

# 성능 분산을 고려한 액체로켓엔진의 시스템 시험 영역 설정

남창호\* · 김승한\* · 설우석\*

## Determination of Liquid Rocket Engine System Test Range Considering Performance Dispersions

Chang-Ho Nam\* · Seung-Han Kim\* · Woo-Seok Seol\*

### ABSTRACT

Qualification test range for Lox/Kerosene gas generator cycle liquid rocket engine was determined by considering engine dispersion and flight inlet conditions. With various pump characteristics, the operation range of components and system was investigated through dispersion analysis. The variation of engine performance shows opposite trends in calibration and dispersion.

### 초 록

액체로켓엔진의 시스템 시험에서는 엔진의 개발 최종 단계로서 각 구성품의 성능과 조합된 상태에서의 시스템 성능을 확인하고 인증한다. 엔진의 성능 분산, 비행시 발생하는 입구 조건 변화에 따른 변동, 인증을 위한 추가 성능을 고려하여 시스템의 시험 영역을 결정하였다. 또한 터보펌프의 양정 곡선에 의해 변화되는 시험영역과 구성품의 작동점의 변화폭을 비교하였다. 그 결과 터보펌프 양정곡선의 기울기가 완만할수록 엔진 보정에서 발생하는 구성품 성능영역 변동이 감소되고 엔진 입구조건이나 내부 구성품 오차에 의한 변동은 증가 한다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Dispersion(분산), Calibration(보정), Test(시험), Qualification(인증)

### 1. 서 론

액체로켓엔진의 시스템 시험에서는 엔진의 개발 최종 단계로서 각 구성품의 성능과 조합된 상태에서의 시스템 기본 성능을 확인하고 비행 적합성을 인증하는 과정이다. 엔진 성능은 엔진 시

스템 시험 이전에 예측할 수 있으나 해석모델의 불완전성, 구성품 성능 예측의 불확실성, 엔진 입구에서의 추진제 공급 조건 변화 등에 의해 필연적으로 분산이 발생하게 된다. 엔진 개발이 진전됨에 따라 위의 불확실성은 감소하나 제작에서 발생하는 오차, 측정의 불확실성과 성능 예측의 불완전성, 엔진입구조건의 변화는 여전히 존재하게 된다. 따라서 엔진의 구성품은 설계의 기준이 되는 공칭값(nominal value)으로 부터의 성능 변

\* 한국항공우주연구원 엔진팀  
연락처, E-mail: nchang@kari.re.kr

동을 감안하여 개발/시험되어 시스템에 납품되어야 한다.

본 연구에서는 엔진시스템 개발/인증 시험에서 시스템이 겪을 수 있는 성능영역을 분산해석을 통해 확인하고 각 구성품에 요구되는 성능 변동폭을 분석하였으며 이를 터보펌프성능 특성에 따라 비교하였다.

## 2. 해석 방법

### 2.1 해석방법

연구대상은 별도의 추력과 혼합비 조절 밸브를 장착하지 않은 액체산소/케로신 가스발생기 사이클 엔진이다. 엔진시스템 시험에서 겪게 되는 성능 변동과 구성품 작동점 영역을 확인하기 위해 엔진 시스템 분산해석을 수행하였다. 그 구체적인 방법이나 입력조건은 문헌[4]를 따랐다.

### 2.2 비행시 입구 조건

비행시 입구조건은 발사체 비행시 발생하는 가속도와 열전달을 가정하여 추정된 값이며 엔진설계에 적용된 공칭조건은 Table 1의 변동폭의 중간값으로 가정하였다.

Table 1. Engine inlet conditions

산화제 압력	2.6-7.2 bar
산화제 온도	90-95 K
연료 압력	1.3-4.5 bar
연료 온도	273-298 K

## 3. 결 과

### 3.1 엔진 시스템 시험 영역

엔진시스템의 개발 초기에는 엔진 구성품간의 연계된 작동 특성을 확인하고 시동/종료를 위한 밸브의 작동 순서/시간을 결정하기 위한 과정이 강조 된다.[1] 엔진입구조건에 따라 겪게 되는 엔진의 성능 변화에 대한 시험은 시스템의 기본적인 작동성이 확보되고 시동과 종료 안정화 된 이후에 수행한다. 초기의 엔진시험은 엔진 요

구 성능을 만족시키기 위한 시스템의 보정이 없고 구성품의 성능 오차에 따라 초기 설계에 적용된 유량, 압력 등에서 벗어난 조건에서 작동하게 된다. 예를 들어 터보펌프의 효율이 설계의 예측치보다 떨어질 경우 연소기로 공급되는 유량과 압력이 작아지고 연소기가 설계된 공급 조건에서의 성능으로 설계가 되었다더라도 실제 시스템에서의 작동점은 공칭값보다 낮은 압력으로 작동하게 된다. 따라서 각 구성품은 시스템에 조합되면서 겪게 되는 작동점 변화를 고려하여 성능이 확보되도록 설계/개발이 이루어 져야 한다.

