액체로켓엔진의 성능 민감도 분석

조원국*, 박순영**

Performance Sensitivity Analysis of Liquid Rocket Engine

Won Kook Cho*, Soon Young Park**

Abstract

A performance sensitivity of liquid rocket engine to propellant density or supply pressure change was studied. The analysis program was verified to have 1% error comparing with the measured data of a turbopump-gas generator system. The engine combustion pressure decreases as fuel supply pressure increases due to decreased mixture ratio which reduces the turbine power. The engine combustion pressure increases as fuel density increases because the total propellant flow rate is increased substantially even though mixture ratio is slightly decreased. The engine combustion pressure increases when the oxidizer density or supply pressure increases.

초 록

액체로켓엔진에서 추진제 밀도와 공급 압력 변화에 대한 성능 민감도를 분석하였다. 해석 프로그램은 터보펌프-가스발생기 연계시험 결과와 비교하여 1% 오차를 가지는 것으로 확인되었다. 연료 공급압력이 증가하면 혼합비 감소로 인해 엔진 연소압이 감소하였고 연료의 밀도가 증가하면 혼합비 감소에도 불구하고 추진제 유량이 증가하므로 엔진 연소압이 증가하는 것으로 예측되었다. 또한 산화제의 밀도가 증가되거나 공급압력이 증가하면 엔진의 연소압이 증가할 것으로 분석되었다.

키워드 : 시스템 해석(systems analysis), 가스발생기 사이클(gas generator cycle), 액체로켓엔진(liquid rocket engine), 민감도 해석(sensitivity analysis)

1. 서 론

우주발사체는 이륙 시점부터 로켓엔진에 공급하는 추진제의 밀도와 압력이 지속적으로 변화한다. 추진제의 밀도와 압력은 로켓의 가속도, 추진제 탱크의 수위, 탱크 내의 추진제 온도변화 등에 의해서 결정된다. 이러한 요인으로 인하여 능동적으로 엔진의 추력이나 혼합비를 제어하지 않더라도 이들 물리량은 변하게 된다. 가스발생기 방식의 로켓엔진에서 터보펌프를 구동하는 가스

접수일(2013년 3월 25일), 수정일(1차 : 2013년 6월 5일, 2차 : 2013년 6월 14일, 게재확정일 : 2013년 7월 1일)
* 엔진팀/wkcho@kari.re.kr
** 엔진팀/psy@kari.re.kr

발생기 유량이나 혼합비는 조금만 변화하더라도 엔진 성능에 큰 영향을 미칠 수 있는데 이는 로켓엔진에 추진제를 가압하여 공급하는 터보펌프의 터빈 출력이 영향을 받기 때문이다. 엔진에 공급되는 추진제의 밀도나 공급압력의 변화는 가스발생기의 연소특성과 연소생성물의 물성 변화를 초래하여 엔진 시스템의 성능에 복합적인 결과로 나타난다. 또한 로켓엔진은 엄격한 신뢰도 관리가 필요한 시스템으로서 정상적인 작동 상황에서 예상되는 환경변화보다 가혹한 운전조건에서 정상적인 작동을 요구받는다. 로켓엔진의 인증을 위한 시험조건[1]에서 이러한 예를 확인할 수 있다.

로켓엔진의 추진제 공급압력 변화에 대한 엔진 시스템의 성능 변화에 대한 연구[2]가 보고된 바 있으나 로켓엔진 시스템 개발 시험이나 인증시험 등에 대한 시험 조건을 설정하고 결과를 예측/분석하기 위해서는 추진제 공급조건에 대하여 보다 다양한 조건에 대한 해석이 요구된다. 이에 본 연구에서는 추진제 밀도와 공급압력 변화가 액체로켓엔진의 성능에 미치는 영향을 분석하고자 한다. 본 연구에서는 추진제 공급조건에 대한 로켓엔진의 성능 민감도를 계산하고 비행조건에 대한 예로서 두 가지 조건에 대한 엔진성능 변화를 제시하였다. 본 결과는 로켓엔진의 비행조건이나 시험조건 변화에 대한 엔진 시스템의 성능 변화 예측의 기초자료로 활용될 수 있으며 추진제 공급조건에 대한 오차 허용범위를 설정하는 기준이 될 수 있을 것이다.

