

액체로켓엔진 시스템 통합 해석 프로그램 개발 1

이상복^a · 손민^b · 서종철^c · 임태규^a · 노태성^{a,*} · 구자예^d · 김귀순^cDevelopment of System Analysis Program of
Liquid Rocket Engine ISang-Bok Lee^a · Min Son^b · Jongcheol Seo^c · Taekyu Lim^a ·
Tae-Seong Roh^{a,*} · Jaye Koo^d · Kuisoon Kim^c^aDepartment of Aerospace Engineering, Inha University, Korea^bDepartment of Aerospace Engineering, Korean Aerospace University, Korea^cDepartment of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea^dSchool of Mechanical and Aerospace Engineering, Korean Aerospace University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: tsroh@inha.ac.kr

ABSTRACT

The system analysis and design program of the liquid rocket engine has been developed for preliminary conceptual design process. The program analyzes the engine system and obtains optimal design variables by optimization methods such as genetic algorithm for the higher specific impulse and thrust to weight ratio using given input parameters and requirements. For the users' convenience, the GUI has been offered. The 3-dimensional model for the visualization of results has been interconnected with the CATIA program. The results are expected to be applied to the design process of the space launch vehicle for the analysis and selection of the propulsion system.

초 록

액체로켓엔진의 초기 개념설계를 위한 시스템 통합 해석 및 설계 프로그램을 개발하였다. 개발된 프로그램은 주어진 요구조건과 입력 변수들에 대한 시스템 성능해석을 수행하고 유전 알고리즘 등의 최적화 기법을 통하여 높은 비추력과 추력중량비를 갖는 설계변수의 조합을 찾아낸다. 사용자의 편의를 위해 간단한 GUI를 구성하고 프로그램의 설계 결과는 형상 파라미터를 가시화하여 확인할 수 있도록 CATIA와 연동하여 3차원 도면으로 나타낼 수 있도록 하였다. 본 연구는 이후 우주발사체의 기본 설계에서 추진기관의 선정 및 해석 과정에 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), System Analysis(시스템 해석), System Optimization(시스템 최적화), Genetic Algorithm(유전 알고리즘)

Received 30 November 2012 / Revised 13 May 2013 / Accepted 22 May 2013

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

우주발사체의 초기 설계 단계에서는 추진기관

에 대한 선정과 검토 과정이 필요하다. 액체로켓 엔진은 우주발사체의 대표적인 추진기관으로써 사이클과 연료 및 산화제의 종류에 따라 분류된다. 하지만 분류만으로 액체로켓엔진의 성능을 예측하여 설계에 반영하기에는 정확도가 매우 낮기 때문에 지정된 설계점 및 요구조건과 설계변수에 대한 시스템의 해석 과정이 필요하다[1]. 우주 선진국에서는 이론과 실험 데이터 기반으로 만들어진 엔진 부품에 관한 해석 프로그램들을 컴퓨터 기술이 발달함에 따라 정밀도를 높이고 이들을 통합하여 설계하는 연구가 이루어졌다[2]. 최근에는 항공기나 우주발사체 등 하나의 시스템을 구조해석, 연소해석, 유체유동해석, 비용분석, 신뢰성 분석을 연동하는 다분야통합설계(MDO: Multi-disciplinary Design Optimization) 기법을 이용하여 해석 및 설계가 이루어지고 있어서 설계 변경에 대한 부담을 줄이고 해석과 설계에 소요되는 시간과 비용을 줄이고 있다.

국내에서도 KSR-III, KSLV-I 개발 사업의 일환으로 액체로켓엔진의 구성품별 해석 연구와 시스템 해석에 관한 연구가 이루어진 바 있으나, 무게 예측에 대한 연구가 미비하고 해석의 정밀도를 더 높여야 한다는 필요성이 제기되었다[3-5].

본 연구에서는 이러한 필요에 따라 액체로켓 엔진의 구성품들을 분류하고 각 구성품의 성능과 무게를 산출하도록 해석 모듈을 개발하였다. 모든 모듈 프로그램들은 시스템 해석 단계에서 입력 변수와 출력값들이 연동되어 해석할 수 있도록 개발되었다. 정밀도를 높이기 위하여 기초적인 이론 자료, 경험식, 실제 자료들을 반영하여 모듈 프로그램들을 구성하였다.

