

# 막냉각이 적용된 액체로켓엔진의 비추력 최적조건

조원국\* · 박순영\* · 설우석\*

## Optimal Condition of Specific Impulse for a Liquid Rocket Engine with Film Cooling

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

### ABSTRACT

An analysis has been conducted of the optimal condition to maximize the specific impulse for a liquid rocket engine with film cooling. The present engine performance has been compared with the published conceptual design to be verified satisfactorily accurate. The optimal combination of film coolant flow rate and the regenerative cooling capacity has been found for maximum specific impulse. The optimal fuel pump pressure increases and the optimal film coolant flow decreases for a larger thrust engine. Higher turbine inlet temperature increases both the fuel pump pressure and the film coolant flow rate as the optimal condition. The coking temperature has the same qualitative effect as the turbine inlet temperature.

### 초 록

막냉각이 적용된 액체로켓엔진의 비추력 최적조건을 분석하였다. 본 연구에서 구한 엔진의 비추력 성능을 문헌에 소개된 가스발생기 사이클 엔진의 개념설계와 비교하여 적절한 정확성을 가지는 것을 확인하였다. 비추력을 극대화할 수 있는 조건으로 최적의 막냉각 유량과 재생냉각 용량의 조합이 제시되었다. 추력이 증가될 경우, 막냉각 유량이 감소하고 연료펌프 차압은 증가한다. 터빈 입구온도 증가에 따라 최적 조건의 막냉각 유량과 연료펌프 차압이 증가한다. 코킹 온도 증가 역시 터빈 입구온도와 정성적으로 동일한 영향을 가진다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Specific Impulse(비추력), Gas Generator Cycle(가스발생기 사이클), Optimal Condition(최적조건), Energy Balance(에너지 밸런스), Power Balance(파워 밸런스), Regenerative Cooling(재생냉각), Film Cooling(막냉각)

### 1. 서 론

로켓엔진은 발사체의 추력발생장치로서 하나의 완성된 시스템인 동시에 발사체를 구성하는 부품이기도 하다. 따라서 로켓엔진은 발사체 최

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

적 설계를 위하여 요구되는 성능을 만족해야 하며 이의 평가 기준은 비추력, 추력-무게비, 개발비 등[1-4]이다. 개발비, 생산비, 운용비 등은 기술적인 요소는 아니지만 엔진 개발방향에 영향을 줄 수 있는 인자이다. 엔진 개발 비용모델은 많은 데이터가 축적되어야 정확성이 의미를 가지며 여러 종류의 엔진이 개발되는 상황이 아니라면 이에 대한 평가모델의 필요성은 기술적인 성능 모델에 비하여 중요도가 작다고 할 수 있다.

본 연구에서는 막냉각이 적용된 로켓엔진의 성능변수 중 비추력 성능의 최적조건을 예측하여 최적설계 방향을 제시하고자 한다. 막냉각형 엔진에서 연소압에 따라 막냉각과 재생냉각에 의한 최적 분담률을 찾음으로써 효율을 극대화할 수 있기 때문이다. 재생냉각 조건이 주어지면 요구차압을 예측할 수 있으며 주어진 재생냉각에 의하여 부족한 냉각 용량을 보완하기 위한 막냉각 소요 유량은 본 연구에서 제시하는 모델에 의하여 평가가 가능하다. 또한 주요 독립 변수로서 진공추력, 터빈입구온도, 연료의 코킹온도 변화가 비추력 최적 조건에 미치는 영향을 평가하여 서브시스템의 설계 변경에 따라 엔진 시스템의 최적조건이 어떤 영향을 받는 지 확인할 것이다.

