

技術論文

# 75톤급 가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 시험영역과 엔진 구성품 시험 영역의 결정

남창호\*<sup>†</sup> · 문윤완\* · 설우석\*

## Definition of Engine Component Performance Test Range of 75tf Class Gas Generator Cycle Liquid Propellant Rocket Engine

Chang-Ho Nam\*<sup>†</sup> · Yoonwan Moon\* · Woo-Seok Seol\*

### ABSTRACT

A test range for a 75tf class gas generator cycle liquid propellant rocket engine is defined. The engine system test range is defined by the performance variation during flight, the dispersion after engine calibration, and additional margin. The component development test range includes the operation range corresponding to the engine system test range and the component performance margin.

### 초 록

75톤급 가스발생기 사이클 액체로켓엔진 개발을 위한 시험영역을 정의하였다. 엔진 시스템 영역은 비행시 발생하는 엔진 입구조건에 따른 변동과 각 구성품이 가지는 오차에 의한 성능 분산을 고려하고 추가의 성능 여유를 두도록 정의하였다. 엔진 시스템 시험에 상응하는 구성품의 작동영역을 정의하고 이에 추가의 여유를 두어 개발하도록 구성품 시험 영역을 정의하였다.

Key Words: Liquid Propellant Rocket Engine(액체로켓엔진), Component(구성품), Test(시험), Range(영역)

### 1. 서 론

액체로켓엔진의 시스템 시험은 엔진의 개발 최

종 단계로서 각 구성품의 성능과 조합된 상태에서의 시스템 기본 성능을 확인하고 비행 적합성을 인증하는 과정이다. 엔진 성능은 수치해석을 통해 엔진 시스템 시험 이전에 예측할 수 있으나 해석모델의 불완전성, 구성품 성능 예측의 불확실성, 엔진 입구에서의 추진제 공급 조건 변화 등에 의해 필연적으로 엔진 성능 분산이 발생하게 된다. 엔진 성능 분산은 일반적으로 엔진 개발이 진

접수일 2011. 5. 4, 수정완료일 2011. 10. 5, 게재확정일 2011. 10. 11

\* 정희원, 한국항공우주연구원 발사체 엔진팀

† 교신저자, E-mail: nchang@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2011년도 춘계학술대회(2011. 4. 28-29, 현대로템(주) 기술연구소) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

전됨에 따라서 감소하나 여전히 존재한다. 따라서 엔진 시스템 시험에서는 위의 분산과 비행시 발생하는 엔진 입구 추진제 온도, 압력의 변화에 상응하는 엔진 성능을 확인해야 하고 추가적으로 엔진 시스템 성능 여유를 확인하는 과정을 거치게 된다.

엔진 구성품은 엔진 시스템 시험영역에 상응하는 시험영역에 추가의 여유를 포함하는 시험을 통해 개발한다. 이때 과도 설계를 최소화하고 개발완성도를 극대화하기 위한 적정 여유가 정의되어야 한다. 성능 영역에서 추가로 확보해야 하는 여유의 값은 정해진 일반론이 없으며 개발자의 경험에 의지하여 결정된다.

본 연구에서는 액체 산소/케로신 75톤급 가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 개발 시험영역과 구성품 시험 영역 결정에 대해 기술한다.

## 2. 본 론

### 2.1 엔진 시스템

본 연구의 대상 액체로켓엔진은 비행중의 제어를 수행하지 않는 75톤급 가스발생기 사이클 엔진이다. 주요 규격은 아래와 같다.

진공 추력 : 75 tf

진공 비추력 : 297 sec

추진제 : 액체산소/케로신

연소기 압력 : 60 bar

터보펌프 회전수 : 10500 rpm

가스발생기 압력 : 58 bar

연료 유량 : 83 kg/s

산화제 유량 : 176 kg/s

대상 엔진은 수락시험을 통해 설계점에 해당하는 연소압과 혼합비로 보정을 수행하고 비행 시에는 추진제 공급 조건의 변화에 따라 엔진의 작동점이 달라진다. 엔진 추진제 입구조건은 비행시 발사체의 가속도 조건과 가압에 의해 좌우되고 추진제 온도는 기화나 공력가열, 단열특성에 따라 변동하게 되므로 비행중의 추진제 공급 조건의 변화는 불가피하다. 따라서 엔진 개발시 이와 같은 변동을 예측하여 엔진의 설계점을 포

함한 일정한 작동영역을 정의하고 이에 대해 시험한다.

