

유전알고리즘을 이용한 액체로켓엔진 설계변수 최적화

이상복*† · 김영호* · 노태성*

Design Parameter Optimization of Liquid Rocket Engine Using Generic Algorithms

Sangbok Lee*† · Youngho Kim* · Tae-Seoung Roh*

ABSTRACT

A genetic algorithm (GA) has been employed to optimize the major design variables of the liquid rocket engine. Pressure of the main combustion chamber, nozzle expansion ratio and O/F ratio have been selected as design variables. The target engine has the open gas generator cycle using the LO2/RP-1 propellant. The gas properties of the combustion chamber have been obtained from CEA2 and the mass has been estimated using reference data. The objective function has been set as multi-objective function with the specific impulse and thrust to weight ratio using the weight method. The result shows about 4% improvement of the specific impulse and 23% increase of the thrust to weight ratio. The Pareto frontier line has been also obtained for various thrust requirements.

초 록

유전알고리즘을 사용하여 액체로켓엔진의 연소실 압력과 노즐 확장비, O/F 비 등 주요 설계변수를 최적화하였다. 대상엔진은 LO2/RP-1을 추진제로 사용하는 개방형 가스발생기 사이클을 대상으로 하였다. 연소실의 물성치는 CEA2를 이용하였으며, 무게 산출은 참고문헌을 바탕으로 모델링 하였다. 최적설계의 목적함수는 비추력과 추력중량비를 다중목표로 설정하여 가중치 방법을 사용하였다. 유전알고리즘을 최적화 과정을 거친 결과 비추력은 최대 4%, 추력중량비는 최대 23% 정도 증가하였다. 또한 다양한 추력에 대해서 Pareto frontier line을 얻었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Design Optimization(최적설계), Genetic Algorithm(유전 알고리즘)

1. 서 론

액체로켓엔진은 연소실, 터보펌프, 터빈 등 여러가지 부품의 조합으로 이루어진 시스템으로 각 부품의 설계변수는 서로 복잡한 상호작용을 이루고 있다. 따라서 액체로켓엔진의 설계 초기

* 인하대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: yompari@naver.com

단계에서는 시스템 요구조건에 맞는 적절한 설계 변수를 결정하는 일이 필요하다. 과거에는 실험적인 데이터를 바탕으로 성능을 예측하여 설계변수들을 설정하였으나 1980년대 이후에는 다양한 시스템 설계 기술과 최적화 기법이 사용되고 있다. 2000년대 이후에는 다분야 통합 최적설계(Multi-Disciplinary Optimization)을 이용한 프로그램 개발에 관한 연구가 많이 이루어지고 있으며, 국내에서도 발사체 사업과 관련하여 액체로켓엔진의 성능해석 및 설계 프로그램에 관한 연구가 진행 중이다.

우리나라에서도 가스발생기 사이클 액체로켓엔진에 대해 항공우주연구원을 중심으로 문인상, 조원국, 설우석, 윤웅섭 등이 각각 초기설계 단계에서 필요한 해석 프로그램을 개발하였으나 사용자가 입력하여야 할 변수가 많아 요구조건에 맞는 최적화된 설계변수를 찾기에 어려움이 있었다. 미국의 경우 REDTOP-Pro 라는 프로그램에서는 사이클과 추진제 종류, 요구추력, 설계고도만 입력하면 엔진의 구성품별로 최적의 성능을 위한 설계 변수들을 도출할 수 있다. REDTOP-Pro는 MDO 기법을 이용하여 무게평가를 비롯한 신뢰도 분석과 제작비용까지 예측할 수 있으나 프로그램 사용 비용이 비싸고, 프로그램 내부의 계산과정을 알 수 없으며 사용자 임의의 변경이 불가능하여 국내에서 연구개발용으로 사용하기에는 어려움이 있다. 러시아에서도 미국과 마찬가지로 엔진 설계 프로그램을 보유하고 있으며 최근 중국에서는 유전알고리즘을 이용하여 가스발생기 사이클에 대한 최적 설계 프로그램을 개발한 바 있다. 이러한 프로그램을 보유할 경우 원하는 성능 설계 변수를 빠르게 얻을 수 있어서 액체로켓엔진의 상위 시스템인 발사체 설계시 컴퓨터 기반의 성능 해석이 쉽게 이루어질 수 있다.