## 2. 해석 방법

가스발생기 사이클 엔진은 몇 개의 중요 부품으로 단순화하여 모사할 수 있다. Fig. 1은 본 연구에서 대상으로 고려한 엔진 시스템의 구성도를 나타내며 30톤급 엔진에 대한 시스템 성능 해석 예[5]를 포함한다. 엔진의 효율을 의미하는 비추력은 추력과 추진제 소모량과의 비로 정의되며 효율적인 추진제 사용의 지표로 사용될 수 있다. 식 (1)은 비추력 관계식이다. 엔진 추력은 연소기 추력과 터빈 배기노즐의 가스에서 발생하는 추력의 합으로 식 (2)로 구한다. 가스발생기 유량은 식 (3)의 파워 밸런스에 의하여 구할 수 있다. 엔진 혼합비는 식 (4)로 정의되며 유량

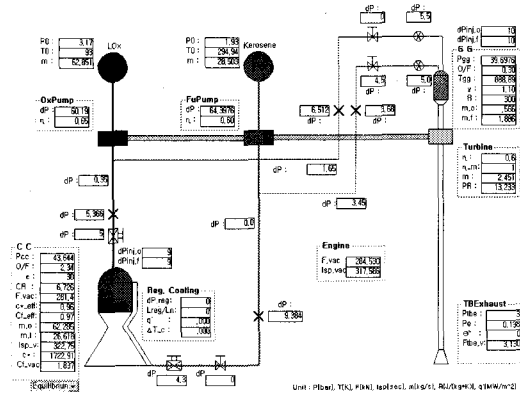


Fig. 1 Schematic of gas generator cycle engine.[5]

관계는 식 (5)-(7)에 의하여 정의된다. 엔진의 추진제 유량은 연소기 유량과 가스발생기 유량의 합으로 식 (5)로 정의된다. 식 (8)은 막냉각 유량의 수학적 모델로서 KTE[6] 프로그램을 사용하여 평가한다.

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

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

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

$$O/F)_{eng} = \frac{\dot{m}^O}{\dot{m}^F} \quad (4)$$

$$\dot{m} = \dot{m}_{cc} + \dot{m}_{gg} \quad (5)$$

$$\dot{m}_{eng}^O = \dot{m}_{cc}^O + \dot{m}_{gg}^O \quad (6)$$

$$\dot{m}_{eng}^F = (\dot{m}_{cc}^F)_{core} + \dot{m}^f + \dot{m}_{gg}^F \quad (7)$$

$$\dot{m}^f = f(F, p_{cc}, u_{max}, T_{wc}^{max}, T_{wg}^{max}) \quad (8)$$

식 (3)의 관계를 에너지 밸런스[5]로 표현하기도 하며 본 연구에서는 이전의 연구에서 개발된 KEB (KARI Energy Balance)[7]을 이용하여 가스발생기 사이클 엔진의 성능을 평가하였다.

본 연구 방법은 엔진을 이루는 구성품의 성능에 대한 모델을 필요로 하며 Table 1에 주요 성능 모델을 정리하였다. 연소압 증가에 따라 연소 효율은 증가하며 적정한도 이상의 연소압에 대하여 포화되는 경향을 가진다. 한편 노즐 출구압

Table 1 Performance model.

component	variable	model
propellant	$\rho_{LOx}$	$f(p, T)$
	$\rho_F$	$f(T)$
combustion chamber	$c^*$	CEA[8], equilibrium
	$c_f$	CEA[8], equilibrium
	$\eta_{c^*}$	empirical, $f(p_{\alpha})$
	$\eta_{c_f}$	empirical, $f(\epsilon)$
	contour	bell, empirical
	$\Delta p_{reg}$	KTE[6], analytic
	$\dot{m}^f$	KTE[6], analytic
turbopump	$\eta_{OP}$	given
	$\eta_{FP}$	empirical, $f(\Omega_N)$
	$\eta_{TB}$	given
gas generator	$T$	empirical, $f(p_{gg}, O/F)$
	$R$	"
	$\gamma$	"
valves	$\Delta p$	empirical, $f(p_{\alpha})$

력이 제한되는 지상용 엔진의 경우 연소압에 비례하여 노즐 확대비가 커지며 노즐의 효율은 감소한다. 산화제 펌프의 가압량은 연소압과 선형 비례하는 반면 연료펌프 가압은 포물선 형태의 급격한 증가를 보인다. 이는 연소실의 열특성과 냉각특성이 각각 연소압과 냉각수 유속에 선형 비례하며 압력강하는 냉각수 유속의 제곱과 비례하기 때문이다. 이로써 다음과 같은 차압모델을 생각할 수 있다. 최소 재생냉각 차압은 혼합비와 연소압에 의하여 결정되며 별도의 연구에서 개발된 재생냉각 프로그램[6]으로 예측한다. 막냉각이 적용되지 않은 경우에 대하여 참고문헌[9]의 차압 모델과 비교하여 유사한 수준임을 확인하였다. 산화제 펌프의 가압량이나 재생냉각을 제외한 연료펌프의 가압량은 Fig. 2의 사례[10]를 참조하여 결정할 수 있다.