엔진 시스템의 개발이 완료되면 비행에 적합한 개발 완성도를 확인하기 위한 인증시험이 실시된다. 인증 시험에서는 비행을 가정한 엔진의 성능에 추가로 2%여유를 가지는 성능 마진을 포함하는 영역에서의 시험을 수행하게 된다.[2] 이때 엔진시스템은 비행시 필요한 엔진의 성능 보정을 수행하는 것을 가정할 수 있고 엔진 입구의 추진제 공급 조건은 비행시에 겪게 되는 변화를 반영하여 시험하게 된다.

Table 2. Engine system test ranges

	개발시험 <sup>1)</sup>	인증시험 <sup>2)</sup>
진공추력	5.1% -4.9%	5.2% -4.8%
연소기압력	5.2% -5.0%	3.9% -3.5%
가스발생기연소압	5.0% -4.8%	15.6% -14.6%
산화제펌프 출구압력	7.1% -6.8%	13.5% -12.7%
연료펌프 출구압	7.4% -7.2%	12.6% -12.3%
터보펌프 회전수	3.7% -3.7%	6.0% -6.0%
엔진유량	5.0% -4.8%	5.3% -4.8%
터빈유량	4.7% -4.7%	15.6% -15.0%
연소기 유량	5.0% -4.8%	5.0% -4.6%
엔진 혼합비	6.2% -6.3%	7.9% -8.0%
연소기 혼합비	7.0% -7.1%	8.6% -8.7%

1) 개발시험 : 무보정 + 공칭입구조건

2) 인증시험 : 보정 + 비행입구조건 + 2% 성능여유

위에 언급한 기준으로 결정된 엔진시스템의 작동영역은 Table 2와 같다.

### 3.2 터보펌프 특성에 따른 시험 영역 변화

#### 3.2.1 터보펌프 양정 곡선

펌프의 양정은 다음과 같은 식으로 표현할 수 있다.

$$\Delta P = \rho a_p o_t^2 + b_p o_t \dot{m} - c_p \frac{(\dot{m})^2}{\rho}$$

여기서  $\rho$  : 밀도,  $o_t$  : 회전수,  $\dot{m}$ : 유량,  $a_p, b_p, c_p$  : 계수이다.

이때 nominal 작동점(회전수, 유량, 양정)을 만족하면서 양정곡선의 특성을 결정할 수 인자(r)는 단일 값으로 다음과 같은 관계가 성립된다.

$$b_p = \frac{1}{o_{t,nominal}} \left( r - \frac{\Delta P_{nominal}}{2\dot{m}_{nominal}} \right)$$

$a_p, c_p$ 는  $b_p$ 와 nominal 작동점의 값으로부터 정의 된다. r의 값은 음의 값을 가지고 절대값이 클수록 (유량)양정곡선의 기울기가 가파르다. 펌프의 특성을 나타내는 양정곡선에서의 유량에 따른 양정의 기울기에 따라 펌프와 시스템의 탈 설계점 작동특성이 달라진다.

#### 3.2.2 엔진 보정시 구성품 작동점 변화

엔진 성능 보정은 연소압, 엔진 혼합비와 가스 발생기 온도를 기준으로 한다.[3] 공칭값(nominal value)로부터 벗어난 시스템 성능을 배관의 차압을 통해 조절하므로 구성품은 작동점의 변화를 겪게 된다. 이때 터보펌프 특성에 따라 보정의 크기와 보정결과가 달라지는 데 이를 Fig. 1, 2에 나타내었다.

산화제 펌프 양정곡선의 기울기가 작아질수록 산화제펌프 출구압 변동폭이 감소한다. 양정곡선의 기울기가 작은 펌프의 경우 동일한 유량공급에 필요한 양정이 작으므로 출구압이 작아지는 경향을 보이게 된다. 연료 펌프의 경우 그 양정 특성이 크게 달라지지 않는다.

