

<응용논문>

DOI:10.3795/KSME-B.2010.34.4.443

추진제 공급압력이 액체로켓엔진의 성능에 미치는 영향[§]

조원국^{**} · 박순영^{*} · 남창호^{*} · 김철웅^{*}

* 한국항공우주연구원 발사체엔진팀

Effect of Propellant-Supply Pressure on Liquid Rocket Engine Performance

Won Kook Cho^{**}, Soon Young Park^{*}, Chang Ho Nam^{*} and Chul Woong Kim^{*}

* Rocket Engine Dept., Korea Aerospace Research Institute

(Received December 17, 2009 ; Revised February 9, 2010 ; Accepted February 10, 2010)

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Pressure(연소압), Mixture Ratio(혼합비), Gas Generator Cycle(가스발생기사이클), Sensitivity(민감도)

초록: 가스발생기 사이클 액체로켓엔진에서 추진제의 공급압력 변화에 대한 성능 즉, 연소압, 터빈 파워, 엔진 혼합비, 가스발생기 연소가스의 온도 변화를 제시하였다. 로켓엔진의 주요 13개 시스템 레벨 변수를 이용하여 엔진 성능을 수치적으로 계산한다. 산화제 공급압이 증가하면 연소압과 터빈 파워는 증가하며 연료 공급압이 증가하면 연소압과 터빈 파워가 감소한다. 연료 유량 증가에 따라 감소된 가스 발생기의 혼합비는 연소가스 온도를 감소시키며 터빈 구동매질로서의 연소가스 물성을 저하시킨다. 연료 유량 증가에 따라 감소된 터빈 파워는 엔진 추력에 직접 영향을 미치는 주연소기의 연소압을 감소시킨다.

Abstract: In this paper, the changes in performance parameters, e.g., the combustor pressure, turbine power, engine mixture ratio, temperature of gas generator, and product gas, of a liquid rocket engine employing gas generator cycle with the variations in propellant-supply pressure have been described. Engine performance is numerically calculated using the 13 major system-level variables of the rocket engine. The combustor pressure and turbine power increase with an increase in the oxidizer-supply pressure and decrease with an increase in fuel-supply pressure. The lower mixture ratio of gas generator for increased fuel mass flow rate decreases the gas generator gas temperature and deteriorates the gas material properties as the turbine working fluid. The turbine power decreases with an increase in fuel-supply pressure; this results in a decrease in the main-combustor pressure, which is directly proportional to engine thrust.

- 기호설명 -

- | | |
|------------------------|-----------------------------|
| A : 경험 상수, 면적 | R : 가스 상수, 오차항 (residual) |
| B : 경험 상수 | T : 온도 |
| C : 경험 상수 | TIT : 터빈 입구 온도 |
| C_{ad} : 등엔트로피 분출 속도 | TP : 터보펌프 |
| D : 경험 상수, 직경 | X : 설계 변수 벡터 |
| E : 경험 상수 | c^* : 연소특성속도 |
| F : 경험 상수 | c_p : 비열 |
| O/F : 혼합비 | g : 중력가속도 |
| PR : 압력비 | \dot{m} : 유량 |
| | n : 회전속도 |
| | p : 압력 |
| | u : 속도 |
| | x : 변수 |
| | Δp : 차압 |
| | Ω : 회전 속도 |

§ 이 논문은 대한기계학회 2009년도 추계 학술대회 (2009. 11. 4.-6., 용평리조트) 발표논문임

† Corresponding Author, wkcho@kari.re.kr

③ 연소기 산화제 라인

$$R_3 = P_{\alpha} - \left(P_{out,exp} - \sum_i \xi_{co,i} \frac{\dot{m}_{co}}{2\rho_o} \right)$$

④ 연소기 연료 라인

$$R_4 = P_{\alpha} - \left(P_{out,fup} - \sum_i \xi_{cf,i} \frac{\dot{m}_{cf}}{2\rho_f} \right)$$

⑤ 연소기 유량

$$R_5 = P_{cc} - \frac{\eta_{c^*,cc}(\dot{m}_{co} + \dot{m}_{cf})}{A_{n,cc} \sqrt{\frac{\gamma_{cc}}{R_{cc} T_{cc}} \left(\frac{2}{\gamma_{cc} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{cc} + 1}{\gamma_{cc} - 1}}}}$$

⑥ 가스발생기 산화제 라인

$$R_6 = P_{gg} - \left(P_{out,exp} - \sum_i \xi_{go,i} \frac{\dot{m}_{go}}{2\rho_o} \right)$$

