

# 가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 성능분산해석과 엔진성능보정

남창호\*, 김승한\*\*, 김철웅\*\*\*, 설우석\*\*\*\*

## A Study on Dispersion Analysis and Calibration of Gas Generator Cycle Liquid Rocket Engine

Chang Ho Nam\*, Seung Han Kim\*\*, Cheul Woong Kim\*\*\*, Woo Seok Seol\*\*\*\*

### Abstract

Performance dispersion in the engine should be considered to predict the flight accuracy of a launch vehicle. A dispersion estimation method was presented with a LOx/Kerosene gas generator cycle engine. The orifices in the propellant supply lines in the engine were assumed to be used for calibration of the performance and the required pressure drops were acquired. The dispersions after calibration were quantified also.

### 초 록

로켓엔진의 성능분산은 발사체의 최종 궤도 진입의 정확성을 위해 비행전 필수적으로 확인해야 할 중요한 변수이다. 엔진 성능 분산의 인자들을 살펴보고 성능 분산을 추정하였다. 내부인자에 의한 성능 분산을 보정하기 위한 배관 요구 차압을 확인하고 보정후에 발생할 수 있는 성능분산을 정량화하였다.

키워드 : 액체로켓엔진(liquid rocket engine), 분산(dispersion),  
가스발생기사이클(gas generator cycle), 보정(calibration),  
오리피스(orifice), 차압(pressure drop)

### 1. 서 론

로켓엔진의 성능분산은 발사체의 임무수행에 있어 매우 중요한 요소이다. 발사체가 의도하는 궤도를 비행하기 위해서는 예측된 범위 내에서 추력, 비추력, 혼합비 성능을 보이는 엔진이 전개되어야 한다. 따라서 부품제작과 조립에서뿐만 아니라 환경적인 요인에 의해 발생할 수 있는 엔

진의 성능분산을 예측하고 관리하는 일은 매우 중요하다. 또한 양산단계 엔진의 성능 편차를 관리하기 위해 오차에 대한 정량적인 평가가 필수적이다.

엔진 구성품이 가지는 오차를 납품단계에서 최소화하는 노력은 당연하지만 실제 적용에 있어서 오차가 없는 구성품을 가정하고 엔진을 제작하는 것은 불가능하므로 생산되는 엔진별로 오차를 보상하는 조치가 필요하다. 이를 통하여 추력

\* 엔진팀/nchang@kari.re.kr

\*\*\* 엔진팀/kimcw@kari.re.kr

\*\* 엔진팀/detokim@kari.re.kr

\*\*\*\* 엔진팀/wsseol@kari.re.kr

과 엔진 혼합비와 같은 기본 성능을 보정하고 엔진 운용에 있어서 중요한 변수를 설계값과 근사하게 조정하게 된다. 또한 케로신(kerosene)을 추진제로 하는 가스발생기 사이클 엔진의 경우 터빈으로 유입되는 가스의 온도가 주요 변수가 되며 이를 엔진 보정단계에서 조정하게 된다.

엔진보정은 펌프 출구로부터 가스발생기나 연소기로의 연료, 산화제 배관의 오리피스스를 교환하는 방식으로 보정한다. 이때 보정을 위해 필요한 오리피스스의 요구차압을 파악해야 이를 엔진 시스템 초기 설계에 반영할 수 있다.

보정은 각 구성품의 성능을 개별 규격으로 맞추는 것 보다는 구성품의 조합으로 발생하는 엔진의 성능을 목표치에 근사하도록 보정하는 개념으로 각 구성품의 작동점은 공칭값과 격차가 발생하더라도 엔진의 성능 획득을 목적으로 한다. 예를 들어 터보펌프의 터빈에서 공칭값에 비해 낮은 효율을 가질 경우 다른 구성품이 모두 공칭의 성능을 보인다면 터보 펌프의 출력은 부족하여 연소기로의 유량과 압력을 유지할 수 없게 되어 엔진의 추력과 혼합비가 공칭값으로부터 벗어나게 된다. 이를 보상하기 위해서는 가스발생기 배관의 오리피스 크기를 크게 하여 터빈으로의 유량을 증가시켜 보정한다.

이와 같은 방식의 보정을 수행하면 터보펌프의 작동점은 공칭값으로부터 벗어나고 회전수도 공칭값과의 격차가 발생한다. 또한 펌프출구의 압력과 유량에 영향을 주어 연소기로의 유량과 혼합비도 달라짐은 물론이다. 이에 따라 주배관의 오리피스도 수정하여 엔진의 추력과 혼합비를 보정하게 된다. 한 구성품의 오차는 시스템 내의 모든 요소의 작동점 변경을 가져오게 되고 이를 개별적인 시험을 통해 일일이 보정할 수 없으며 최종적인 성능만을 확인하여 보정한다.