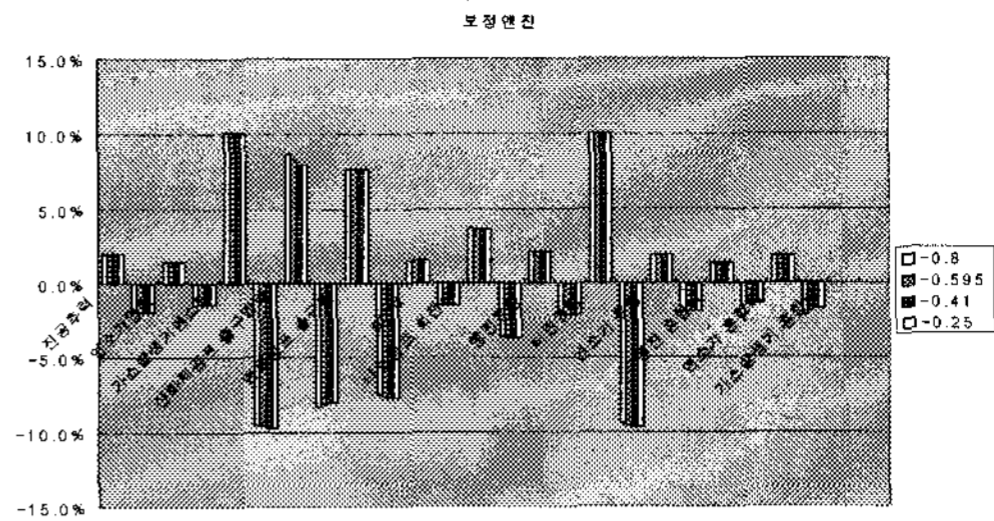


Fig. 1 Engine dispersions after calibration with various LOx pump characteristics

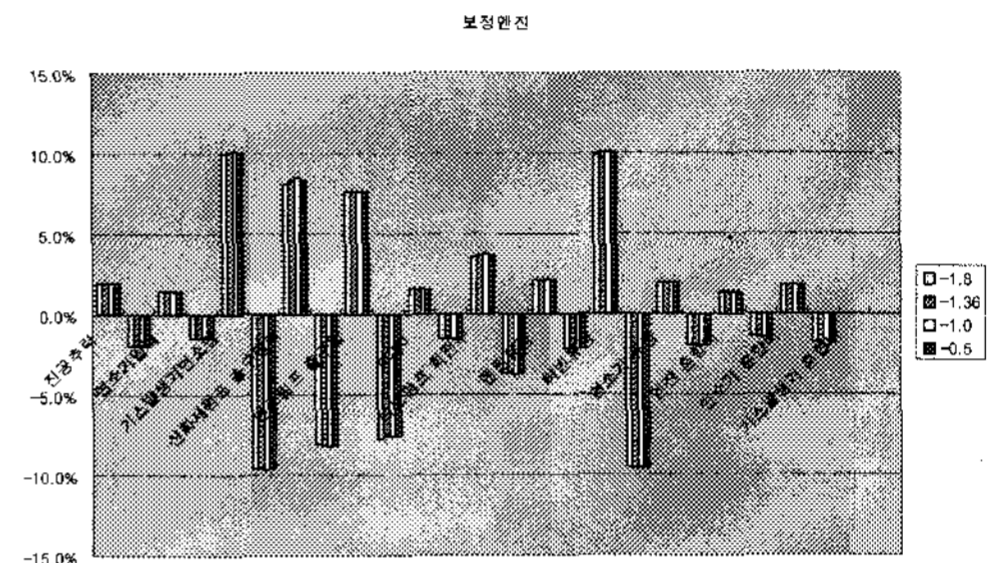


Fig. 2 Engine dispersions after calibration with various fuel pump characteristics

#### 3.2.3 2% 여유 성능에 따른 작동점 변화

Figure 3, 4는 엔진의 성능을 추력  $\pm 2\%$ , 엔진 혼합비  $\pm 2\%$ 의 범위로 변동시키기 위해 배관의 차압을 조절할 경우의 구성품 작동점 변경영역과 펌프특성에 따른 비교이다.