### 2.2 해석

엔진 시스템 시험영역 설정에 따른 엔진의 구성품의 작동영역 설정을 위해 가스발생기 액체로켓엔진의 작동 모드 해석 프로그램을 이용하였다[1].

### 2.3 엔진 시스템 시험 영역 설정

실제 비행시 작동영역은 엔진 입구조건변화에 따른 변동과 엔진이 발사체에 장착되기 전에 최종적으로 거치는 성능 보정 시험 후에 존재하는 분산의 합으로 생각할 수 있다. 한편 엔진개발에 있어서는 실제 비행시 작동하는 영역에 비해 더 넓은 영역에서 작동 시험을 수행해야 하는데 이는 엔진 성능의 여유를 확인하고 엔진 신뢰도를 높이기 위해 일반적으로 사용하는 개발 방식이다.

액체로켓엔진의 작동영역은 추력과 혼합비로 정의하는 것이 일반적이다. 액체로켓엔진에서 추력은 연소압에 따라 바뀌고 엔진 비추력은 엔진의 혼합비에 의해 주로 영향을 받게 된다.

Table 1은 엔진의 비행작동영역과 추가적인 성능여유를 포함한 시험 영역 정의에 사용된 값을 정리한 것이다. 추력, 혼합비의 범위는 설계점에 대한 상대값으로 비행시 성능 변동은 엔진 입구 조건 변화에 따른 변동 범위이고 보정후 분산은 엔진에 대한 분산해석으로 얻은 값이다 [2].

비행시 성능변동은 항우연에서 개발한 엔진 시스템 해석 프로그램[1]에서 엔진 입구조건 변화를 적용하여 얻은 결과로 추력은 설계점 대비  $\pm 2\%$ 이고 엔진 혼합비는 설계점 대비  $\pm 3\%$ 이다. 실제 해석 결과는 음양의 변화량이 다른데 그중 절대값이 큰 값을 대표값으로 간주하여 음양의 변화가 동일하게 수정하였다. 이는 발사체 추진기관과 엔진 개발이 실제 시험과 상세 설계를 통해 구체화되기 이전에는 정확한 값을 파악하는 것이 어렵기 때문에 보수적인 가정이 필요하기 때문이다.

Table 1. Engine flight operation and test range

		추력	혼합비
A	비행시 성능 변동(입구조건변화)	±2%	±3%
B	보정후 분산	±3%	±3%
C	비행 작동 영역 (A+B)	±5%	±6%
D	엔진 시험 영역 (C+2%)	±7%	±8%

엔진 보정후 분산은 추력/혼합비 각각 ±3% 수준이고 비행시 엔진 시스템의 작동 변동은 엔진 추력 ±5%, 엔진 혼합비 ±6%가 된다.

개발을 위한 엔진 시험 영역은 엔진 추력 ±7%, 엔진 혼합비 ±8% 로 정의하였다. 이는 비행작동 영역에 2%의 추가 성능 여유를 확인하는 것으로 정의한 것인데 NASA 엔진 개발 사례를 참고한 것이다[3].

엔진 시험 영역 정의는 아래 그림과 같이 해외엔진 개발 사례의 시험영역과 비교하여 적절성을 확인하였다.

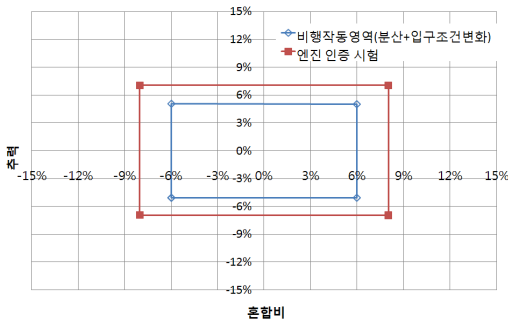


Fig. 1 Engine flight operation and test range

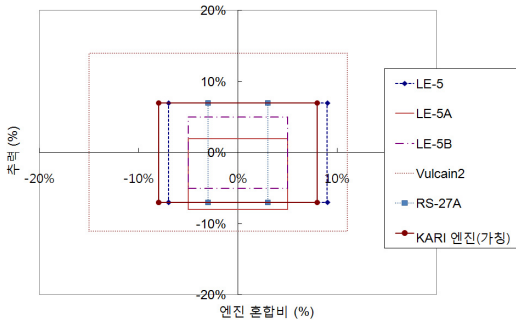


Fig. 2 Engine test range comparison

Table 2. Engine component test range

연소기	연소압	51 ~ 70 bar	
	혼합비	2.17 ~ 2.76	
가스발생기	연소압	48 ~ 70 bar	
	혼합비	0.29 ~ 0.35	
터보펌프	연료터보펌프	유량	67 ~ 100 kg/s
		토출압	93 ~ 139 bar
	산화제터보펌프	유량	149 ~ 208 kg/s
		토출압	74 ~ 108 bar
		회전수	9580 ~ 11490 rpm