⑦ 가스발생기 연료 라인

$$R_7 = P_{gg} - \left(P_{out,fup} - \sum_i \xi_{gf,i} \frac{\dot{m}_{gf}}{2\rho_f} \right)$$

⑧ 가스발생기 유량

$$R_8 = P_{gg} - \frac{\eta_{c^*,gg}(\dot{m}_{go} + \dot{m}_{gf})}{A_{n,gg} \sqrt{\frac{\gamma_{gg}}{R_{gg} T_{gg}} \left(\frac{2}{\gamma_{gg} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gg} + 1}{\gamma_{gg} - 1}}}}$$

⑨ 터빈의 단열속도

$$R_9 = C_{ad,tb} - \sqrt{\frac{2\gamma_{gg}}{\gamma_{gg} - 1} R_{gg} T_{gg} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{tbe}}{P_{gg}} \right)^{\frac{\gamma_{gg}}{\gamma_{gg} - 1}} \right\}}$$

⑩ 압력비와 비속도에 의한 터빈효율

$$R_{10} = \eta_{tb} - \left\{ A_{e,tb} \left(\frac{P_{gg}}{P_{tbe}} \right)^2 + B_{e,tb} \left(\frac{P_{gg}}{P_{tbe}} \right) + C_{e,tb} \right\} \times \left(\frac{D_{m,tb} n_{tp}}{2C_{ad,tb}} \right)^2 + \left\{ D_{e,tb} \left(\frac{P_{gg}}{P_{tbe}} \right)^2 + E_{e,tb} \left(\frac{P_{gg}}{P_{tbe}} \right) + F_{e,tb} \right\} \times \left(\frac{D_{m,tb} n_{tp}}{2C_{ad,tb}} \right)$$

⑪ 터빈의 효율

$$R_{11} = \eta_{tb} - \frac{T_{gg} - T_{0,tbe}}{T_{gg} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{tbe}}{P_{gg}} \right)^{\frac{\gamma_{gg} - 1}{\gamma_{gg}}} \right\}}$$

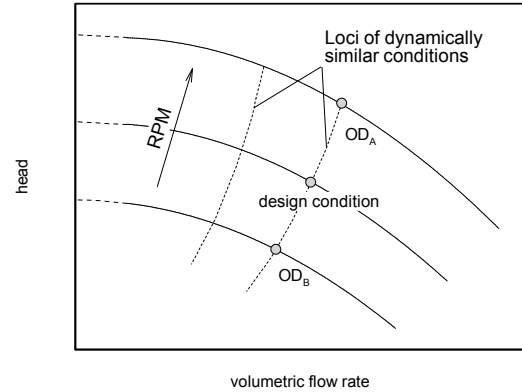


Fig. 2 Pump characteristic curve

⑫ 터빈 출구 전압력

$$R_{12} = P_{0,tbe} - f(P_{tbe}, n_{tp}, T_{gg}, P_{gg}, R_{gg}, \gamma_{gg}, D_{m,tb}, \phi_{tb,st}, \psi_{tb,rt}, \alpha_{1,st}, \beta_{2,rt})$$

⑬ 터빈 파워

$$R_{13} = \eta_{m,tp} W_{tb} - (W_{exp} + W_{fup})$$

이상의 13개의 요구조건식을 풀기 위해 다음과 같이 변수를 정의하였다.

- $x_1 = n_{tb}$: 터보펌프 회전수
- $x_2 = \dot{m}_{co}$: 산화제 유량
- $x_3 = P_{out,exp}$: 산화제펌프 토출압
- $x_4 = P_{out,fup}$: 연료펌프 토출압
- $x_5 = P_{cc}$: 연소기 연소압력
- $x_6 = \dot{m}_{cf}$: 연소기 연료 유량
- $x_7 = \dot{m}_{go}$: 가스발생기 산화제 유량
- $x_8 = P_{gg}$: 가스발생기 연소압력
- $x_9 = \dot{m}_{gf}$: 가스발생기 연료 유량
- $x_{10} = C_{ad,t}$: 터빈 단열속도
- $x_{11} = \eta_{tb}$: 터빈 효율
- $x_{12} = T_{0,tb}$: 터빈 출구 전온도
- $x_{13} = P_{tbe}$: 터빈 출구 정압력

이상의 변수와 수식 정의에 의해 설계변수 벡터 \mathbf{X} 와 오차 벡터 \mathbf{R} 에 대하여, 엔진 작동 모드를 계산하는 것은 비선형 연립방정식 식 (1)의 해를 찾는 것이 된다.

