

다단연소 사이클 액체로켓엔진 모드해석

조원국^{1,†} · 남창호¹ · 하성업¹

¹한국항공우주연구원 발사체엔진팀

Mode Analysis of Staged Combustion Cycle Liquid Rocket Engine

Won Kook Cho^{1,†}, Chang Ho Nam¹ and Sung Up Ha¹

¹Rocket Engine Team, Korea Aerospace Research Institute

Abstract

Mode analysis has been performed of an upper stage liquid rocket engine. Converged operating conditions were obtained by finding balanced propellant flow rate and pressure drop once mathematical models of the components of the staged combustion cycle engine have been defined. The accuracy of this method was verified by comparison against real engine test results. The pressure drops through fuel control valves of the preburner and main combustor were obtained to control the engine combustion chamber pressure and mixture ratio to predict the turbopump operating condition and pressure drops of components for various engine operating conditions. The present results are essential to develop a rocket engine verification program, and in the future, will be used to develop the high-performance staged combustion cycle engine.

초 록

상단 액체로켓엔진에 대한 모드 해석을 수행하였다. 다단연소 사이클 엔진의 구성품에 대한 수학적 모델을 정의한 후 추진제 유량과 압력 강하에 대한 균형조건을 찾음으로써 수립된 작동조건을 구할 수 있었다. 상기 해석 방법은 엔진 시험결과와 비교함으로써 정확성을 확인하였다. 엔진의 연소압과 혼합비를 제어하기 위한 예연소기와 주연소기의 연료 제어 밸브 차압을 구하였으며 다양한 작동 조건에서 터보펌프 작동조건과 구성품의 차압량을 예측하였다. 본 연구결과는 로켓엔진 검증프로그램 개발을 위한 필수적인 정보로서 향후 고성능 다단연소 사이클 엔진 개발에 활용될 것이다.

Key Words : Liquid rocket engine(액체로켓엔진), Mode analysis(모드해석), Off design point(탈설계점), Staged combustion cycle(다단연소 사이클), Upper stage engine(상단엔진), Newton method(뉴턴 방법)

1. 서 론

상단 액체로켓엔진은 고성능 이외에 높은 정밀도 요구를 받는다. 통상 2 또는 3단형으로 구성되는 로켓에서 최상단 엔진은 위성의 궤도 정밀도를 결정하기 때문이다. 상단 로켓엔진은 추력 또는 혼합비를 정밀하

게 제어하거나 예측할 수 있어야 한다. 발사체의 단순화를 위해서 외부적인 조건에 의한 엔진의 성능 변화를 허용할 수도 있다. 이 경우, 엔진의 구조가 단순해짐에 따른 신뢰도 향상을 이룰 수 있다. 반면에 외부 영향에 대한 엔진 성능 변화를 정확하게 예측해야 한다. 누리호의 경우, 상단 엔진에 제어기능을 생략하고 엔진 성능 변화를 예측[1]하는 방식을 적용한 바 있다. 차세대 발사체 구성을 위한 다단연소 사이클 엔진 [2,3]에서 엔진의 추력과 혼합비 제어 개념을 도입하고 있다. 최상단의 경우, 추진제 소진에 따라서 가속도

Received: Nov. 21, 2022 Revised: Dec. 16, 2022 Accepted: Dec. 26, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2937, E-mail: wkcho@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

