	입력변수	출력변수
주추력실	연료구성비, 연소압력, 외부압력, 요구추력, 노즐확장비	노즐목면적, Isp, 질유량
예연소기	연소압력, 연료구성비	예연소기 물성치
터보펌프	효율, 질유량, 밀도, 주추력실압력, 탱크압력, 공급계 부품 압력손실	요구에너지
터빈	효율, 예연소기 질유량, 예연소실압력, 주추력실압력, 예연소기 물성치	생성에너지

연료농후 상태로 연소를 하는 예연소기를 거친 후 연소가스는 고온의 물(H₂O)과 수소(H₂)로 배출이 된다. 전체 예연소기 질유량에 대한 물 생성량의 비율을 *WH*라고 하면 주연소실에 들어가는 물질의 질유량은 식(4)~(7) 같이 계산된다.

$$\dot{m}_{O_{Mc}} = \dot{m}_{tot} (1 - PB) \left(\frac{OF}{1 + OF} \right) \quad (4)$$

$$\dot{m}_{F_{Mc}} = \dot{m}_{tot} (1 - PB) \left(\frac{1}{1 + OF} \right) \quad (5)$$

$$\dot{m}_{H_2O_{tot}} = \dot{m}_{tot} \cdot WH \cdot PB \quad (6)$$

$$\dot{m}_{RHOT} = \dot{m}_{tot} \cdot (1 - WH) \cdot PB \quad (7)$$

2.5 모듈별 실행

모듈별 프로그램의 개발이 아직 완성되지 않았으므로 널리 사용되는 이론적인 식으로 각 모듈을 대신하였다. 주추력실과 예연소기의 연소와 관련된 사항은 NASA의 화학반응 프로그램 CEA2 를 이용하여 비열비 γ , 기체상수 R , 온도 T 를 얻어 사용하였다.

주추력실 모듈은 하침자 MC 로 표기하였으며 주요하게 사용된 식은 식(8)~식(11)이다. F 는 추력, A_t 는 노즐목 면적, C_f 는 추력계수, P_c 는 연소실 압력, ε 은 노즐확장비, P_a 와 P_e 는 외부압력과 노즐출구압력을 뜻한다.

$$A_{t_{MC}} = \frac{F_{MC}}{P_{c_{MC}} C_{f_{MC}}} \quad (8)$$

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \varepsilon \left[\frac{P_e - P_a}{P_c} \right] \quad (9)$$

$$\varepsilon_{MC} = \frac{A_{e_{MC}}}{A_{t_{MC}}} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma_{MC}+1} \right)^{\frac{1}{\gamma_{MC}-1}} \left[\frac{P_{c_{MC}}}{P_{e_{MC}}} \right]^{\frac{1}{\gamma_{MC}}}}{\sqrt{\frac{\gamma_{MC}+1}{\gamma_{MC}-1} \left[1 - \left(\frac{P_{e_{MC}}}{P_{c_{MC}}} \right)^{\frac{\gamma_{MC}-1}{\gamma_{MC}}} \right]}} \quad (10)$$

$$\dot{m}_{MC} = A_{t_{MC}} P_{c_{MC}} \sqrt{\frac{\gamma_{MC} \left(\frac{2}{\gamma_{MC}+1} \right)^{\frac{\gamma_{MC}+1}{\gamma_{MC}-1}}}{R_{MC} T_{MC}}} \quad (11)$$

터보펌프와 터빈은 효율을 사용자가 입력하도록 하였으며 터보펌프의 요구 에너지 L_P 와 터빈의 요구 파워 L_T 는 각각 식(12), (13)을 이용하여 얻었다. ρ 는 유체의 밀도, η 는 전체적인 효율, Pr 은 압력비이다.

$$L_P = \frac{\dot{m}_P \Delta P_P}{\rho_P \eta_P} \quad (12)$$

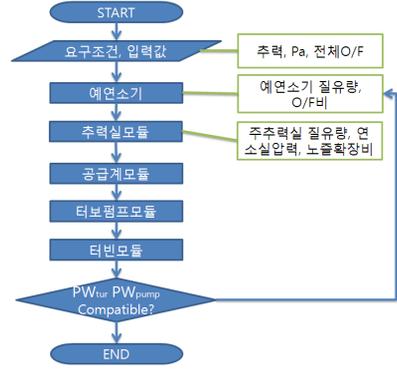


Fig. 3 Flow Chart

$$L_T = \dot{m}_T c_{p_T} \eta_T T_{T_{in}} \left(1 - \left(\frac{1}{Pr} \right)^{\frac{\gamma_T}{\gamma_T-1}} \right) \quad (13)$$