본 연구에서 구한 비추력 결과와 문헌에 소개된 진공추력 300톤급 가스발생기 사이클 엔진의 개념설계와 비교하여 해석방법의 정확성을 확인하였다. 추진제 펌프의 압력상승은 참고문헌과 동일한 조건을 적용하였다. 추진제는 액체산소/RP-1R이며 냉각수로 사용되는 RP-1R은 RP-1을

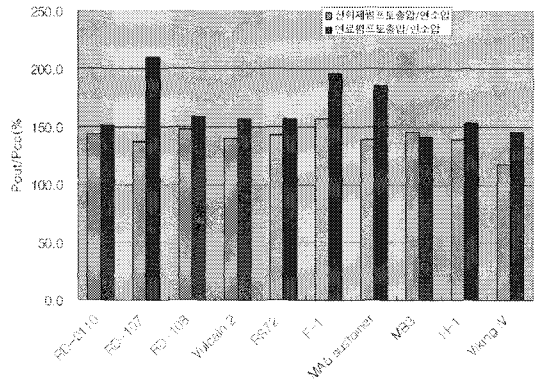


Fig. 2 Examples of pump pressure rise vs. combustor pressure[10].

정제하여 코킹특성을 개선한 것으로 확장된 재생냉각 적용범위를 가진다[9]. 본 결과와 참고문헌과의 차이는 가스발생기 연소가스의 물성차이와 소규모 추력을 발생하는 터빈 배기노즐의 설계차이에 의한 것으로 판단된다. 본 연구의 경우, Jet-A1의 저혼합비 연소물에 대한 물성[11]을 차용하였다. 문헌의 결과와 비교하여 TIT = 1033 K의 경우, 최대 비추력 오차는 0.1% 이하이며 최적 연소압 오차는 12%이다.

### 3. 비추력 최적 조건 고찰

상온의 탄화수소 계열 연료는 냉각성능이 낮아 막냉각이 필요한 경우가 대부분이다. 이 경우 로켓엔진의 비추력 성능을 높이기 위해서는 막냉각과 재생냉각에 의한 냉각 용량 배분이 최적화되어야 한다. 막냉각 유량이 많아질수록 연소기의 혼합비는 최적 조건 이하가 되어 연소효율과 노즐효율이 감소한다. 재생냉각 성능 강화를 위해서는 연료펌프의 동력이 증가되어야 하며 이는 손실 증가로 이어져 궁극적으로는 엔진의 효율 감소로 나타난다. 이와 관련하여 30톤급 엔진의 비추력 최적설계를 위한 연소압과 엔진 혼합비 조건이 제시된 바[7] 있다.

펌프의 가압량이 고정된 조건에서 연소압 상승이 가능하며 이는 막냉각 유량 증가를 통하여 재생냉각 차압을 감소시킴으로써 가능하다. 또한

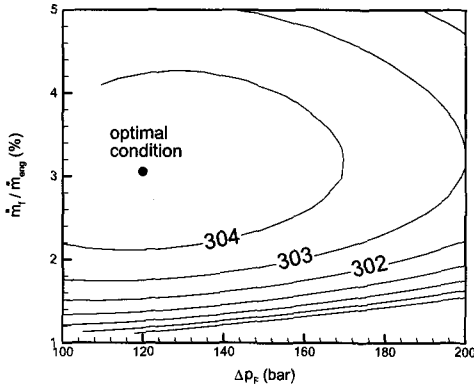


Fig. 3 Optimal film cooling and fuel pump pressure rise for maximum specific impulse.