산화제 펌프의 양정곡선기울기 절대값이 작아짐에 따라 연료펌프 출구압 변동폭과 가스발생기 연소압 변동폭 감소하는 경향을 보인다. 이는 산화제펌프 양정곡선의 기울기가 완만한 경우 동일 추력 변동을 위해 낮은 출구압을 요구하는 펌프 작동점(회전수 변동 참고)으로의 변동을 의미 한다.

연료펌프특성의 경우 양정곡선의 기울기가 완만해 지는 경우 연료펌프 출구압 변동폭이 감소하는 경향을 보인다.

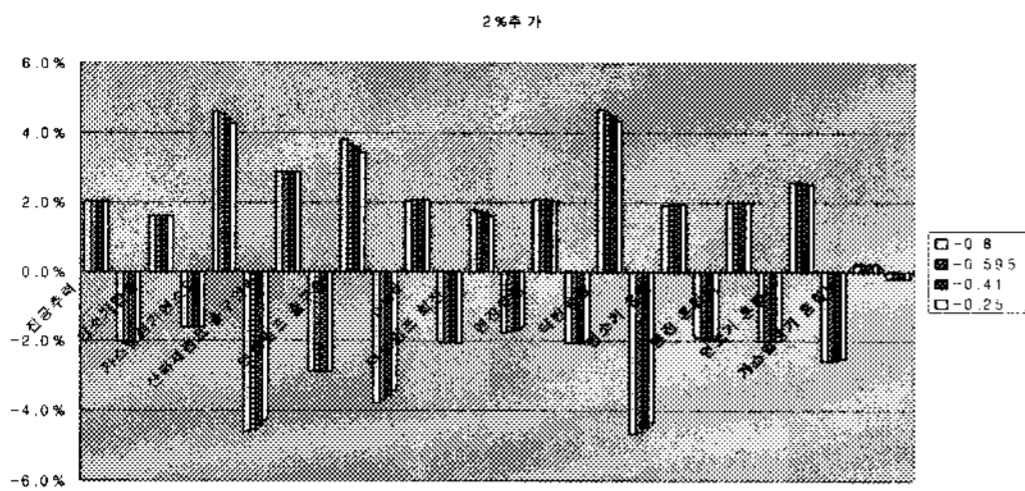


Fig. 3 2% performance tuning with various LOx pump characteristics

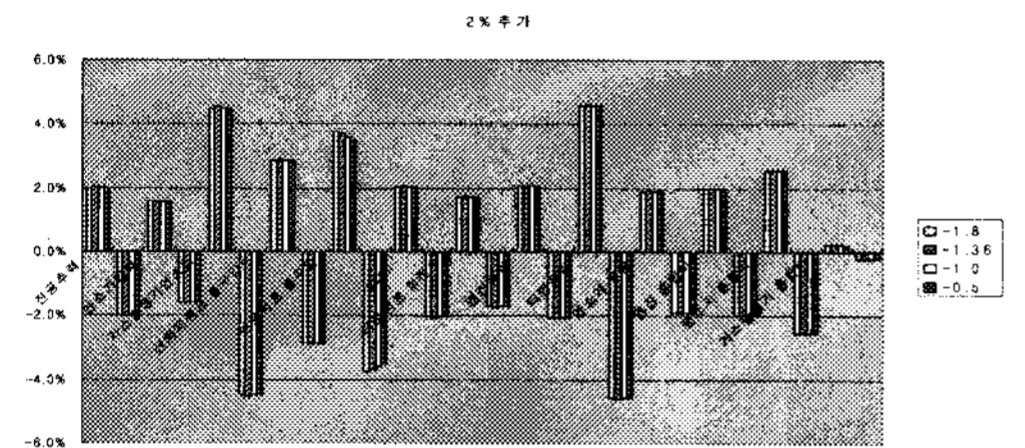


Fig. 4 2% performance tuning with various fuel pump characteristics

### 3.2.4 비행 입구 조건에 따른 작동점 변화

비행시 겪게되는 엔진 입구조건 변화에 따른 엔진의 성능변화와 구성품 작동점 변화는 펌프 특성에 의해 Fig. 5, 6과 같이 달라진다.

산화제펌프 양정곡선 기울기 절대값이 작을수록 출구압, 추력, 혼합비를 포함한 성능변수들의 변동이 큰 특성을 보인다. 작동점(회전수) 변경에 따른 양정변화가 더 크고 가스발생기 출력이 연동되어 모든 작동점의 변동폭은 증가하게 된다.

