<응용논문> DOI http://dx.doi.org/10.3795/KSME-B.2012.36.5.563 ISSN 1226-4881

추력 30톤급 액체로켓엔진의 에너지 밸런스 해석§

조원국*† · 박순영* · 김철웅*
* 한국항공우주연구원, 엔진팀

Energy Balance Analysis of 30 t Thrust Level Liquid Rocket Engine

Won Kook Cho*†, Soon Young Park* and Chul Woong Kim*
* Rocket Engine Dept., Korea Aerospace Research Institute

(Received December 13, 2011 ; Revised February 27, 2012 ; Accepted February 27, 2012)

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Gas Generator Cycle(가스발생기사이클), LOx/Kerosene(액체산소/케로신), Systems Analysis(시스템 해석), Specific Impulse(비추력), Energy Balance Analysis(에너지 밸런스 해석)

초록: 추력 30톤급 액체로켓엔진에 대한 에너지 밸런스 해석을 수행하였다. 추력-연소압 관계, 추력-추진제유량 관계 및 연소압-연료펌프상승 관계를 문헌에 공개된 실존 로켓엔진에 대한 데이터베이스와 비교하였다. 참고문헌의 분류에 따른 구형 설계보다 연소압이 높으며 이는 고성능 지향적이라는 의미를 가진다. 추력-추진제유량 비율은 기존엔진과 유사한 수준이었으며 이는 통상 수준의 비추력 성능을 의미한다. 연소압을 감안한 연료펌프의 압력상승은 높은 수준이며 이는 본 연구의 고려 대상인 엔진이 지상시험용으로서 차압설정이 최적화되지 않았기 때문이다.

Abstract: An energy balance analysis is conducted for a 30 t thrust level liquid rocket engine. The relations between thrust and combustion pressure, between thrust and propellant flow rate, and between combustion pressure and fuel pump pressure rise are compared against those indicated by a published database of the existing rocket engines. A combustion pressure higher than the old design value is obtained, implying that the present design is high-performance oriented. The thrust to propellant flow rate ratio is the same as that of the existing engines, indicating that the specific impulse performance is at the usual level. The fuel pump pressure rise is found to be slightly high when the combustion pressure is considered, and it is attributed to the pressure budget of the present ground test engine not being optimized.

- 기호설명 -

C_f : 추력계수
F : 추력
I_{sp} : 비추력
O/F : 혼합비
P : 파워
PR : 압력비 ($=p_{in}/p_{exit}$)
R : 가스상수
T : 온도
c^* : 연소특성속도
c_P : 정압비열
g : 중력가속도
$\dot{m}$: 유량
p : 압력
Δp : 압력 강하
ϵ : 확대비
ρ : 밀도
η : 효율
γ : 비열비

첨자
C_f : 추력계수
CC : 연소기
F : 연료
FP : 연료펌프

§ 이 논문은 대한기계학회 2011년도 추계학술대회 (2011. 11. 2.-4., EXCO) 발표논문임

† Corresponding Author, wkcho@kari.re.kr

ⓒ 2012 The Korean Society of Mechanical Engineers

GG : 가스발생기
O : 산화제
OP : 산화제펌프
TB : 터빈
TBE : 터빈배기
c^* : 특성속도
eng : 엔진
i : 입구

1. 서 론

30톤급 액체로켓엔진에 대한 에너지 밸런스 해석을 수행하였다. 본 연구는 향후의 엔진 시험을 준비하는 차원에서 시험조건 설정을 목적으로 한다. 30톤급 엔진은 KSLV-I 사업[1]에서 로켓엔진 개발을 위하여 선행연구 대상이며 주요 서브시스템의 기술개발위주로 진행되었고 터보펌프와 가스발생기의 연계 시험[2]까지 수행되었다. 본 연구에서는 실험 수행 이전에 엔진 성능의 적정성을 평가하기 위하여 추력-연소압, 추력-추진제 유량 및 연소압-연료 압력 강하 관계를 기존의 연구결과와 비교하였다. 본 연구에서 사용한 해석방법에 대한 검증으로 기존 연구결과와 로켓엔진시스템의 성능해석 결과를 비교하였다.