액체로켓엔진의 예비 설계 단계에서 가장 중요한 것 중의 하나는 최고의 성능을 내는 설계 변수의 결정이다. 액체로켓엔진의 성능은 비추력(I_{sp})이나 추력중량비(Thrust to weight ratio)로 나타낼 수 있다. 액체로켓엔진 비추력에 가장 큰

영향을 주는 것은 산화제와 연료의 O/F 비와 질유량, 연소실 압력이며 추력중량비에 영향을 주는 것은 엔진의 무게에 영향을 많이 주는 연소실 압력과 노즐확장비이다. 본 연구에서는 우주발사체로 가장 많이 사용되면서 넓은 추력 범위를 갖는 가스발생기 사이클을 대상으로 하여 비추력과 추력중량비를 목적함수로 하는 최적 설계 변수 결정을 목표로 하였다[1].

액체로켓엔진은 많은 설계 변수들이 서로 영향을 주고 받으며, 부품별로 해석하는 방법도 다양하여 최적 설계 변수를 찾기가 어렵다. 그렇기 때문에 각 부품을 입력력 변수로 표현되도록 모듈화하여 해석하는 방법을 사용한다[2]. 모듈 프로그램으로 구성된 시스템 최적화 프로그램에는 함수값만으로 해를 찾을 수 있는 유전알고리즘이나 진화기법이 적합하다. 유전알고리즘은 효과적으로 전역해를 탐색하며 입력값에 대한 출력값 정보만을 필요로 하기 때문에 모듈의 해석 과정이 변하여도 적용할 수 있다는 장점이 있다 [3]. 하지만 많은 계산을 반복해서 수행한다는 단점이 있기 때문에 각 모듈 프로그램에서는 데이터를 바탕으로 한 근사기법을 사용하여 계산 시간을 줄였다. 본 연구에서는 유전 알고리즘을 이용하여 각 모듈을 간단한 해석 프로그램으로 구성하였고 이후에 모듈 해석 프로그램들이 개발되었을 때 적용이 가능하도록 프로그램을 구성하였다.

2. 본 론

2.1 프로그램의 구성

최적화 프로그램은 Fig. 1에서와 같이 시스템 해석 과정과 최적화 과정으로 구성하였다. 시스템 해석 과정에서는 액체로켓엔진의 하위 모듈을 연소실과 노즐을 포함한 추력기 모듈, 터보펌프 모듈, 터빈 모듈, 가스발생기 혹은 예연소기(Pre-burner) 모듈, 밸브나 파이프 등의 공급계부품 모듈로 구성하였다. 각각의 모듈 프로그램은 시스템 해석 모듈에서 입력변수를 받아 계산을 수행하고 출력변수를 최적화 프로그램으로 전달

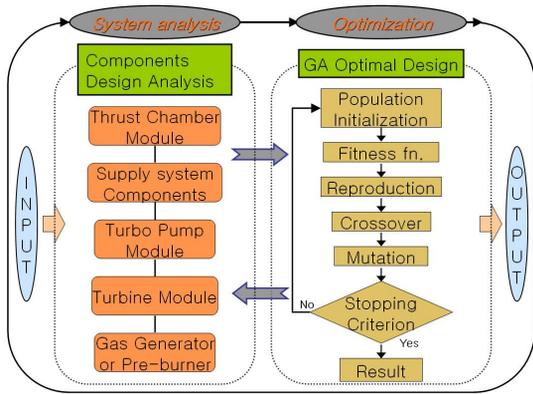


Fig 1. Program Structure

한다. 이 과정을 반복하여 원하는 목적함수의 최적값을 내는 설계 변수를 탐색하도록 하였으며 최적화 방법으로는 유전알고리즘을 이용하여 시스템 해석 함수를 호출하여 실행하도록 구성하였다.