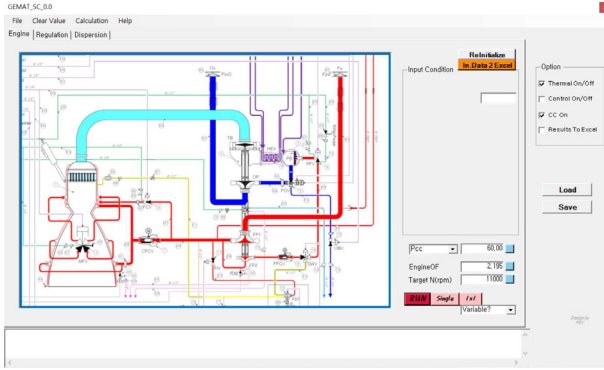


Fig. 1 Schematic of staged combustion cycle engine

제한 범위를 초과할 수 있는데 엔진의 추력 제어를 통해서 이를 해결할 수 있다. 혼합비 제어는 산화제와 연료의 동시 소진을 구현할 수 있는 기능으로 발사체 효율화에 필수적이다. 본 연구에서는 상단 액체로켓엔진의 작동 모드 변화에 대한 성능해석 결과를 고찰하고자 한다. 이전의 연구[1]에서 사용된 해석프로그램을 엔진 사이클 변화를 고려하여 수정 후 사용하였다. 본 연구 결과는 실물 개발에 선행해야 하는 엔진 검증 프로그램 개발과 구성품의 운용범위 설정[4]에 필수적인 정보를 담고 있다. 이러한 연구는 로켓 엔진 개발에 필수적인 것으로 로켓 엔진 개발주체는 고유의 방법론[5,6]을 가지고 있다.

2. 본 론

2.1 해석 방법

본 연구의 대상 엔진은 다단연소 사이클 구조를 가지며 개략도를 Fig. 1에 도시하였다. 개략도에 포함된 구성품의 형상은 일반적인 로켓엔진의 표기를 따른 것이며 기존의 문헌[2,3]을 참조할 수 있다. 액체산소를 산화제로 사용하며 연료는 케로신이다. 공칭 추력은 10톤 급이며 비추력은 350초 이상을 목표로 한다 [2,3]. 작동 원리는 다음과 같다: 소형 연소기에서 산화제 농후 조건으로 연소가 발생된다. 이때 생성물은 소량의 연소가스와 고온의 기체 산소로 구성된다. 이를 터빈 구동에 사용하고 다시 주연소기의 산화제로 사용하게 된다. 따라서 터빈 작동유체의 낭비 없이 모든 추진제가 주연소기에서 최적의 조건으로 연소에 활용되므로 가스발생기 사이클에 비해서 높은 비추력을 가질 수 있다. Fig. 1의 엔진 구조에서 구성품의 성능

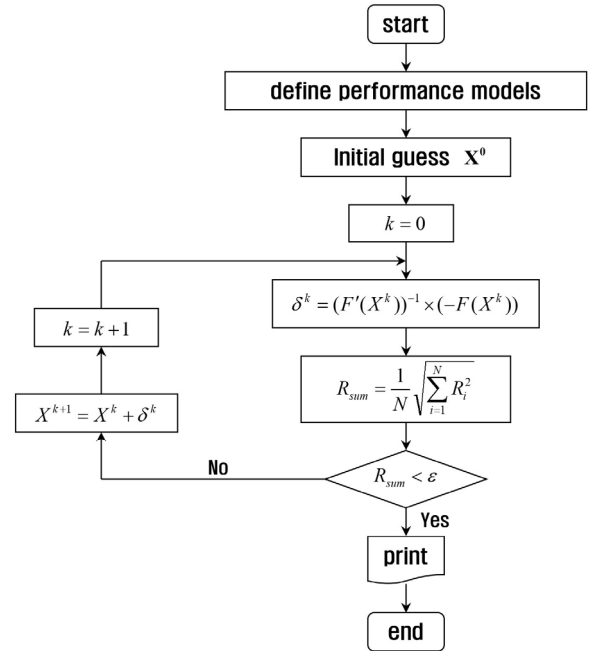


Fig. 2 Algorithm of mode analysis for liquid rocket engine[7]