2. 선행연구 조사

우주발사체의 최적 설계를 위해서 이를 구성하는 서브시스템의 성능 예측이 필수적이다. 로켓엔진은 가장 중요한 서브시스템이며 시스템 레벨의 성능은 추력, 비추력, 무게이고 비기술적(非技術的) 파라미터로 개발기간 및 개발비용 등이 있다. 개념설계 또는 예비설계 단계에서 로켓엔진의 성능을 결정하는 파라미터는 엔진 사이클, 추진제 조합, 혼합비, 연소실 압력, 노즐목 면적, 확대비 등이다. 대다수의 로켓엔진 개발기관에서는 위 파라미터에 대한 엔진 성능을 예측하는 독자적인 해석프로그램을 가지고 있으며 본 문서에서는 문헌에 공개된 자료를 정리하여 관련 해석 도구 개발에 참고하고자 한다.

O'Brien과 Ewen[3]은 다단연소(stage combustion) 사이클/가스발생기 사이클 선정 기준과 추진제 조합별로 성능을 제시하여 주어진 임무에 맞는 엔진 구성안을 선정할 수 있는 방법을 정리하였다. 가스발생기 사이클과 스테이지 사이클 각각에 대하여 RP-1이나 CH4가 추진제로 사용되는 경우와 냉각수 유체로 RP-1, LH2, LCH4가 사용될 때의 조합을 고려하였고 터빈 구동 조건, 터빈 구동 가스의 혼합비 조합에 대한 선정 절차를 선보였다. 사이클 선정은 엔진 성능, 엔진 무게, 펌프 압력, 연소압, 혼합비, 터빈 온도, 탄화수소 연료 농후 조건용 터빈, 수소 연료 농후 조건의 터빈, 터보펌프의 IPS(InterPropellant Seal) 필요성, 냉각수 필요조건에 대하여 선호 조건을 판정하고 각 조건에 대한 가중치를 마련하여 최종적인 판단을 위한 정량화를 수행하였다.

NASDA에서는 LE-5의 비추력 성능을 예측하는 방법[4]을 소개하였는데, 이들의 평가 방법은 매우 높은 정확도를 가지는 것으로 보고하였다. 특히 추력, 비추력 등 주요 변수의 오차는 1% 미만의 정확도를 보였다.

DLR에서 모듈화기법[5]을 적용하여 로켓엔진의 성능을 해석하였다. 이 방법은 복잡한 액체로켓엔진을 사전에 정의된 부품 라이브러리를 이용하여 구성한다.

McHugh[6]는 엔진의 크기, 무게, 추진제 유량, 터보펌프 압력 및 파워를 예측하기 위한 경험식을 제시하였다. 입력 조건은 추진제 종류와 엔진 추력으로 매우 단순하며 이로써 신규 엔진의 주요 규격을 추정한다. 평가 모델은 기존의 엔진 데이터베이스에 근거를 두고 있으며 결과의 오차는 10-20%로 제시하였다. 데이터베이스는 14개 엔진에 대하여 30개의 파라미터를 고려하고 있다.

SCORES (SpaceCraft Object-orient Rocket Engine Simulation)[7]는 발사체와 우주선의 개념설계를 위해 C++언어로 개발된 해석 도구이다. SCORES는 추진 시스템의 상충관계 분석 (trade-off study)을 위하여 엔진 시스템의 추력, 비추력을 제공한다. 설계 파라미터는 혼합비, 연소실 압력, 노즐목 면적, 확대비이다.

Kauffmann 등[8]은 고추력 LOx/kerosene 엔진의 시스템 해석을 다루었다. 해석 대상 엔진은 MC-1엔진으로 가스발생기 사이클이며 저가형 엔진의 특징을 가지고 있다. 이들의 연구에서 엔진의 연소압, 가스발생기 압력, 추력, 비추력을 재연하였다.