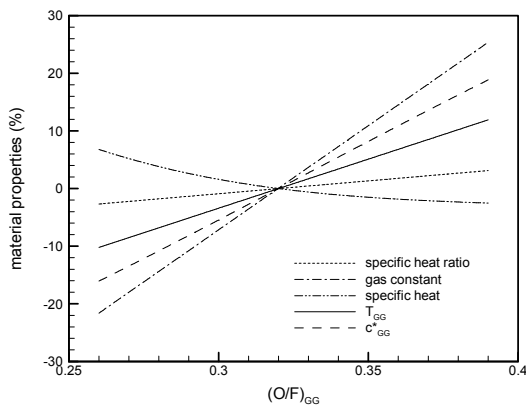


Fig. 3 Material property models of turbine driving gas

$$R(X) = 0 \quad (1)$$

식 (1)의 해는 식 (2)와 식 (3)의 뉴턴방법을 이용하여 구할 수 있다.

$$R'(X^k) \delta^k = -R(X^k) \quad (2)$$

$$x^{k+1} = x^k + \delta^k \quad (3)$$

연소기 연소가스의 물성치를 CEA⁽⁴⁾를 이용하여 구할 수 있다. 일반적인 펌프의 특성⁽⁵⁾을 Fig. 2에 도시하였다. 회전수 변화에 대한 헤드 상승 특성을 나타내며 동일한 유동특성을 가지는 시스템에 대한 유량과 헤드의 변화 궤적을 점선으로 표시하였다. 터빈과 펌프의 효율 모델은 상사시험 결과를 이용하여 개발되었다. 가스발생기의 혼합비 변화에 의한 가스물성과 온도 변화는 혼합비의 함수로 평가하며 기존의 측정결과⁽⁶⁾를 이용하였다. Fig. 3은 기준 조건 (Table 2 참조)에 대한 물성의 상대적인 변화를 나타낸다.

Table 1은 터보펌프와 가스발생기의 폐회로 실험결과⁽⁷⁾와 해석결과의 비교를 나타낸다. 폐회로 장치는 연소기의 연소압 조건을 모사한 것으로 실제 엔진과 유사한 유량특성을 가진다. 실험결과는 정상상태 도달 이후 20초 동안의 값을 평균한 것이다. 해석 조건은 실험결과와 터보펌프 회전수와 유량조건을 동일하게 준 것으로 이때의 펌프 헤드, 터빈구동에 필요한 터빈유량, 터빈입구압 및 터빈입구온도를 비교하여 해석 방법의 정확성을 평가할 수 있다. 주요 비교 인자에 대하여 1% 이하의 오차를 가지는 것을 확인하므로써 해석방법의 검증은 마쳤다.

Table 1 Validation of analysis code

	test ⁽⁷⁾	analysis	difference
TP, rpm	19289	19289	-
oxidizer \dot{m} , kg/s	63.58	63.58	-
fuel \dot{m} , kg/s	28.54	28.54	-
oxidizer Δp , bar	83.55	83.6	0.1%
fuel Δp , bar	140.49	139.9	-0.4%
turbine \dot{m} , kg/s	4.202	4.196	-0.1%
turbine p, bar	49.01	49.51	1.0%
TIT, K	908.57	909.53	0.1%

3. 엔진 시스템의 성능 변화

연소기나 가스발생기의 경우 추진제 유량이 증가함에 따라 연소압 증가요인이 발생한다. 그러나 추진제의 혼합비 변화에 의한 연소압 증가/감소 요인이 추가적으로 작용하므로 유량증가 요인이 산화제인지 연료인지에 따라 최종적인 연소압 변화가 결정된다. 특히 가스발생기의 출력은 엔진 성능에 매우 중요한 영향을 미치는데 이는 가스발생기의 연소압과 유량이 터빈 출력을 결정하며 터빈 출력은 다시 추진제 공급을 결정하기 때문이다.

Table 2는 기준 조건을 나타낸다. 산화제와 연료의 공급 압력이 변화될 때 엔진의 성능 변화를 살펴보자. Fig. 4는 산화제 공급 압력 변화에 의한 엔진의 주요 인자 변화 추세를 나타낸다. 연소기의 연소압, 엔진의 혼합비, 터빈 구동가스의 온도 및 터빈 파워가 산화제 공급압 증가에 따라 모두 증가한다. 산화제 공급압력이 증가하면 산화제 펌프의 출구압이 증가하며 결과적으로 가스발생기의 산화제 공급이 증가한다. 이에 따라 가스발생기의 산화제 유량이 증가하는데 가스발생기의 정격 혼합비는 극도의 연료 농후 조건이므로 산화제 유량증가에 의하여 혼합비는 이상혼합비 방향으로 이동하게 되며 연소가스의 온도증가 및 유량증가로 이어진다. 또한 혼합비 증가에 의하여 연소가스의 물성이 터빈파워 증가에 도움이 되는 방향으로 변경된다. Fig. 4는 이러한 경향성과 일치하는 것이다. Fig. 5는 펌프 출구압력과 유량 변화를 도시한다. 터빈파워 증가에 의하여 펌프 회전수가 증가하므로 산화제와 연료 모두 펌프 출구압력과 유량이 증가하는 결과를 보인다.

