

막냉각에 의한 액체로켓엔진의 비추력 변화

조원국*, 박순영**, 설우석***

Specific Impulse Variation of a Liquid Rocket Engine
by Film Cooling

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

Abstract

An analysis has been performed on the specific impulse for a liquid rocket engine of gas generator cycle. The present analysis method has been validated through the comparison of the optimal specific impulse for the 300t thrust conceptual engine against the published data. The engine specific impulse can be increased by applying film coolant decreasing the fuel pump head for regenerative cooling despite the decrease of specific impulse of the combustion chamber when the film coolant participates combustion more than the critical amount. The improved condition shows that higher combustion chamber pressure is achieved with less fuel pump head rise by additional film cooling.

초 록

가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 비추력 성능 해석을 수행하였다. 본 해석 방법은 공개된 문헌의 추력 300톤급 엔진에 대한 개념설계와 비교하여 검증을 마쳤다. 막냉각을 증가시키므로써 연료가 연소에 참여하는 비율이 감소될 수 있지만 재생냉각에 필요한 연료 펌프의 소요동력 감소를 통하여 엔진의 비추력이 증가될 수 있다. 개선된 조건은 막냉각의 도움을 통하여 연료펌프 헤드를 감소시키고 연소 압력을 높일 수 있음을 예시한다.

키워드 : 가스발생기 사이클(gas generator cycle), 비추력(specific impulse), 액체로켓엔진(liquid rocket engine), 에너지 밸런스(energy balance), 막냉각(film cooling)

1. 서 론

로켓엔진은 연료나 산화제를 외부에서 공급받

지 않고 독립적으로 추진력을 발생시킬 수 있는 장치로서 우주발사체 구성에 필수적인 부품이다. 로켓엔진은 발사체의 목적에 따라 효율 의미를

접수일(2008년12월17일), 수정일(1차 : 2009년 9월 25일, 2차 : 2009년 10월 19일, 게재 확정일 : 2009년 11월 1일)

* 발사체엔진팀/wkcho@kari.re.kr

** 발사체엔진팀/psy@kari.re.kr

*** 발사체엔진팀/wsseol@kari.re.kr

가지는 비추력을 최대화하거나 또는 무게 대비 추력을 최적화하는 것을 목적으로 개발될 수 있으며 개발비나 개발기간 등에 의해서도 설계목적이 영향을 받을 수 있다. 통상은 위에 제시한 여러 가지 인자를 모두 고려해야 하므로 최적설계의 목적 함수를 수학적으로 정의하기 어려운 경우가 대부분이다.

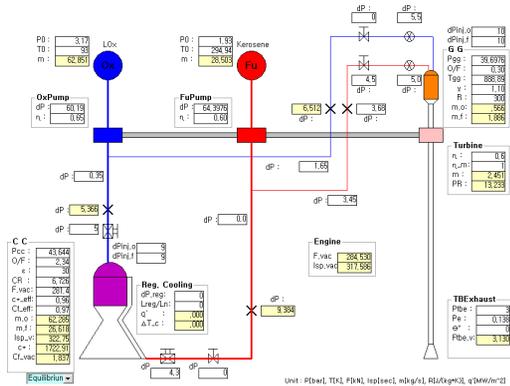


그림 1 Example of energy balance analysis.[2]

우주발사체는 통상 2-3단의 분리 가능한 모듈로 구성되어 적정고도에서 역할을 다한 일부 모듈을 분리 폐기함으로써 임무수행능력을 극대화할 수 있다. 이때 가장 먼저 분리되는 부스터 엔진이나 1단용 엔진은 추진제의 밀도가 큰 탄화수소계 연료를 사용하는 것이 유리하다. 고성능 엔진에 필연적으로 적용되는 재생냉각 시스템은 연료를 냉각수로 사용하는데 탄화수소계열인 RP-1의 냉각성능은 매우 낮기 때문에 냉각수 유속이 높게 유지되어야 하며 이는 연료를 높은 압력으로 가압해야 한다는 것을 의미한다. 이러한 가압 부담은 가압을 담당하는 장치인 터보펌프의 개발을 어렵게 할 뿐 아니라 가압을 위한 동력소모가 엔진의 효율 감소로 이어진다는 문제가 있다. 따라서 적정 수준의 가압으로 엔진의 냉각을 해결하기 위해서는 재생냉각 이외에 보조적인 냉각기가 필요하며 통상 막냉각이 이에 대한 해답으로 제시된다. 막냉각은 미연소 가스층을 연소실 벽면에 형성하여 엔진의 소재를 보호하는 개념이

며 이 방법 역시 연료의 미연소에 의하여 엔진 효율을 감소시키는 작용한다. 본 연구에서는 케로신 연료인 RP-1R을 사용한 재생냉각형 엔진[1]에 막냉각을 함께 적용함으로써 비추력 성능 향상이 가능함을 확인하고자 한다. 본 결과는 구성품의 설계조건 결정에 필요한 기본적인 조건으로 활용될 수 있을 것이다.