2. 해석 방법

본 연구의 대상은 액체산소/케로신을 추진제로 사용하는 가스발생기 사이클 액체로켓엔진으로 능동 제어를 적용하지 않는다. 가스발생기 사이클 엔진시스템은 연소기, 가스발생기, 터보펌프, 밸브 및 배관으로 구성된다. 그림 1은 해석프로그램의 실행화면으로서 엔진 시스템의 구성을 보여준다. 엔진의 작동모드는 각 구성품 간의 압

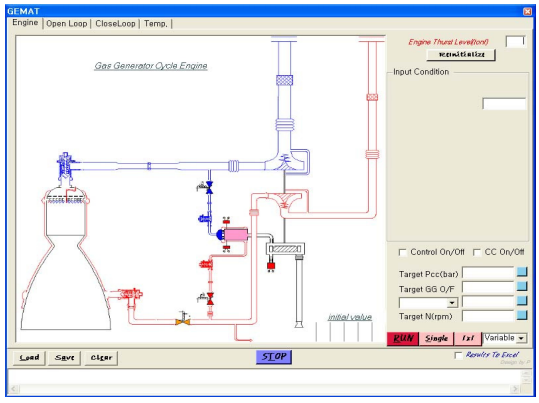

그림 1 모드해석 프로그램 실행화면

력, 유량, 파워 균형에 의해 결정된다. 구성품의 성능 예측은 별도의 실험이나 해석 결과를 사용한 모델을 이용한다. 본 연구에서는 엔진의 작동모드 변화에 대한 성능 예측을 위하여 ①산화제 펌프 압력, ②연료펌프 압력, 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, ⑬터빈파워를 13개의 변수 x_i로 정의하고 다음과 같이 관련 방정식을 구성[2, 3]하였다.

$$R_1 = P_{out,oxp} - (P_{in,oxp} + A_{H,ox} n_{tp}^2 + B_{H,ox} n_{tp} \dot{m}_{ox} + C_{H,ox} \dot{m}_{ox}^2)$$

$$R_2 = P_{out,fup} - (P_{in,fup} + A_{H,fu} n_{tp}^2 + B_{H,fu} n_{tp} \dot{m}_{fu} + C_{H,fu} \dot{m}_{fu}^2)$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

이상의 13개 변수 x_i와 유수 R_i로 구성되는 설계변수 벡터 $\mathbf{X}$와 오차 벡터 $\mathbf{R}$을 정의하면 로켓 엔진 시스템의 성능은 식 (1)의 해를 찾는 문제로 수식화된다.

$$\mathbf{R}(\mathbf{X}) = 0 \tag{1}$$

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

$$\mathbf{R}'(\mathbf{X}^k)\,\delta^k = -\mathbf{R}(\mathbf{X}^k) \tag{2}$$

$$x^{k+1} = x^k + \delta^k \tag{3}$$

그림 2에 수렴된 해를 구하기 위한 알고리즘을 도시하였다.

연소기 연소가스의 물성치는 화학반응 모사 프로그램인 CEA[4]를 이용하여 구할 수 있다. 펌프의 특성[3, 5]을 그림 3에 도시하였다. 그림은 산화제펌프와 연료펌프의 성능곡선으로 회전수 증/감에 대한 유량과 헤드와의 관계 변화를 나타낸다. 터빈과 펌프의 효율 모델은 상사시험 결과를 이용하여 개발되었다. 그림은 회전수 변화에 대한 헤드 상승 특성을 나타내며 동일한 유동 특성을 가지는 시스템에 대한 유량과 헤드의 변화 궤적을 점선으로 표시하였다. 가스발생기의

