

유로 단면 부분 폐쇄가 액체로켓엔진 성능 변화에 미치는 영향

조원국^{1,†}

¹한국항공우주연구원 발사체엔진팀

The Effect of Partial Blockage of Flow Passage to Performance Change of a Liquid Rocket Engine

Won Kook Cho^{1,†}

¹Rocket Engine Dept. Korea Aerospace Research Institute,

Abstract : The analysis has been performed on the blockage effect at the propellant flow passage in a liquid rocket engine. This simulates an example of emergency situation where flow passage is partially blocked. The analysis method has been validated by predicting the pump head and flow rate within 1% precision against the measured data of turbopump-gas generator coupled test. When the oxidizer passage is reduced it is predicted that the mixture ratio decreases, the oxidizer pump head increases and the gas generator pressure increases. When the fuel passage is reduced it is predicted that the mixture ratio increases, fuel flow rate decreases and the fuel pump head increases.

Key Words : KSLV-II, liquid rocket engine, system analysis, mode analysis, flow cross sectional area, fault analysis

기호 설명

<i>A</i>	경험 상수, 면적	<i>GGO</i>	가스발생기 산화제 공급 라인
<i>B</i>	경험 상수	<i>H</i>	펌프 헤드
<i>C</i>	경험 상수	<i>K_v</i>	유량계수 ($=2\rho A^2 \Delta p / \dot{m}^2$)
<i>CC</i>	연소기	<i>O/F</i>	혼합비
<i>CCF</i>	연소기 연료 공급 라인	<i>PR</i>	압력비
<i>CCO</i>	연소기 산화제 공급 라인	<i>Q</i>	유량
<i>C_{ad}</i>	등엔트로피 분출 속도	<i>R</i>	가스 상수, 오차항 (residual)
<i>D</i>	경험 상수, 직경	<i>RPM</i>	터빈, 펌프 회전수
<i>E</i>	경험 상수	<i>T</i>	온도
<i>F</i>	경험 상수	<i>TIT</i>	터빈 입구 온도
<i>GG</i>	가스발생기	<i>TP</i>	터보펌프
<i>GGF</i>	가스발생기 연료 공급 라인	<i>X</i>	설계 변수 벡터
		<i>c*</i>	연소특성속도
		<i>c_p</i>	비열
		<i>g</i>	중력가속도
		\dot{m}	유량
		<i>n</i>	회전속도
		<i>p</i>	압력

Received: Oct. 22, 2015 Revised: Nov 25, 2015 Accepted: Dec 01, 2015

† Corresponding Author

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

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

u	속도
x	변수
Δp	차압
Ω	회전 속도
α	터빈 절대속도의 유입/유출각
β	터빈 상대속도의 유입/유출각
ϕ	유량계수, 터빈 정익 속도계수
γ	비열비
η	효율
ρ	밀도
ψ	헤드계수, 터빈 동익 속도계수
ξ	유효 손실계수

첨자

0	정체점
1	입구, 유입부
2	출구, 유출부
H	헤드
TB	터빈
c^*	특성속도
α	연소기
αf	연소기 연료
$\alpha \alpha$	연소기 산화제
f	연료
fup	연료펌프
gf	가스발생기 연료
gg	가스발생기
go	가스발생기 산화제
in	입구
out	출구
ox	산화제
oxp	산화제 펌프
rt	터빈 동익(rotor)
st	터빈 정익(stator)
t	접선 방향
tbe	터빈 배기노즐
tp	터보펌프

