

가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 비추력 평가

조원국*, 설우석**

Evaluation of Specific Impulse for Liquid Rocket Engine Adopting Gas Generator Cycle

Won Kook Cho* and Woo Seok Seol**

Abstract

The analysis of specific impulse of the liquid rocket engine employing gas generator cycle with LOx/kerosene as propellant has been performed. The relative error of performance of 300 ton level engine is 0.1% for specific impulse and 12% for optimal combustion pressure comparing with the published data. The difference of the performance model and the material property models of gas generator product gas are the presumed major reason of discrepancy. The optimal condition of 30 ton level engine is combustion pressure of 68 bar and mixture ratio of 2.2 for maximum specific impulse. This optimal condition can be changed by performance models.

초 록

액체산소/케로신을 사용하는 가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 비추력 해석을 수행하였다. 본 해석 방법으로 재연한 300톤급 엔진의 시스템 성능은 문헌에 보고된 결과와 비교하여 비추력 0.1%, 최적 연소압 12%의 오차를 보였다. 오차의 주요 원인은 문헌에 공개되지 않은 서브시스템의 성능모델 차이와 가스발생기 생성물의 물성 모델 차이로 판단된다. 막냉각이 적용되는 30톤급 1단용 엔진의 경우, 연소압 68 bar에서 혼합비 2.2가 최적 비추력 조건인 것으로 평가되었으며 최적 조건은 주어진 성능 모델에 따라 달라질 수 있다.

키워드 : 가스발생기 사이클(gas generator cycle), 시스템 해석(systems analysis), 비추력(specific impulse), 액체로켓엔진(liquid rocket engine), 액체산소/케로신(LOx/kerosene)

1. 서 론

로켓엔진은 연료와 산화제를 자체 공급할 수 있는 추력 발생장치로 정의할 수 있으며 추진제

공급 방식에 따라 가스발생기 사이클, 스테이지 사이클 등으로 분류된다. 가스발생기 사이클 엔진은 로켓엔진에 적용되는 가장 흔한 유형으로 구조의 단순성, 낮은 개발비, 높은 신뢰도, 높은

접수일(2009년12월21일), 수정일(1차 : 2010년 5월 29일, 2차 : 2010년 6월 17일, 게재 확정일 : 2010년 7월 1일)

* 발사체엔진팀/wkcho@kari.re.kr

** 발사체엔진팀/wsseol@kari.re.kr

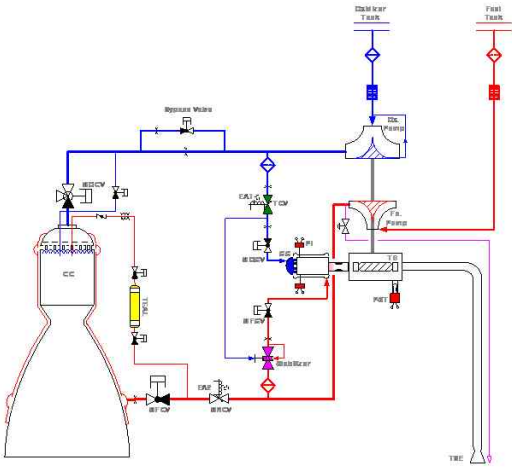


그림 1. Schematic of Engine System

기술 완성도 및 구성품간의 상호간섭이 작다는 장점을 가진다[1]. 또한 추력과 혼합비 운전 영역이 광범위하여 적용범위가 넓다.

로켓엔진의 시스템 해석[1-3]은 엔진 시스템의 추력/비추력 성능 및 무게를 평가[1]하는 것을 의미한다. 본 연구는 가스발생기 사이클 엔진에 대한 시스템 해석의 일부로서 비추력 평가를 목표로 하며 이는 엔진 시스템 개발 단계에 있어 초기 제안 단계, 개념설계, 예비설계 단계에서 수행되어야 할 업무이다. 이후 상세설계 단계로 진행되면서 모드해석, 비정상 해석, 위험도 평가 등 해석분야의 일이 필요하게 된다.