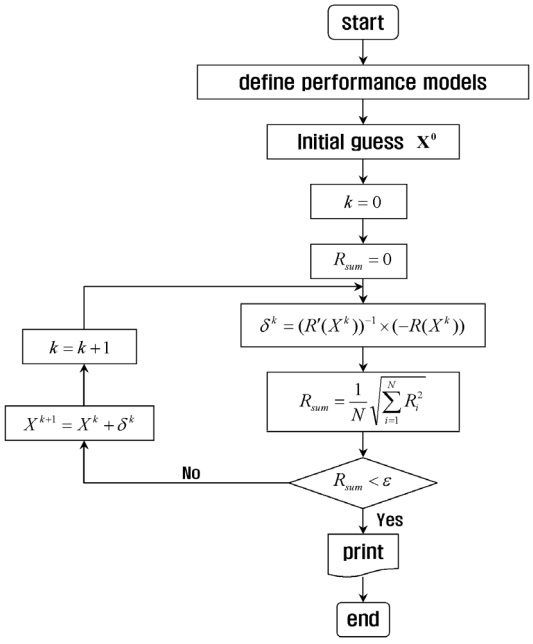

그림 2 모드해석 알고리즘

혼합비 변화에 의한 가스물성과 온도 변화는 혼합비의 함수로 평가하며 기존의 측정결과[6]를 이용하였다. 그림 4는 기준 조건에 대한 물성 변화의 상대적인 변화를 나타낸다. 혼합비가 커질수록 터빈 작동 유체로서의 특성이 향상되는 것을 알 수 있다. 표 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 터보펌프의 회전수 19289 RPM, 산화제 유량 63.58 kg/s, 연료유량 28.54 kg/s인 시험조건과 동일하게 맞추었으며 이때의 펌프 헤드, 터빈구동에 필요한 터빈 유량, 터빈 입구압력 및 터빈 입구온도를 비교하여 해석 방법의 정확성을 평가할 수 있다. 주요 비교 인자에 대하여 1% 이하의 오차를 가지는 것을 알 수 있다.

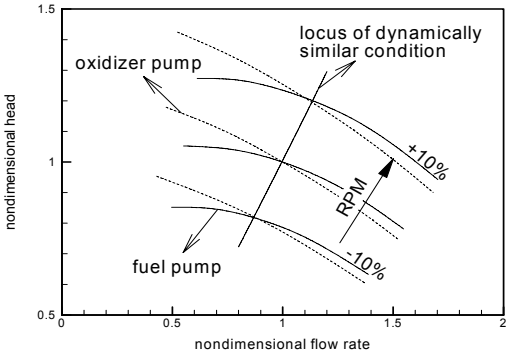

그림 3 펌프 특성 곡선

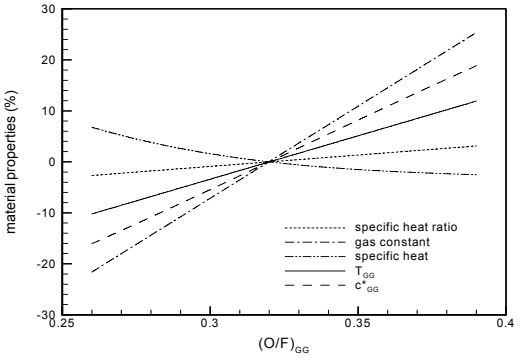

그림 4 터빈구동 가스 물성

표 1 해석방법 검증

	test[7]	analysis	difference
Oxi. head, bar	83.55	83.6	0.1%
fuel head, bar	140.49	139.9	−0.4%
TB mass flow, kg/s	4.202	4.196	−0.1%
TB inlet pressure, bar	49.01	49.51	1.0%
TB inlet temperature, K	908.57	909.53	0.1%

3. 성능 민감도 분석

추진제 공급조건 변화에 대한 엔진의 성능변화를 분석하기 위한 기준조건을 표 2에 정리하였다. 엔진의 공칭 추력은 30톤이며 연소압은 60 bar이다. 추진제 공급조건은 산화제 공급압력 5.0 bar, 연료 공급압력 2.9 bar이며 밀도는 산화제 1128 kg/m^3, 연료는 796.5 kg/m^{3}이다.

표 2 기준 해석 조건

parameter	value
Vacuum thrust, tf	30
Chamber pressure, bar	60
CC mixture ratio	2.5
GG mixture ratio	0.32
RPM	20000

표 3 성능 민감도 (%/%)

	p_{in}^{o}	p_{in}^{f}	ρ_{in}^{o}	ρ_{in}^{f}
RPM	0.026	−0.0065	0.57	0.075
O/F)eng	0.036	−0.013	0.36	−0.45
Pcc	0.048	−0.0050	0.87	0.20
Pgg	0.050	−0.0057	0.89	0.17
TIT	0.017	−0.0071	0.20	−0.23