연료 펌프 특성이 연료펌프 출구압 변동과 혼합비 변동이 증가 되나 연료 유량이 상대적으로 작아 그 영향이 크게 나타나지 않는다.

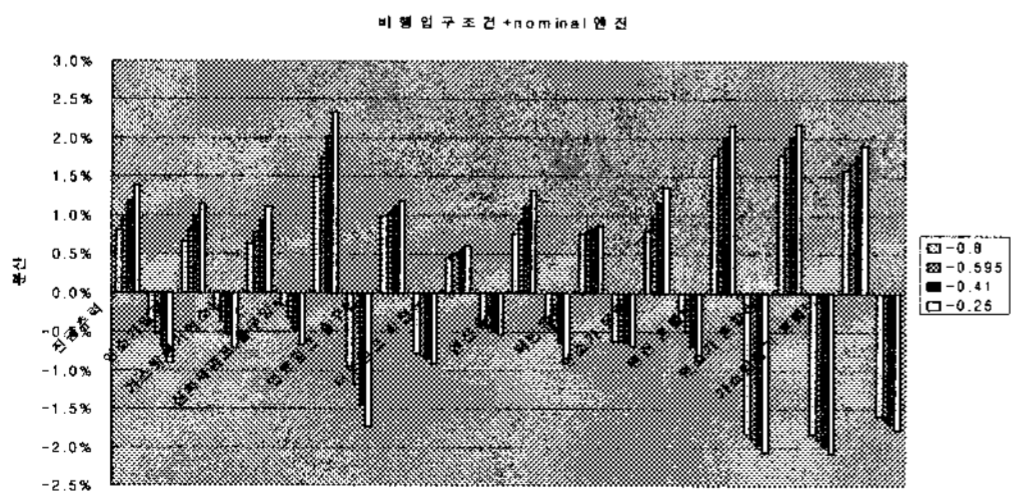


Fig. 5 Engine dispersions by flight inlet conditions with various LOx pump characteristics

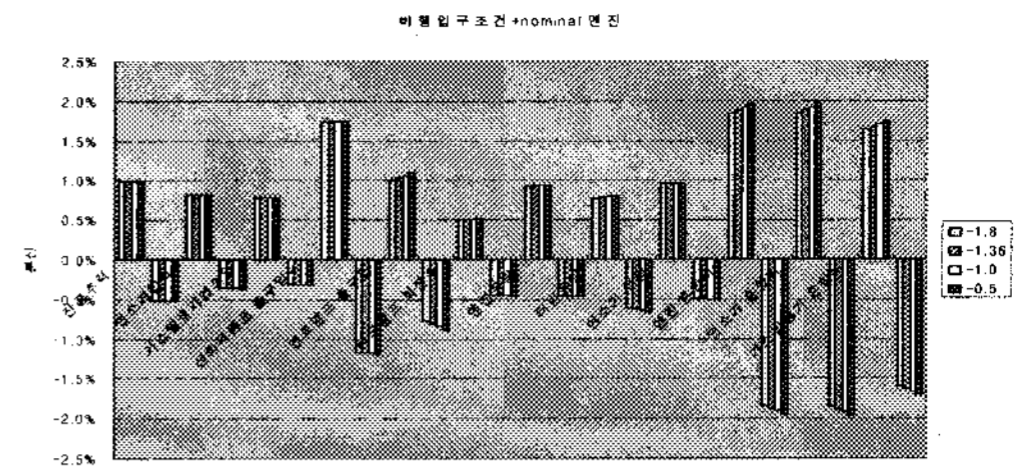


Fig. 6 Engine dispersions by flight inlet conditions with various fuel pump characteristics

### 3.2.5 보정하지 않을 때의 작동점 변화

보정을 하지 않은 엔진시스템에서 각 구성품의 성능오차를 고려했을 때의 엔진 성능 분산과 구성품 작동점의 변동을 Fig. 7, 8에 도시하였다.

산화제펌프 양정곡선 기울기가 완만해 질수록 산화제 펌프 출구압, 추력, 혼합비가 모두 변동폭 증가를 보인다. 양정 곡선의 기울기가 완만한 경우 펌프작동점 변경이 더 크게 일어나고 가스발생기 압력과 연동되어 일어나기 때문에 변동폭이 증가한다.