2.2 액체로켓엔진 모델링

액체로켓엔진 시스템 해석 프로그램은 주추력실 연소 압력, O/F비, 노즐 확장비, 요구추력을 입력하면 필요한 추진제의 질유량, 펌프 요구 파워와 터빈 생성 파워, 비추력이 산출되도록 구성하였다.

주추력실의 질유량은 주어진 요구추력에 대해서 식(1)과 같이 비추력과의 관계식을 통해 얻을 수 있다.

$$\dot{m}_{MC} = \frac{F_{MC}}{Isp_{MC} g} \quad (1)$$

여기에서 Isp_{MC} 는 식(2)와 같이 표현할 수 있으며, 추력계수 C_f 와 특성속도 c^* 는 각각 식(3)과 식(4)로부터 구할 수 있다.

$$Isp_{MC} = \frac{c^* C_f}{g} \quad (2)$$

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma RT}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (3)$$

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] + \epsilon \left(\frac{p_e - p_a}{p_c} \right)} \quad (4)$$

비열비 γ 와 R , T 는 NASA의 추진제 화학 반응 프로그램인 CEA2를 사용하여 구할 수 있다. 계산 실행시마다 CEA2를 호출하여 실행하면 많은 시간이 소요되므로 연소실 압력과 O/F비에 대해 미리 연산을 수행하여 결과 데이터를

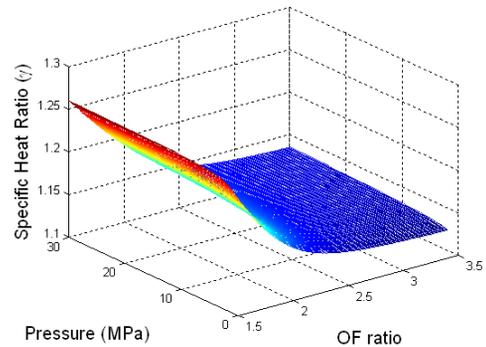
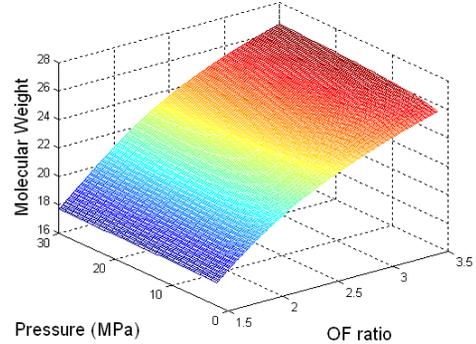
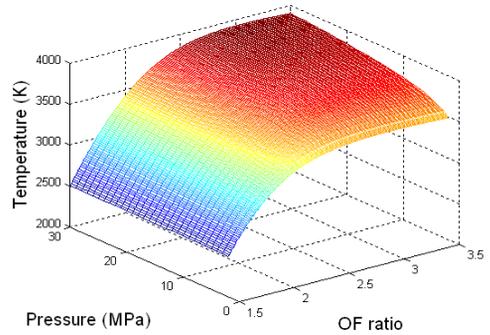


Fig. 2 Properties of main chamber data from running CEA2

Table 1. Properties of Gas-generator

T.I.T. (K)	Cp (KJ/KgK)	γ	R (J/KgK)	O/F
900	2.679	1.101	244.87	0.324
950	2.705	1.111	261.54	0.354
1000	2.723	1.118	277.24	0.387
1050	2.739	1.126	294.26	0.418
1100	2.754	1.134	314.24	0.450
1150	2.764	1.141	328.47	0.482
1200	2.772	1.148	344.39	0.516

Fig. 2와 같이 만들고 선형보간법으로 계산하였다. 추진제는 액체산소 산화제와 RP-1 연료에 대해서 계산하였으며 O/F비의 범위는 1.5~3.5를 사용하였다. 연소실 압력의 범위는 5MPa 이상, 30MPa 이하로 설정하였다.

