

가스발생기 사이클 로켓엔진 성능해석 프로그램 개발

조원국* · 박순영** · 설우석**

Development of Performance Analysis Program for Gas Generator Cycle Rocket Engine

Won Kook Cho* · Soon Young Park** · Woo Seok Seol**

ABSTRACT

A performance analysis program has been developed for the gas generator cycle liquid rocket engine. This program predicts the system performance with the performances of subsystems which are evaluated by the models based on another analyses or experiments. The analysis method has been validated by comparing the engine performance against the published conceptual design. The performance models of the subsystems have been verified to give reasonable results by comparing with the MC-1 engine design and the system analysis of 10 ton thrust engine. The system performance of the 30 ton thrust rocket engine using LOx/Jet-A1 has been presented as an application example.

초 록

가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 성능 해석 프로그램을 개발하였다. 본 프로그램은 구성품의 성능으로부터 시스템의 성능을 예측하는 기능을 가지며 구성품 성능은 별도의 해석이나 실험에 의한 성능 결과에 근거한 모델로 평가한다. 프로그램은 기존의 개념설계 연구와 비교하여 검증하였다. 서브시스템의 성능 모델은 MC-1 엔진 설계 및 10톤 추력 엔진에 대한 시스템 해석 결과와 비교하여 적절한 결과를 주는 것으로 확인하였다. 적용 예로서 LOx/Jet-A1을 사용한 30톤급 엔진의 성능을 제시하였다.

Key Words: Gas Generator Cycle(가스발생기 사이클), Specific Impulse(비추력), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Systems Analysis(시스템 해석)

1. 서 론

우주발사체의 추력 발생장치인 로켓엔진의 시스템 해석은 엔진의 비추력과 추력/무게 비를 예측하는 것으로 정의할 수 있다. 해석을 위한 입력 변수로서 엔진 시스템의 사이클, 추진제 종류, 연소압, 엔진 확대비, 펌프 가압량, 서브시스템 효율, 혼합비 등이 필요하다.

† 2008년 5월 8일 접수 ~ 2008년 10월 12일 심사완료

* 중신회원, 한국항공우주연구원 엔진팀

** 정회원, 한국항공우주연구원 엔진팀
연락처, E-mail: wkcho@kari.re.kr

관련된 연구로서 O'Brien과 Ewen[1]은 스테이지 사이클/가스발생기 사이클 선정 기준을 제시하고 추진제 조합별로 성능을 제시하여 주어진 임무에 맞는 엔진 구성을 선정할 수 있는 연구결과를 제시하였다. DLR에서는 모듈화 기법[2]을 적용하여 로켓엔진의 성능을 해석하였다. SEQ[3] 프로그램으로 발전된 이 해석 방법은 평형해석과 수정된 평형해석을 각각 연소기와 가스발생기 성능평가에 적용한다. NASDA에서 LE-5의 비추력 성능을 예측하는 방법을 보고하였는데[4] 비추력의 오차범위는 0.24%에 불과하였다. Sciorelli 등[5]은 개발 제안단계에서 제작/시험/운용에 이르기까지 필요한 해석을 하나의 서버에서 처리하는 통합 해석 방식을 소개하였다. Cai 등[6]은 수소엔진에 대하여 비추력 성능과 추력/무게의 최적해석을 수행하였다. 이들은 구성품 별로 주요 변수의 함수로 무게를 예측하는 모델을 제시하였다. Brown과 Olds[7]는 1단형 발사체의 최적설계를 수행하였으며 하나의 서브시스템에 대한 최적해를 구하는 방법을 반복하여 추진시스템을 최적화 할 수 있음을 보였다. Shelton 등[8]은 1단형 발사체의 최적설계 예를 제시하였으며 Cequel[9] 프로그램을 이용하여 추진시스템의 최적조건을 구했다. 이들은 발사체의 성능뿐 아니라 개발비, 운용비 등 비용에 관한 최적화를 수행하였다. 그러나 비용 모델의 정확도는 높지 않은 것으로 설명하고 있다.