REDTOP-2(Rocket Engine Design Tool for Optimal Performance-2)[9]는 액체로켓엔진을 이용하는 우주

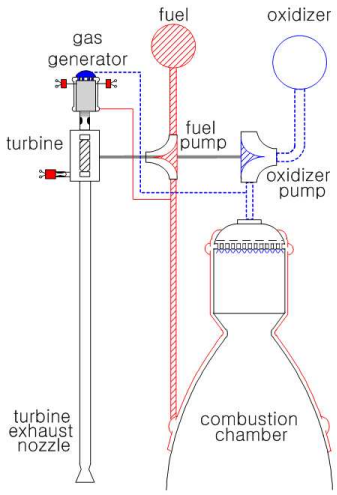

Fig. 1 Schematic of gas generator cycle liquid rocket engine

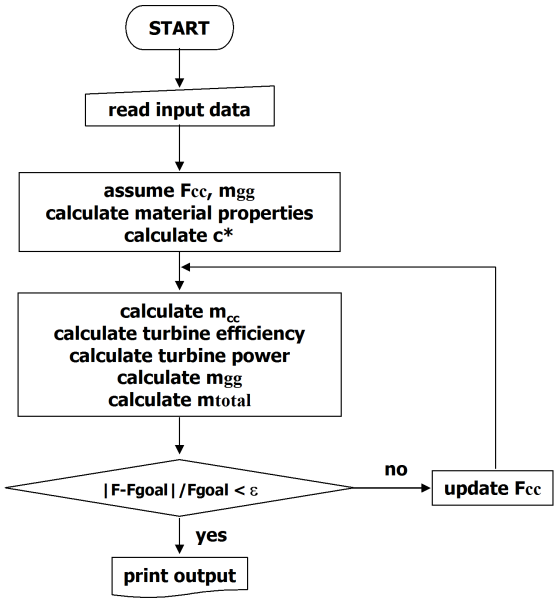

Fig. 2 Algorithm of energy balance analysis

수송시스템의 개념설계/예비설계에 이용을 목적으로 개발되었다. REDTOP-2는 다양한 형태의 엔진 구성에 대한 유로특성을 분석하고 터보펌프의 파워밸런스를 수행하여 주어진 연소압을 맞춘다. 이어서 엔진의 비추력, 엔진 무게, 엔진 개발비, 엔진의 안정성과 신뢰도를 평가한다.

Aerojet사는 미래의 발사체 수요를 위하여 액체로켓엔진에 대한 새로운 해석 도구를 개발하고 있다.[10] 프로그램의 충실도는 프로젝트의 예비설계 단계에서 산출되는 결과와 대략 같은 수준이다. 이들은 50개 이상 독립변수의 영향을 평가하는데 기존의 방법을 사용할 경우 4시간 소요되던 것을 5-6분 수준으로 단축할 수 있고 이전의 결과와 비교하여 2%의 정확도를 가지는 것으로 보고하였다.

Shelton 등[11]은 액체수소/액체산소를 이용한 1단형 발사체 시스템의 사이즈 결정을 위한 해석적인 최적화/평가 방법을 제안하였다. 이들은 무게 평가를 위한 기존의 데이터 사용, 불확실성 평가를 위하여 몬테카를로 방법, 열역학 해석방법, 최적화를 위한 유전알고리즘을 복합적으로 활용하는 독특한 방식을 개발하였다. 위 방법으로 연소압, 확대비, 혼합비의 최적조합을 찾아서 최적 발사체 설계를 결정할 수 있으며 설계/개발/시험/평가 비용의 53% 증가로 전체 무게를 67% 감소시킬 수 있음으로 보고하였다.

3. 해석 방법

본 연구에서는 가스발생기 사이클을 적용한 액체로켓엔진의 시스템 해석을 위한 성능 해석 프로그램 개발 결과를 제시하고자 한다. Fig. 1은 적용 대상인 가스발생기 사이클의 구조를 나타낸다. 입력 변수로서 연소압, 재생냉각 유속, 연소실 벽온도 제한, 추력 등을 정의하며 연소 조건과 재생냉각 조건에 따라 막냉각 유량과 연소기의 평균혼합비를 계산한다. 본 프로그램은 로켓엔진의 개념설계에 필수적인 비추력 평가 기능을 가지고 있다. 계산 방법의 검증을 위하여 기존의 연구 결과와 비교하였다.