1. 서 론

본 액체로켓 엔진은 고온, 고압의 극한 조건에서 작동하며 사고 시 고가의 시험설비나 발사대 손상을 초래할 수 있다. 또한 액체엔진 자체도 매우 고가이므로 비상상황에 대한 즉각적인 대처로 피해를 최소화할 필요가 있다[1]. 로켓엔진에 대한 비상엔진중단 상황으로 KSR-III 고장 분석에서 엔진점화 실패, 추진제 공급이상, 센서 오작동, 주밸브 오작동 4가지 요인을 제안한 바 있다. 추진제 공급이상은 이물질로 인한 공급라인 막힘과 추진탱크 가압시스템 오작동 2개 요인으로 세분될 수 있음을 보고하였다[2]. 액체로켓엔진에서 통상 관측하는 물리량은 시동, 정상 작동, 종료 구간에 대하여 각기 다르며 정상 작동 구간에서 터빈 입구에서 작동유체의 온도, 연소기 압력, 펌프 회전수, 펌프 입구압력 등[3]이다. 따라서 상기 측정 변수의 변화에 대한 조합으로 문제발생의 원인을 유추할 수 있어야 하며 주요 배관에서의 막힘 현상이 측정변수에 어떤 영향을 미치는지를 예측하여 데이터베이스화함으로써 고장원인을 추정할 수 있다.

본 연구에서는 한국형발사체[4] 1/2단에 사용될 추력 75톤급 액체로켓엔진[5]의 추진제 공급 이상에 대한 예측으로서 주배관에 대한 막힘 현상 발생을 모사하고 각 경우에 대하여 엔진의 주요 성능 변화를 고찰하였다. 해석에는 로켓엔진의 모드 해석 프로그램[6]을 사용하였으며 추력 30톤급 엔진용 터보펌프-가스발생기의 폐회로 연계시험 결과와 비교하여 정확성을 검증한 바 있다[7].

2. 해석 방법

가스발생기 사이클 엔진시스템은 연소기, 가스발생기, 터보펌프, 밸브 및 배관으로 구성된다. Fig. 1은 해석프로그램의 실행화면으로서 엔진 시스템의 구성을 나타낸다. 그림상에 막힘 현상이 발생하는 2개 위치를 CCO, CCF로 표시하였다. 엔진의 작동모드는 각 구성품 간의 압력, 유량, 파워 균형에 의해 결정된다. 구성품의 성능은 별도의 실험이나 해석 결과를 사용한 모델을 이용한다. 본 연구에서는 엔진의 작동 모드에 대한 계산을 위해 ①산화제펌프 압력, ②연료펌프 압력,

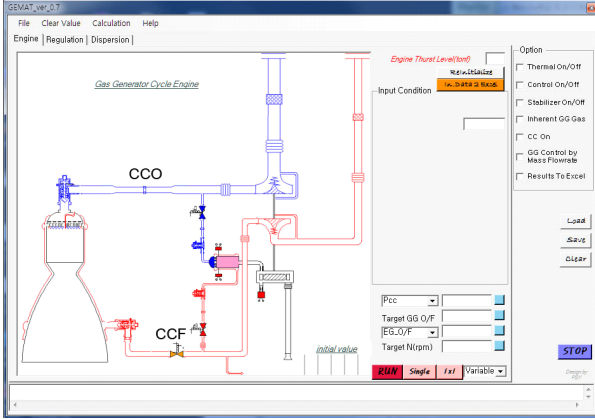


Fig. 1 GUI of analysis program

③연소기 산화제 공급라인 압력, ④연소기 연료 공급라인 압력, ⑤연소기 유량, ⑥가스발생기 산화제 공급라인 압력, ⑦가스발생기 연료 공급라인 압력, ⑧가스발생기 유량, ⑨터빈의 단열속도, ⑩단열속도와 압력비 관계, ⑪터빈의 효율, ⑫터빈 출구 전압력, ⑬터빈과워에 대하여 다음과 같이 13개의 방정식을 구성[6,7]하였다.