국내의 경우, ASTRA_M을 이용하여 MC-1 엔진과 10톤급 엔진에 대한 시스템 해석을 수행한 예가 있다[10]. 시스템 해석 도구의 개발 예로는 PSY 프로그램[11]과 KEB[12]가 있다. 이들 연구는 시스템 해석 도구로서 필수적인 엔진의 비추력 성능 해석 기능을 가지고 있다.

본 연구에서는 액체로켓엔진의 시스템 해석을 위한 성능 해석 프로그램 개발 결과를 제시하고자 한다. 적용 대상은 가스발생기 사이클이다. 입력 변수로서 연소압, 재생냉각 유속, 연소실 벽온도 제한, 추력 등을 정의하며 연소 조건

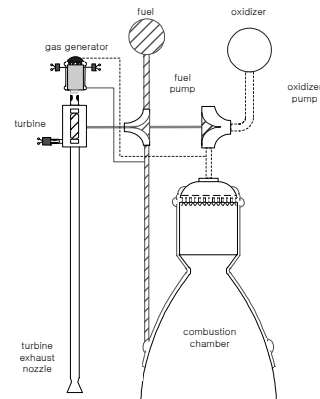


Fig. 1 Schematic of gas generator cycle liquid rocket engine

과 재생냉각 조건에 따라 막냉각 유량과 연소기의 평균혼합비를 계산한다. 본 프로그램은 로켓엔진의 개념설계에 필수적인 비추력 평가 기능을 가지고 있다. 향후 무게 평가 모델이 추가된다면 활용도가 한층 커질 것이다.

2. 해석 방법

추력과 추진제 소모량의 비로 정의되는 비추력은 로켓엔진에 있어 효율의 척도이다. 비추력은 Eq. 1로 정의된다.

$$I_{sp} = F/\dot{m} \quad (1)$$

가스발생기 사이클 엔진의 기본 구조를 Fig. 1에 도시하였다. 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[11]. 이를 위하여 Fig. 2의 절차에 따라 수립된 유량 조건을 구한다. 최초 계산 시 연소기 추력과 가스발생기 유량을 가정한 후 연소기 추력과 터빈배기노

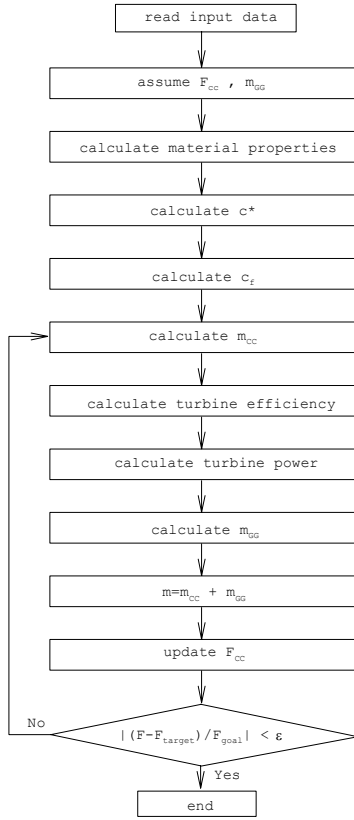


Fig. 2 Flow chart of energy balance algorithm

를 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. Eqs. 2-5는 각각 추력관계식, 파워 벨런스 식, 질량 보존식 및 연소기에서 막냉각 유량 관계를 나타낸다. 가스발생기 유량은 터빈의 소요 출력조건에서 구할 수 있으며 Eq. 6으로 정의된다.

$$F_{eng} = F_{cc} + F_{TBE} \quad (2)$$

$$P_{TB} = P_{OP} + P_{FP} \quad (3)$$

$$\dot{m} = \dot{m}_{CC} + \dot{m}_{GG} \quad (4)$$

$$\dot{m}_{CC}^F = (\dot{m}_{CC}^F)_{ore} + \dot{m}^f \quad (5)$$

$$P_{TB} = \frac{g\dot{m}H_P}{\eta_P} = \eta_{TB} \dot{m}_{GG} c_P T_i \left\{ 1 - \left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \quad (6)$$

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

연소기의 이론 특성속도는 CEA[13]를 사용하여 구한다. 연소성능은 연소압의 함수인 연소효율로 보정되며 추력계수는 확대비의 함수인 cf 효율로 보정된다.