Table 2 Reference conditions

parameter	value
Vacuum thrust, tf	30
Chamber pressure, bar	60
CC mixture ratio	2.5
GG mixture ratio	0.32
RPM	20000
LOx inlet pressure, bar	4.75
Fuel inlet pressure, bar	2.8

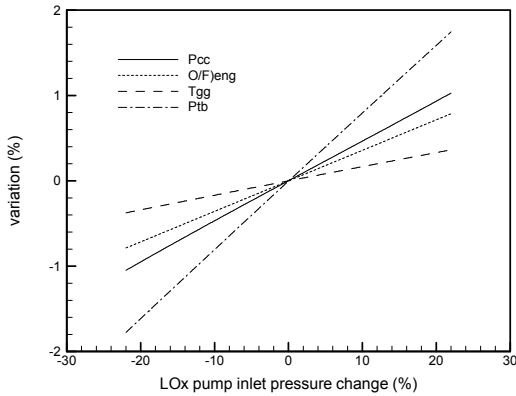


Fig. 4 Effect of LOx pump inlet pressure change to engine performance

다. 산화제는 펌프 회전수 증가 외에 공급압력 자체가 증가된 조건이므로 연료에 비하여 더 큰 변화를 나타낸다.

연료의 공급압력 증가는 앞서의 경우와는 다른 결과를 나타낸다. 연료 공급압력 증가에 의한 엔진 성능변화와 펌프의 특성 변화를 각각 Fig. 6과 Fig. 7에 도시하였다. Fig. 5와는 달리 산화제와 연료에 대한 펌프 출구압력과 유량이 반대 경향을 보인다. 공급압력이 증가된 연료는 펌프 출구압이 증가하지만 공급압력이 일정한 산화제의 경우 터빈 파워 감소에 따라 펌프 출구압력이 감소한다. 출구압 감소는 유량감소로 이어진다. 또한 터빈 파워 감소가 관찰된다. 연료 펌프의 출구압 증가에 따라 가스발생기로 공급되는 추진제의 혼합비가 더욱 연료 농후조건으로 이동하며 이는 연소가스의 온도감소와 연소가스의 물성 저하를 가져온다. 저혼합비의 연소가스는 터빈의 구동가스로서의 특성이 나쁘다. 따라서 연료의 공급압력 증가에 의하여 터빈의 구동가스 유량은 증가