연소압이 고정된 상태에서 막냉각 유량 조절을 통하여 펌프 가압 감소가 가능하다. 과도한 막냉각이나 재생냉각은 연소기와 엔진 시스템의 비추력 효율을 감소시키게 되므로 이들의 최적 조합이 존재한다. Fig. 3은 진공 추력 50톤 엔진에서 비추력 최적 조건을 나타낸다. 막냉각 유량비율과 연료펌프 가압량 조합에 대한 비추력 성능을 Fig. 3에 도시하였다. 이때 연소기 출구 압력은 0.4 bar로 제한된다. 전체 유량의 3% 막냉각과 연료펌프 가압 120 bar 수준이 최적인 것으로 나타났으며 이때 연소압은 68 bar이다.

엔진의 추력변화와 터빈 입구온도 변화가 비추력 최적 조건에 미치는 영향을 Fig. 4, 5에 도시하였다. 기준 조건은 추력 50톤, 터빈입구온도 900 K이다. 엔진 추력이 증가할 경우 막냉각 유량이 감소하고 연료펌프 차압이 증가하는 것이 유리하다. 추력증가에 따라 추진제 유량은 선형 비례하여 증가하는 반면 막냉각 유체가 덮어야 할 연소실 표면적은 추력의 제공근에 비례하여 증가하기 때문에 상대적인 막냉각 유량이 감소한다. 막냉각에서 절감된 연료가 추가적으로 펌프구동에 사용된다라도 전체적으로 엔진 혼합비를 적절한 수준으로 유지할 수 있다. 따라서 이 경우, 펌프동력 증가에 따라 보다 높은 연소압을 유지할 수 있게 되며 궁극적으로 비추력도 증가된다. 이러한 논리는 서브시스템의 개발에 제한

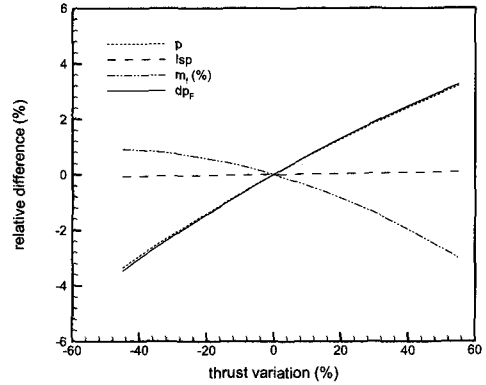


Fig. 4 Isp, vacuum thrust.

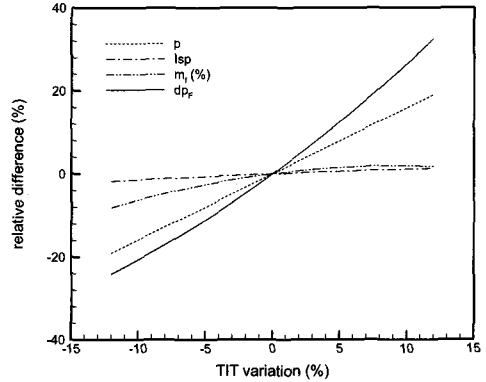


Fig. 5 Isp vs. TIT

조건이 없다는 가정 하에 유효한 것이므로 실제 개발 가능한 한계에 따라 적용성 여부를 판단해야 한다. 가스발생기 사이클 엔진에서 터빈 구동에 사용되는 추진제는 추력에 기여도가 작다. 따라서 터빈 입구온도 상승은 펌프 가압에 의한 손실 요인이 감소하는 것을 의미한다. 고온의 터빈입구온도가 적용 가능할 경우, 재생냉각 분담이 더 커질 수 있다. 코킹온도 증가는 최적 연소압과 재생냉각 유속에 대하여 터빈입구온도와 동일한 경향으로 나타난다. 연료펌프 가압량 증가는 고압에서의 냉각과 추진제 공급을 위한 것으로 자연스럽게 연소압 증가를 수반하며 연소효율 증가에 기여한다. 위 변수의 증감에 따라 최적 비추력 역시 변화하게 된다. 추력 1톤 변화가 가

지는 비추력 변화량은  $3.3 \times 10^{-3}$  sec/tf이다. 터빈 입구온도는 0.014 sec/K의 비추력 민감도를 가진다. 위 결과는 구성품의 성능 개량이나 성능 감소가 발생할 때 엔진 시스템의 최적조건 유지를 위한 방향을 제시하는 것으로 중요한 의미를 가진다. 또한 본 연구에서 사용한 비추력 성능 예측 프로그램은 향후 엔진 무게 예측모델이 개발된다면 이와 연계하여 엔진 시스템 해석 도구로서 보다 많은 활용도를 가지게 될 것이다.