연소기 형상은 냉각성능 평가에 사용되며 냉각채널에서 유체의 압력강하는 펌프의 가압량을 결정한다. 연소기 형상은 Huzel과 Huang[14]이 제시한 최적 확대/출구각도를 이용하여 80% 벨 형태로 계산된다. 이렇게 구한 형상은 1차원 냉각해석의 입력 데이터로 사용되어 막냉각 유량과 재생냉각 차압을 결정한다. 막냉각 유량은

Table 1. Performance model

component	variable	model	remark
propellant	ρ_{LOx}	$f(p, T)$	empirical
	ρ_F	$f(T)$	empirical
combustion chamber	c^*	CEA[13]	analysis
	cf	CEA[13]	analysis
	η_{c^*}	$f(p_{CC})$	empirical
	η_{cf}	$f(\epsilon)$	empirical
	contour	bell[14]	empirical
	Δp_{reg}	KTE[15]	analysis
turbopump	\dot{m}^f	KTE[15]	analysis
	η_{OP}	$f(\Omega_N)$	empirical
	η_{FP}	$f(\Omega_N)$	empirical
gas generator	η_{TB}	$f(u/c_0)$	empirical
	T	$f(p_{GG}, O/F)$ [16]	empirical
	R	$f(p_{GG}, O/F)$ [16]	empirical
feed system	γ	$f(p_{GG}, O/F)$ [16]	empirical
	Δp	$f(p_{CC})$	empirical

Eq. 7의 형태로 평가되며 로켓엔진의 냉각성능 해석 프로그램인 KTE[15]를 사용하여 구하며 추력, 연소압, 유속의 2차 함수 형태로 근사된다. 실물형 연소기의 노즐목에 대한 측정결과 [17]와 비교한 결과 열유속을 27% 과대예측하며 차압을 11% 과소예측 하는 것으로 확인되었다.

$$\dot{m}^f = f(F, p_{cc}, u_{\max}, T_{wc}^{\max}, T_{wg}^{\max}) \quad (7)$$

산화제 펌프의 압력 상승은 연소기 압력의 함수로 정의되고 연료 펌프 압력 상승은 연소압의 함수와 재생냉각에 필요한 차압을 합한 값으로 정의된다. 재생냉각에 필요한 차압은 냉각유체의 코킹온도 조건[1, 18]을 만족할 수 있는 막냉각 유량과 냉각수 유속에 의하여 결정된다. 차압 모델은 문헌[15]의 방법을 적용하여 구한 결과를 Eq. 8-10의 형태로 데이터베이스화하여 사용한다.

$$\Delta p_O = f(p_{CC}) \quad (8)$$

$$\Delta p_F = f(p_{CC}) + \Delta p_{reg} \quad (9)$$

$$\Delta p_{reg} = f(p_{CC}, u_{\max}, \dot{m}^f) \quad (10)$$

펌프 효율은 비속도의 함수로 결정된다. 펌프의 성능에 큰 영향을 미치는 작동유체의 밀도는 온도와 압력의 함수로 평가하였다. 연료의 밀도는 압력의 영향이 작으므로 온도만의 함수로 가정하였다. 본 연구에서 적용한 터보펌프는 하나의 축으로 연결된 1단형 펌프와 터빈을 가정한다. 터빈의 분출속도와 터빈의 최대 허용 속도로부터 터빈의 효율을 구하였다. 터빈의 최대속도는 소재에 따라 다르며 문헌[19]에서 소재와 제한온도 사이의 관계를 확인할 수 있다.