Fig. 1은 가스발생기 사이클의 로켓엔진 개념도[4]를 나타낸다. 본 연구에서 로켓엔진의 비추력을 평가하고 이의 반복계산을 통해서 최적조건 도출하고자 한다. 이를 위하여 기존의 로켓엔진의 에너지 밸런스 해석[5], 비추력 평가[6] 방법이 사용되며 주요 독립변수로서 엔진 냉각수의 최대유속과 연소압을 고려하였다. 냉각수 최대유속에 의하여 엔진의 가압량과 막냉각 유량이 결정된다. 냉각조건 관련 변수들의 관계는 기존의 연구에서 제시한 방법[7]이 적용되었다. 이로써 주어진 추력의 엔진에서 비추력 최대화를 위한 연소압과 엔진혼합비의 최적조건을 제시하였다.

2. 해석 방법

비추력은 추력과 추진제 소모량과의 비로 정의되며 효율적인 추진제 사용의 지표로 사용될 수 있다. 다음 식은 비추력 관계식이다.

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

위 식에서 I_{sp} 는 비추력을 나타내며 F , \dot{m} 은 추력과 시간당 추진제 소모량을 나타낸다. 비추력 계산을 위하여 Fig. 1에 나타난 주요 부품의 성능을 평가하고 엔진 시스템의 에너지 균형을 해석하는 프로그램 (KARI Energy Balance program, KEB)[6]이 사용되었다.

본 방법에 의한 비추력 해석결과와 문헌의 결과를 Fig. 2에 비교하였다. Fig. 3은 연소압 변화에 대한 연료펌프의 압력상승을 나타낸다. 추진제는 액체산소/RP-1R이며 냉각수로 사용되는 RP-1R은 RP-1을 정제하여 코킹특성을 개선한 것으로 개선된 재생냉각 적용범위를 가진다[8]. 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[9]을 차용하였다. 문헌의 결과와 비교하

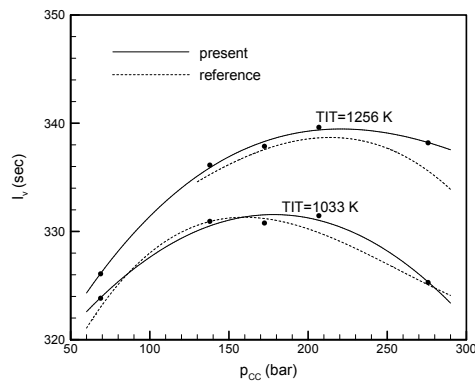


Fig. 2 Comparison of vacuum specific impulse

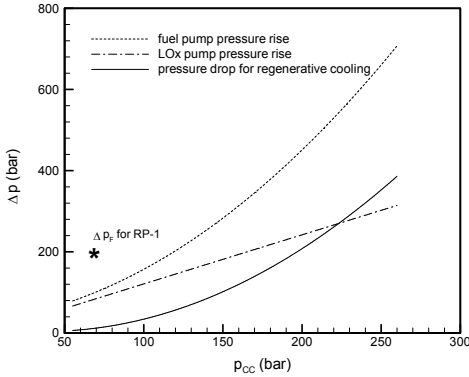


그림 3. Pump head for bench mark problem

여 TIT = 1033 K의 경우, 최대 비추력 오차는 0.1% 이하이며 최적 연소압 오차는 12%이다. 본 연구의 결과는 연소압 다섯가지 조건의 결과를 3 차곡선으로 근사한 것이며 실제 계산 결과는 그림 상에 점으로 표시하였다.

연소기의 이론 특성속도는 CEA[10]를 사용하여 구하며 연소효율은 연소압의 함수로 정의된다. 고온/고압 환경에서 작동되는 연소기 내의 추진제 연소는 평형상태로 가정한다. 연소기의 효율은 연소효율과 노즐효율로 분리하여 평가되며 전체적인 효율은 두 효율의 곱으로 평가된다. 노즐 효율은 노즐확대비의 함수로 평가한다.

연소기 형상은 일반적인 최적 축소각, 확대각, 출구각으로 결정하였다. 시스템 해석에서 연소기 형상은 효율에는 직접적인 연관은 없으며 냉각성능과 냉각수의 압력강하를 평가하기 위한 입력 데이터로 사용되어 연료펌프의 압력상승을 결정한다.