추력과 추진제 소모량의 비로 정의되는 비추력은 로켓엔진에 있어 효율의 척도이다. 비추력은 식 (1)로 정의된다.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}\, g} \tag{1}$$

가스발생기에서 소모되는 유량은 자신과 주연소기 유량이 합쳐진 유량과 이들의 가압조건에 의하여 결정되며 이들 유량이 별도의 추력을 발생하므로 요구추력을 줄 수 있는 주연소기와 가스발생기의 추진제 유량은 명시적으로 결정되지 않는 형태가 된다.[12] 이를 위하여 Fig. 2의 절차

Table 1 Performance models[13]

Component	Variable	Model
Propellant	ρ_O	$f(p, T)$
	ρ_F	$f(T)$
Combustion Chamber	c^*	CEA, equilibrium
	C_f	CEA, equilibrium
	η_{c^*}	empirical, $f(p_{cc})$
	η_{cf}	empirical, $f(\epsilon)$
Turbopump	η_{OP}	empirical
	η_{FP}	empirical
	η_{TB}	empirical
Gas Generator	T	empirical, $f(p_{GG}, O/F)$
	R	empirical, $f(O/F)$
	γ	"
Valves	Δp	empirical, $f(p_{cc})$

Table 2 Comparison of performance for MC-1

Variable	Present	SEQ[8]	MC-1[14]	Unit
F_v	284.41	283.26	284.41	kN
Isp_v	312.8	314.25	314	sec
$\dot{m}$	92.69	91.90	92.4	kg/s
O/F	2.15	2.17	2.17	-
mgg	3.50	3.23	3.22	kg/s
TIT	860.3	844.41	888.6	K
Dth	0.214	0.210	0.220	m

에 따라 수렴된 유량 조건을 구한다. 최초 계산 시 연소기 추력과 가스발생기 유량을 가정한 후 연소기 추력과 터빈배기노즐 추력의 합이 목표 추력이 될 때까지 연소기의 추력을 수정하여 반복 계산한다. 매 반복 시, 가스발생기의 유량은 가압에 필요한 동력을 제공할 수 있도록 새롭게 계산되며 이에 해당하는 터빈배기노즐의 추력이 계산된다. 통상적인 조건에서 10회 이내의 반복으로 수렴된 해를 구할 수 있다.

식 (2)는 추력관계식, 식 (3)은 파워 밸런스 식을 나타낸다. 식 (4)는 질량 보존식을 나타낸다. 가스발생기 유량은 터빈의 소요 출력조건에서 구할 수 있으며 식 (5)로 정의된다.[13]

$$F_{eng} = F_{cc} + F_{TBE} \tag{2}$$

$$P_{TB} = P_{OP} + P_{FP} \tag{3}$$

$$\dot{m} = \dot{m}_{CC} + \dot{m}_{GG} \tag{4}$$

$$P_{TB} = \eta_{TB} \dot{m}_{GG} c_P T_i \left\{ 1 - \left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \tag{5}$$

Table 3 System analysis for design point

Parameter	Unit	측정[16]	정격조건
Vacuum thrust	tf	NA	27.7
Vacuum specific impulse	sec	NA	297.7
Engine O/F	-	2.23	2.20
CC O/F	-	2.474	2.44
LOx mass flow rate	kg/s	63.58	63.95
Fuel mass flow rate	kg/s	28.54	29.15
GG mass flow rate	kg/s	4.202	4.31
LOx pump pressure rise	bar	83.55	84.56
Fuel pump pressure rise	bar	140.49	145.35
GG O/F		0.300	0.2954
Turbine inlet temperature	K	909	900
c*	m/s	NA	1710
cf	-	NA	1.764

시스템 해석의 정확성은 서브시스템의 성능 모델의 정확성에 달려있다. 성능 예측은 개발 주체의 개발 능력을 기준으로 해야 의미를 가지므로 로켓엔진 개발주체 별로 고유의 성능 모델이 존재한다. Table 1은 본 연구에서 사용한 서브시스템의 성능 모델을 나타낸다.