가스발생기는 터빈의 구동 매질을 발생시키는 장치로 정의할 수 있다. 터빈소재의 보호를 위하여 연소 가스의 온도는 1000 K 전후로 제한되며 연료농후 조건이 선호된다. 위 환경에서 평형 해석으로는 좋은 결과를 구하기 어려우며 본 연구에서는 Jet-A1을 이용한 저혼합비 조건

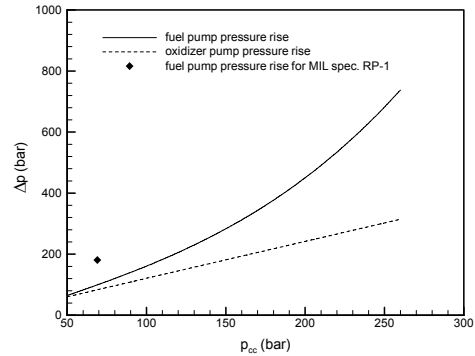


Fig. 3 Model of necessary pressure rise

의 실험결과[16]를 이용하여 성능 모델을 구성하였다. 가스발생기 연소 가스의 분자량, 온도, 비열비의 혼합비 O/F 의존도는 문헌[16]의 결과를 이용하였다.

3. 비추력 평가 및 고찰

로켓엔진의 연소압과 비추력관계를 O'Brien과 Ewen[1]이 제시한 로켓엔진 개념설계와 비교하였다. 추진제는 LOx/RP-1R이다. 해석 조건은 문헌과 동일하게 적용하였으나 위의 문헌에서 확인되지 않는 값은 통상적인 범위에서 가정하였다. RP-1R에 대한 가스발생기 연소가스의 물성이 알려지지 않아 Jet-A1에 대한 물성[16]을 차용하였다. 가스발생기 가스의 온도는 비교 문헌[1]과 동일하게 적용하였으므로 비추력 성능에 미치는 영향은 무시할 수 있는 수준일 것으로 판단된다.

연소압에 따른 펌프의 가압조건을 Fig. 3에 도시하였다. 산화제 펌프의 압력 상승은 연소압에 선형 비례하지만 연료펌프의 압력 상승은 포물선 형태의 증가를 보인다. 재생냉각에 필요한 가압량 증가는 재생냉각 유속의 제공에 비례하여 증가하기 때문이다. 참고로 코킹 온도가 낮은 MIL spec. RP-1에 대한 필요한 가압조건은 RP-1R에 비하여 월등히 높다.

엔진의 진공 비추력을 Fig. 4에 비교였다. 두

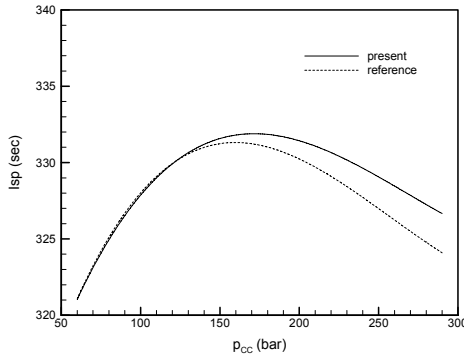


Fig. 4 Comparison of vacuum specific impulse

결과가 정량적으로 일치하지 않는 것은 가스발생기 가스의 물성 오차, 터보펌프 효율 및 터빈 배기노즐의 설계 차이에 의한 것으로 판단된다.

가스발생기 사이클 엔진의 통상적인 연소압은 40~70 bar 수준이다. NASA의 저비용 지향적인 MC-1 (구 Fastrac)[20] 엔진은 본 프로그램의 검증에 유용한 정보를 제공한다. MC-1은 연소압 43.6 bar로 적용성이 높은 조건이기 때문이다. 앞서의 시스템 설계[1]는 연소압 150 bar 이상까지를 다룬 개념설계 연구로서 시스템 해석에 필요한 입력 데이터를 상세히 제공하여 프로그램의 정확성 평가에는 유용하지만 서브시스템의 성능 모델에 대한 적절성 판단 기준으로 사용하기에는 지나치게 높은 성능 기준을 적용하고 있다.