$$T, \gamma, R = CEA2(p_c, OF_{MC}) \quad (5)$$

노즐 출구 압력 p_c 는 사용자가 설정한 외부 대기압력 p_a 와 노즐확장비 ε , 연소실 압력 p_c 를 최적화 프로그램에서 설계변수로 받아, 반복계산을 통해 계산하였다. 반복계산식은 식(6)을 사용하였다.

$$\frac{p_e}{p_c} = \varepsilon^2 \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{2}{1-\gamma}} \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)^{-\frac{\gamma}{2}} \quad (6)$$

터빈 생성 파워와 펌프 생성 파워는 식(7), (8)을 통해 얻었으며, 펌프의 요구되는 출구 압력은 연소실 압력과 공급계 부품에서의 압력손실을 합한 값으로 계산하였다. 파이프, 밸브 등 공급계 부품의 손실 압력은 참고문헌의 값으로 가정하였고, 터빈과 펌프의 효율은 비속도와 RPM에 대한 값을 이용하였다[1],[4]. L_T 와 L_P 는 각각 터빈과 펌프의 파워이며 \dot{m} 은 질유량, c_p 는 정압비열, η 는 전체효율(overall efficiency), T_{Tin} 은 터빈 입구 온도, γ 는 비열비, ρ 는 밀도를 뜻하며

Table 2. Pressure Losses of Supply Components

Oxidizer Parts	Pressure Loss (% of p_c)
Injector	20.0
Torus Dome	15.0
Pipe Lines	2.5
Main Valve	3.5
Fuel Parts	
Injector	20.0
Cooling Jacket	27.0
Pipe Lines	1.0
Main Valve	1.5
Calibration Orifice	11.0

하첨자 T 는 터빈, P 는 펌프를 의미한다. 터빈에서의 물성치는 가스발생기의 물성치와 같다고 보았으며, 가스발생기 물성치는 Table 1의 터빈 입구 온도에 대한 데이터를 사용하였다.

$$L_T = \dot{m}_T c_{pT} \eta_T T_{Tin} \left(1 - \left(\frac{1}{Pr} \right)^{\frac{\gamma_T}{\gamma_T - 1}} \right) \quad (7)$$

$$L_P = \frac{\dot{m}_P \Delta P_P}{\rho_P \eta_P} \quad (8)$$

펌프는 산화제펌프와 연료펌프를 각각 계산하며, 각 펌프에서의 질유량은 주추력실과 가스발생기의 질유량과 O/F를 통해 얻을 수 있다.

$$\dot{m}_{OMC} = \dot{m}_{MC} \times \frac{OF_{MC}}{OF_{MC} + 1} \quad (9)$$

$$\dot{m}_{FMC} = \dot{m}_{MC} \times \frac{1}{OF_{MC} + 1} \quad (10)$$

$$\dot{m}_{Ogg} = \dot{m}_{gg} \times \frac{OF_{gg}}{OF_{gg} + 1} \quad (11)$$

$$\dot{m}_{Fgg} = \dot{m}_{gg} \times \frac{1}{OF_{gg} + 1} \quad (12)$$

펌프의 요구파워 L_P 와 터빈의 생성파워 L_T 는 서로 같아야 하며 이를 에너지 발란스 조건

Table 3. Result of Code Verification

Parameter	Result	Ref.		Diff.
추력	3,336	3,336	kN	0.00 %
Isp	275.3	262.4	s	+4.92 %
T/W	99.46	100.0		-0.54 %
주연소실질유량	1,191.4	1,255.5	kg/s	-5.11 %
가스발생기질유량	43.81	41.73	kg/s	+4.98 %
펌프요구파워	19.14	19.86	MW	-3.63 %
터빈생성파워	19.14	19.86	MW	-3.63 %

이라고 한다. 이 두 값은 모두 가스발생기 질유량 \dot{m}_{gg} 를 변수로 포함하고 있어서 적절한 \dot{m}_{gg} 를 결정하여야 한다. 본 연구에서는 수렴에 대해 분명한 방법인 이분법(bisection method)를 사용하여 가스발생기 질유량을 결정하였다.