2.4 엔진 구성품 시험 영역 정의

엔진 구성품은 엔진 시험시 예기치 못한 작동의 오류나 비정상상태에서도 작동이 보장되어야 하므로 시스템 시험 영역에 상응하는 작동영역보다 넓은 범위에서 그 성능을 시험한다.

Table 2는 엔진의 주요 구성품의 시험영역을 정리한 것인데 이어지는 항에서 정의 방법을 설명한다.

2.4.1 연소기 시험 영역

연소기 시험영역은 연소기의 성능을 대표하는 연소압-혼합비 평면에서 정의한다. 비행 작동영역에 해당하는 영역에서 가장 큰 값과 가장 작은 값을 기준으로 여유 비율(factor)을 적용하였다. 이는 참고문헌[4]에서 사용하는 방법으로 역시 참고문헌의 추천 비율을 사용하여 연소압 비행 작동영역 최대값 대비 1.10배, 최소값 대비 0.90의 작동점과 연소기 혼합비 비행작동영역 최대값 대비 1.05배, 최소값 대비 0.95의 영역에서 시험 한다.

$$\begin{aligned}
 (P_{cc}^{test})_{max} &= 1.10 \cdot (P_{cc}^{op})_{max} \\
 (P_{cc}^{test})_{min} &= 0.90 \cdot (P_{cc}^{op})_{min} \\
 (MR_{cc}^{test})_{max} &= 1.05 \cdot (MR_{cc}^{op})_{max} \\
 (MR_{cc}^{test})_{min} &= 0.95 \cdot (MR_{cc}^{op})_{min}
 \end{aligned}$$

$P_{cc}^{test}$ : 시험 영역 연소기 압력,  $P_{cc}^{op}$ : 비행작동영역 연소기 압력,  $MR_{cc}^{test}$ : 시험영역 연소기 혼합비,  $MR_{cc}^{op}$ : 비행작동영역 연소기 혼합비

엔진의 비행 작동영역에 해당하는 연소압은 56.6~63.6 bar, 연소기 혼합비 2.28~2.63 이며 이에 위의 비율을 적용할 경우 연소압 50.9~70.0 bar, 연소기 혼합비 2.17~2.76 이 된다.

Figure 3은 연소기의 시험영역을 설계점 대비 값으로 도시한 것이고 Fig. 4는 연소기 시험영역을 실제 압력과 혼합비의 값으로 나타낸 그림이다. 비행작동영역 대비 일정 비율로 설정한 시험영역이 엔진 시스템 시험영역을 포함하므로 엔진 시험에서의 작동을 보장하고 있으며 추가의 여유가 있다는 것을 확인할 수 있다.

연소기의 작동영역에서 연소압력이 높을수록 구조적인 하중이 증가하고 고훈합비의 영역에서는 연소실 온도가 증가로 인한 열하중 증가가 있다. 결정된 연소기 시험영역에서 열, 구조하중의 문제 이외에도 연소 불안정, 압력 섭동 및 진동, 연소실 내부의 연소 균일성 등에 대한 평가와 개발이 요구된다.

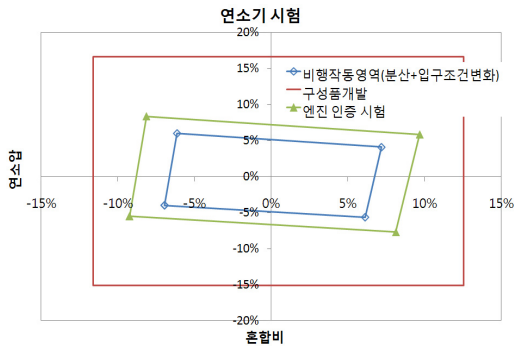


Fig. 3 Combustor test range requirement (relative)