Table 2는 엔진의 주요 성능을 비교한 것이다. 문헌[20]과 비교하여 비추력이 1.2 sec 작다. 오차의 원인으로 동일한 가스발생기 혼합비에서 가스온도를 낮게 평가한 점을 들 수 있다. SEQ

Table 2. Comparison of MC-1 performance

variable	present	SEQ[3]	MC-1[20]	unit
Fv	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	-
m _{gg}	3.50	3.23	3.22	kg/s
TIT	860.3	844.41	888.6	K
Dth	0.214	0.210	0.220	m

Table 3. Input parameters for 10 tf engine[10]

parameter	
CC pressure, bar	60
CC mixture ratio	2.4
CC expansion ratio	50
GG chamber pressure, bar	60
oxidizer pump discharge pressure, bar	85
fuel pump discharge pressure, bar	125
turbine expansion ratio	12
turbine inlet temperature, K	890
turbine outlet pressure, bar	5

Table 4. Gas generator cycle performance

	Jet-A1	RP-1	ref.[10]
engine vacuum thrust, tf	10.0	10.0	10.0
specific impulse, sec	316.5	317.2	311
mixture ratio	2.11	2.11	2.09
LOx flow rate, kg/s	21.45	21.40	22.4
Fuel flow rate, kg/s	10.14	10.12	10.7
GG mass flow rate, kg/s	1.831	1.828	2.03
GG flow rate to total, %	5.80	5.80	6.3
GG mixture ratio	0.31	0.31	0.31

를 사용한 해석[3]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 설계를 기반[21]으로 한 것이다. 연소기 노즐목의 직경이 실제 개발된 엔진에 비하여 작게 평가되었다. 이는 다른 해석 연구[3]에서도 동일한 경향이다. 실제 노즐에서의 유출계수 손실이 감안되지 않은 이상적인 결과이기 때문인 것으로 판단된다.

국내 문헌[10]에 소개된 10톤급 엔진의 사이클 성능을 비교하였다. Table 3은 비교를 위한 엔진의 입력 변수를 나타내며 Table 4는 사이클

Table 5. Input parameters for 30 tf engine

parameter	
engine vacuum thrust, tf	30
CC mixture ratio	2.4
c* efficiency, %	96
turbine inlet temperature, K	900
turbine outlet pressure, bar	3.2
turbine efficiency, %	50
LOx pump efficiency, %	70
minimum exit pressure, bar	0.4

성능을 나타낸다. 추진제는 LOx/RP-1이며 참고로 Jet-A1을 적용하였을 경우 성능의 차이를 함께 제시하였다. 주요 입력변수는 참고문헌 및 유사 엔진의 벤치마킹에서 구한 것이다[10]. 비추력은 참고문헌[10]과 비교하여 6.2 sec 높다. 본 연구결과는 측정결과[22, 23]에 근거하여 $\eta_{c^*} = 96\%$ 를 사용하였으며 참고문헌에는 연소효율이 공개되어 있지 않다. 또한 전체 유량 대비 가스발생기의 유량에서 본 연구결과가 0.5% 포인트 작게 나타나고 있으며 이는 주로 터빈과 펌프의 효율차이에 의한 것으로 판단된다. 결과의 성능 차이는 상기 요인들에 의한 것으로 판단된다. ASTRA_M을 사용한 참고문헌[10]에서 수렴된 해를 구하기 위하여 8~10회의 반복 계산이 필요한 것으로 보고하고 있으며 본 연구에서는 추력과 유량변동에 대하여 10^{-6} 오차범위의 해를 6회의 반복 계산으로 구할 수 있다. 이로써 본 연구 방법의 수렴성은 통상적인 수준인 것으로 판단할 수 있다.