추진제의 밀도와 공급압력이 변화되었을 때 엔진 성능의 변화를 예측하였다. 표 3은 밀도가 1% 증가되었을 때와 공급압력이 10% 증가되었을 때 주요 성능인자의 변화율을 각 경우의 독립변수의 변화율로 나눈 값이다. 엔진 공급압력 변화에 대한 엔진성능 변화는 이전의 연구[3]에서 확인된 바 있다. 산화제 공급압력이 증가되었을 경우, 모든 성능 인자가 증가하는 것을 알 수 있다. 연료의 공급압력이 증가되었을 때와 비교하면 성능인자의 변화율이 크다. 이는 산화제의 경우, 공급압력 증가에 의하여 두 가지 성능 증가 요인이 발생하기 때문이다. 첫째 산화제 공급압력 증가에 의하여 추진제 공급유량이 증가하기 때문이며 둘째 가스발생기의 혼합비 증가로 인하여 가스발생기 연소생성물의 온도가 증가하고 기체 상수가 증가하는 등 터빈의 동력이 증가하며 이로써 엔진의 추진제 공급이 증가하기 때문이다. 반면에 연료 공급압력이 증가되는 경우 두 가지 요인이 상반되는 작용을 하여 엔진의 성능 변화가 미미하다. 가스발생기의 혼합비 변화율은 추진제 공급조건에 직접적으로 영향을 받기 때문에 산화제 공급압력에 대한 가스발생기 혼합비 변화율과 유사한 크기를 가진다.

표 3에서 추진제 밀도 증가의 영향을 보자. 각 물리량의 변화율은 산화제와 연료 밀도가 각각 1% 증가된 영향을 나타낸다. 연소기와 가스발생

기의 연소압 증가는 산화제 밀도증가율보다 약간 작은 수준이다. 이는 산화제 밀도 증가에 의한 유량 증가분보다 큰 것으로 혼합비 증가가 성능 인자에 추가적인 상승요인으로 작용하였음을 의미하는 것이다. 반면에 연료 밀도가 변화한 경우 관찰한 성능인자의 변화율이 대폭 감소한 것이 확인된다. 이는 추진제 공급압력이 변화된 경우와 동일한 이유로 연료밀도 변화 증가에 의해 연료 공급유량이 증가하는 영향과 혼합비가 감소하는 영향이 서로 상쇄되어 엔진성능 인자의 변화량이 감소하는 것으로 이해할 수 있다. 그러나 연료 공급압력이 증가한 경우와는 다르게 연료밀도가 증가한 경우, 연소압이 증가하는 것을 알 수 있다. 이는 혼합비 감소에 의한 성능 감소요인보다 밀도 증가에 의한 유량증가에 의한 연소압 증가요인이 더 큰 것을 의미하며 로켓엔진에서 주연소기의 연소압은 가장 중요한 성능인자 중의 하나이므로 연료의 공급압과 밀도가 엔진 성능에 미치는 영향의 차이점에 주목할 필요가 있다.

로켓엔진의 비행 중 발생할 수 있는 추진제의 압력과 밀도변화에 대한 엔진 성능 변화를 고찰하기 위하여 추진제 공급조건의 변화 예를 표 4에 정리하였다. 표의 조건은 추진제의 공칭 공급조건에 대한 상대적인 변화율을 나타낸다. 표에 정리한 Case-1과 Case-2는 각각 비행 초기와 후기의 추진제 조건을 대표한다. 비행 후기에는 추진제 탱크와 외기와의 열전달에 의하여 추진제 온도가 상승하며 극저온인 산화제는 온도상승이 더 클 수 있다. 탱크에서 추진제의 정수압은 가속도와 추진제 수위의 함수이므로 비행 후기의 가속도 증가에 의한 정수압 증가요인과 추진제 온도상승에 의한 밀도 감소요인이 공존한다. 액체산소는 온도상승에 따른 기화로 인하여 가압환경이 변화하므로 연료와는 공급압력 조건에서 다른 거동을 보인다.

그림 5는 표 4의 조건에 대한 성능 민감도를 나타낸다. Case-1 조건에서 산화제 밀도증가와 공급압력 강하가 동시에 발생하며 결과적으로 산화제 유량이 증가한다. 또한 연료 공급압이 증가하므로 연료 유량 역시 증가한다. 따라서 터보펌프 회전수와 연소압이 증가하는 결과를 보인다. 혼합비 측면에서 연료 유량 증가가 약간 더 크기 때문에 혼합비는 약간 감소하므로 터빈 입구온도가 미소하게 감소한다. Case-2 조건에서는 산화제 밀도가 약간 감소하지만 공급압력이 많이 증가하며 두 가지 상반된 요인이 함께 발생한 결과 산화제 유량이 증가한다. 또한 연료 공급압력이 감소하는데 이는 가스발생기의 연소가스 온도를 높이는 역할을 한다. 따라서 그림에서 확인할 수 있는 바와 같이 터보펌프 회전수, 연소압, 혼합비 등 성능 인자가 모두 증가한다.