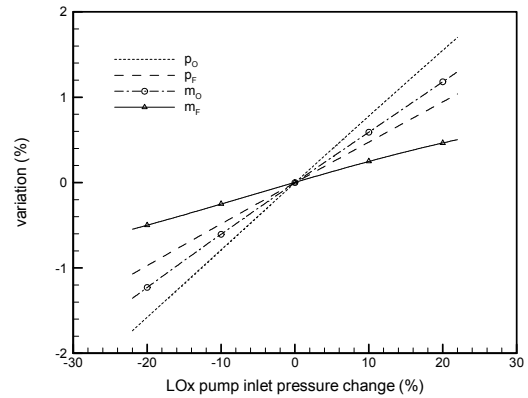


Fig. 5 Effect of LOx pump inlet pressure change to pump characteristics

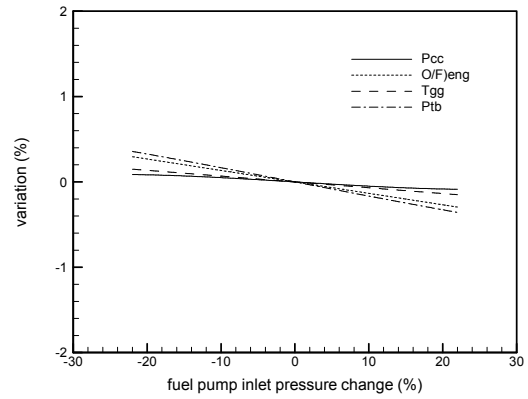


Fig. 6 Effect of fuel pump inlet pressure change to engine performance

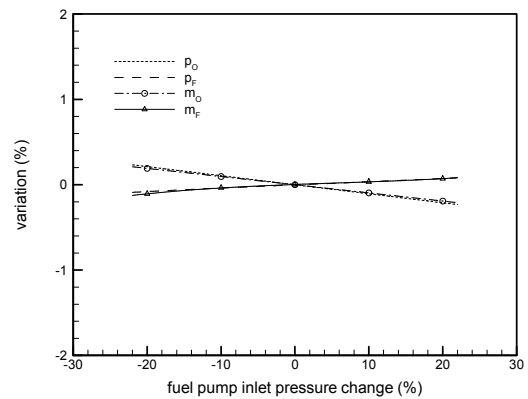


Fig. 7 Effect of fuel pump inlet pressure change to pump characteristics

하지만 구동가스의 유량, 온도 및 물성이 종합적으로 반영된 터빈 파워는 감소하게 된다. 즉 연료 유량 증가 요인과 터빈 구동가스의 온도 감소 및 물성 저하가 반대작용을 하므로 엔진 시스템의 혼합비와 연소기 연소압은 거의 변화가 나타나지 않는

다. 연소기의 연소압은 엔진의 추력과 거의 동일하기 때문에 연료 공급 압력 변화가 엔진 시스템의 추력과 혼합비에 미치는 영향은 매우 작을 것으로 보인다. 반면에 앞서 보인 산화제 공급압력이 변화되는 경우는 유량, 연소가스 온도 및 물성 변화가 동일한 방향으로 작용하기 때문에 엔진 시스템에 미치는 영향이 증폭되어 나타난다. 이러한 경향성은 이전의 연구에서 다룬 액체로켓엔진의 성능 민감도 분석과⁽⁸⁾ 일치한다.

4. 결 론

가스발생기 사이클 로켓엔진에서 추진제 공급 압력에 대한 엔진 시스템의 성능변화를 고찰하였다. 실험결과와 비교하여 본 해석 방법으로 구한 주요 변수는 1% 이하의 차이를 가지는 것을 알 수 있다. 산화제 공급압력이 증가할 경우 터빈동력 증가로 인하여 연료 유량과 산화제 유량이 모두 증가하며 엔진의 연소압과 혼합비가 증가한다. 반면에 연료의 공급압력이 증가할 경우 연료 유량은 증가하지만 저혼합비 가스의 특성으로 터빈의 동력이 감소하며 이로 인하여 산화제 유량은 감소하고 엔진의 연소압과 혼합비가 감소한다. 연료 공급압 변화는 엔진 성능에 미치는 영향력이 상대적으로 작으며 이는 연료유량 증가가 혼합비 감소와 반대 영향을 가지는 것에 기인한다. 엔진의 연소압은 터빈 동력 증감에 영향을 받으며 이는 산화제/연료의 유량과 혼합비에 모두 영향을 받으므로 이를 함께 고려한 해석을 통하여 엔진의 성능변화를 예측할 수 있다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부에서 시행한 특정연구과제인 “한국형발사체 선행기반개발사업”의 연구결과 중 일부입니다.

참고문헌

- (1) Nam, C.H., Park, S.Y., Kim, S.H. and Seol, W.S., 2007, "Performance Dispersion of Gas Generator Cycle Liquid Propellant Rocket Engine by Inlet Conditions and the Influence from Pump Characteristics," Proceeding of the 2007 KSAS Fall Conference, pp.1477~1480
- (2) Nam, C.H., Cho, W.K. and Seol, W.S., 2006, "Performance Dispersion Analysis and Applications of Gas Generator Cycle Liquid Rocket Engine," 2006 KSPE Fall Conference Proceeding, pp.191~195.
- (3) Park, S. and Cho, W.K., 2008, "Program Development for the Mode Calculation of Gas-Generator Cycle Liquid Rocket Engine," 2008 KSPE Fall conference, pp. 366~370.
- (4) McBride, B.J. and Gordon, S., 1996, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311.
- (5) Dixon, S.L. and Eng, B., 1998, Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery 3rd Ed., Butterworth-Heinemann, p. 8.
- (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) Kim, C.-W., Park, S.-Y. and Nam, C.-H., 2009, KARI-RET-TM-2009-009 Operating Mode Analysis of Turbo Pump-Gas Generator-Combustor System
- (8) Cho, W.K, Nam, C.H., Park, S.Y. and Kim, C.W., 2008, "Sensitivity Analysis of Liquid Rocket Engine Performance," Proceedings of the KSME 2008 Fall Annual Meeting, pp. 3159~3162.