본문에서는 터보펌프방식의 가스발생기 사이클 액체 로켓 엔진을 대상으로 시스템에서 발생하는 여러 가지 오차요인에 따른 성능 분산을 산출하고 엔진의 보정을 위한 요구차압을 산출하는 방법에 대해 기술한다. 또한 보정 후에 발생하는 오차를 고려하고 납품되는 엔진의 성능분산 정량화 방법에 대해 언급한다.

## 2. 엔진 성능 분산 해석 및 엔진 보정

### 2.1 엔진 시스템

본 연구에서 대상으로 하는 로켓엔진은 터보펌프 방식 가스 발생기 사이클 엔진이다. 연료/산화제는 케로신(kerosene)/액체산소(LOx)를 사용하며 엔진 구성의 개략도는 그림 1과 같다. 비행중 추력의 변화 없이 고정추력으로 작동하는 엔진시스템으로 비행중 성능을 유지하기 위한 별도의 제어 장치는 고려하지 않는 시스템을 가정한다.

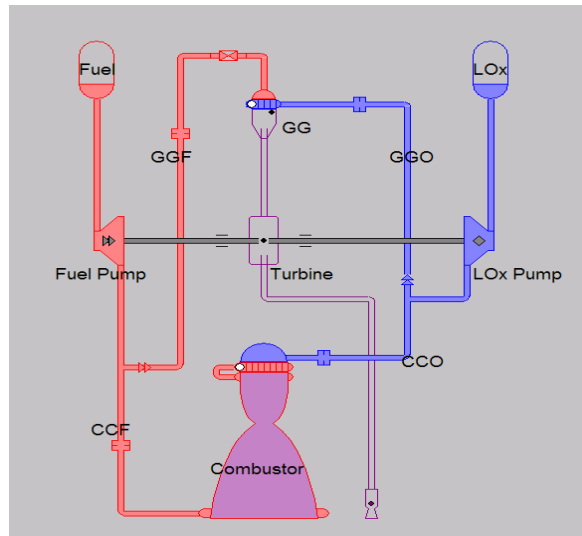


그림 1. 가스발생기 사이클 액체로켓엔진 구성도

### 2.2 분산 오차 인자

엔진시스템의 성능에 영향을 미치는 오차요인을 표 1과 같이 정리하였다. 터보펌프공급 방식의 엔진 시스템이므로 터빈과 펌프의 성능오차의 영향을 고려해야 하며 각 배관에서 발생하는 차압 오차도 시스템의 전체 성능에 영향을 미치게 된다. 이러한 엔진 내부에서의 인자들 뿐 아니라 엔진 입구에서의 추진제의 온도, 압력은 엔진시스템의 외부인자로서 성능 분산의 고려 대상이다. 표 1에서 내부인자는 엔진 요소의 설계에 대한 전형적인 값[1]을 취하였고 외부인자는 환경 조건에 따른 예측 값을 사용하였다.

표 1. 오차인자

	오차항목(공칭값(nominal value))	오차(error)	구분
1	터빈의 효율,(상대 백분율)	±5	내부인자
2	펌프 파워(산화제펌프, 연료펌프), %	±3	
3	펌프 양정(산화제펌프, 연료펌프), %	±2	
4	연소기 산화제라인 차압, %	±5	
5	재생냉각 채널을 포함한 연소기 연료 라인차압, %	±10	
6	가스발생기 산화제라인 차압, %	±5	
7	가스발생기 연료라인 차압, %	±5	
8	연소기 비추력 오차, %	±1.5	
9	산화제 입구 압력(5 kgf/cm <sup>2</sup> ), kgf/cm <sup>2</sup>	+0.32 -0.36	외부인자
10	산화제 입구 온도(95K), K	+2.0 -3.0	
11	연료 입구 압력(3 kgf/cm <sup>2</sup> ), kgf/cm <sup>2</sup>	+0.32 -0.32	
12	연료 입구 온도(288K), K	+10.0 -15.0	

## 2.3 분산 해석 방법

본 연구에서 분산해석에 적용된 오차분석법은 최악 조건 분석법과 RSS분석법이다.