연료펌프의 양정곡선 기울기가 작아지면 연료 펌프 출구압 변동과 가스발생기 혼합비는 감소하고, 엔진혼합비가 증가하는 경향을 보인다. 연료측 주배관의 차압변화에 따른 변동특성이 주로 기여하고 있으며, 기울기가 작을 경우 양정 변화에 비해 유량변화가 크므로 혼합비의 변화가 더 크게 나타는 것이다.

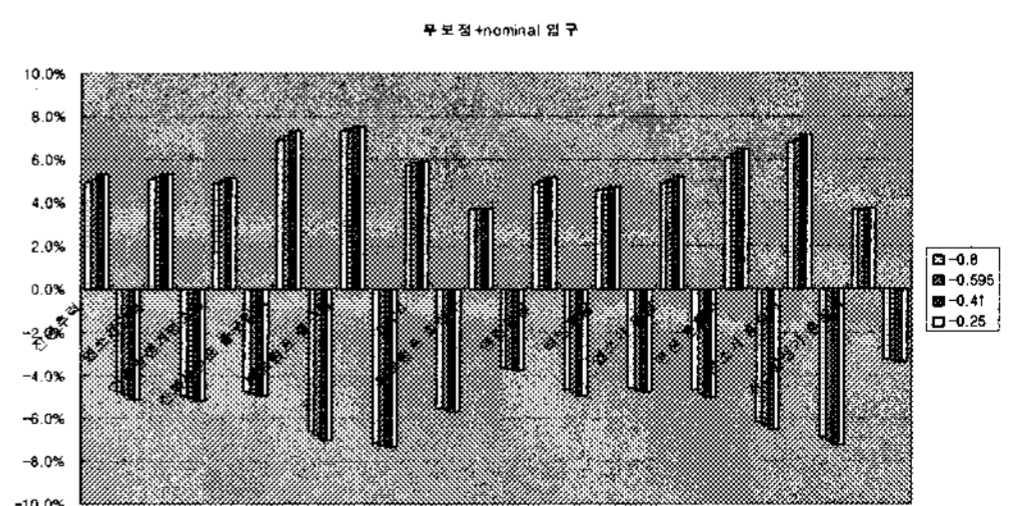


Fig. 7 Engine dispersions by component dispersion with various LOx pump characteristics

## 4. 결 론

엔진시험영역은 산화제 펌프의 특성에 따라 엔진성능과 구성품 작동영역에 영향이 크게 나타난다. 엔진 보정이나 성능 조정시에 나타나는 펌프 특성의 영향은 입구조건 변화나 내부 성능 오차에 따른 성능 변화와는 반대되는 경향을 보이며 인증영역에서는 서로 상쇄되어 펌프특성에 따른 차별성을 보이지 않는다.

위의 펌프특성의 비교 연구는 양정곡선에서의 변화는 있으나 펌프의 효율특성은 변화하지 않는다는 가정하에 분석된 내용이다. 터보펌프의 설계 인자의 독립성을 가정하는 것은 해석모델의 단순화를 위한 것이므로 실제 터보펌프의 설계 특성에 대한 고찰이 추가적으로 필요하다.

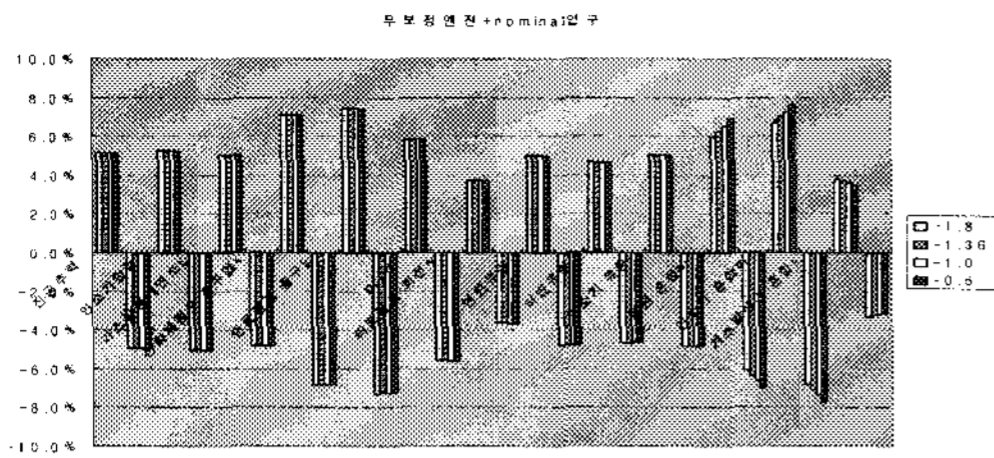


Fig. 8 Engine dispersions by component dispersion with various fuel pump characteristics

### 3.2.6 인증영역에서 비교

앞서 언급했듯이 인증영역은 보정 분산과 비행조건에 의한 변동 및 2%의 여유를 고려하여 정해지는데 Fig. 9, 10에서 보듯이 펌프특성의 영향은 서로 상쇄되어 큰 차별성이 나타나지 않는다.

