

단계식 연소 사이클 액체로켓엔진의 시스템 해석

이상복* · 임태규* · 유승영* · 오석환* · 노태성*

System Analysis of the Liquid Rocket Engine with Staged Combustion Cycle

Sangbok Lee* · Taekyu Lim* · Seung Young Yoo* · Seok Hwan Oh* · Tae-Seoung Roh*

ABSTRACT

This study aims to develop the performance analysis program on the staged combustion cycle of the liquid rocket engine using liquid oxygen(LOx) as oxidizer, liquid hydrogen(LH2) and RP-1 as fuel. The developed analysis program can obtain the propellant mass flow rate, the specific impulse, and representative design values of engine components for the required thrust satisfying pressure, mass flow, and energy balance conditions. The analysis results show that the the specific impulses (Isp) compared to those of the real engines have been less than 1%. With additional constraints, the program will be improved for the system optimization.

초 록

본 연구에서는 액체로켓엔진 단계식 연소 사이클의 기본 설계 사양을 도출하기 위한 시스템 해석을 수행하였다. 액체산소를 산화제로 하고 액체수소와 RP-1을 각각 연료로 사용하는 엔진에 대해 사이클 해석을 적용하였다. 엔진의 성능지표인 비추력을 기준으로 하여 실제 개발되어있는 엔진과 1% 이내의 차이를 보였다. 사이클 해석을 위해 개발된 프로그램은 압력과 유량 균형, 터보펌프-터빈의 에너지 균형 조건을 만족하며 주어진 추력에 대한 연료 소모와 비추력 및 각 부품의 기본적인 사양을 도출할 수 있다. 추가적인 제한조건들의 조사가 이루어지면 통합 최적화 프로그램으로 발전시킬 수 있을 것으로 판단된다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Staged Combustion Cycle(단계식 연소 사이클), Turbopump-Fed System(터보펌프식 공급), 예연소기(Preburner)

1. 서 론

단계식 연소 사이클은 추진제의 일부를 연료 과잉(Fuel-rich) 혹은 산화제 과잉(Oxidizer-rich) 상태로 연소시킨 가스로 터빈을 구동시킨다. 터빈을 지난 가스는 나머지 연료와 함께 주연소실(Main combustion chamber)로 보내져서 남은

* 인하대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: tsroh@inha.ac.kr

연소과정을 진행하며 추력을 낸다. 단계식 연소 사이클은 높은 비추력과 효율을 갖으며, 특히 추력 조절과 재사용 측면에서 유리하다는 장점을 갖고 있지만, 시스템이 복잡하고 부품들이 많은 상호작용을 이루고 있다. 따라서 엔진의 설계시 한 부품의 설계 변경은 복잡한 상호관계로 인해 전체 시스템에 영향을 주게 되며 많은 설계변경 비용을 초래하게 된다[1]. 따라서 단계식 연소 사이클의 개발 시 예비 설계 단계에서 성능예측을 통해 요구조건에 부합하는 최적화된 엔진의 선정 과정이 반드시 필요하다. 본 연구에서는 단계식 연소 사이클 해석 프로그램을 개발함으로써 성능해석을 통해 엔진과 부품의 기본적인 설계 사양을 도출하였다.

2. 시스템 해석 프로그램 개발

2.1 단계식 연소 사이클 기본 구성

단계식 연소 사이클은 예연소기의 개수에 따라 단일 예연소기(Single Pre-burner)와 이중 예연소기(Dual Pre-burner)로 분류된다. 일반적으로 이중 예연소기라고 하더라도 압력과 혼합비는 두 예연소기를 비슷하게 설정하고 질유량만 다르게 하므로 본 연구에서는 연소기의 개수는 단일 예연소기를 기본으로 설정하고 필요에 따