표 4 추진제 공급조건 변화범위 (%)

	density		inlet pressure	
	oxidizer	fuel	oxidizer	fuel
case-1	1.3	0.0	-19.2	0.7
case-2	-0.8	-0.2	48.0	-3.4

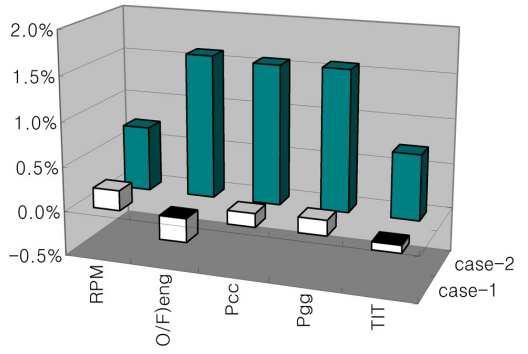

그림 5 추진제 공급조건에 대한 성능변화

서론에서 언급한 바와 같이 로켓엔진의 인증을 위해서는 비행조건보다 가혹한 조건에서의 작동이 요구되므로 본 연구에서 제시한 추진제 공급 조건보다 확대된 작동범위 설정과 이에 대한 연구가 필요하다. 또한 추진제 공급 조건 이외에 엔진 시스템의 성능을 보정하기 위하여 제어밸브 개도 변화 또는 오리피스 차압 변화에 대한 성능 민감도 해석이 필요할 것이다. 로켓엔진의 정확한 성능 예측을 위해서는 주요 구성품의 성능모델에 대한 검증이 선행되어야 하며 이러한 측면에서 연소기, 가스발생기, 터보펌프에 대한 설계

점/탈설계점 성능과 이의 정밀도에 대한 연구가 수행되어야 한다.

4. 결 론

가스발생기 사이클 로켓엔진에서 추진제 공급 조건 변화에 대한 엔진의 성능 민감도를 계산하였다. 연료 공급압력이 증가하면 혼합비 감소로 인해 터빈의 동력이 감소되어 엔진 연소압이 감소하였다. 연료의 밀도가 증가하면 혼합비 감소에도 불구하고 전체 추진제 유량이 증가해서 엔진 연소압이 증가하는 것으로 예측되었다. 산화제의 밀도가 증가되거나 공급압력이 증가하면 엔진의 연소압이 증가할 것으로 분석되었다.

기호설명

A : 경험 상수, 면적
B : 경험 상수
C : 경험 상수
C_{ad} : 등엔트로피 분출 속도
D : 경험 상수, 직경
E : 경험 상수
F : 경험 상수
O/F : 혼합비
PR : 압력비
PRM : 분당 회전수
R : 가스 상수, 오차항 (residual)
T : 온도
TB : 터빈
TIT : 터빈 입구 온도
TP : 터보펌프
X : 설계 변수 벡터
c^* : 연소특성속도
c_P : 비열
g : 중력가속도
k : 반복 계산 회수
$\dot{m}$: 유량
n : 회전속도
p : 압력
u : 속도
x : 변수
Δp : 차압
Ω : 회전 속도
α : 터빈 절대속도의 유입/유출각
β : 터빈 상대속도의 유입/유출각
δ : 설계변수 x의 미소 변위
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
cc : 연소기
cf : 연소기 연료
co : 연소기 산화제
eng : 엔진 시스템
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

참 고 문 헌

1. 남창호, 김승한, 설우석, 2007, "성능 분산을 고려한 액체로켓엔진의 시스템 시험 영역 설정," 한국추진공학회 2007년도 추계학술대회 논문집, pp. 165-169.
2. 조원국, 박순영, 남창호, 김철웅, 2010, "추진제 공급압력이 액체로켓엔진의 성능에 미치는 영향," 대한기계학회논문집 B권, 제34권, 제4호, pp.433~448.
3. 박순영, 조원국, 2008, "가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 모드 해석 프로그램 개발," 한국추진공학회 2008년도 추계학술대회 논문집, 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 turbo-machinery 3rd Ed., Butterworth- Heinemann, p.8
6. 서성현, 한영민, 김성구, 최환석, 2006, "연료과농 가스발생기의 연소 가스 물성치에 관한 연구," 한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회 논문집, pp.118~122.
7. 김철웅, 박순영, 남창호, 2009, 터보펌프-가스발생기-연소기 시스템의 모드해석, 한국항공우주연구원, KARI-RET-TM-2009-009