국내에서 수급 가능한 Jet-A1을 사용한 엔진을 살펴보자. Jet-A1은 RP-1R에 비하여 낮은 코킹 온도를 가지므로 냉각 요구량이 증가한다. 코킹 온도는 관련 실험[18] 결과를 참고하여 570 K로 가정하였다. 연료펌프의 효율은 연료의 유량과 헤드 조건에 따라 결정된다. Table 5는 30톤급 엔진의 성능 평가를 위한 입력 변수를 나타낸다. 펌프의 가압량은 앞 절에 기술한 모델에 의한 것이며 실제 엔진에서는 차압마진, 성능 보정을 위한 차압 등에 의하여 가감될 수 있다.

연소기 압력 변화에 대한 엔진 성능 변화를

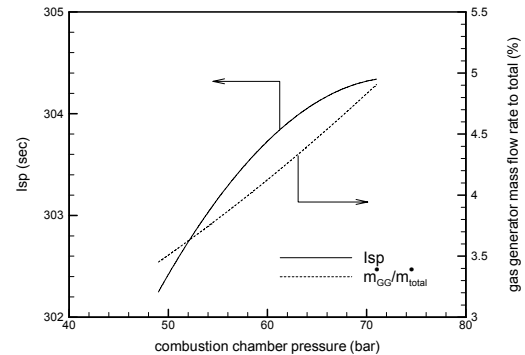


Fig. 5 Combustion chamber pressure vs. engine performance

Fig. 5에 도시하였다. 연소압 증가에 따라 연소기 출구에서의 최소압력 제한을 만족할 수 있는 확대비가 증가하며 이는 엔진 비추력 증가의 가장 큰 요인이다. 반면에 연소압 증가에 따라 냉각요구량이 증가하며 이는 엔진 성능을 감소시키는 역할을 한다. Fig. 5의 전체유량 대비 가스발생기 유량의 증가 추세를 보면 연소압의 선형 비례 특성보다 빠르게 증가하는 것이 관찰된다. 반면에 비추력 성능은 점차 포화되는 것이 확인된다. 고성능/고효율의 서브시스템을 적용하거나 소재의 허용온도를 상향한다면 비추력 최적 압력은 Fig. 5보다 높은 조건이 될 것이며 이는 1033 K의 터빈입구온도를 사용한 Fig. 4에서 확인할 수 있다. 본 연구에서 개발한 가스발생기 사이클 성능해석 프로그램은 향후 실제 개발될 로켓엔진의 성능평가와 주요 규격 결정에 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

4. 결 론

액체로켓엔진의 비추력 평가 프로그램을 개발하였다. 프로그램의 검증을 위하여 추력 300톤급 엔진의 성능해석을 수행하였으며 문헌의 개념설계 결과와 비교하여 일치하는 것을 확인하였다. 서브시스템의 성능 모델은 MC-1 엔진의 연구결과 및 10톤 추력 엔진에 대한 시스템 해

석 결과와 비교하여 적절한 결과를 주는 것을 확인하였다. Jet-A1을 사용한 진공추력 30톤 수준의 엔진에 대한 성능을 구하였으며 연소압에 대한 비추력 변화 경향을 제시하였다.

기 호 설 명

D_{th}	노즐 목 직경
F	추력
H	헤드
M	분자량
O/F	혼합비
PR	압력비
R	기체상수
T	온도
TIT	터빈 입구 온도
c^*	특성속도
c_0	분출 속도
cf	추력 계수 ($= F/A_{th}(p_c)_{ns}$)
c_P	비열
g	중력가속도
\dot{m}	유량
p	압력
u	유속
Ω_N	펌프 비속도
γ	비열비
Δp	압력차
η	효율
ρ	밀도

첨 자

CC	연소기
F	연료
GG	가스발생기
O	산화제
P	펌프, 파워
T	온도
TB	터빈

TBE	터빈 배기 노즐
$core$	중심부
eng	엔진
f	막냉각
i	입구
max	최대값
reg	재생냉각
wc	냉각수 접촉벽
wg	연소가스 접촉벽

약 자

DLR	German Aerospace Center
NASDA	National Space Development Agency of Japan

후 기

본 연구는 교육과학기술부에서 시행한 특정연구 개발 사업인 “소형위성발사체 개발사업” 연구결과의 일부입니다.