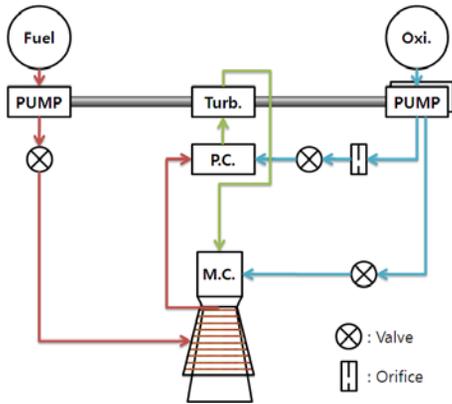


Fig. 1 Schematic of Staged Combustion Cycle

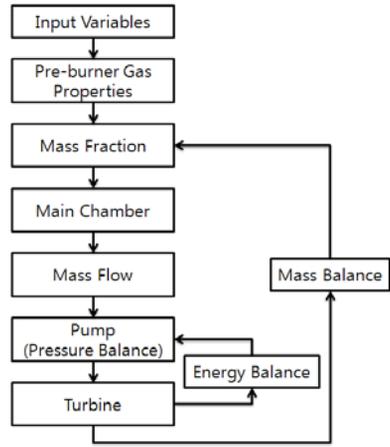


Fig. 2 Staged Combustion Cycle Analysis Program Flow Chart

라 터빈으로 유입되는 가스의 질유량만 고려하였다. 터보펌프는 연료펌프와 산화제펌프가 각각의 터빈과 같은 회전수(RPM)로 회전하는 단일 시스템을 고려하였으며, 산화제펌프는 2단으로 구성하여 낮은 출구압력의 산화제는 주연소실로 직접 유입되도록 하고 높은 출구압력의 산화제는 예연소기로 유입되도록 구성하였다. 배관시스템은 파이프, 오리피스, 메인밸브의 압력손실을 연소실 압력대비 일정한 비율로 고려하였으며 재생냉각 시스템은 일정한 압력 손실값만 부여하였다. 연소에 사용되지 않는 잔여 추진제(residual propellant)는 고려하지 않았다. 전체적인 엔진 사이클의 구성은 Fig. 1에 나타내었다.

2.2 시스템 해석

로켓엔진의 기본적인 설계조건은 특정 고도에서의 요구추력을 만족시키도록 하는 것이다. 식(1)과 같이 요구추력 T_{req} 를 추진제의 소모량으로 나눈 비추력과 식(2)와 같이 추력을 엔진 중량으로 나눈 추력중량비는 엔진의 주요 성능 지표이다. 시스템 해석은 입력 변수에 대해서 이 두 가지 성능지표를 산출하는데 목적이 있다[2].

$$Isp = \frac{T_{req}}{\dot{m}_{total} g} \quad (1)$$

$$TW = \frac{T_{req}}{W_{engine}} \quad (2)$$

Table 1. Pre-burner Gas Properties

	TIT (K)	$c_{p_{pb}}$ (kJ/kgK)	γ_{pb}	R (kJ/kgK)	OF_{pb}
LOX/RP-1	900	2.6788	1.1012	244.87	0.3235
	1000	2.7232	1.1182	277.24	0.3865
Fuel-rich[1]	1100	2.7541	1.1340	314.24	0.4499
	1200	2.7717	1.1480	344.39	0.5161
LOX/RP-1	689	1.0626	1.325	260.63	55
	922	1.1000	1.31	260.63	45
Oxi-rich[3]	931	1.1236	1.302	260.63	40
	1444	1.2298	1.270	261.45	25
LOX/LH2	700	9.0009	1.3840	2496.2	0.6622
	800	8.6241	1.3750	2350.9	0.7729
Fuel-rich[1]	900	8.2137	1.3660	2201.3	0.8836
	1000	7.8874	1.3570	2073.9	0.9900
Fuel-rich[1]	1100	7.6363	1.3474	1969.0	1.0960
	1200	7.3892	1.3380	1866.8	1.2082
	1300	7.1759	1.3286	1773.2	1.3280
LOX/LH2	500	0.9969	1.3564	267.56	194.03
	700	1.0893	1.3329	271.64	148.47
Oxi-rich[4]	900	1.1583	1.3156	274.90	117.09
	1100	1.2130	1.3008	278.08	94.21
	1300	1.2611	1.2871	281.72	77.78

액체로켓엔진 시스템은 한 두 가지의 작동유체로 부품들이 서로 연계되어 상호작용을 이루기 때문에 유량, 압력, 에너지 균형을 이루어야 한다. 수치적으로 각 균형을 이루기 위해서 Fig. 2와 같은 과정으로 계산이 진행된다.

시스템 전체 해석시 필요한 입력변수는 액체로켓엔진의 추진제 종류, OF비(OF), 요구추력(T_{req}), 설계 대기압력(P_a), 노즐확장비(ϵ), 노즐계수(N_n), 터빈입구온도(T_{tin}), 터보펌프-터빈 회전수(rpm), 주연소실 압력(P_c), 예연소기 압력(P_{pb})이다.

터빈입구온도는 터빈 블레이드의 재질에 따라 결정이 되고, 이 온도로 예연소기 가스 온도가 맞추어진다. 예연소기 가스 온도에 따라 예연소기 산화제 연료의 비(OF_{pb}), 비열비(γ_{pb}), 물질량(M_{pb}), 정압비열($C_{p_{pb}}$)이 결정된다. Table 1 에 터빈입구온도에 따른 각각의 연소 가스 물성치를 나타내었다.