NASA의 저비용 지향적인 MC-1(구 Fastrac)[14] 엔진은 본 프로그램의 검증에 유용한 정보를 제공한다. Table 2에 엔진의 주요 성능을 비교하였다. 문헌[14]과 비교하여 비추력이 1.2 sec 작다. 오차의 원인으로 동일한 가스발생기 혼합비에서 가스온도를 낮게 평가한 점을 들 수 있다. SEQ를 사용한 해석[8]에서도 동일한 경향이 확인된다. 터보펌프와 연소기의 연소 효율이 확인되지 않아 본 프로그램에서 가지고 있는 성능 모형을 사용하였으며 이 점에서 문헌과 차이가 있을 수 있다. 가스발생기 유량이 참고문헌에 비하여 많이 소요되는 것으로 미루어 터보펌프의 효율이 낮게 평가된 것으로 판단할 수 있다. 문헌과의 정량적인 차이는 성능 모델의 차이이며 해석 프로그램의 오차는 아니다. 서브시스템의 성능은 개발 주체의 개발 능력에 따라 다르기 때문에 성능 모델의 정확성을 확인하기 위해서는 제작과 성능 시험이 이루어져야 한다. 본 연구에서 사용하는 성능 모델은 본 연구기관에 축적된 실험결과와 과거의 설계[15]를 기반으로 한 것이다. 연소기 노즐목의 직경이 실제 개발된 엔진에 비하여 작게 평가되었다. 이는 다른 해석 연구[8]에서도 동일한

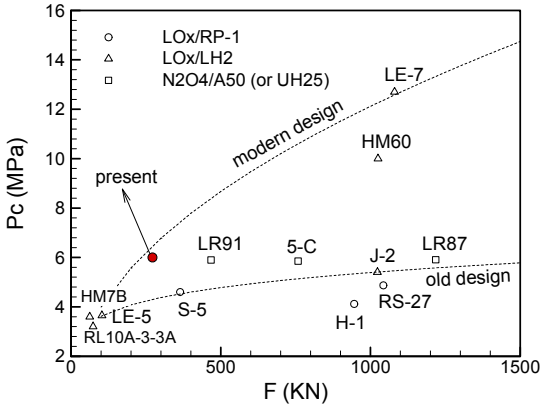

Fig. 3 Thrust vs. combustion pressure

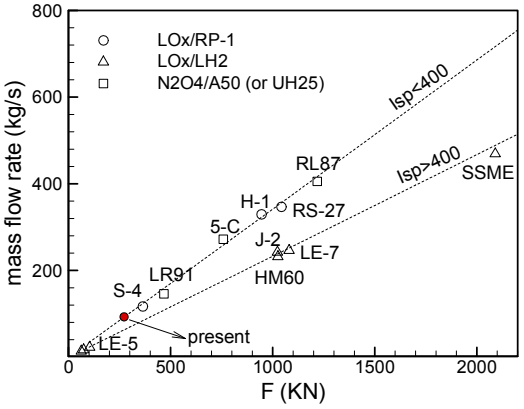

Fig. 4 Thrust vs. propellant mass flow rate

경향이다. 실제 노즐에서의 유출계수 손실이 감안되지 않은 이상적인 결과이기 때문인 것으로 판단된다.

4. 결과 및 고찰

액체로켓엔진은 연소기, 터보펌프, 가스발생기, 엔진공급계 등으로 구성된다. 각각의 서브시스템 성능으로부터 엔진시스템의 성능을 예측할 수 있으며 최종적으로 실험을 통하여 검증하게 된다. 해석 방법은 문헌[15]을 참고할 수 있다. 기존의 엔진과 시스템 레벨의 성능을 비교함으로써 설계가 적정한 것인지 확인할 수 있다. 본 연구에서는 추력-연소압, 추력-추진제 유량 및 연소압-연료 압력 강하 관계를 McHugh[6]의 연구결과와 비교하였다. McHugh[6]는 엔진의 크기, 무게, 추진제 유량, 터보펌프 압력 및 파워를 예측하기 위한 경험식을 제시하였다. 입력 조건은 추진제 종류와 엔진 추력으로 매우 단순하며 이로써 신규 엔진의 주요 규격을 추정한다. 평가 모델은 기존의 엔진 데이터베이스에 근거를 두고 있으며 결과의 오차는 10-20%로 제시하였다. 데이터베이스는 14개 엔진에 대하여 30개의 파라미터를 고려하고 있다. 대상 엔진은 HM7B, RL10A-3-3A, LE-5, S-4(MA-3), LR91, 5C, H-1, HM60, J-2, RS-27, LE-7, RL87, SSME, F-1이다. McHugh[6]의 연구에서 추력, 비추력, 연소압, 면적비, 혼합비, 엔진길이, 출구직경, 최대직경, 건조중량, 설계방식(최신/구식), 연소기 길이/직경/L*/중량/축소비, 분사기 차압/공급압력감소/유량, 펌프의 유량/압력/단수/효율, 터빈 단수/압력비/효율/파워, 가스발생기 유량/연소가스온도/연소압/혼합비의 관계를 제시하고 있다.