예연소기의 질유량과 주추력실의 질유량을 조절하여 식(14)의 에너지 발란스 조건을 만족시키도록 전체적인 프로그램을 구성하였으며 그 알고리즘은 Fig. 3과 같다.

$$0 < L_T - (L_{OP} + L_{FP}) \leq tol \quad (14)$$

3. 프로그램 실행 및 결과

3.1 입력

프로그램의 검증을 위해 비교 대상 엔진을 비교적 자료가 많이 공개되어 있는 SSME(Space Shuttle Main Engine)로 정하였다. SSME는 두 개의 예연소기와 터빈이 2개로 구성되어서 각각 펌프를 구동시키지만 연료비와 압력이 같고 질유량만 다르게 설계되므로 에너지 발란스 단계에서는 하나의 예연소기와 하나의 터빈을 사용해도 무방하다고 판단하였다. 입력변수는 참고문헌을 바탕으로 Table 2와 같이 주었다.[5]

Table 2. Input Variables

	입력변수
OF	6.0
OF_{PB}	0.7

연소실압력	20.4 MPa
노즐확장비	77.5
대기압	1 atm
추력	1,817.4 kN

Table 3. Comparison of SSME and the Result of the Program

	비교값 (SSME)	계산값	오차 (%)
추력(SLS)	1,817kN	1,817kN	0
Isp(SLS)	363 s	385.6 s	6.19
추력(vac)	2,278kN	2,235kN	1.88
Isp(vac)	453.0 s	474.1 s	4.66
질유량	511.0kg/s	480.6kg/s	5.95
\dot{m}_{PB}	98.62kg/s	92.28kg/s	6.43
PB	0.193	0.192	0.52
펌프파워	-	77.99MW	
터빈파워	-	78.22MW	

3.2 실행 결과

Table 3은 프로그램 실행 결과를 나타낸 표이다. 터빈의 생성되는 파워가 펌프 요구 파워보다 큰 값으로 설정되었음을 확인할 수 있다. 주요 성능값들이 5% 내외의 오차를 보임을 확인할 수 있는데, 이는 연소효율 등을 이상적인 값으로 계산하였기 때문에 발생한 것으로 보인다. 추력계수 효율 값 등이 일반적으로 0.95~0.98임을 고려해 볼 때, 효율이 적용되면 더 정확한 값을 얻을 수 있을 것이라고 판단된다. 예연소기 질유량 비율은 1% 미만의 정확한 값으로 예측되었다.

4. 결 론

액체로켓엔진의 부품을 모듈화하여 단계식 연소 사이클에 대한 에너지 발란스 프로그램을 개발하였고, 프로그램의 확장성을 위해서 모듈의 입출력 파일을 제어하는 방식으로 메인 프로그램을 구성하였다. 개발된 프로그램은 SSME의 데이터와 비교 검증하여 최대 약 6.5% 이내의 오차를 보였다. 개발된 에너지 발란스 프로그램은 추후 각 모듈의 최적설계 프로그램과 연동하고,

다양한 액체로켓엔진 사이클과 다양한 연료를 사용할 수 있도록 확장하여 액체로켓엔진 통합 최적설계 프로그램을 만드는 데 활용될 것이다.

5. 후 기

본 연구는 항공우주연구원 학연협력강화사업 기반기술 개발을 위한 성과 창출형 과제 "액체로켓엔진 시스템 통합 해석 프로그램 개발"의 일환으로 진행되었습니다. 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang, Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, 1992
2. Guobiao Cai, Xiaoyan Tong, Yuntao Zheng, Jie Fang, "Generic Optimization of System Parameters for Liquid Rocket Engine with Gas Generator Cycle", 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005, AIAA 2005-3743
3. J. E. Bradford, A. Charania, B. St. Germain, "REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability", 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004, AIAA-2004-3514
4. George P. Sutton and Oscar Biblarz, Rocket Propulsion Elements, 7th ed., John Wiley & Son Inc., 2001
5. http://en.wikipedia.org/wiki/Space_Shuttle_main_engine
6. 이진근, 김진한, "터보펌프식 액체로켓엔진의 시스템 해석," 한국항공우주학회집, 2004년 제32권 제5호, pp.109-115