전체 산화제 연료 비 OF와 예연소기 산화제

연료 비 OF_{pb} 로부터 주연소실의 산화제 연료 비 OF_{mc} 를 구할 수 있다. 전체 추진제 유량 중 예연소기를 거쳐가는 추진제 유량의 비를 PB라고 정의하였다.

$$PB = \frac{\dot{m}_{pb}}{\dot{m}_{total}} \quad (3)$$

예연소기를 거치지 않고 주연소실로 직접 가는 산화제의 질유량 \dot{m}_{Omc} 는 전체 산화제 유량에서 예연소기의 산화제 유량을 뺀 값이므로 식(4)와 같이 표현된다. 연료과잉의 액체산소(LOx), 액체수소(LH2) 예연소기의 경우 당량비(stoichiometric ratio)가 7.94이므로, 예연소기에서 연소가 진행되고 남은 연료의 유량 \dot{m}_{Fmc} 는 식(5)로 구할 수 있다.

$$\dot{m}_{Omc} = \dot{m}_{total} \left\{ \frac{OF}{1+OF} - PB \left(\frac{OF_{pb}}{1+OF_{pb}} \right) \right\} \quad (4)$$

$$\dot{m}_{Fmc} = \dot{m}_{total} \left\{ \frac{1}{1+OF} - \frac{PB}{7.94} \left(\frac{OF_{pb}}{1+OF_{pb}} \right) \right\} \quad (5)$$

주연소실의 물성치는 NASA의 추진제 화학평형 프로그램인 CEA2(Chemical Equilibrium with Applications 2)를 작동영역에 대해 미리 연산을 수행하여 결과 데이터를 Fig. 3과 같이 만들고 선형보간법으로 물성치 값을 도출하였다.

$$T_{mc}, \gamma_{mc}, R_{mc} = CEA2(P_c, OF_{mc}) \quad (6)$$

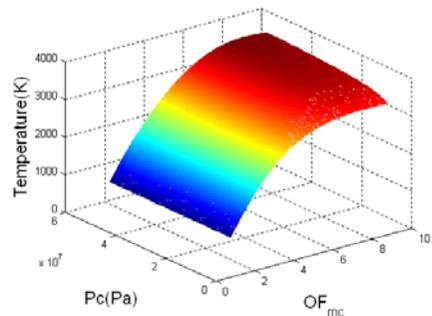


Fig. 3 Temperature data of the Main Chamber

연소실의 물성치를 이용하여 특성속도 c^* 와 추력계수 C_f 를 식(7), (8)을 이용하여 구할 수 있다[5].

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma RT}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (7)$$

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \varepsilon \left(\frac{P_e - P_a}{P_c}\right) \quad (8)$$

ε 은 노즐확장비이며 P_e 는 식(9)을 이용하여 반복계산을 통해 구할 수 있다.

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

특성속도 c^* 와 추력계수 C_f 를 통해 비추력 I_{sp} 를 식(10)와 같이 구할 수 있으며 추력 T_{req} 와 비추력의 관계인 식(1)을 이용하여 전체 추진체 질유량인 \dot{m}_{total} 을 구할 수 있다.

$$I_{sp} = \frac{c^* C_f}{g} \quad (10)$$

터보펌프의 출구압력은 예연소기와 주연소실의 압력에서 파이프나 밸브 등 배관 시스템의 손실압력을 합한 값으로 정하였다. 배관 시스템의 손실압력은 대기압이나 가속상태 등의 운용 조건에 따라서 달라진다. 본 연구에서는 주연소실 압력이나 예연소기 압력의 일정 비율, 혹은 경험적인 값을 갖는다고 가정하였다.

터보펌프의 입구압력은 식(11)과 같이 일반적으로 저장탱크의 압력에서 동압과 손실압력을 뺀 값을 사용한다. 손실압력 ΔP_{loss} 는 로켓의 가속과 탱크 공급라인의 길이에 따라 다르지만 약 0.35~0.5기압 정도를 차지하는 것으로 알려져 있

다[2]. 엔진에 따라서는 저압펌프를 장착하여 고압펌프의 입구 압력을 높여주기도 한다.