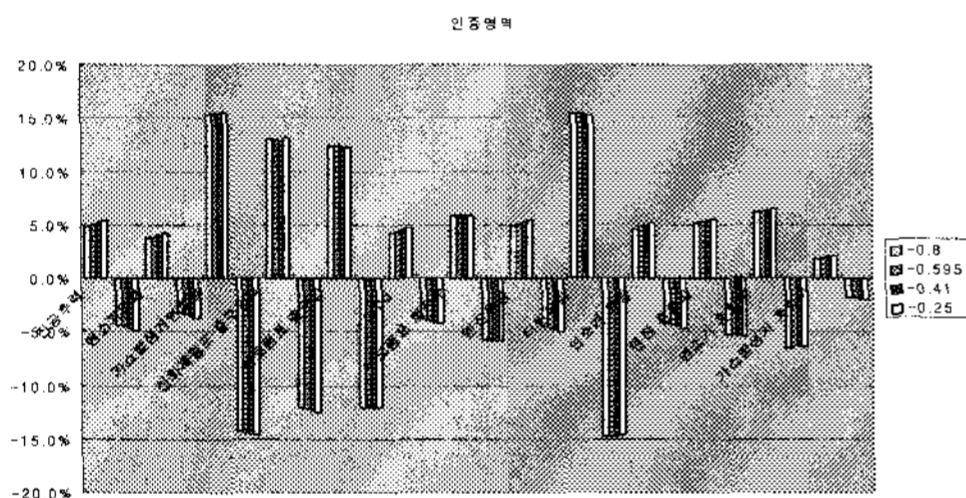


Fig. 9 Qualification test range with various LOx pump characteristics

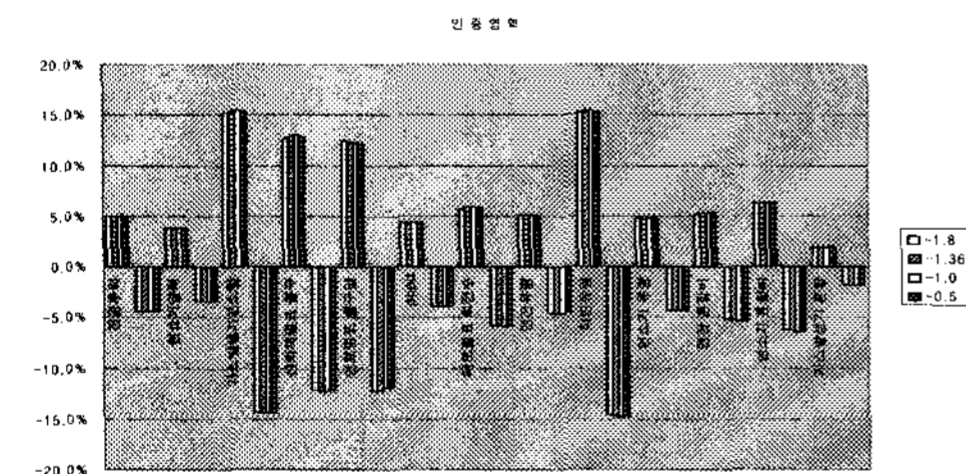


Fig. 10 Qualification test range with various fuel pump characteristics

## 참 고 문 헌

1. 남창호, 박순영, 최환석, 설우석, "액체로켓엔진 개발 사례와 KARI 액체로켓 엔진시스템 성능시험 계획", 제5회 우주발사체 기술 심포지움, 2004
2. "Liquid Rocket Engien Reliability Certification", ARP4900, SAE, 1996
3. 남창호, 김승한, 김철웅, 설우석, "가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 성능분산해석과 엔진 성능보정", 항공우주기술, 제6권 제1호, 2007, pp. 120-127
4. 남창호, 조원국, 설우석, 가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 성능 분산 해석 및 활용, 한국추진공학회 2006년 추계학술대회 논문집, 2006.