주 추력실은 분사기, 연소실, 노즐로 구성되어 추진체의 연소가 이루어져 추력을 내는 부품이며 본 연구에서는 재생냉각식 연소기를 모델링하여 해석하였다. 연소기 내부의 연소는 화학평형 가정을 통해 Gordon과 McBride가 제안한 CEA(Chemical Equilibrium and Application)을 기반으로 연소가스의 온도, 비열비(specific heat ratio), 물질량 등의 열역학적 물성치를 구하였고, 1차원 등엔트로피 유동 가정을 통해 성능을

평가하였다[6]. 재생냉각 해석은 연소기와 노즐의 형상 프로파일을 이용하여 각 격자점에서의 열전달 및 냉각유로 내 압력 강하량을 계산하는 방법을 사용하였다.

터보펌프와 터빈은 RPM, 유량, 속도비, 유체의 상태량 등에 대해 경험식과 손실식을 이용하여 효율을 산출하고, 관계식들을 이용하여 성능 해석 프로그램을 개발하였다. 터보펌프와 터빈 간에 에너지 균형 조건을 만족시킬 수 있도록 펌프의 요구 동력과 터빈에서 생성되는 동력을 일치시켰다. 원심펌프와 1단 층동형 터빈으로 이루어진 것을 가정하였으며 많이 사용되는 3가지의 터보펌프-터빈 조합에 대한 해석을 지원할 수 있도록 하였다.

밸브와 파이프 등의 공급계 부품 모듈은 유량계수와 저항계수를 이용하여 유체의 유량과 크기, 압력에 대해서 손실압력과 무게를 산출할 수 있도록 구성하였다. 실제 사용되는 밸브와 파이프의 정보를 수집하여 해석에 반영하였다.

액체로켓엔진 전체 시스템 해석은 모듈프로그램들의 입출력변수를 고려하여 통합되었으며 유량, 압력, 동력이 정상상태(steady state)에서 타당한 균형을 이루는 조건을 만족시키도록 구성되었다. 사용연료와 요구추력, 연소실 압력 등의 주어진 값들에 대해서 추진기관의 성능 지표로 사용되는 무게와 비추력, 그리고 그 밖의 각 부품의 성능을 산출할 수 있다.

2. 본 론

2.1 시스템 요구사항과 해석 가정

액체로켓엔진의 시스템은 사용자가 연료와 산화제, 사이클, 터보펌프-터빈 유형, 외부압력 혹은 설계점 고도, 요구추력, 각 부품의 재질 등의 변수를 지정하면 해석과정을 통해 엔진의 추진제 소모율과 그에 따른 비추력, 무게 등의 주요 성능을 도출하도록 하였다. 모든 부품들은 정상상태(steady state) 해석을 하였으며, 포고 안정성(pogo stability)이나 밸브 작동 응답 특성 등의 동적인 사항은 고려하지 않았다.

추진제의 물성치는 보관 온도를 기준으로 하여 해당 온도의 밀도, 점성계수 값을 사용하였다. 재질은 액체로켓엔진의 각 부품별로 많이 사용되는 금속재질에 대한 한계온도와 허용응력을 반영하였다. 열에 의한 파괴가 없는 범위 내에서 작동값이 수렴하도록 설정하였으며, 허용응력을 견딜 수 있도록 부품에서의 두께를 계산하도록 하였다.

2.2 시스템 해석 과정

모듈 프로그램으로 이루어진 엔진 시스템의 해석과정과 최적화 과정을 Fig. 1에 간략하게 나타내었다. 액체로켓엔진은 모든 부품이 산화제와 연료, 연소가스를 작동 유체로 하면서 서로 연결되어 있기 때문에 한 부품에서의 압력과 질유량은 다른 부품에 영향을 준다. 따라서 모든 부품의 성능이 적절하게 조율되어 질유량 균형과 압력 균형, 그리고 터보펌프와 터빈간의 에너지 균형 조건을 충족함과 동시에 사용자가 설정한 요구값을 만족시켜야 한다[7]. 질유량 균형은 주추력실(Main Combustion Chamber)에서 산화제 연료비(O/F ratio)와 연소실 압력을 통해 주어진 요구추력을 만족시키는 추진제의 질유량과 터빈 구동을 위한 가스발생기의 질유량을 계산하여