$$P_{pin} = P_{tank} - \Delta P_{dyn} - \Delta P_{loss} \quad (11)$$

$$\Delta P_{dyn} = \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (12)$$

펌프의 성능은 전체 효율과 동력으로 나타내며 펌프의 효율 η_p 는 통계적인 데이터를 바탕으로 회전수와 유체의 밀도, 질유량, 상승압력의 함수로 구할 수 있다. 이는 식(14)와 같이 유량 Q 와 상승압력 ΔP 로 표현되는 fluid power와 펌프에 공급해야 하는 brake power (shaft power)의 비이므로 이를 통해 펌프의 brake power, 즉 펌프의 요구 동력 L_p 을 구할 수 있다 [1].

$$\eta_p = \frac{\text{Fluid Power}}{\text{Brake Power}} = fn(\Delta P, \dot{m}, \rho, RPM) \quad (13)$$

$$L_p = \frac{Q \Delta P}{\eta_p} \quad (14)$$

에너지 균형 조건에 의해 터빈에서 생성해야 할 동력 L_t 는 펌프의 요구 동력 L_p 와 같아야 한다. 터빈의 효율 역시 통계적인 방법을 이용하여 구하며 식(15)로부터 터빈에서 필요한 질유량 \dot{m}_{pb} 를 구할 수 있다. 터빈 작동 유체의 물성은 Table 1에서의 예연소기 물성치를 사용하였다. Pr은 터빈 입구와 출구의 압력비이며 손실압력을 고려한 예연소기와 주연소실 인젝터 압력의 비와 같다. 효율 η_t 역시 펌프와 마찬가지로 통계적인 데이터를 바탕으로 등엔트로피 속도비 (isentropic velocity ratio)의 함수로 구할 수 있다. 등엔트로피 속도비는 터빈 로터의 pitch 속도 U_t 와 등엔트로피 팽창 가정 분출속도 (spouting velocity) c_o 와의 비이다[1,2].

$$L_t = \dot{m}_{pb} c_{p_{pb}} \eta_t T_{tin} \left(1 - \left(\frac{1}{Pr}\right)^{\frac{\gamma_{pb}-1}{\gamma_{pb}}}\right) \quad (15)$$

$$\eta_t = fn(U_t/c_o) \quad (16)$$

터빈에서 필요한 예연소기의 질유량과 초기에

임의로 지정한 *PB*로부터 구한 예연소기 질유량을 비교하여, 반복법을 통해 최종적인 질유량 균형 조건을 만족시킬 수 있게 된다.

3. 해석 실행 결과 및 고찰

3.1 프로그램 실행 결과

시스템 해석 수행을 위해 실제 운용 경력이 있는 단계식 연소 사이클 엔진들과 비교하였다. RP-1과 액체산소를 추진제로 사용하는 러시아 엔진 RD-170과 미국 우주왕복선 주엔진(SSME)으로 사용되었던 액체산소, 액체수소 엔진인 RS-25에 대한 해석을 수행하였다.

RD-170은 산화제 펌프, 연료펌프, 터빈이 동일한 RPM으로 회전하는 1축 시스템으로 구성되어 있으며 2개의 산화제 파이프 예연소기를 사용한다. 프로그램의 입력값을 RD-170의 실제 값들과 시스템 사양을 고려하여 설정하고 실행한 결과 Table 2와 같은 결과를 얻었다. 실행 결과 주연소실의 질유량과 관련된 비추력과 전체 유량, 예연소기 산화제 연료 비는 1% 미만의 정확한 값을 보였지만, 터보펌프 및 터빈의 동력은 크게 실제보다 7.29% 정도 작게 예측이 되었다.

RS-25의 경우에도 Table 3에서와 같이 전체 유량 부분에서는 오차가 크지 않지만 예연소기의 질유량이 21.4% 정도 크게 예측이 되었으며 터보펌프 및 터빈의 동력도 다소 크게 예측이 되었다. 터빈의 동력이 차이가 나기 때문에 터빈을 구동하는 예연소기의 질유량 역시 크게 차이를 보인 것으로 판단되며, 펌프 및 터빈의 효율을 구하는 방식이 통계적인 데이터를 바탕으로 구하기 때문에 실제 최대의 효율을 낼 수 있는 것보다 작게 예측을 하는 경향이 있는 것으로 판단된다. 실제로 SSME의 경우에는 연료에 3단 펌프를 사용하며 연료측 터빈과 산화제측 터빈이 각각 다른 RPM과 온도로 작동한다. 이는 여러 가지 제약 조건들을 반영하여 터보 펌프 및 터빈에 대한 많은 경험과 최적화 과정에 대한 결과라고 볼 수 있다.