공급계부품은 압력손실을 성능 인자로 하였으며 주추력실의 연소압력 p_c 의 일정 비율로 압력손실량을 가정하였다. 참고문헌을 기준으로 하여 Table 2과 같이 각 부분에서의 압력손실량을 정하였다.

액체로켓엔진의 무게를 추정하기 위해 Huzel 등은 실제 액체로켓엔진의 데이터를 바탕으로 구성품들의 무게를 연소실 압력에 대한 함수로 나타내었다. 본 연구에서는 Huzel의 무게 평가 방법을 적용하였으며, 단, 추력실의 무게는 O'Brien & Ewen의 보고서에서 노즐 확장비와 추력, 연소실 압력의 함수로 나타낸 그래프를 반응면 기법으로 추정하였다. 즉, 엔진 전체의 무게는 노즐확장비와 주추력실의 연소압력, 요구추력의 함수로 결정될 수 있다.

$$W_{engine} = fn(\varepsilon, P_c, T_{req}) \quad (13)$$

2.3 해석 프로그램 검증

대부분의 실제 엔진 데이터는 추력, 비추력, 노즐 확장비 등의 주요 성능 외의 상세한 정보는 일반적으로 공개되어있지 않다. 따라서 코드

Table 4. Comparison to F-1 Engine

Parameter	Result	Ref.		Diff.
추력	6,670	6,670	kN	0.00 %
Isp	263.3	263.0	s	+0.01 %
T/W	109.6	94.1		
주연소실질유량	2,508.3	2,577.3	kg/s	-2.68 %
가스발생기질유량	76.77	77.11	kg/s	-0.44 %
펌프요구파워	40.35	41.01	MW	-1.61 %
터빈생성파워	40.35	41.01	MW	-1.61 %

의 검증을 위해 비교적 상세한 해석 자료인 Dieter K. Huzel이 연소실 압력 68.9 bar(1,000 psi), 요구추력 3,336 kN(750,000 lb), 외부 조건은 sea level standard 상태에서 계산한 결과와 비교하였다[1]. 연료는 액체산소(LO2)와 RP-1을 사용하였으며 O/F비는 2.35로 설정하였다. 연소실 압력을 참고문헌과 같이 1,000 psi로 고정하고 노즐 확장비를 14로 설정하여 실행한 결과 Table 1과 같이 6% 이내의 차이를 보였다. 각각의 성능들은 서로 연관이 되어 있어서 하나의 값이 달라지면 다른 값들도 연쇄적으로 달라지기 때문에 어느 특정 부분에서 오차의 대소를 보고 프로그램의 정확성을 판단하기는 어렵지만, 각 부품의 해석 방법이 다른 점 등을 고려하면 5%의 정확도는 높은 것으로 볼 수 있다.

가스발생기 사이클의 대표적인 엔진인 F-1 로켓 엔진의 주요 성능변수들을 입력하여 실행 결과를 비교하였다. 연소압력 70bar, 노즐확장비 16, O/F비 2.27, 펌프 및 터빈 회전수는 5,000 RPM으로 계산하여 Table 2와 같은 결과를 얻었다. 이 결과에서도 3% 이내의 차이를 보이며 이는 비교적 정확한 예측을 하는 것으로 판단된다.

2.4 최적화 문제의 설정

최적화 문제에서 둘 이상의 목적함수를 최적화 하는 것을 다중목표(Multi-objective)라고 하며, 최적화된 값은 Pareto Frontier Line으로 표시된다. 즉, 설계자는 Pareto Frontier Line상의

한 설계점을 취하여 설계에 반영할 수 있다. 본 연구에서는 다중목표로 액체로켓엔진의 대표적인 성능 지표인 비추력 I_{sp} 와 추력중량비 T_{req}/W 을 선정하였다. 가중치 방법(weight method)을 사용하여 목적함수를 식(14)와 같이 나타내었다.