이루어진다. 압력 균형을 이루는 방법으로 본 연구에서는 연소실 압력과 가스발생기 압력을 사용자가 입력하도록 하였으며 그에 따른 파이프와 밸브, 재생냉각 채널의 손실압력을 계산하여 터보펌프에서 상승시켜야 하는 압력을 계산하였다. 에너지 균형 과정은 펌프의 요구 동력과 동일한 동력을 터빈에서 생성시키도록 설정하였다. 에너지 균형 과정에서 가스발생기 질유량이 다시 결정되기 때문에 새로운 질유량 값으로 질유량 균형을 이루어야 하며, 이 과정을 반복하여 수렴되는 값을 찾도록 하였다.

2.3 엔진 시스템 설계 최적화

유전 알고리즘을 이용하여 액체로켓엔진 해석 프로그램의 설계변수를 최적화 하도록 구성하였다. 유전 알고리즘은 난수를 발생시켜 다양한 설계변수 조합을 생성하고 모든 결과를 평가하는 과정을 반복하여 최적점을 탐색하는 방법으로 다변수함수 문제를 효과적으로 해결할 수 있어 널리 사용되는 방법이다[8]. 프로그램의 개발 과정에서 모듈 프로그램이 변경되어 설계변수가 가감되더라도 구조적인 변경 없이 최적화를 수행할 수 있다는 장점이 있다.

본 연구에서는 시스템에 크게 영향을 미치면서 다른 방법으로부터 도출될 수 없고 사용자가 입력하여야 하는 변수들을 설계변수로 선정하였다. 가스발생기 사이클의 경우 연소실 압력, 산화제-연료비, 노즐 확장비, 수력직경이고, 각 설계변수의 범위를 Table 1과 같이 설정하였다. 연소실 압력과 산화제-연료비는 추력과 비추력 성능에 큰 영향을 미치는 변수이며, 노즐확장비는 추력과 무게에 큰 영향을 준다. 수력직경은 파이프와 밸브 등의 유속 변수를 결정지으며, 압력

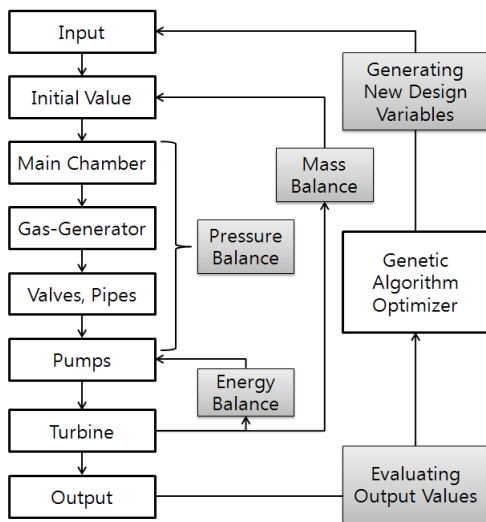


Fig. 1 Procedure of the liquid rocket engine system analysis and design program.

Table 1. Design variables.

Parameter	min	max
Main Chamber Pressure[MPa]	6	30
O/F Ratio	1.0	9.0
Nozzle Expansion Ratio	5.0	100
Oxi. Hydraulic Diameter[cm]	5	50
Fuel Hydraulic Diameter[cm]	5	50

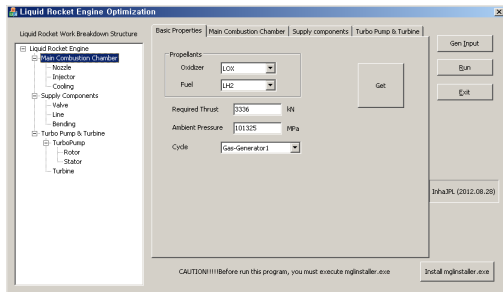


Fig. 2 Graphic user interface input window.