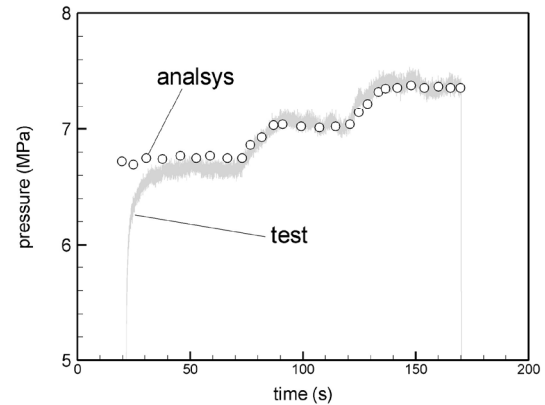


Fig. 3 Comparison of combustion chamber pressure for multi-point conditions: analysis vs. measurement (redrawn from ref.8)

을 수학적으로 정의하고 엔진에 대한 추진제 유량과 차압의 수렴된 결과를 구함으로써 구성품이나 추진제 공급조건이 변화할 경우 엔진 거동 변화를 예측할 수 있다. Fig. 2는 해석 알고리즘[7]을 요약한 것이다. 상기 방법은 이전의 연구[8]에서 상단 엔진 파워팩 시험과 비교하여 터빈압력비와 터빈 출구 온도/압력을 제외한 추진제 유량, 펌프효율, 파워 등 중요 변수의 해석결과 상대 오차가 1% 이하임을 보인 바 있다. Fig.

3은 누리호의 7톤급 엔진 지상 시험결과와 해석결과를 비교한 것[9]이다. 그림은 작동 모드 변화에 대한 엔진의 연소압을 나타낸다. 한 번의 시험에 3개의 작동 모드가 적용된 시험이다. 본 연구방법이 과도 성능에 대한 해석 기능이 없음에도 준정상상태가 적용되는 작동 모드간의 천이 구간에 대해서도 정확한 결과를 예측함을 알 수 있다. 단, 엔진이 처음 작동되는 시동 구간인 $t=20\sim 30$ s에서는 정량적 비교가 의미를 가지지 않는다.

엔진의 주요 성능을 다음과 같이 정의하고 이에 대한 유량과 압력의 평형 조건에 대한 수렴해를 구함으로써 모드 변화에 대한 엔진 성능을 예측할 수 있다. 변수의 수렴은 뉴턴 방법을 사용하였고 연소기와 예연소기의 연소 성능은 NASA의 CEA[10]를 이용하였으며 구체적인 방법은 기존의 연구[7]를 따랐다. 설계 변수 $X = \{x_1, x_2, \dots, x_N\}^T$ 를 정의하고 오차 벡터 R 에 대한 수렴해를 다음의 식 (1)~(3)의 절차로 구하게 된다.

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

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

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

오차 벡터의 요소는 다음과 같이 정의한다.

① 산화제펌프

$$R_1 = p_{out,OP} - (p_{in,OP} + A_{H,OP} n_{TP}^2 + B_{H,OP} n_{TP} \dot{m}_{OP} + C_{H,OP} \dot{m}_{OP}^2)$$

② 연료펌프

$$R_2 = p_{out,FP} - (p_{in,FP} + A_{H,FP} n_{TP}^2 + B_{H,FP} n_{TP} \dot{m}_{FP} + C_{H,FP} \dot{m}_{FP}^2)$$

③ 연소기 산화제 라인

$$R_3 = p_{CC} - \left(p_{out,OP} - \sum_i \xi_{CO,i} \frac{\dot{m}_{CO}}{2\rho_O} \right)$$

④ 연소기 연료 라인

$$R_4 = p_{CC} - \left(p_{out,FP} - \sum_i \xi_{CF,i} \frac{\dot{m}_{CF}}{2\rho_F} \right)$$

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 예연소기 산화제 라인

$$R_6 = P_{PB} - \left(P_{out,OP} - \sum_i \xi_{PBO,i} \frac{\dot{m}_{PBO}}{2\rho_O} \right)$$

⑦ 예연소기 연료 라인

$$R_7 = P_{PB} - \left(P_{out,FP} - \sum_i \xi_{PBF,i} \frac{\dot{m}_{PBF}}{2\rho_F} \right)$$