2. 해석 방법

가스발생기 사이클 엔진은 몇 개의 주요 부품으로 단순화하여 모사할 수 있다. 그림 1은 본 연구 대상인 엔진 시스템의 구성도를 나타내며 30톤급 엔진에 대한 시스템 성능 해석 결과[2]이다. 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 합이며 식 (2)로 구한다. 가스발생기 유량은 식 (3)의 파워 밸런스에 의하여 구할 수 있다. 엔진 혼합비는 식 (4)로 정의되며 유량관계는 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[3] 프로그램을 사용하여 평가한다.

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

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

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

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

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

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

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

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

식 (3)의 관계를 에너지 밸런스[2]로 표현하기도 하며 본 연구에서는 이전의 연구에서 개발된 KEB (KARI Energy Balance)[4]을 이용하였다.

표 1 Performance model.

component	variable	model
propellant	ρ_{LOx}	$f(p, T)$
	ρ_F	$f(T)$
combustion chamber	c^*	CEA[5], equilibrium
	cf	CEA[5], equilibrium
	η_{c^*}	empirical, $f(p_{cc})$
	η_{cf}	empirical, $f(\epsilon)$
	contour	bell, empirical
	Δp_{reg}	KTE[3], analytic
turbopump	\dot{m}^f	KTE[3], analytic
	η_{OP}	given
	η_{FP}	empirical, $f(\Omega_N)$
	η_{TB}	given
gas generator	T	empirical, $f(p_{gg}, O/F)$
	R	"
	γ	"
valves	Δp	empirical, $f(p_{cc})$

본 연구 방법은 엔진을 구성하는 부품의 성능에 대한 모델을 필요로 하며 표 1에 주요 성능 모델을 정리하였다. 연소압 증가에 따라 연소효율은 증가하며 적정하고 이상의 연소압에 대하여 포화되는 경향을 가진다. 한편 노즐 출구압력의 하한값이 제한되는 지상용 엔진의 경우 연소압에 비례하여 노즐 확대비가 커지며 노즐의 효율은 감소한다. 산화제 펌프의 가압량은 연소압과 선형비례하는 반면 연료펌프 가압은 포물선 형태의 급격한 증가를 보인다. 이는 연소실의 열특성과 냉각특성이 각각 연소압과 냉각수 유속에 선형비례하며 압력강하는 냉각수 유속의 제곱과 비례하기 때문이다. 막냉각이 적용되지 않은 경우에 대하여 참고문헌[1]의 차압과 본 연구의 차압 모델 결과를 비교하여 유사한 수준임을 확인하였다.

산화제 펌프의 가압량이나 재생냉각을 제외한 연료펌프의 가압량은 연소압과 엔진 시스템의 유동저항으로부터 구할 수 있으며 시스템의 구성이 확정되지 않은 상황이라면 차압예측 모델을 이용하거나 이전의 사례[4]를 참조하여 연소압의 함수로 결정할 수 있다.

표 2 Comparison of optimal specific impulse.

parameter	present	reference	error, %
p_{cc}^{opt} , bar	175.3	159.6	9.8
Isp_v^{opt} , sec	331.4	331.3	0.03

본 연구에서 구한 비추력 결과와 문헌에 소개된 진공추력 300톤급 가스발생기 사이클 엔진의 개념설계[1]와 비교하여 해석방법의 정확성을 확인하였다. 추진제는 액체산소/RP-1이며 냉각수로 사용되는 RP-1R[1]은 RP-1을 정제하여 코킹특성을 개선한 것으로 확장된 재생냉각 적용범위를 가진다.