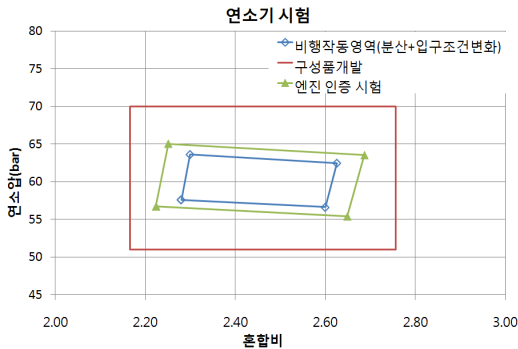


Fig. 4 Combustor test range requirement

2.4.2 가스발생기 시험 영역

가스발생기는 혼합비와 연소압이 다르나 동일한 추진제를 사용하고 연소 현상에 의해 성능이 지배되므로 연소기와 동일한 방법으로 연소압과 혼합비로 정의하였다. 다만 가스발생기의 혼합비의 경우 엔진 시스템 시험시 엔진 보정을 통해 설계점에서 작동하도록 조정하는 것을 원칙으로 하므로 실제로는 혼합비의 변동영역은 매우 작으나 엔진 보정을 수행하지 않는 경우의 가스발생기 혼합비의 변동폭(설계점 대비  $\pm 5\%$ )으로 대체하여 시험영역을 정의하였다. 또한 가스발생기의 혼합비는 비행시 별도의 제어를 하지 않으므로 엔진 입구조건에 따라 보정된 혼합비와 다른 값에서 작동하게 되나 그 변동폭은 엔진 보정을 수행하지 않을 때 발생할 수 있는 변동폭에 비해 작으므로 이를 별도로 고려하지 않았다.

그 결과 가스발생기의 비행 작동 영역은 연소압 52.8~63.9 bar, 혼합비 0.3~0.34이며 연소기

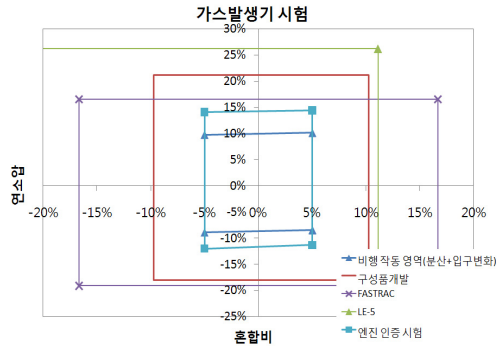


Fig. 5 Gas generator test range requirement (relative)

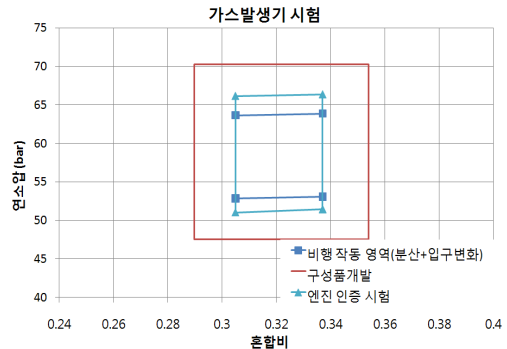


Fig. 6 Gas generator test range requirement

에서 적용한 비율을 동일하게 적용하여 가스발생기 시험 영역은 연소압 47.6~70.3 bar, 혼합비 0.29~0.35 이다.

이와 같이 결정된 가스발생기의 시험 영역을 Fig. 5와 같이 해외 엔진 개발사례[6, 7]에서의 시험영역과 비교하여 적정성을 판단하였다. LE-5의 경우 설계점 대비 연소압 -86~+26%, 혼합비 -49~+11%이고 Fastrac[7]은 연소압 -19~+17%, 혼합비 -17~+17%의 범위에서 시험하였다. Fastrac은 현재의 시험영역 설정과 유사하고 LE-5는 큰 시험영역을 가진다. Fastrac은 본 연구 대상엔진과 동일하게 액체산소/케로신을 추진제로 하는 연료 과농의 가스발생기를 가지고 있으나 LE-5는 액체산소/액체수소의 가스발생기로 혼합비나 연소압이 폭넓은 범위에서 작동 가능한 추진제 특성상 보다 큰 시험 범위에서 시험한 것으로 볼 수 있다.

이와 같이 정의된 연소기와 가스발생기의 시험영역은 엔진시험에 해당하는 작동영역을 포함하고 있으며 이보다는 넓은 범위에서 구성품의 성능을 확인하는 시험을 수행하는 것이다.