$$R_1 = P_{out,oxp} \quad (1)$$

$$- (P_{in,oxp} + A_{H,ox} n_{tp}^2 + B_{H,ox} n_{tp} \dot{m}_{ox} + C_{H,ox} \dot{m}_{ox}^2)$$

$$R_2 = P_{out,fup} \quad (2)$$

$$- (P_{in,fup} + A_{H,fu} n_{tp}^2 + B_{H,fu} n_{tp} \dot{m}_{fu} + C_{H,fu} \dot{m}_{fu}^2)$$

$$R_3 = P_{cc} - \left(P_{out,oxp} - \sum_i \xi_{co,i} \frac{\dot{m}_{co}}{2\rho_o} \right) \quad (3)$$

$$R_4 = P_{cc} - \left(P_{out,fup} - \sum_i \xi_{cf,i} \frac{\dot{m}_{cf}}{2\rho_f} \right) \quad (4)$$

$$R_5 = P_{cc} - \frac{\eta_{c^*,cc} (\dot{m}_{co} + \dot{m}_{cf})}{A_{n,cc} \sqrt{\frac{\gamma_{cc}}{R_{cc} T_{cc}} \left(\frac{2}{\gamma_{cc} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{cc} + 1}{\gamma_{cc} - 1}}}} \quad (5)$$

$$R_6 = P_{gg} - \left(P_{out,oxp} - \sum_i \xi_{go,i} \frac{\dot{m}_{go}}{2\rho_o} \right) \quad (6)$$

$$R_7 = P_{gg} - \left(P_{out,fup} - \sum_i \xi_{gf,i} \frac{\dot{m}_{gf}}{2\rho_f} \right) \quad (7)$$

$$R_8 = P_{gg} - \frac{\eta_{c^*,gg} (\dot{m}_{go} + \dot{m}_{gf})}{A_{n,gg} \sqrt{\frac{\gamma_{gg}}{R_{gg} T_{gg}} \left(\frac{2}{\gamma_{gg} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gg} + 1}{\gamma_{gg} - 1}}}} \quad (8)$$

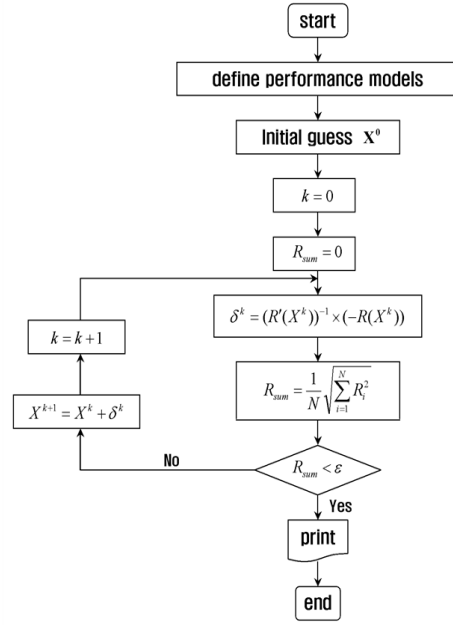


Fig. 2 Algorithm for mode analysis

$$R_9 = C_{ad,tb} - \sqrt{\frac{2\gamma_{gg}}{\gamma_{gg} - 1} R_{gg} T_{gg} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{tbc}}{P_{gg}} \right)^{\frac{\gamma_{gg}}{\gamma_{gg} - 1}} \right\}} \quad (9)$$

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

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

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

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

이상의 변수와 수식 정의에 의해 설계변수 벡터 \mathbf{X} 와 오차 벡터 \mathbf{R} 을 정의하면 로켓엔진 시스템의 성능은 Eq. (14)의 해를 찾는 문제로 수식화 된다.

$$\mathbf{R}(\mathbf{X}) = 0 \quad (14)$$

Equation (14)의 해는 Eq. (15)와 Eq. (16)의 뉴턴 방법을 이용하여 구할 수 있다. Fig. 2에 수렴된 해를 구하기 위한 알고리즘을 도시하였다.