참 고 문 헌

- O'Brien, C.J. and Ewen, R.L., Advanced oxygen-hydrocarbon rocket engine study, NASA-CR- 161748, 1981
- Goertz, C., "A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles," AIAA 95-2966
- Kauffmann, J., Herbertz A. and Sippel M., "Systems analysis of a high thrust, low-cost rocket engine," 4th Int. Conf. on green propellants for Space Propulsion, 2001
- Miyajima, H., Nakahashi, K., Yanagawa, K. and Fujita, T, "Specific impulse analysis of the LE-5 engine," AIAA-84-1224

5. Sciorelli, F., Jones, M and Forde, S, "Collaborative propulsion system analysis tool for pumped liquid rocket engines," AIAA 2005-4441
6. Cai, G., Tong, X., Zheng, Y. and Fang, J., "Generic optimization of system parameters for liquid rocket engine with gas generator cycle," AIAA 2005-3743
7. Brown, N.F. and Olds, J.R., "Evaluation of multidisciplinary optimization techniques applied to a reusable launch vehicle," J. Spacecraft and Rockets, Vol.43, No.6, 2006, pp.1289-1300
8. Shelton, J.D., Frederick Jr., R.A. and Wilhite, A.W., "Launch vehicle propulsion design with multiple selection criteria," J. Spacecraft and Rockets, Vol.43, No.4, 2006, pp.893-902
9. <http://www.spreadsheetsworld.com>
10. 이진근, 김진한, "터보펌프식 액체로켓엔진의 시스템 해석," 한국항공우주학회지 Vol.32, No.5, 2004, pp.109-115
11. 박순영, 남창호, 조원국, "액체로켓 엔진 Energy Balance 문제 해결을 위한 프로그램 개발," 제27회 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2006, pp.135-138
12. 조원국, 박순영, 설우석, "막냉각이 적용된 액체로켓엔진의 비추력 최적조건," 한국추진공학회 2007년도 추계학술대회 논문집, 2007, pp.135-140
13. McBride, B.J. and Gordon, S., 1996, "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications," NASA reference publication 1311
14. Huzel, D.K. and Huang, D.H., 1992, Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA
15. 김홍집, 조원국, 문윤완, "막냉각 모형을 이용한 액체로켓엔진 연소기의 열해석," 한국추진공학회지 제10권 제4호, 2006, pp.85-92
16. 서성현, 한영민, 김성구, 최환석, "연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치에 관한 연구," 한국추진공학회 2006년도 추계학술대회 논문집, 2006, pp.118-122
17. KSLV-I report (IV), 2005
18. 임병직, 김종규, 강동혁, 김홍집, 김희태, 한영민, "재생냉각 연소기용 구리합금과 연료 적합성 검증시험," 한국추진공학회 2006년도 추계학술대회 논문집, 2006, pp.100-109
19. Humble, R.W., Henry, G.N. and Larson, W.J., 1995, Space propulsion analysis and design, McGraw-Hill
20. Ballard, R.O. and Olive, T., "Development status of the NASA MC-1 (Fastrac) engine," AIAA-2000-3898
21. 조원국, 가스발생기 사이클 로켓엔진의 비추력 평가, KARI-RET-TM-2006-009, 한국항공우주연구원
22. 양승호, 김희태, 강동혁, 안규복, 서성현, 한영민, 최환석, 2007, 실물형 재생냉각 액체로켓엔진 연소기(확대비3.5) 연소시험, 한국추진공학회 2007년도 추계학술대회논문집, pp.125-130
23. 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 서성현, 최환석, 2007, 실물형 재생냉각 액체로켓엔진 연소기 연소시험, 한국항공우주학회 2007추계 학술발표회 논문집II, pp.1358-1361