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. 이로써 다음과 같은 차압모델을 생각할 수 있다. 최소 재생냉각 차압은 혼합비와 연소압에 의하여 결정되며 별도의 연구에서 개발된 재생냉각 프로그램[7]으로 예측하였다.

$$\Delta p_O = f(p_{CC}) \quad (2)$$

$$\Delta p_F = f(p_{CC}) + \Delta p_{reg} \quad (3)$$

$$\Delta p_{reg} = f(p_{CC}, u_{max}, O/F) \quad (4)$$

$$\dot{m}_f = f(F, p_{CC}, u_{max}, T_{wc}^{max}, T_{wg}^{max}) \quad (5)$$

식 (5)에서 T_{wc}^{max} 는 냉각수 접촉 벽의 최대 허용온도이며 T_{wg}^{max} 는 연소실 벽의 최대 허용온도이다. 전자는 냉각수인 연료의 냉각특성이며 RP-1R의 경우, 700 K[8]이고 후자는 연소실 소재의 특성이다. 지르코늄등의 $T_{wg}^{max}=800$ K가 적용 가능하다.[8] Jet-A1의 경우, RP-1R보다 낮은 코킹온도가 적용되어야 한다.[10]

펌프의 효율은 비속도 Ω_N 로부터 구한다. 비슷한 정도의 밀도를 가지는 연료/산화제를 사용하는 액체로켓에 적용되는 터보펌프는 하나의 축에 터빈과 산화제/연료펌프가 연결된 형태가 구조의 단순성으로 인하여 선호되는 방식이다. 이 경우, 산화제 펌프의 회전속도가 결정되면 연료 펌프의 비속도가 아래의 식에 의하여 결정된다.

$$\Omega_N = \frac{\Omega \times \dot{Q}^{0.5}}{(g \times \Delta h / N_{stage})^{0.75}} \quad (6)$$

상기 식에 의하여 산화제의 비속도와 효율이 동일하게 유지되더라도 펌프의 회전수가 동일하게 유지되고 연료의 유량과 헤드에 따라 연료 펌프의 비속도와 효율이 다르게 평가될 수 있다. 위 식에서 Ω 는 펌프의 회전수, \dot{Q} 는 유량, g 는 중력가속도, Δh 는 펌프의 헤드, N_{stage} 는 펌프의 단수를 나타낸다. 본 연구에서는 터빈과 펌프 모두 1단형만을 고려하였다.

3. 결과 및 고찰

낮은 온도의 코킹 특성을 가지는 연료를 사용하여 재생냉각 시스템을 개발할 경우 연소압 증가에 따라 냉각을 위한 차압이 급격하게 증가하며 이러한 사유로 인하여 적절한 효율을 가지는 엔진의 작동범위는 매우 제한적이다[8]. 본 연구

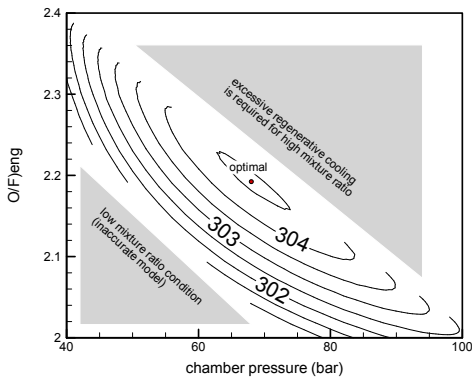


그림 4. Optimal specific impulse condition (vs. O/F)

에서는 이러한 낮은 코킹 온도를 가지는 연료를 대상으로 막냉각과 재생냉각이 적용된 엔진 시스템의 비추력 최적 조건을 제시하고자 한다. 비추력 평가에 있어 연소압과 혼합비는 가장 큰 영향을 미친다. 추력은 엔진 사이즈를 결정하며 관련하여 전체유량 대비 막냉각량 산출과 냉각유로 길이에 따른 펌프의 가압요구량에 영향을 미친다. 재생냉각 유체의 최대 유속이 주어진 경우에 대하여 필요한 막냉각 유량을 산출하고 이로써 연소기의 평균 혼합비를 평가한다. 본 연구에서 사용한 Jet-A1의 코킹 온도는 관련 실험 결과[10]를 참고하여 570 K로 가정하였으며 터빈 입구온도는 900 K이다.