#### 2.4.3 터보펌프 시험 영역

터보펌프의 작동은 회전수와 펌프 출구에 연결된 유로의 유동 저항에 의해 결정된다. 펌프 출구의 유동 저항은 회전수 대비 유량비(Q/N)와 반비례 관계에 있다. 출구 유동저항이 증가하면 동일한 회전수에서 유량이 작고 유동저항이 감소하면 동일 회전수에서 유량이 커진다. 따라서 터보펌프 시험영역은 체적유량과 회전수비(Q/N)와 회전수(N)평면에서 정의한다. 엔진 시스템의 비행작동영역에서의 최대, 최소값 대비 비율로서 정의하였으며 해외 엔진의 개발 사례 [6]와 비교를 통해 적정성을 판단하였다. 이와 같이 정의된 터보펌프의 시험영역은 엔진 인증을 위한 엔진시험에 해당하는 작동영역을 포함하고 있으며 이보다는 넓은 범위에서 구성품의 성능을 확인하는 시험을 수행하는 것이다.

$$\begin{aligned} (Q/N)_{\max}^{\text{test}} &= 1.05 \cdot (Q/N)_{\max}^{\text{op}} \\ (Q/N)_{\min}^{\text{test}} &= 0.95 \cdot (Q/N)_{\min}^{\text{op}} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} N_{\max}^{\text{test}} &= 1.05 \cdot N_{\max}^{\text{op}} \\ N_{\min}^{\text{test}} &= 0.95 \cdot N_{\min}^{\text{op}} \end{aligned}$$

$(Q/N)^{\text{test}}$ : 터보펌프 시험영역 체적유량 회전수비,  $(Q/N)^{\text{op}}$ : 비행 작동영역 체적유량 회전수비,  $N^{\text{test}}$ : 터보펌프 시험영역 회전수,  $N^{\text{op}}$ : 비행 작동영역 회전수

산화제 펌프의 Q/N 비행작동영역은 설계점 대비 -2.6 ~ +2.6%이고 연료펌프는 -5.7 ~ +6.5%, 회전수는 설계점 대비 -3.9 ~ +4.2%이다. 위의 비율을 적용할 때 산화제 펌프 Q/N -7.4 ~ +7.4 %, 연료펌프 Q/N -10.4 ~ +11.8%이며 회전수는 설계점 대비 -8.7 ~ +9.4% 이다.

회전수 시험 범위는 산화제펌프와 연료펌프가 동일한데 액체 산소/케로신 엔진으로 두 펌프가 동축으로 연결되어 있으므로 시험의 회전수 범위는 동일하다.

Figure 7, 8은 산화제 펌프의 시험영역을 Fig. 9, 10은 연료펌프의 작동영역을 나타낸 것이다. 펌프의 설계점 대비 상대값으로 나타낸 Fig. 7과 Fig. 9에서는 LE-5엔진의 연료와 산화제 펌프의 시험영역과 비교하여 유사한 영역에서 정의됨을 확인할 수 있다.

엔진 시스템에서 회전수 대비 유량비(Q/N)가 작은 것은 연소압이 높아지거나 펌프 후단의 차압 요소의 유량계수 증가가 있을 경우이며 동일 유량에서의 펌프 출구압이 더 높다. 동일 유량에서 회전수가 증가할 때도 펌프 출구압이 높아지는 데 펌프의 입구압이 동일할 때 회전수와 출구압이 높다면 더 큰 터빈 출력이 필요하게 된다. 따라서 낮은 회전수 대비 유량비(Q/N)와 큰 회전수(N)일 때 터보펌프의 회전 및 진동특성, 구조 하중, 공동현상(cavitation)등의 부담이 가장 크고 높은 회전수 대비 유량비와 작은 회전수일 때는 그 반대이다.

위와 같이 정의된 시험영역에서의 터보펌프의 구조하중, 진동특성, 축추력, 공동현상, 터빈의 열내구성 등을 확인하는 개발 시험이 요구 된다.