⑧ 예연소기 유량

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

⑨ 터빈의 단열속도

$$R_9 = C_{ad,TB} - \sqrt{\frac{2\gamma_{PB}}{\gamma_{PB} - 1} R_{PB} T_{PB} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{tbc}}{P_{PB}} \right)^{\frac{\gamma_{PB}}{\gamma_{PB} - 1}} \right\}}$$

⑩ 압력비와 비속도에 의한 터빈효율

$$R_{10} = \eta_{TB} - \left\{ A_{e,TB} \left(\frac{p_{PB}}{p_{TBE}} \right)^2 + B_{e,TB} \left(\frac{p_{PB}}{p_{TBE}} \right) + C_{e,TB} \right\} \times \left(\frac{D_{m,TB} n_{TP}}{2C_{ad,TB}} \right)^2 + \left\{ D_{e,TB} \left(\frac{p_{PB}}{p_{TBE}} \right)^2 + E_{e,TB} \left(\frac{p_{PB}}{p_{TBE}} \right) + F_{e,tb} \right\} \times \left(\frac{D_{m,TB} n_{TP}}{2C_{ad,TB}} \right)$$

⑪ 터빈의 효율

$$R_{11} = \eta_{TB} - \frac{T_{TB} - T_{0,TBE}}{T_{PB} \left\{ 1 - \left(\frac{p_{TBE}}{p_{PB}} \right)^{\frac{\gamma_{PB} - 1}{\gamma_{PB}}} \right\}}$$

⑫ 터빈 출구 전압력

$$R_{12} = p_{0,TBE} - f(p_{TBE}, n_{TP}, T_{PB}, p_{PB}, R_{PB}, \gamma_{PB}, D_{m,TB}, \phi_{TB,st}, \psi_{TB,rt}, \alpha_{1,st}, \beta_{2,rt})$$

⑬ 터빈 파워

$$R_{13} = \eta_{m,TB} W_{TB} - (W_{OP} + W_{FP})$$

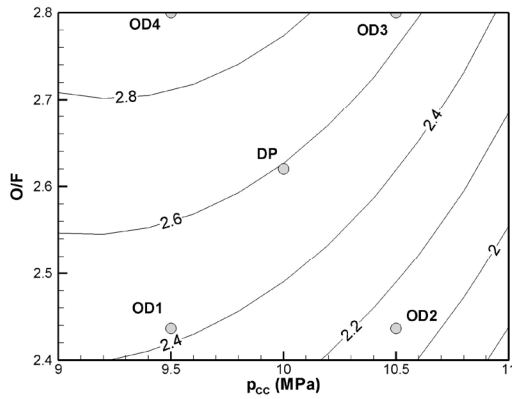


Fig. 4 Preburner fuel control valve pressure drop contour for various engine mode (MPa)

이상의 요구조건식을 풀기 위해 다음과 같이 변수를 정의하였다.

- $x_1 = n_{TB}$: 터보펌프 회전수
- $x_2 = \dot{m}_{CO}$: 산화제 유량
- $x_3 = p_{out,OP}$: 산화제펌프 토출압
- $x_4 = p_{out,FP}$: 연료펌프 토출압
- $x_5 = p_{CC}$: 연소기 연소압력
- $x_6 = \dot{m}_{CF}$: 연소기 연료 유량
- $x_7 = \dot{m}_{PBO}$: 예연소기 산화제 유량
- $x_8 = p_{PB}$: 예연소기 연소압력
- $x_9 = \dot{m}_{PBF}$: 예연소기 연료 유량
- $x_{10} = C_{ad,TB}$: 터빈 단열속도
- $x_{11} = \eta_{TB}$: 터빈 효율
- $x_{12} = T_{0,TBe}$: 터빈 출구 전온도
- $x_{13} = p_{TBe}$: 터빈 출구 정압력