Figure 4는 진공 추력이 30톤인 엔진 시스템의 비추력 변화를 예시한다. 연소기 확대비는 출구압 0.4 bar을 줄 수 있는 값이 계산되어 적용된다. 위의 조건에서 비추력 최적 조건은 연소압 68 bar, 혼합비 2.2 및 확대비 19이다. 그림4의 위부분에 회색음영으로 표시한 부분은 높은 혼합비 조건을 나타내며 막냉각량을 감소시키고 필요한 냉각을 재생냉각에 의존하는 영역을 나타낸다. 아래부분의 음영은 재생냉각 부담을 감소시키기 위하여 막냉각량을 증가시킨 영역이다. 전자의 경우, 급격한 가압량 증가에 따라 엔진 전체의 효율이 감소하며 후자의 경우, 저혼합비 조건에 따라 연소기 효율 감소로 인하여 엔진 효율 감소가 예상되는 조건이다. 따라서 최적 조건은 상기 극단적인 조건의 중간 조건에서 형성된다.

비추력 최적조건은 최적점 부근의 넓은 영역에서 완만한 변화를 보인다. 따라서 개발여건에 따라 펌프 가압부담을 최소화하거나 연소기의 재생냉각 차압을 크게 설정하는 등의 선택이 가능하다.

상기 최적 조건은 기존의 경험적인 설계[12]와 비교하여 연소압은 높으며 혼합비는 유사한 수준이다. 실제 설계는 제작성과 비용 등을 감안하며 마진을 포함하게 되므로 비추력 최적 조건과 설계점과는 차이가 있을 수 있다. 결과로 구해진 비추력 역시 기존의 설계에 비하여 높으며 이는 최적 확대비 적용이 큰 영향을 미친 것으로 판단된다.

로켓엔진의 주요 성능 인자중 하나인 무게는 정확한 평가를 위하여 축적된 데이터가 필요하며 이는 지속적으로 해결해야 할 과제이다. 궁극적인 엔진 시스템 최적설계는 비추력성능, 엔진무게 및 개발/운용비용을 연계하여 이루어져야 하는 매우 어려운 문제로 향후 이에 대한 모델개발과 검증이 필요하다.

4. 결 론

가스발생기 사이클 로켓엔진의 시스템 해석을 위한 프로그램을 개발하였다. 프로그램은 엔진의 에너지 밸런스 해석, 연소기/터보펌프의 효율 모델, 엔진의 차압모델, 재생냉각/막냉각 모델, 가스발생기 모델로 구성된다. 본 해석 방법으로 재연한 300톤급 엔진의 시스템 성능은 문헌에 보고된 결과와 비교하여 비추력 0.1% 최적 연소압 12%의 오차를 보였다. 30톤 수준의 1단용 엔진의 경우, 연소압 68 bar에서 혼합비 2.2 수준이 최적 비추력을 주는 것으로 평가되었다.

참 고 문 헌

1. G. Cai, X. Tong, Y. Zheng and J. Fang, Generic Optimization of System Parameters for Liquid Rocket Engine with Gas Generator Cycle, AIAA 2005-3743.

2. C. Goertz, A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles, AIAA 95-2966.
3. Sciorelli, F., Jones, M and Forde, S, Collaborative propulsion system analysis tool for pumped liquid rocket engines, AIAA 2005-4441.
4. 박순영, 액체 로켓 엔진의 시동과정에 대한 1차원 해석, Flowmaster Korea Conference, 2006.
5. 박순영, 남창호, 액체로켓 엔진 energy balancing 문제 해결을 위한 프로그램, KARI-REG-TM-2005-001 한국항공우주연구원, 2005.
6. 조원국, 가스발생기 사이클 로켓엔진의 비추력 평가, KARI-RET-TM-2006-009 한국항공우주연구원, 2006.
7. 김홍집, 조원국, 문윤환, "막냉각 모형을 이용한 액체로켓엔진 연소기의 열해석," 한국추진공학회지 제10권 제4호, pp.85-92, 2006.
8. O'Brien, C.J. and Ewen, R.L., Advanced oxygen-hydrocarbon rocket engine study, NASA-CR-161748, 1981.
9. 서성현, 한영민, 김성구, 최환석, 연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치에 관한 연구, 한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회 논문집, pp.118-122, 2006.
10. McBride, B.J. and Gordon, S., Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, NASA reference publication 1311, 1996.
11. 임병직, 김종규, 강동혁, 김홍집, 김희태, 한영민, 재생냉각 연소기용 구리합금과 연료 적합성 검증시험, 한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회 논문집, pp100-109, 2006.
12. Preliminary design review of KSLV-I (3-staged LV) Vol.2, KARI, 2004.