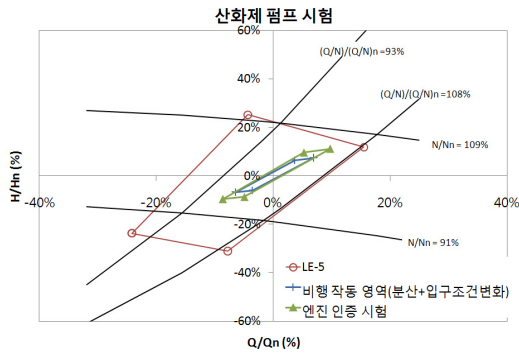


Fig. 7 Oxidizer pump test range requirement (relative)

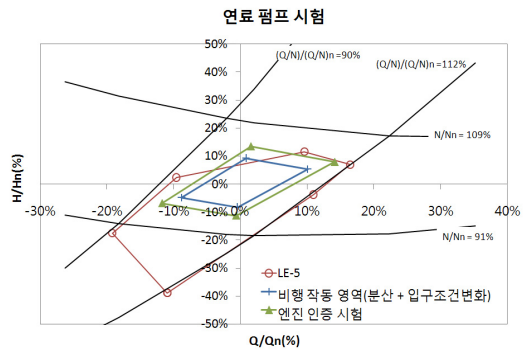


Fig. 9 Fuel pump test range requirement (relative)

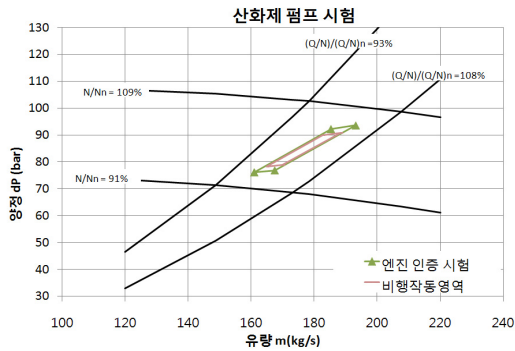


Fig. 8 Oxidizer pump test range requirement

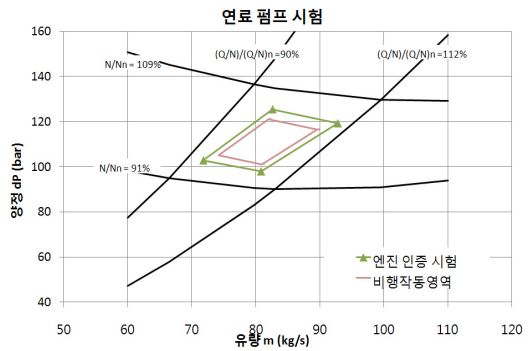


Fig. 10 Fuel pump test range requirement

### 3. 결 론

75톤급 가스발생기 사이클 액체로켓엔진 개발을 위한 시스템 시험영역 및 구성품의 개발시험영역을 정의하였다. 엔진과 구성품 모두 비행 작동영역대비 여유를 가지도록 설정하였으며 해외 엔진 개발 사례와 비교하여 그 적정성을 확인하였다.

실제 작동 영역 대비 여유를 얼마나 두느냐의 결정은 개발 난이도와 시스템 신뢰도가 달라 지므로 매우 중요하나 일반론을 적용하기 힘들다. 따라서 과거 개발 경험에 의존해야 하는데 터보펌프 방식 액체로켓엔진 개발 경험이 없는 국내 현실을 감안할 때 해외의 사례를 참고하는 것이 최선이며 본 연구에서는 가능한 범위안에서 비교하고 시험 영역을 정의하였다.

향후 엔진 구성품과 엔진 개발 시험이 본격적

으로 이루어지면 그 적정성을 평가하기 위한 후속 연구의 진전을 기대할 수 있다.

### 참 고 문 헌

1. 박순영, 조원국, "가스발생기 사이클 액체로켓 엔진의 모드 해석 프로그램 개발," 2008 한국추진공학회 추계학술대회
2. 남창호, 박순영, 조원국, 김승환, "액체로켓엔진의 보정후 분산추정," 2007년 한국항공우주공학회 춘계학술발표회, 2007
3. "Liquid Rocket Engine Reliability Certification," SAE ARP4900
4. "Report on Analysis and Expert Evaluation of the KARI LRE Design," Yuzhnoye Design Office, KARI-07-0168

5. K. Dill, T. Byrd, & R. O. Ballard, "NASA MC-1 Engine Development Status," AIAA 2001-3555
6. 牧野鉄治, 中西英彰, 十亀英司, 藤田敏彦, 上条謙二郎, "H-1로켓 제2단엔진(LE-5)의 개발", 우주개발사업단, 1983
7. H. J. Dennis, Jr. and T. Sanders, "NASA Fastrac Engine Gas Generator Component Test Program And Results," 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 17-19 July, 2000, AIAA 2000-3401