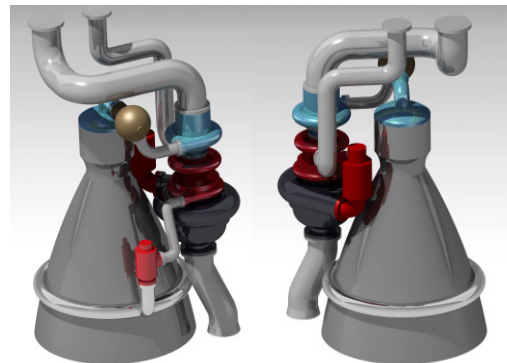


Fig. 3 Liquid rocket engine 3D design based on program results.

손실과 무게에 주요한 영향을 미치는 변수이다. 목적함수는 비추력과 추력중량비의 선형조합으로 Eq. 1과 같이 나타내었다. 추력중량비는 액체로켓엔진의 추력을 건조중량(dry mass)로 나눈 값으로 경량화와 관련된 지표이다. 만일 추력중량비, 즉 무게를 고려하지 않는다면 연소실 압력이 높을수록, 노즐확장비가 클수록 좋은 비추력 성능을 나타내게 되기 때문에 원하는 적정엔진 성능 결정이라는 목적을 달성할 수 없다. 가중치값 α 에 따라 비추력(I_{sp})에 비중을 둘 것인지 추력중량비(T/W)에 비중을 더 둘 것인지 결과가 달라지게 된다. 가중치는 0에서 1 사이의 값이고, 0일 때 최대의 추력중량비를, 1일 때 최대의 비추력을 얻는다. 비추력과 추력중량비는 엔진보다 상위 시스템인 발사체 시스템의 설계에서 추진기관의 주요 성능 변수로 다루지며 발사체의 미션 프로파일에 따라 최적의 가중치가 결정될 수 있다.

$$Obj = \alpha \times I_{sp} + (1 - \alpha) \times T/W \quad (1)$$

2.4 사용자 편의를 위한 인터페이스

액체로켓엔진 해석 및 설계 프로그램은 입출력 파일이 텍스트 기반으로 되어있기 때문에 사용자 편의성이 떨어진다. 따라서 프로그램 사용자의 편의를 위해 입력 파일을 생성하고 프로그램을 실행시키는 GUI를 Fig. 2와 같이 구성하였다. 사용자는 GUI창에서 엔진 전체적인 시스템의 입력값을 설정하고 해석 프로그램을 실행할 수 있으며, 각각의 모듈별로도 개별적으로 입력 파일을 생성할 수도 있다.

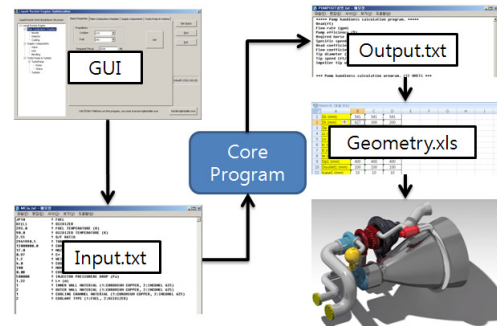


Fig. 4 Program structure and data flow.

해석 및 최적화된 결과는 output.txt 파일에서 성능과 형상 인자를 확인할 수 있으며, 형상에 관한 출력값들은 따로 Excel 파일로 추출하여 3차원 CAD 프로그램인 CATIA와 연동시켰다. 형상에 관한 파라미터들이 바뀌면 CATIA에서 실행마다 반영하므로 설계 변경에 대한 새로운 형상과 배치를 즉각적으로 확인할 수 있다. Fig. 3은 위와 같은 방법으로 얻은 3차원 형상이다. 전체적인 프로그램의 연동 과정은 Fig. 4에 나타내었다. 본 연구에서는 기본적인 성능 해석 변수만 반영이 되었지만 실제로 액체로켓엔진의 형상을 결정짓기 위해서는 발사체와의 결합이나 다른 부수장치들을 고려하여야 한다. 이후에 상세설계 프로그램으로 확장된다면 이러한 고려사항들도 반영되어 해석과 구체적인 형상설계가 하나의 연동된 프로그램으로 구현될 수 있을 것이다.

2.5 해석 및 최적화 결과

본 연구를 통해 개발된 액체로켓엔진 시스템 해석 프로그램의 검증을 위해서 Huzel의 해석 결과 및 실존하는 엔진들과 비교하였다[9].