2.2 결과 및 고찰

엔진의 추력과 혼합비 제어를 위해서 제어밸브를 적용하고 있다. 예연소기 연료와 주연소기의 연료 공급 배관의 차압을 가감함으로써 각각 추력과 혼합비를 제어한다. 본 연구에서 적용한 엔진의 공칭 연소압은 10 MPa이며 혼합비는 2.62이다. 연소압과 혼합비를 제어하기 위한 밸브의 차압분포를 Fig. 4와 Fig.5에 도시하였다. 공칭 조건에서 제어밸브에 적정 수준의 차압을 부여하고 이를 가감함으로써 해당 배관의 차압을 조절하는 방식이다. 예연소기의 연료량을 제어함으로

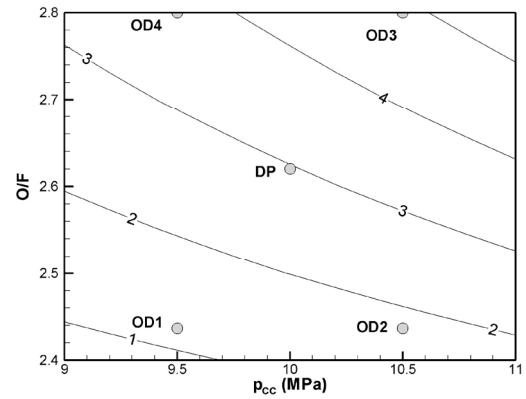


Fig. 5 Combustion chamber fuel control valve pressure drop contour for various engine mode (MPa)

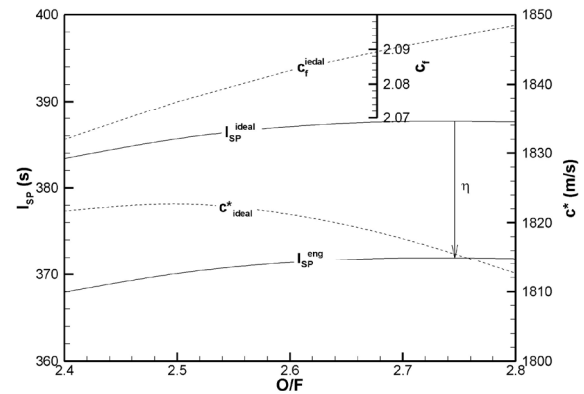


Fig. 6 Engine performance vs. mixture ratio at $p_{CC} = 10$ MPa

써 터빈 파워를 변경하고 최종적으로 연료와 산화제 모두를 가감함으로써 연소압을 제어하게 된다. 연소기의 연료 유량은 혼합비를 제어하게 되는데 엔진 전체로써는 예연소기 연료 제어 밸브의 차압 (PFCV)와 연소기 연료 제어 밸브의 차압 (CFCV)의 조합을 구함으로써 엔진 제어를 완료하게 된다. 엔진의 연소압과 혼합비가 변화되면 비추력이 변하게 된다. 비추력은 특성속도와 추력계수에 선형비례한다. Fig. 6은 혼합비 변화에 대한 비추력 특성을 도시한다. 특성속도는 혼합비 2.5 부근에서 최대값을 가지는 반면 추력계수는 혼합비에 따라서 지속적으로 증가한다. 이들의 조합으로 구해지는 비추력은 혼합비에 따라서 완만한 증가세를 보인다. 혼합비가 과도하게 높아지면 연소 생성물