Table 1 Validation of analysis code

	measured	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%

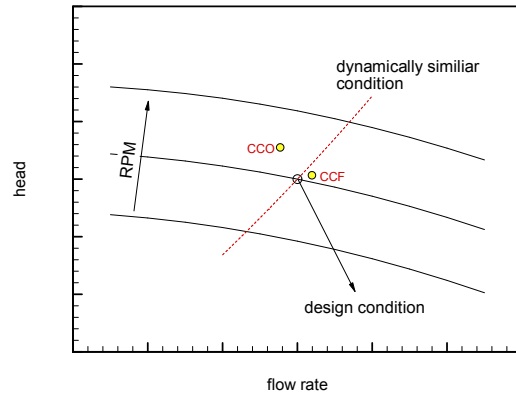
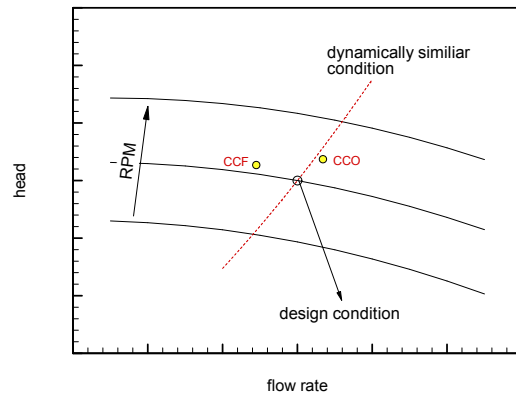
$$\mathbf{R}'(\mathbf{X}^k) \delta^k = -\mathbf{R}(\mathbf{X}^k) \quad (15)$$

$$x^{k+1} = x^k + \delta^k \quad (16)$$

연소기 연소가스의 물성치를 CEA[8]를 이용하여 구할 수 있다. 펌프의 특성[6,9]을 Fig. 3과 Fig. 4에 도시하였다. 터빈과 펌프의 효율 모델은 상사시험 결과를 이용하여 개발되었다. 회전수 변화에 대한 헤드 상승 특성을 나타내며 동일한 유동특성을 가지는 시스템에 대한 유량과 헤드의 변화 궤적을 점선으로 표시하였다. 동일한 회전수 변화율에 대하여 산화제 펌프의 헤드 변화가 좀 더 가파름을 알 수 있다. 그림상에 삼각형 도형으로 표시한 위치는 본 연구에서 고찰한 배관 막힘 현상에 의하여 펌프의 작동 조건이 변경되는 것을 나타낸다. 설계점에서 이동되는 위치는 각 조건별로 상대비교를 통해서 이해를 돕기 위한 것으로 조건별 특성은 다음 절에서 고찰되어 있다.

가스발생기의 혼합비 변화에 의한 가스물성과 온도 변화는 혼합비의 함수로 평가하며 기존의 측정결과[10]를 이용하였다. 혼합비가 커질수록 연소가스의 온도가 상승하며 터빈 작동 유체로서의 특성이 향상되는 경향을 가진다[7].

본 연구의 해석 방법은 터보펌프와 가스발생기의 폐회로 실험결과[11]와 비교하여 정확성을 검증하였다. Table 1에 해석 방법의 정확성을 정리하였다. 폐회로 장치는 연소기의 연소압 조건을 모사한 것으로 실제 엔진과 유사한 유량특성을 가진다. 실험 장치는 추력 30톤급에 해당하는 로켓엔진 구성품이며 펌프 헤드, 터빈구동에 필요한 터빈유량, 터빈 입구압력 및 터빈

**Fig. 3** LOx pump characteristic curve**Fig. 4** fuel pump characteristic curve

입구온도에 대하여 측정결과 대비 1% 이하의 오차를 가지는 것을 확인한 바 있다[7].