Objective function: (14)

$$\text{Maximize } f = \alpha \frac{I_{sp}}{300 \text{ sec}} + (1 - \alpha) \frac{T_{req}/W}{100}$$

가중치 α 값이 1인 경우 T_{req}/W 에 관계없이 비추력을 최대화 하는 설계변수(design variables)를 찾아내며 α 값이 0인 경우에는 T_{req}/W 가 최대인 설계변수를 찾게 된다. 각 항에 경험적으로 전형적인 값인 300 sec와 100으로 나누어 무차원화 및 표준화 하였다.

구속조건은 식(15)와 같이 설계변수의 실제적인 사용 범위를 고려하여 설정하였다.

Constraint to: (15)

$$\begin{aligned} 5 \leq x_1 \leq 30 & \text{ (연소실 압력, MPa)} \\ 5 \leq x_2 \leq 100 & \text{ (노즐 확장비)} \\ 1.5 \leq x_3 \leq 3.5 & \text{ (O/F 비)} \end{aligned}$$

연소실의 압력은 가스발생기의 경우 일반적으로 27.5 MPa (약 4,000 psi) 보다 작게 설계되며 탐색 범위는 이보다 조금 큰 값으로 30.0 MPa 까지 탐색하도록 설정하였다. 노즐확장비와 O/F 비는 LO2, RP-1을 표준대기상태(sea level standard)에서 사용할 때의 일반적인 설계 범위를 반영하여 5 이상, 100 이하로 정하였다. 터빈 입구 온도는 1,400 °F (1,033.15K)으로 하였으며, 펌프와 터빈의 회전속도는 1축 시스템으로 가정하여 모두 7,000 RPM으로 가정하였다.

최적화 방법으로 유전 알고리즘은 실수코드 유전알고리즘을 사용하였으며, 재생산 연산자로는 토너먼트 선택 방법을 사용하였고 교배 연산자는 수정 단순교배를 사용하여 80%의 교배확률을 사용하였다. 돌연변이 확률은 초기 10%의 확률로 설정하고 동적 돌연변이를 사용하였고, 탐

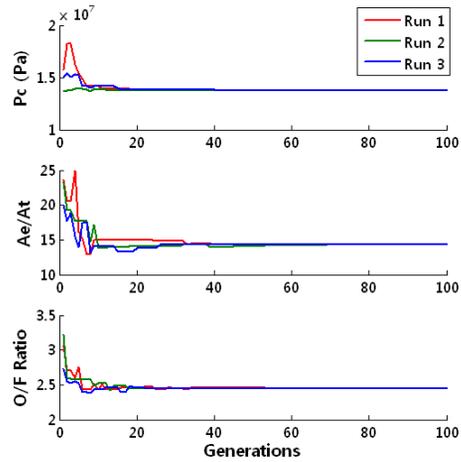


Fig. 3 Finding Optimal Design Variables During 100 Generations

색시 최적에 가까운 집단을 보존하는 엘리트 전략을 이용하여 탐색 효율을 높였다. 초기집단은 20개, 최대 세대수는 100세대로 설정하였다.

유전알고리즘은 난수를 발생시켜 탐색하는 방법으로 문제에 잘못 적용하면 시행시마다 다른 결과값을 얻게 된다. 본 연구에서는 목적함수가 복잡한 다봉함수(multi-modal function)가 아니기 때문에 잘못 적용될 위험성은 적지만 프로그램의 수렴 안정성을 확인하기 위해 여러 차례의 실행 결과를 확인하였다. Fig. 3는 프로그램 실행시마다 각 설계변수의 수렴 과정을 나타내고 있다. 이를 바탕으로 약 60세대 이전에서 안정적으로 수렴하여 100세대에서는 충분히 수렴된 값을 항상 얻을 수 있으며 시행시마다 동일한 값을 얻어 코드가 본 연구의 적용에 문제가 없음을 확인하였다.