Table 2에서는 Huzel 등이 수행한 액체산소와 RP-1을 추진제로 하는 가스발생기 사이클 액체로켓엔진 A-1의 설계 결과와 비교하였다. 본 프로그램의 해석 결과는 A-1의 성능과 오차 1% 내외로 일치함을 보인다. 이론적인 계산을 바탕으로 설계된 가상의 엔진이므로 높은 정확도를 나타낸 것이라고 판단된다.

Table 3은 가스발생기 사이클을 사용하는 대형 로켓엔진인 F-1 엔진과 결과를 비교한 표이다[10]. 비추력 성능과 터빈, 가스발생기 등에서의 성능이 높은 정확도로 해석하는 것을 보여준다. 추력중량비는 5% 정도로 다소 차이가 나는데, 이는 다른 외국의 프로그램들에서도 나타나는 오차 범위이다. 본 연구의 프로그램에서 실제로 엔진에 사용되는 모든 부품들의 무게를 반영할 수 없는 데서 기인한 차이라고 볼 수 있다. 한편 F-1 엔진이 개발되었을 당시에는 측정장치와 제어장치 등이 현재보다 더 무거웠으므로 비교적 본 해석 프로그램에서는 무게 예측을 가볍게 하였다고 볼 수 있다.

Table 4는 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 단계식 연소 사이클(staged combustion cycle)의 RD-170 엔진과 비교한 결과이다[11]. 이 엔진은 연소실과 노즐로 구성된 추력기가 4개인 엔진이며 산화제 과농 예연소기(Oxidizer rich pre-burner)를 사용하는 특징이 있다. 단계식 연소 사이클의 경우 배관이 복잡하게 구성되어 있고, 엔진마다 예연소기의 구성이 다르고 특수한 구조로 되어있기 때문에 무게를 예측하기 어렵다. 하지만 비추력과 펌프-터빈의 동력은 비교적 정확하게 예측되었다.

유전 알고리즘을 이용한 시스템 최적화는 비추력과 추력중량비의 가중치 α 값을 변화시키며 수행하였다. 그 결과 Fig. 5와 같이 각 추력별로 파레토 프론티어 곡선을 얻을 수 있었으며 이 곡선상의 엔진은 비추력과 추력중량비 면에서 최적화된 결과이다. 엔진의 추력이 커질수록 비

추력과 추력중량비가 커지지만 한계가 있다는 것을 확인할 수 있다. 각 선 중의 양 끝 값은 비추력이나 추력중량비가 현저하게 떨어지는 값으로 현실적으로는 의미가 없는 해라고 할 수 있다. 이 결과로부터 발사체 시스템 설계시 주어진

Table 2. Results compared with A-1 engine[9].

Parameter	Result	Ref.
Thrust(SLS)[kN]	3,336	
Main Chamber Pressure[MPa]	6.895	
Nozzle Expansion Ratio	14	
OF Ratio	2.35	
Isp[s]	267.3	262.4
T/W	99.66	100.0
Main Chamber Mass Flow[kg/s]	1,230.7	1,255.5
Gas-generator Mass Flow[kg/s]	41.38	41.73
Pump-Turbine Power[MW]	19.94	19.86

Table 3. F-1 Engine results(gas-generator cycle)[10].

Parameter	Result	Ref.
Thrust(SLS)[kN]	6,670	
Main Chamber Pressure[MPa]	7.00	
Nozzle Expansion Ratio	16	
OF Ratio	2.27	
Isp[s]	262.9	263.0
T/W	99.8	94.1
Main Chamber Mass Flow[kg/s]	2,508.3	2,577.3
Gas-generator Mass Flow[kg/s]	77.44	77.11
Pump-Turbine Power[MW]	40.70	41.01

Table 4. RD-170 engine results.