3. 결과 및 고찰

본 연구에서 적용대상으로 삼은 엔진은 한국형발사체의 1단 엔진으로 진공추력 76톤이며 참고문헌[5]에 제시된 성능 규격으로부터 유량을 계산할 수 있다. 엔진의 연소압은 60 bar이며 산화제 유량은 175.5 kg/s, 연료 유량은 79.4 kg/s이다. 연소기 산화제 (CCO) 라인에 막힘이 발생할 경우 엔진 성능의 변화를 Fig. 5에 도시하였다. 계산은 막힘 위치에서 오리피스의 유량계수 K_c 가 10% 증가된 조건을 적용하였으며 그림의 결과는 배관별로 유로 단면적 감소율로 환산하여 성능 변화율을 나타낸다. 이에 의한 라인별 차압

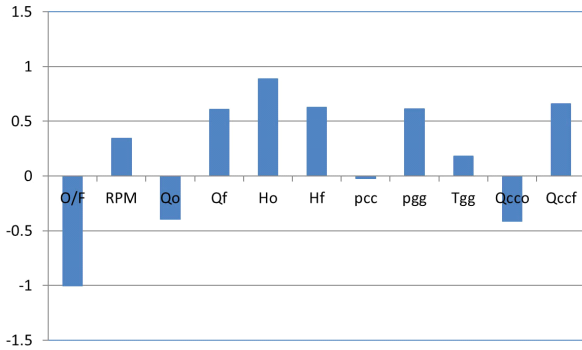


Fig. 5 Performance changes with respect to decrease of cross section area in CCO line (%)

증가는 CCO는 3.5%, CCF는 1.1% 이다. 산화제 라인의 유체 저항 증가로 인하여 산화제 유량이 감소하고 산화제 펌프의 헤드는 증가하게 되며 이는 펌프의 성능곡선 특성에 따른다. 가스발생기로 공급되는 유로의 면적은 동일하게 유지되므로 산화제 펌프의 헤드 증가에 따라 가스발생기로의 산화제 유량은 증가하게 된다. 이의 결과로 가스발생기의 연소압, 온도가 증가하고 터빈의 회전수도 함께 증가한다. 연료의 유량과 헤드 증가는 터빈 회전수 증가에 기인한 것이다.

Figure 3에 연소기 산화제 유로 막힘에 의한 펌프 작동점 변화를 CCO로 나타내었다. 그림에 점선으로 표시한 유체시스템의 동역학적 유사조건에서 벗어난 위치에 작동하고 있음을 확인할 수 있다. 이는 산화제 펌프와 연결된 산화제 라인의 배관에 변화가 주어졌기 때문이다. 연료 라인의 유로 막힘은 CCF로 표시하였으며 이 조건은 동역학적 유사조건임을 알 수 있다. 연료 라인이 막힐 경우 산화제 펌프는 수력학적 변화 없이 회전수만 변경되는 특성변화 경향을 보인다. Fig. 4에 도시한 연료펌프의 작동점 변화 역시 유사한 특징을 보인다. 연료 배관 막힘에 의하여 수력학적 특성이 변경된 추세를 보이며 산화제 배관이 막힐 경우, 수력학적 특성 변화없이 회전수 변화에 의한 유량-헤드 변화가 발생함을 알 수 있다.

연소기 연료 배관 (CCF) 막힘 조건에 대한 엔진의 성능 변화를 Fig. 6에 도시하였다. 앞서 고찰한 연소기 산화제 배관 (CCO) 막힘 조건과 비교하여 반대의 결과를 주는 것을 알 수 있다. 앞서와는 반대로 가스발생기로 연료 유량이 미소증가하게 되는데 이는 가스발

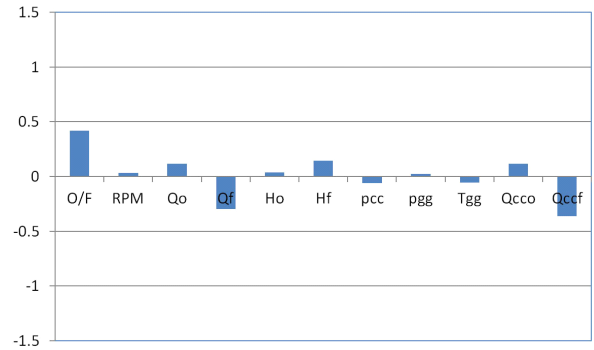


Fig. 6 Performance changes with respect to decrease of cross section area in CCF line (%)