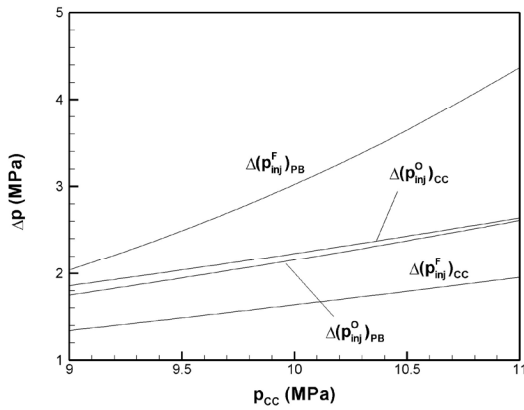


Fig. 7 Pressure drop through injectors vs. combustion pressure at $O/F=2.62$

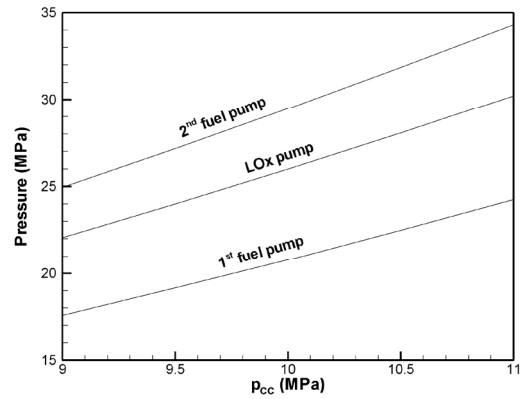


Fig. 9 Exit pressure of propellant pumps vs. combustion pressure at $O/F=2.62$

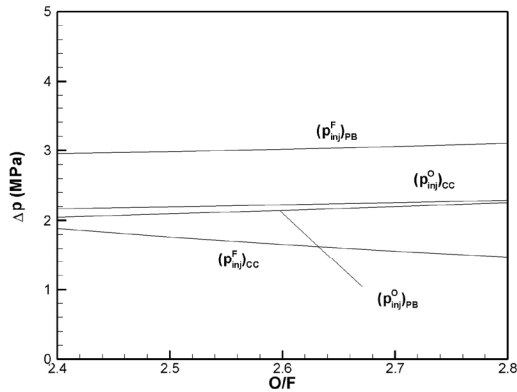


Fig. 8 Pressure drop through injectors vs. mixture ratio at $p_{cc}=10$ MPa

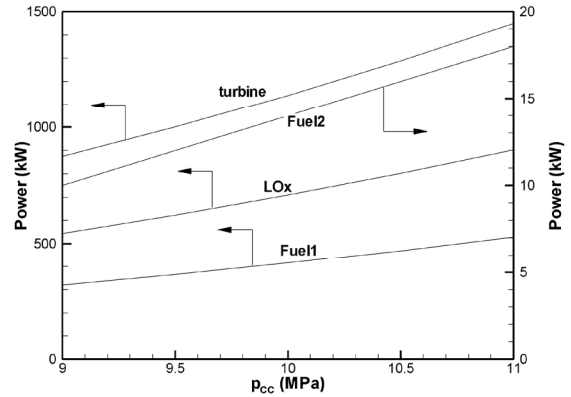


Fig. 10 Turbopump power vs. combustion pressure at $O/F=2.62$

의 온도가 상승하고 결과적으로 엔진의 냉각 부하가 커지므로 설계값은 비추력 최대 조건을 지향하지 않으며 적절한 혼합에서 결정된다. 실제 엔진 비추력은 해석적으로 구한 이론값에서 효율을 적용해서 사용하며 실물 엔진에 대한 측정 이후에 정확한 효율을 산정할 수 있다. 엔진에서 연소압의 의미는 확대비를 증가시킴에 의해 얻어지는 것이므로 확대비를 일정하게 가정한다면 연소압의 영향성은 제한적일 수 밖에 없다. Fig. 7과 8은 분사기에서 압력강하를 나타낸다. 분사기 차압은 연소압에 비례하며 선형비례보다 급격한 증가를 보인다. 연소압은 유량에 비례하며 분사기 차압은 유량 제곱에 비례하는 까닭이다. 그러나 각 분사기의 압력 강하가 정량적으로 동일하지 않고 직관적으로 구할 수 없으므로 예상되는 경우에 대한 정교한 해석

이 필요하다. 분사기 차압이 과도하게 작아질 경우, 연소 성능을 보장할 수 없으므로 저압조건에 대한 주의가 필요하다. 또한 저압조건에서 재생냉각 유로에서 차압과 유속이 기준 이하가 될 경우, 냉각 시스템에 문제가 될 수 있다. 저혼합비의 경우 (Fig. 8), 연소기 연료측 분사기의 차압 증가가 두드러진다. Fig. 8은 동일 연소압에 대한 것이므로 전체적인 유량은 큰 변동이 없으며 연소기 연료 유량이 가장 큰 영향을 받는 것으로 풀이할 수 있다.