#### 4. 결 론

막냉각이 적용된 가스발생기 사이클 엔진의 비추력 최적 조건을 평가하였다. 본 해석에 앞서 RP-1을 적용한 가스발생기 사이클 엔진의 연소압-비추력 특성을 문헌의 자료와 비교하여 일치하는 것을 확인하였다. 최대 비추력 조건에서 문헌과 비교하여 12%의 압력조건 차이를 보이며 최대 비추력 오차는 0.1% 이하였다. Jet-A1을 사용한 엔진의 비추력 평가를 위하여 재생냉각 차압, 막냉각 유량 모델을 적용하여 주어진 연소압에서 냉각이 가능한 조건을 구하였으며 반복계산을 통하여 비추력 최대 조건의 막냉각 유량과 펌프가압 요구량을 제시하였다. 엔진의 추력, 터빈입구온도 및 코킹온도 증감에 따라 최적 비추력이 미소하게 변화하며 최적 막냉각 조건과 펌프 가압조건이 변경된다. 추력 증가에 따라 최적 막냉각 유량이 감소하며 연료펌프 가압은 증가하였다. 터빈입구온도와 코킹온도 증가에 따라 최적 조건의 막냉각 유량과 연료펌프 가압조건이 증가하였다.

#### 기 호 설 명

$I_{sp}$	비추력
$F$	추력
$\dot{m}$	유량
$O/F$	혼합비
$p$	압력
$P$	동력

$R$	기체상수
$T$	온도
$\Delta p$	차압
$\gamma$	비열비
$\eta$	효율
$\Omega_N$	비속도
$\rho$	밀도

#### 참 자

$c^*$	특성속도
$cc$	연소기
$cf$	노즐계수
$core$	연소기 중심
$f$	막냉각
$F$	연료
$FP$	연료펌프
$gg$	가스발생기
$LOx$	액체산소
$O$	산화제
$OP$	산화제펌프
$reg$	재생냉각
$TB$	터빈
$TBE$	터빈 배기노즐

#### 후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업인 “소형위성발사체 개발사업” 연구결과의 일부입니다.

#### 참 고 문 헌

1. G. Cai, X. Tong, Y. Zheng, J. Fang, J. Wang and J. Chen, Generic optimization of system parameters for liquid rocket engine with gas generator cycle, AIAA 2005-3743.
2. F. Sciorelli, M. Jones and S. Forde, Collaborative propulsion system analysis tool for pumped liquid rocket engines,

- AIAA 2005-4441.
3. J.D. Shelton, R.A. Frederick Jr and A.W. Wilhite, Launch vehicle propulsion design with multiple selection criteria, *J. Spacecraft and Rockets*, Vol.43, No.4, pp.893-902, 2006.
  4. J.E. Bradford, A. Charania and B. St. Germain, REDTOP-2: Rocket engine design tool featuring engine performance, weight, cost, and reliability, AIAA-2004-3514.
  5. 박순영, 남창호, 조원국, 액체로켓 엔진 energy balance 문제 해결을 위한 프로그램 개발, 제27회 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, pp.135-138, 2006.
  6. 김홍집, 조원국, 문윤완, 막냉각 모형을 이용한 액체로켓엔진 연소기의 열해석, 한국추진공학회, 제10권 제4호, pp.85-92, 2006.
  7. 조원국, 박순영, 설우석, 가스발생기 사이클 로켓엔진의 비추력 평가, 한국항공우주학회 2007 춘계학술대회논문집, 예정, 2007.
  8. McBride, B.J. and Gordon, S., Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, NASA reference publication 1311, 1996.
  9. C.J. O'Brien and R.L. Ewen, Advanced oxy- gen-hydrocarbon rocket engine study, NASA- CR-161748, 1981.
  10. 조원국, 가스발생기 사이클 로켓엔진의 비추력 평가, KARI-RET-TM-2006-009-v.1-rev.1, 2006.
  11. 서성현, 한영민, 김성구, 최환석, 연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치에 관한 연구, 한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회 논문집, pp.118-122, 2006.