생기 연소가스의 온도를 감소시켜 연소압과 터빈 동력을 미량 감소시키는 영향을 가진다. 그러나 많은 유량이 지나가는 연소기 연료 배관이 막힘으로 인하여 엔진의 총유량이 감소하므로 터빈동력 감소에도 불구하고 회전수는 미소하게 증가하는 경향을 보인다. 연료 유량은 산화제 유량의 1/2 이하이므로 연료펌프의 작동점 변화가 산화제 펌프에 미치는 영향은 제한적이다. 따라서 Fig. 3, 4의 작동점 변화를 보면 연소기 연료 배관 막힘에 의한 펌프의 유체역학적 유사조건으로부터의 이동은 연료펌프에서만 가시적이며 산화제 펌프의 작동점은 그림의 점선에 가까이 위치한다.

4. 결론

로켓엔진의 모드 변화에 대한 성능을 수치해석적으로 구하였다. 터보펌프-가스발생기 연계시험에 대한 해석을 수행하였고 측정 결과와 비교하여 1% 정확도의 압력-유량 특성을 예측할 수 있음을 확인하였다. 로켓엔진의 비상상황에 대한 예로서 연소기에 연결된 산화제 배관과 연료 배관의 단면적이 감소된 경우에 대하여 엔진 성능 변화를 고찰하였다. 이는 배관이 막힌 상황에 대한 예로 이해할 수 있다. 산화제 배관의 단면적이 축소될 경우, 혼합비 감소, 산화제 펌프의 토출압 증가 및 가스발생기 연소압이 증가할 것으로 예상되었다. 연료 배관의 단면적이 축소될 경우, 혼합비 증가, 연료 유량 감소 및 연료 펌프의 토출압 증가가 예상되었다.

참 고 문 헌

- [1] Kim, C.W., Park, S.Y. and Cho, W.K., 2012, "Methodology of liquid rocket engine diagnosis," *Aerospace Eng. and Tech.*, Vol. 11, No. 2, pp. 182~194.
- [2] Shin, M.H., Seo, J.H. and Hong, I.H., 2002, "A qualitative fault tree analysis to emergency engine stop of KSR-III," *KIEE 2002 Fall Conference*, pp. 2574~2576.
- [3] Kim, S.-H., Nam, C.H. and Seol, W.S., 2007, "Study on the liquid rocket engine health monitoring and emergency protection system," *Proceedings of 2007 KSPE Fall conference*, pp. 178~182.
- [4] Park, T.H., 2011, "Development status and plan of Korea space launch vehicle II," *Proceedings of 2011 KSPE Fall Conference*, p. 6.
- [5] Lee, E.S., Cho, W.K., Moon, Y., Chung, Y.H. and Seol, W.S., 2012, "The present status of liquid rocket engine development for KSLV-II," *Proceedings of 2012 KSAS Fall Conference*, pp. 240~246.
- [6] Park, S.Y. and Cho, W.K., 2008, "Program development for the mode calculation of gas-generator cycle liquid rocket engine," *2008 Proceedings of KSPE Fall Conference*, pp. 366~370.
- [7] Cho, W.K., Park, S.Y., Nam, C.H. and Kim, C.W., 2010, "Effect of propellant-supply pressure on liquid rocket engine performance," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol. 34, No. 4, pp. 443~448.
- [8] McBride, B. J. and Gordon, S., 1996, *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications*, NASA Reference Publication 1311.
- [9] Dixon, S.L. and Eng, B., 1998, *Fluid mechanics, thermodynamics of turbomachinery 3rd Ed.*, Butterworth-Heinemann, p. 8.
- [10] 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," *Proceedings of 2006 KSPE spring conference*, pp. 118~122.
- [11] Kim, C.-W., Park, S.-Y. and Nam, C.-H., 2009, *Operating mode analysis of turbo pump-gas generator-combustor system*, Korea Aerospace Research Institute.