연소압 변화에 대한 추진제 펌프 출구압력을 Fig. 9에 도시하였다. 가스발생기 사이클과는 달리 산화제 펌프압력이 1차 연료펌프 압력보다 높다. 산화제 펌프와 연소기 사이에 예연소기와 터빈에서 압력 강하가 있기 때문이다. 반면에 연료의 경우, 펌프에서 연소기

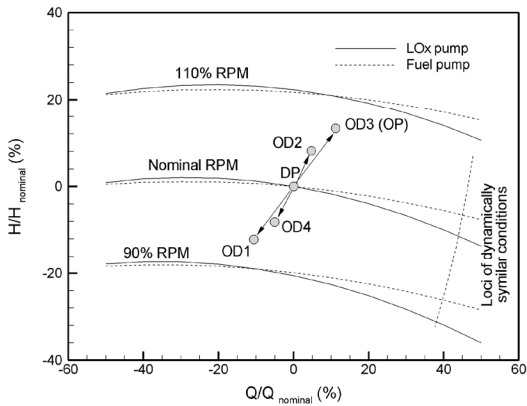


Fig. 11 Pump characteristic curves for dynamically similar conditions

로 직결되므로 재생냉각 유로에서 압력 강하가 있음에도 산화제보다 낮은 공급압력으로 충분하다. 2차 연료 펌프는 예연소기로의 공급을 위한 것이며 유량 측면에서 1차 연료펌프의 5% 수준이다. Fig. 10에 터보펌프의 소요 동력을 도시하였다. 연소압 증가에 따라서 각 펌프와 터빈 동력이 증가하는 것이 확인된다. 연소압 증가에 따라서 유량과 압력이 모두 증가하므로 선형적인 증가 추세보다 빠르게 증가하게 된다. Fig. 11은 펌프의 특성곡선[11]을 나타낸다. 산화제 펌프와 연료 (1차) 펌프가 하나의 축으로 연결되어 있어서 엔진 모드 변화에 대해서 동일한 회전수를 유지하게 된다. 두 펌프의 특성이 다르기 때문에 회전수 변화에 대해서 유량과 압력이 각기 다르게 반응하며 설계점을 기준으로 OD1~OD4로 작동모드가 변경됨에 따라 산화제 펌프의 작동 조건이 변화되는 경로를 그림에서 확인할 수 있다. 저압 모드인 OD1, OD4는 저회전 조건이 되고 고압 모드인 OD2, OD3은 고회전 조건이 된다.

3. 결 론

다단연소 사이클 액체로켓에 대한 모드 해석을 수행하였다. 실물 엔진 시험 결과와 비교하여 본 연구 방법을 확인하였다. 연소압과 혼합비 제어를 위한 예연소기와 주연소기의 제어밸브 차압량을 예측하였으며 작동모드가 변경됨에 따라 구성품의 작동범위 변화를 제시하였다. 본 연구 결과는 구성품의 파워, 유량, 차압 등을 포함하며 실물 엔진 개발에 선행되어야 하는

엔진 검증프로그램 개발에 필수적인 것으로 향후의 고성능 로켓엔진 개발에 활용될 수 있을 것이다.