30톤급 엔진의 성능 평가를 위한 공칭조건은 기존에 수행되어 성능이 확인된 TP-GG (터보펌프와 가스발생기의 연계성능 측정을 위한 시제) 폐회로 시험조건[16]과 유사한 조건으로 설정하고자 한다. Table 3에 공칭조건을 나타내었다. TP-GG 연계시험에 사용된 터보펌프 성능특성과 연소기 규격을 적용하여 해석한 결과를 시험결과와 비교하여 펌프 유량, 헤드 및 터빈 유량의 오차가 1% 수준이 되도록 프로그램을 보정하고 이를 이용하여 T1 (케로신계열의 연료)을 사용하였을 때의 엔진 정격조건을 계산하였다. 터보펌프의 작동 조건을 시험조건과 최대한 가깝게 RPM을 유지하고 연소기의 유량 및 혼합비 규격값을 적용하여 정격조건을 설정한 것으로 향후 엔진 시험의 정격조건이 될 것이다.

엔진 시스템의 성능 예측은 기존에 개발된 에너지 밸런스 해석을 통하여 수행된다. TP-GG 폐회로 연계시험은 연소기가 장착되지 않아 엔진의 시스템 성능은 확인할 수 없으므로 현 단계에서 엔진의 비추력 정확성은 검증할 수 없다. 본 연구에서는 연계시험과 유사한 조건을 갖기 위하여 저혼합비 연소가스의 물성보정[16]을 통하여 가스발생기 유량을 맞추는 방법을 사용하였다. 전체 추진제 유량은 연소기의 추력과 연소효율에 따라 달라질 수 있으며, 본 연구에서는 전체 유량을 폐회로 시험결과와 같은 수준으로 맞춤으로써 터보펌프의 작동이 같은 조건에서 이루어지도록 하

였다. 따라서 추진제 유량의 차이가 해석 방법의 정확성을 의미하지는 않는다. 비추력 (또는 추진제 유량)의 정확성은 연소기가 장착된 엔진 시스템 시험을 수행해야만 확인할 수 있다.

Figure 3에서 구식 설계와 신식 설계 엔진의 추력-연소압 관계의 차이를 확인할 수 있다. 최신 설계의 경우 추력 증가에 따라 연소압이 꾸준히 증가되는 경향을 보인다. 연소압을 결정하는데 추력만을 고려하지는 않기 때문에 McHugh[6]의 연구 결과가 추력과 연소압의 선형적인 비례가 최신 설계의 특징이라고 보기는 어렵다. McHugh의 데이터베이스에서 최신 설계는 모두 수소를 사용하고 있다. 엔진의 냉각 문제는 고압화의 가장 큰 문제가 되는데 수소는 고온에서 코킹 문제가 없고 비열이 커서 냉각성능이 케로신에 비하여 월등히 높기 때문에 엔진의 고압화에 적합하다. 연소압을 신식 설계와 구식 설계에 의한 구분이 아닌 연료의 함수로 구분한다면 본 연구에서 적용한 연소압은 F-1 엔진을 제외하고 가장 높은 수준으로 볼 수 있다. 따라서 본 연구의 설계는 엔진의 고압화가 최대한 적용된 것으로 결론 내릴 수 있다.