해석결과의 비교를 위하여 해석조건은 문헌[1]과 동일하게 유지하였다. 산화제 펌프의 헤드는 연소압과 선형적으로 비례한다. 재생냉각 차압은 연소압의 제곱에 비례하는 특성을 가진다. 연료 펌프 헤드는 재생냉각 차압을 포함해야 하며 연소압에 대한 특성은 선형 비례보다 가파른 비례 특성을 보인다. MIL spec. RP-1은 낮은 코킹온도로 인하여 냉각유체의 유속이 매우 높게 유지되어야 하며 이를 위한 차압 역시 RP-1에 비하여 월등히 높은 것으로 제시되었다. MIL spec. RP-1의 경우, 69 bar 이상의 연소압에 대해서는 데이터가 제시되지 않았으며 이는 과도하게 높은 재생냉각 차압요구로 인하여 적정한 효율을 가지는 엔진 시스템 구성이 불가능하기 때문인 것으로 보인다.

연소기의 연소압이 증가하면 두 가지 요인에 의하여 비추력 성능 향상 요인이 발생한다. 하나는 연소효율 증가이다. 나머지는 최소 출구압을 유지할 수 있는 노즐 확대비가 증가에 의한 노즐 계수가 증가이다. 확대비가 증가하면 이론적인

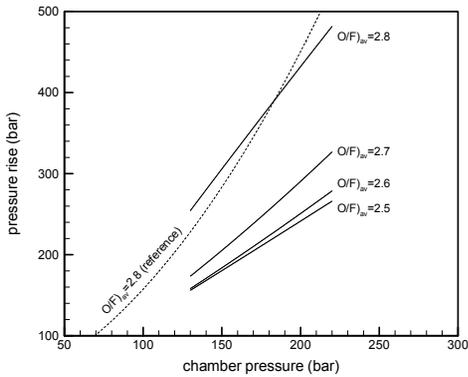


그림 2 Pressure rise model of fuel pump.

노즐계수에 대한 노즐 효율은 감소한다. O'Brien과 Ewen[1]은 연소효율과 노즐효율을 곱한 비추력 효율에 대하여 연소압 변화에 무관하게 일정한 97%의 효율을 적용하고 있으며 이는 연소효율 증가와 노즐효율 감소가 서로 상쇄되는 것으로 해석할 수 있다.

표 2는 문헌의 결과와 비교하여 터빈 입구 온도 1033인 경우에 대하여 비추력 최적 연소압과 최대 비추력 값을 비교한다. 본 결과와 참고문헌과의 차이는 가스발생기 연소가스의 물성차이와 소규모 추력을 발생하는 터빈 배기노즐의 설계차이에 의한 것으로 판단된다. 본 연구에서는 가스발생기의 연소가스에 대한 물성으로 Jet-A1의 저혼합비 연소물에 대한 물성[6]을 차용하였다. 위의 비교로써 본 연구방법으로 로켓엔진의 비추력 특성을 정확하게 예측할 수 있음을 확인하였다.

3. 결과 및 고찰

해석 방법의 검증을 위한 해석과 동일한 엔진에 대하여 터빈 입구온도 1033 K, 연소기 출구 압력[7] 0.4 bar를 적용하였으며 막냉각이 적용됨에 따라 엔진의 비추력 특성이 변화되는 것을 예측하였다. 그림 2는 막냉각 유량에 따라 연료 펌프의 가압량이 변화되는 것을 나타낸다. 재생냉각에 필요한 연료의 가압량은 표 1의 성능 모델에 의하여 평가되며 막냉각 유량 증가에 따라 연

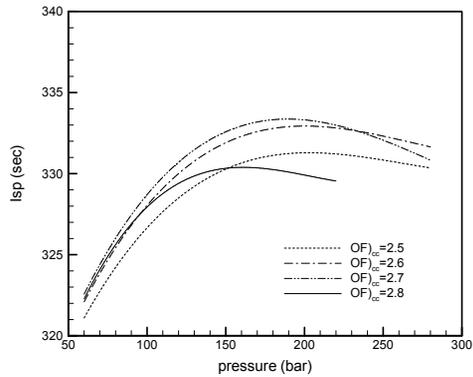


그림 3 Comparison of engine specific impulse.

소기의 혼합비가 감소되고 이는 냉각조건이 완화되는 결과로 이어진다. 결과적으로 저 혼합비의 연소 조건에서 냉각에 필요한 가압량이 감소한다. 혼합비 2.8인 경우는 막냉각이 적용되지 않는 조건으로 문헌에 제시된 펌프 차압과 본 연구의 차압모델이 유사하다.