기호설명

- A* 경험 상수, 면적
- B* 경험 상수
- C* 경험 상수
- C_{ad}* 등엔트로피 분출 속도 (isentropic spouting velocity)
- D* 경험 상수, 직경
- DP* 설계점 (design point)
- E* 경험 상수
- F* 경험 상수
- O/F* 혼합비 (mixture ratio)
- OD1* 탈설계점 (저압/저혼합비)
- OD2* 탈설계점 (고압/저혼합비)
- OD3* 탈설계점 (고압/고혼합비)
- OD4* 탈설계점 (저압/고혼합비)
- PR* 압력비 (pressure ratio)
- R* 가스 상수, 오차항 (residual)
- T* 온도
- TIT* 터빈 입구 온도 (turbine inlet temperature)
- TP* 터보펌프 (turbo pump)
- X* 설계 변수 벡터
- c** 연소특성속도
- c_p* 비열
- g* 중력가속도
- m* 유량
- n* 회전속도
- p* 압력
- u* 속도
- x* 변수
- Δp 차압
- Ω 회전 속도
- α 터빈 절대속도의 유입/유출각
- β 터빈 상대속도의 유입/유출각
- ϕ 유량계수, 터빈 정의 속도계수
- γ 비열비

η	효율
ρ	밀도
ψ	헤드계수, 터빈 동익 속도계수
ξ	유효 손실계수

첨자설명

0	정체점 (stagnation point)
1	입구, 유입부
2	출구, 유출부
H	헤드 (head)
TB	터빈 (turbine)
c^*	특성속도 (characteristic velocity)
CC	연소기 (combustion chamber)
CF	연소기 연료 (combustor fuel)
CO	연소기 산화제 (combustor oxidizer)
F	연료 (fuel)
FP	연료펌프 (fuel pump)
PBF	예연소기 연료 (preburner fuel)
PB	예연소기 (preburner)
PBO	예연소기 산화제 (preburner oxidizer)
in	입구
out	출구
O	산화제 (oxidizer)
OP	산화제 펌프 (oxidizer pump)
rt	터빈 동익 (rotor)
st	터빈 정익 (stator)
t	접선 방향 (tangential)
TP	터보펌프 (turbopump)

References

- [1] W. K. Cho, S. Y. Park, C. H. Nam, and C. W. Kim, "Effect of propellant-supply pressure on liquid rocket engine performance," *Trans. Korean Soc. Mechanical Engineers B.*, Vol.34, No.4, pp.443-448, 2010
- [2] C. Kim, Y. M. Han, N. Cho, S.-H. Kim, B. Yu, K.-J. Lee, Y. So, S. Woo, J.-H. Im, C. H. Hwang, J. Lee, and J. Kim, "Development trend of Korean Staged Combustion Cycle Rocket Engine," *J. of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.22, No.3, pp. 109-118, 2018
- [3] C. Kim, J. Lee, S. Woo, Y. So, S. J. Yi, K.-J. Lee, N. Cho, Y. Han and J. Kim, "Development status of technology demonstration model for staged combustion cycle engine," *J. of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.23, No.4, pp. 104-111, 2019
- [4] C.-H. Nam, Y. Moon and W.-S. Seol, "Definition of engine component performance test range of 75ft class gas generator cycle liquid propellant rocket engine," *J. of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.15, No.6, pp. 91-97, 2011
- [5] L. Evgeny, M. Sergey, F. Victor, and T. Vadim, "Multifunctional mathematical simulation of thermodynamic cycles," personal contact, September 2003
- [6] C. Goertz, "A Modular Method for the Analysis of Liquid Rocket Engine Cycles," *AIAA Paper 95-2966*, July 1972
- [7] S. Park and W. K. Cho, "Program development for the mode calculation of gas-generator cycle liquid rocket engine," *2008 KSPE Fall conference*, pp.366~370, 2008
- [8] W. K. Cho, and C. I. Kim, "Comparison of effectiveness for performance tuning of liquid rocket engine," *Int. J. Aerospace System Engineering*, Vol.5 No.2, pp.16-22, 2018
- [9] C. H. Nam, *KSLV-II 7tonf class engine 4G hot fire test report*, Korea Aerospace Research Institute, 2018.
- [10] B. J. McBride and S. Gordon, *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications*, NASA reference publication 1311, 1996
- [11] S. L. Dixon and, B. Eng, *Fluid mechanics, thermodynamics of turbomachinery 3rd Ed.*, Butterworth-Heinemann, p.8, 1998