Table 2. RD-170 Engine Results[2]

RD-170			
Input Variables			
Thrust	7,256 kN		
Oxidizer	LOx		
Fuel	RP-1		
Preburner	Oxi-rich		
P_c	24.5 MPa		
P_{pb}	53.5 MPa		
ϵ	38.87		
OF	2.63		
	Result	Reference	Difference
I_{sp}	310.7 sec	309 sec	0.55 %
\dot{m}_{total}	2380.5 kg/s	2393 kg/s	0.54 %
\dot{m}_{pb}	1684.8 kg/s	1672.0 kg/s	0.77 %
L_t	175.5 MW	189.3 MW	7.29 %

Table 3. RS-25 Engine Results[6]

RS-25 (SSME)			
Input Variables			
Thrust	2,188 kN		
Oxidizer	LOx		
Fuel	LH2		
Preburner	Fuel-rich		
P_c	19.795 MPa		
P_{pb}	33.095 MPa		
ϵ	69		
OF	6.03		
	Result	Reference	Difference
I_{sp}	449.2 sec	452.0 sec	0.62 %
\dot{m}_{total}	497.6 kg/s	493.4 kg/s	0.85 %
\dot{m}_{pb}	119.5 kg/s	98.4 kg/s	21.4 %
L_t	17.36 MW	17.06 MW	1.76 %

3.2 고찰 및 프로그램 개선 방향

엔진 시스템의 무게는 각 부품의 무게를 합산하여 구해야 하지만 각 부품의 무게 산출에 관한 정보가 불충분한 상태이다. 기존 연구에 의하면 일부 사이클의 경우 연소실 압력 및 추력, 노즐확장비에 따라서 추세선을 바탕으로 대략적인 엔진의 무게를 산출할 수 있다. 하지만 단계식 연소 사이클의 경우 예연소기나 터보펌프, 배관 시스템은 압력에 대해 무게가 민감하게 반응하는 요소이다. 따라서 각 부품의 재질 및 압력과

질유량에 대한 무게 산출이 되어야 엔진의 대표적인 성능지표인 추력중량비 T_{req}/W 를 구할 수 있으며 예비설계 단계에서의 활용이 가능하다.

한편 예연소기의 물성치도 자료가 많지 않아 다양한 추진제 조합에 대한 고려를 할 수 없으며, 이를 위해 다양한 압력과 추진제 조성비 OF_{pb} 에 대한 수치적 해석이나 연소 실험이 필요하다고 판단된다.

프로그램 실행 결과 차이를 많이 보이는 터보펌프 및 터빈의 경우, 유량과 압력에 따라 단단을 사용하는 경우도 있고 형태도 달라질 수 있다. 따라서 다양한 경우에 대해 해석할 수 있는 수치적 모델이 필요하며 주어진 조건에 대해서 최대의 효율을 낼 수 있는 설계 인자를 도출해 내는 과정이 필요하다.

4. 결 론

단계식 연소 사이클 액체로켓엔진의 성능 해석을 수행하였다. 성능 해석 프로그램은 유량, 압력, 에너지 균형 조건을 만족시키도록 구성하였으며 SSME와 RD-170과 해석 결과를 비교하였다. 펌프와 터빈의 효율을 제외하면 예비설계 단계에서 사용할 수 있는 수준의 정확도를 나타내었다.

향후 단단 펌프 및 터빈에 대한 해석의 정확도를 높이고 다양한 형태에 대해 적용할 수 있도록 하며, 배관망의 압력 손실, 부품별 무게 추정이 이루어진다면 원하는 요구조건에서의 최적화된 단계식 연소 사이클 설계 인자를 얻을 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 학연협력강화사업(성과창출형과제 “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”, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, AIAA, 1992
2. George P. Sutton, Oscar Biblarz, “Rocket Propulsion Elements”, John Wiley & Sons, 7th ed., 2001
3. W. P. Luscher and J. A. Mellish, “Advanced High Pressure Engine Study for Mixed-Mode Vehicle Applications”, 1977, NASA-CR-135141
4. Curtis R. Bailey, “A Preliminary Investigation of Oxidizer-rich Oxygen-Hydrogen Combustion Characteristics”, 1966, NASA TN D-3729
5. 이상복, 임태규, 노태성, “유전알고리즘을 이용한 액체로켓엔진 설계 최적화”, 한국추진공학회지 제16권 제2호, 2012, pp.25-33
6. Robert E. Biggs, “Space Shuttle Main Engine”, AAS Publications Office, 2008
7. 이진근, 김진한, “터보펌프식 액체로켓엔진의 시스템 해석”, 한국항공우주학회지 제32권 제5호, 2004, pp. 109-115