Parameter	Result	Ref.
Thrust(SLS)[kN]	7,256	
Main Chamber Pressure[MPa]	24.5	
Nozzle Expansion Ratio	38.87	
OF Ratio	2.63	
Isp[s]	310.7	309.0
T/W(Vac.)	-	82.0
Total Mass Flow[kg/s]	2,380.5	2,393.0
Pre-burner Mass Flow[kg/s]	1684.8	1,672.0
Pump-Turbine Power[MW]	175.5	189.3

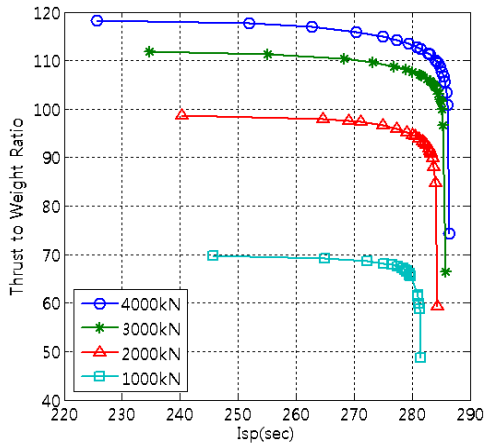


Fig. 5 Pareto frontier lines of gas-generator cycles for each thrust.

추력에 대하여 비추력과 추력중량비의 중요도에 따라 성능을 추산하여 이용할 수 있다[1]. 가령 비추력이 우수하지만 추력중량비가 낮을 경우 발사체의 구조중량을 높이게 되며, 그 반대의 경우에는 추진제의 중량을 높이게 된다. 추력이 높을수록 두 성능 모두 증가하지만 제작비용이 많이 들고 신뢰도가 떨어지게 된다는 단점이 있다. 따라서 발사체 시스템 설계자는 추진시스템의 해석과 설계 시 발사체 요구조건과 함께 이 자료를 바탕으로 적정 수준의 추력과 비추력, 추력중량비를 결정하여야 한다.

3. 결 론

액체로켓엔진 개념설계를 위한 통합 설계 프로그램을 개발하였다. 가스발생기 사이클과 단계식 연소 사이클에 대해서 해석 및 최적화를 수행할 수 있으며 기존의 프로그램들에 비해서 모듈별 해석 프로그램의 정밀도를 높이고 시스템을 최적화하여 활용도를 높였다. 비추력 해석 결과는 실제 엔진과 1~2%의 차이를 보였으며 추력중량비 면에서도 5% 이내로 비교적 정확한 결과를 나타내었다. 해석 결과는 형상 파라미터를 3차원 형상설계 프로그램에 연동하여 해석 및 결과에 따른 형상을 나타내도록 하였다. 이 프로

그램은 사용자가 입력한 변수에 대해 성능해석을 수행할 뿐 아니라 요구조건을 만족시키는 최적화된 시스템을 제시하기 때문에 액체로켓엔진의 개념설계 단계에서 기준이 되는 자료로 활용되기에 충분하다. 또한 발사체 시스템의 설계에서도 추진기관의 성능해석 지표로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

한국항공우주연구원 학연협력강화사업(성과창출형과제 “액체로켓엔진 시스템 통합 해석 프로그램의 개발”)의 지원으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

References

1. Walter E.H., *Design Methodologies for Space Transportation Systems*, AIAA, 2001.
2. Bradford, J.E., Chararnia, A., and Germain, B.St., "REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability," 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2004-3514, 2004.
3. Yang, H.S., Park, B.H., and Yoon, W.S., "Modular Program for Conceptual Design of Liquid Rocket Engine System, Part I : Essential Components Design," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 35, No. 9, pp. 805-815, 2007.
4. Park, B.H., Yang, H.S., Kim, W.H., and Yoon, W.S., "Modular Program for Conceptual Design of Liquid Rocket Engine System, Part II : Integration of Modular Program," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 35, No. 9, pp. 816-825, 2007.

5. Cho, W.K., Park, S.Y., Seol, W.S., "Development of Performance Analysis Program for Gas Generator Cycle Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 12, No. 5, pp. 18-25, 2008.
6. Gordon, S. and McBride, B.J., *Computer Program for Calculation Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications*, NASA-RP-1311, 1994.
7. George P.S. and Oscar B., *Rocket Propulsion Elements, 8th ed.*, John Wiley & Sons Inc., 2010.
8. Jin, G.G., *Genetic Algorithms and Their Applications*, Kyowoosa, 2000.
9. Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, AIAA, 1992.
10. Young, A., *The Saturn V F-1 Engine*, Praxis, 2009.
11. Biggs, R.E., *Space Shuttle Main Engine, The First Ten Years*, American Astronautical Society History Series, Vol. 13, Part 3, pp. 69-122, 1992.