Figure 4는 엔진의 추력과 소요되는 추진제 유량의 관계를 나타낸다. 비추력은 추력과 추진제 유량의 비율로 정의되므로 아래 그림에서 비추력 설계값의 적정성을 판단할 수 있다. 문헌[6]의 결과는 이론적인 값이 아닌 기존의 엔진을 대상으로 한 통계적인 값이므로 설계값이 지나치게 크게 책정되거나 과소평가되었는지에 대한 기준으로 이해할 수 있다. 비추력이 400 이상인 경우는 수소엔진을 나타내며 400 미만의 경우는 RP-1이나 접촉발화성 연료를 사용한 경우이다. 본 연구에서 예측한 추력-유량 값은 합리적인 수준을 유지하고 있음이 확인된다.

5. 결 론

비추력 평가에 사용한 프로그램의 검증을 위하여 MC-1 엔진의 연구결과와 비교하여 적절한 결과를 주는 것을 확인하였다. 30톤급 액체로켓엔진의 추력 변화에 대한 연소압 및 추진제 유량 을 기존의 엔진 데이터베이스와 비교하였다. McHugh의 분류를 기준으로 판단할 때 연소압은 구식 설계를 약간 상회하는 수준이며 추진제를 케로신 계열로 제한하여 비교하면 고압화 개념이 적용된 것으로 볼 수 있다. 추진제 유량은 기존의 엔진과 유사하다. 이는 비추력 성능이 기존의 비행용 엔진과 같은 것을 의미한다.

참고문헌

(1) Cho, G.R. et al., 2008, *Korea Space Launch Vehicle (6).*

(2) Kim, S.-H., Nam, C.-H., Kim, C., Moon, Y. and Seol, W.-S., 2010, “Study on Turbopump-Gas Generator Open-Loop Coupled Test,” *Trans. of the KSME(B)*, Vol.34, No.5, pp.563~568.

(3) O'Brien, C.J. and Ewen, R.L., 1981, *Advanced Oxygen-Hydrocarbon Rocket Engine Study*, *NASA-CR-161748*

(4) Miyajima, H. and Nakahashi, K., 1984, “Specific Impulse Analysis of the LE-5 Engine,” *AIAA-84-1224*

(5) Goertz, C., 1995, “A Modular Method for the Analysis of Liquid Rocket Engine Cycles,” *AIAA 95-2966.*

(6) McHugh, B., 1995, “Numerical Analysis of Existing Liquid Rocket Engines as a Design Starter,” *AIAA-95-2970.*

(7) Way, D. W. and Olds, J. R., 1998, “SCORES: Developing an Object-Oriented Rocket Propulsion Analysis Tool,” *AIAA 98-3227.*

(8) Kauffmann, J., Herbertz, A. and Sippel, M., 2001, “Systems Analysis of a High Thrust, Low-Cost Rocket Engine,” *4th Int. Conf. on Green Propellants for Space Prop.*

(9) Bradford, J.E., Charania, A. and St. Germain, B., 2004, “REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability,” *AIAA-2004-3514.*

(10) Sciorelli, F., Jones, M. and Forde, S., 2005, “Collaborative Propulsion System Analysis Tool for Pumpfed Liquid Rocket Engines,” *AIAA 2005-4441.*

(11) Shelton, J.D., Frederick Jr., R.A. and Wilhite, A.W., 2006, “Launch Vehicle Propulsion Design with Multiple Selection Criteria,” *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 4, pp.893~902.

(12) Park, S.Y. and Nam, C.H., 2005*, Program for Solving the Energy Balance Problem,* KARI-REG-TM-2005-001-v.1-rev.1.

(13) Cho, W.K., Park, S.Y. and Seol, W.S., 2008,

"Development of Performance Analysis Program for Gas Generator Cycle Rocket Engine," *J. of the KSPE*, Vol.12, No.5, pp.18~25.

(14) Ballard, R.O. and Olive, T., "Development Status of the NASA MC-1 (Fastrac) Engine," *AIAA-2000-3898.*

(15) Cho, W.K., 2006, *Evaluation of Specific Impulse of a Gas Generator Cycle Rocket Engine*, KARI-RET-TM-2006-009-v.1-rev.1.

(16) Kim, C.W., Park, S.Y. and Nam, C.H., 2009, *Operating Mode Analysis of Turbo Pump-Gas Generator-Combustor System*, *KARI-RET-TM-2009-009.*