2.5 설계 변수의 최적화

α 값을 1로 설정하여 무게와 상관없이 최대의 비추력을 갖게 하는 설계변수를 도출하였다. 요구추력과 사용자의 입력사항은 Huzel의 계산에서 사용된 값을 사용하였다. 그 결과는 Table 5에 정리하였다. 목적함수로 정한 비추력값은 Table 3에 비해서 약 12sec 정도 더 높은 값을 얻었다. 최적화된 값은 비교값에 비해서 더 높은

Table 5. Result of Optimization for Max. Isp

Design Variables	Result	
연소실 압력	132.2	bar
노즐 확장비	16.28	
O/F 비	2.45	
Parameters	Result	
추력	3,336	kN
Isp	287.4	sec
T/W	116.3	
주연소실질유량	1,115.9	kg/sec
가스발생기질유량	67.38	kg/sec
펌프요구파워	30.01	MW
터빈생성파워	30.01	MW

Table 6. Result of Optimization for Max. T/W

Design Variables	Result	
연소실 압력	137.89	bar
노즐 확장비	5.00	(Lower boundary)
O/F 비	2.30	
Parameters	Result	
추력	3,336	kN
Isp	271.2	sec
T/W	123.3	
주연소실질유량	1,175.6	kg/sec
가스발생기질유량	78.12	kg/sec
펌프요구파워	34.79	MW
터빈생성파워	34.79	MW

연소실 압력값을 갖으며, 그에 따라 펌프의 파워 및 터빈 파워도 증가되었음을 확인할 수 있고 가스발생기의 질유량 역시 증가하였다.

α 값이 0.01일 때, 즉 추력중량비가 높을 때의 설계변수와 산출값은 Table 6에 정리하였다. α 가 0 근처에서의 추력중량비는 약 123.3으로 나타났으며, 이 값은 주어진 조건에서 찾을 수 있는 최대의 추력중량비라고 할 수 있다. 노즐확장비가 최소경계값으로 수렴하는 것을 통해 연소실의 압력과 함께 노즐확장비가 무게 평가에서 큰 비중을 차지한다는 것을 확인할 수 있다.

가중치 α 값을 0.01에서 0.99 까지 다른 값을 설정하여서 수행한 결과 Fig. 4와 같이 3,336kN의 가스발생기 사이클의 비추력과 추력중량비에 대한 Pareto frontier line을 얻었다. 이 그래프의

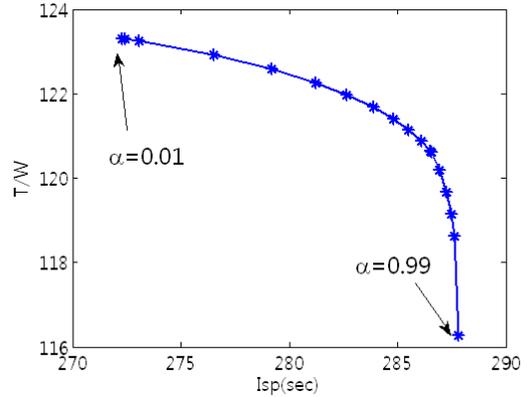


Fig. 4 Pareto frontier line of gas-generator cycle rocket engine (3,336kN)

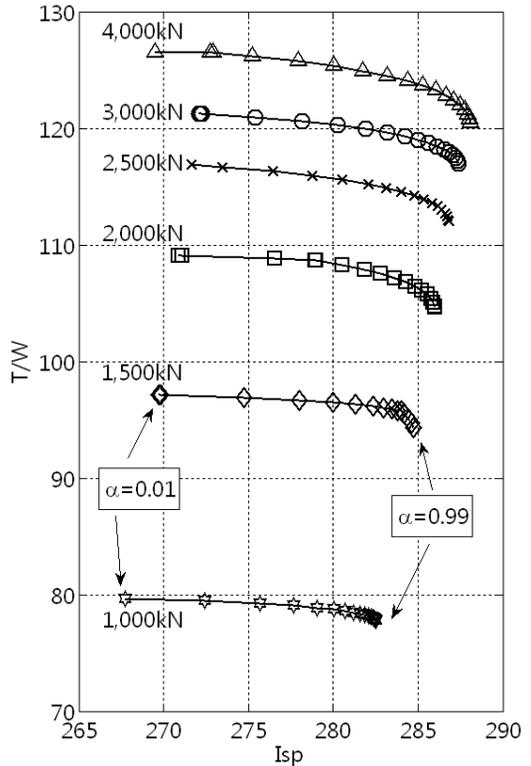


Fig. 5 Pareto frontier lines for various thrust

형태는 일반적으로 알려진 바와 같이 비추력이 증가할수록 추력중량비가 감소하는 정성적 특성을 보인다.