연소압이 증가하면 동일한 연소기 출구 압력 제한조건에 대하여 확대비가 증가하기 때문에 연소기의 비추력이 증가한다. 따라서 혼합비가 증가할수록 연소기의 비추력은 증가하는 경향을 가진다. 혼합비가 2.8에 이를 때까지 비추력은 증가하며 동일한 혼합비 증가분에 대한 비추력 증가분은 점차 감소하는 경향을 보이며 이는 혼합비 증가에 의한 비추력 증가가 포화되는 것으로 이해할 수 있다. 또한 압력 증가에 의한 비추력 향상 역시 점차 기울기가 작아지는 포화경향을 나타낸다.

연소압과 재생냉각을 포함한 연료 가압 요구량의 관계를 보자. 그림 2에서 확인할 수 있듯이 연소압 증가에 따라 연료 가압 요구가 급격히 증가한다. 이러한 펌프 구동을 위한 추진제 사용은 추력발생에 도움이 되지 않는 손실 요인이다. 따라서 연소압 증가에 따라 비추력 증가요인과 감소요인이 함께 작용하므로 전체적인 엔진의 비추력 특성은 적당한 조건에서 최적결과를 가질 것이라는 점을 예상할 수 있다.

그림 3은 각기 다른 연소기 혼합비에 대하여

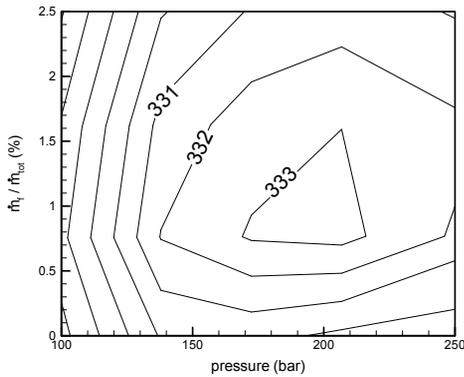


그림 4 Engine specific impulse map

엔진의 비추력 특성이 연소압에 따라 어떻게 변화하는 지를 나타낸다. 극단적인 예로 연소기 혼합비 2.5와 2.8을 비교해 보자. 연소압 150 bar 이하인 조건에서 연소기 혼합비 2.8이 비추력 성능이 좋지만 그 이상인 연소압에서는 비추력 성능이 역전되는 것을 볼 수 있다. 이는 고압 조건에서 연소실의 냉각을 위한 손실이 급증하기 때문이며 적절한 막냉각의 도움을 통해서 전체적인 효율이 증가될 수 있음을 암시한다. 전체적인 최적 조건을 확인하기 위하여 연소압과 막냉각 변화에 대하여 비추력 변화를 그림 4에 나타내었다. 약 1% 수준의 막냉각 조건에서 비추력 최적 조건이 형성되는 것을 확인할 수 있다. 추력 규모가 작은 소형 엔진에 대하여 이보다 많은 유량의 막냉각 조건임이 제시된 바[8] 있다. 엔진의

표 3 Optimal condition for specific impulse.

	/w film cooling	w/o film cooling
p_{cc} , bar	205	175.3
Δp_F , bar	297	364
$O/F)_{cc}$	2.69	2.8
$O/F)_{eng}$	2.36	2.42
ϵ	38	35
Isp_{cc} , sec	333.3	331.4
$\dot{m}_f / \dot{m}_{tot}$, %	0.8	0

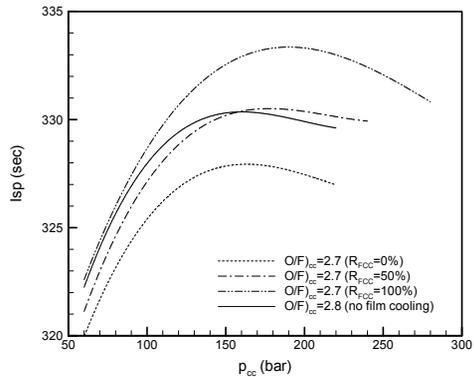


그림 5 Ratio of film coolant combustion.

추력이 커질수록 단위 추력당 냉각면적이 줄어들기 때문에 올바른 경향으로 이해할 수 있다. 또한 구성품의 효율이 전반적으로 높고 본 연구에서 적용한 연료의 코킹온도가 문헌에서 사용한 것 보다 높은 점 등이 정량적인 차이를 보인 원인으로 판단된다. 최적 조건 부근에서 비추력 민감도가 감소하므로 실질적인 최적 조건은 막냉각 유량 0.5~1.5%에서 연소압 170~220 bar 정도로 이해할 수 있다.

표 3은 막냉각이 있는 경우와 순수 재생냉각 조건을 비교한다. 본 비교는 막냉각이 적용될 경우, 연소기 성능은 평균 혼합비에 의하여 결정된다는 것을 가정하므로 연소에 참여하지 못하는 연료가 있다면 막냉각 적용에 의한 비추력 증가 효과는 감소될 수 있다. 그림 5는 막냉각연료가 연소에 참여하는 비율의 영향을 비교한다. 그래프에서 R_{FCC} 는 막냉각연료의 연소참여 비율을 나타낸다. 막냉각연료의 50%가 연소에 참여할 경우 막냉각에 의한 최대 비추력의 증가효과는 거의 없는 것으로 나타났으며 50% 미만의 연소 참여 효과가 있다면 막냉각 적용에 의하여 엔진의 최대비추력이 오히려 감소할 것으로 나타났다. 따라서 평균 혼합비가 2.7인 조건에서 막냉각 연료의 연소 참여율이 50% 이상이 되어야 막냉각이 엔진의 최대비추력 증가에 도움이 될 수 있다는 것을 예상할 수 있다. 막냉각 연료의 연소 참여비율은 추가적으로 확인되어야 할 사항이며

이에 따라 최적 조건이 달라질 수 있다. 그래프 상에서 막냉각연료의 연소참여율이 50%인 조건에서 엔진 비추력 향상효과가 나타나는 연소압은 150 bar 이상이다. 그러나 비추력 성능 이외에도 막냉각에 의한 소재 보호나 터보펌프의 개발부담 경감 등의 효과도 있기 때문에 막냉각의 유용성은 단순한 비추력 향상 이상의 의미를 가진다. 본 연구에서 제시한 최적 조건은 실제 개발에서 부품의 개발가능성에 의하여 적용이 제한될 수 있으며 통상은 주요 부품의 개발능력 한계가 최적 설계의 제한조건으로 작용하여 제한조건과의 경계에서 최적설계가 결정될 수 있다. 또한 최적 조건의 적용성을 높이기 위해서는 엔진의 또 다른 주요 성능 변수인 무게와 크기에 대한 모델개발이 필요하며 제작성을 고려한 제한조건의 도입이 필요하다.

4. 결 론

문헌에 공개된 추력 300톤급 가스발생기 사이클 액체로켓엔진에 대하여 비추력 성능 예측을 수행하여 해석기법을 검증하였다. RP-1R을 연료로 사용하는 엔진에 막냉각을 적용하여 엔진 비추력을 향상시킬 수 있음을 확인하였다. 실질적으로 막냉각이 최대 비추력 향상에 도움이 되기 위해서는 막냉각 연료의 연소 참여율이 특정 비율 이상이 되어야 할 것으로 판단된다.

기호설명

I_{sp}	비추력
F	추력
\dot{m}	유량
O/F	혼합비
p	압력
P	동력
R	기체상수
T	온도
Δp	차압
γ	비열비

η	효율
ρ	밀도

첨자

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

참 고 문 헌

- O'Brien, C.J. and Ewen, R.L., 1981, Advanced oxygen-hydrocarbon rocket engine study, NASA- CR-161748.
- Park, S.Y., Nam, C.H. and Cho, W.K., 2006, "Program development for solving the energy balance problem of liquid rocket engine," 2006 KSPE fall conference, pp.135~138.
- Kim, H.J., Cho, W.K. and Moon, Y.W., 2006, "A thermal analysis of liquid rocket combustors using a modeling of film cooling performance," J. Korean Society of Prop. Engineers, Vol. 10, No. 4, pp.85~92.
- Cho, W.K., KARI-RET-TM-2006-009-v.1- rev.1, 2006, Evaluation of specific impulse of a gas generator cycle rocket engine.
- McBride, B.J. and Gordon, S., 1996, Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, NASA reference publication 1311.

6. Seo, S.H., Han, Y.M., Kim, S.-K. and Choi, H.S., 2006, "Study on combustion gas properties of a fuel-rich gas generator," 2006 KSPE spring conference, pp.118~122.
7. Humble, R.W., Henry, G.N. and Larson, W.J., 1995, Space propulsion analysis and design, McGrawHill.
8. Cho, W.K., Park, S.Y. and Seol, W.S., 2007, "Optimal condition of specific impulse for a liquid rocket engine with film cooling," Proceedings of the 2007 KSPE Spring Conference, pp.135~140.