1,000kN에서 4,000kN까지 요구추력에 대해 같은 계산을 반복하여 Fig. 5와 같은 결과를 얻었다. 각 추력별로 추력중량비의 차이가 크지 않은 것처럼 보이지만, 약 4~6 정도의 차이를 보인다. 한편, 추력이 클수록 비추력은 많이 커지지 않는 것에 비해서 추력중량비는 커지는 경향을 볼 수 있으며, 그 폭은 추력이 증가할수록 점점 작아지는 것을 확인할 수 있다.

3. 결 론

액체로켓엔진의 가스발생기 사이클 해석 프로그램과 유전알고리즘을 이용한 설계변수 최적화 프로그램을 개발하였다. 최적화되는 설계변수는 연소실 압력과 노즐확장비, O/F 비이며, 비추력과 추력중량비를 목적함수로 설정하였다. 사이클 해석 프로그램은 참고문헌과 비교하여 5% 이내의 차이를 나타내었고 실제 엔진인 F-1의 자료와는 3% 이내의 차이를 나타내었다.

유전알고리즘을 이용하여 비추력에 대해 최적화 한 결과 비추력이 12 sec 정도 더 높은 설계변수 조합을 찾아내었고, 추력중량비에 대해 최적화 한 결과 23정도 더 높은 최대 추력중량비를 얻을 수 있었다. 최적화된 시스템의 비추력과 추력중량비의 관계는 일반적으로 알려진 사실과 정성적으로 유사한 관계를 얻었다. 다양한 추력에 대해서도 같은 계산을 실행함으로써 각 추력에 해당하는 최적의 설계변수 조합들을 찾았다. 이 결과는 가스발생기 액체로켓엔진의 초기설계시 대략적인 성능해석을 위해 활용될 수 있다고 사료되며, 상위단계인 발사체의 설계시 자료로 활용될 수 있을 것이다.

정량적으로 더 정확한 계산을 위해서는 연소실 압력만으로 대략적인 무게를 유추하는 방법보다는 부품별로 형상을 기반으로 재질을 반영하여 무게를 산출하는 방법에 대한 연구가 더 필요하다. 그리고 정확한 부품 모델링 모듈 개발을 통해 프로그램의 정확성을 더 높일 수 있을 것이라고 판단된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 학연협력강화사업(성과창출형 과제 “액체로켓엔진 시스템 통합 해석 프로그램의 개발”)의 지원으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, AIAA, 1992
2. Christoph Goertz, "A Modular Method for the Analysis of Liquid Rocket Engine Cycles", AIAA-95-2966, 1995
3. 진강규, 유전알고리즘과 그 응용, 교우사, 2000
4. 이상복, 노태성, “액체로켓엔진 통합 설계를 위한 단계식 연소 사이클 에너지 발란스 프로그램”, 한국추진공학회 2010년 추계학술대회 논문집, 2010, pp.1130-1133
5. C.J. O'Brien and R.L. Ewen, *Advanced Oxygen-Hydrocarbon Rocket Engine Study*, NASA-CR-161748, 1981
6. 조원국, 박순영, 설우석, “무게 예측 모델을 이용한 액체로켓엔진의 시스템 해석”, 2008년도 대한기계학회 열공학부문/유체공학부문 춘계학술대회 논문집, KSME 08TE086, 2008, pp.353-355
7. Xiao-yan Tong, Guo-biao Cai, Yun-tao Zheng, Jie Fang, "Optimization of system parameters for gas-generator engines", *Acta Astronautica*, 2006, pp.246-252