### 2.3.1 최악 조건 분석 (Worst case analysis)

최악 조건 분석은 각 인자들의 오차가 상한값 혹은 하한값에만 분포되어 있다고 가정한다. 각각의 오차요인은 종속적으로 발생한다고 가정하고 편차를 산술적으로 합하여 최대 분산을 취한다. 이를 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\delta_{k+} = \sum_{i=1}^n \max(\delta_{k,i+}, \delta_{k,i-}, 0)$$

$$\delta_{k-} = \sum_{i=1}^n \min(\delta_{k,i+}, \delta_{k,i-}, 0)$$

여기서  $\delta_k$ 를 k번째 성능인자의 분산(dispersion)이고 +(-)는 양(음)의 분산(dispersion)을 표시한다.  $\delta_{k,i}$ 를 i 번째 오차인자에 의한 k번째 성능인자의 분산이라 하고  $\delta_{k,i+}$ ( $\delta_{k,i-}$ )는 양(음)의 오차에 의한 분산을 나타낸다. n은 오차인자의 개수이다.

### 2.3.2 RSS 분석(Root Sum Squared analysis)

RSS 방법은 오차인자가 각각 독립적이고 정규 분포를 따른다고 가정할 때 분산(variance)의 성질을 이용한 통계적인 유도과정을 통하여 성능의 분산(dispersion)을 구하는 방법으로 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\delta_{k+} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \{\max(\delta_{k,i+}, \delta_{k,i-}, 0)\}^2}$$

$$\delta_{k-} = -\sqrt{\sum_{i=1}^n \{\min(\delta_{k,i+}, \delta_{k,i-}, 0)\}^2}$$

내부인자와 외부 인자에 의한 성능 분산(dispersion)은 각각 RSS법을 적용하여 구한다. 단, 외부 인자 중 액체 산소의 온도와 압력 조건은 온도와 압력사이의 상관관계가 매우 강한 액체 산소의 특성상 서로 독립적인 오차 인자라고 볼 수 없다. 따라서 두 인자에 의한 성능의 분산은 양의 오차에 의한 분산과 음의 오차에 의한 분산으로 나누어 각각의 합을 구하여 이를 하나의 오차인자로부터 발생하는 분산으로 간주한다.

최종적인 성능 분산은 내부인자에 의한 분산과 외부 인자에 의한 분산으로부터 최악조건 분석법을 이용해 환산한다.

### 2.3.3 성능영향계수(influence coefficient)

각 오차인자가 성능 분산에 미치는 영향을 평가하기 위한 성능영향계수를 다음과 같이 정의할 수 있다. [2]

성능영향계수(influence coefficient) $_{k,i}$  = 성능분산 / 오차

$$= \frac{\delta_k}{(error)_i}$$

## 2.4 엔진 성능 모델

분산 해석에 적용되는 엔진의 성능 모델은 시스템의 여러 인자를 모두 포함하고 시스템 구성품 간의 인과관계를 충실히 모사할 수 있어야 한다. 터보펌프의 회전수와 유량에 따른 특성을 포함한 엔진의 성능을 모사하는 코드를 이용하여

고려대상이 되는 오차인자의 오차에 따른 성능값을 각각 구하고 앞서 언급한 방법으로 각각의 성능 분산값을 통계적합을 합산하여 최종 엔진 성능의 값을 추정하게 된다.

### 2.5 분석 결과

대상 엔진의 성능분산 해석결과는 표2와 같다. 외부인자와 내부인자에 의한 분산을 보수적으로 합산하였을 때(최악조건분석)의 결과가 진공 추력 +9.1%, -8.7%의 분산을 보이고 있으며 이중 내부인자에 의한 추력의 분산은 +7.5%, -7.7%에 해당한다. 내부인자에 의한 분산은 엔진 구성품의 성능 오차로부터 발생하는 것이므로 엔진의 수락과 정에서 엔진시스템 시험을 통해 보정되어야 할 수치이며 가스발생기나 연소기로의 배관 차압을 조정하여 목표성능을 달성한다. 엔진혼합비는 +9.7%, -9.6%를 진공비추력은 +1.0%, -1.7%, 가스발생기 온도는 +18.15, -18.05K의 분산을 보이고 있으며 이들 역시 내부인자에 의한 분산 부분은 엔진 보정에서 목표 성능으로 조정하게 된다.

각 오차요인이 성능 분산에 미치는 영향을 확인하기 위하여 요인별 진공 추력 분산을 그림 2에 도시하였다. 터빈의 효율 오차가 추력성능에 미치는 영향이 가장 크고 펌프의 효율, 엔진입구 추진제 조건의 오차가 성능에 크게 영향을 미치는 것을 확인할 수 있다. 특히 산화제의 온도와 압력에 의한 엔진 성능의 영향이 크게 나타나는 것을 알 수 있다.

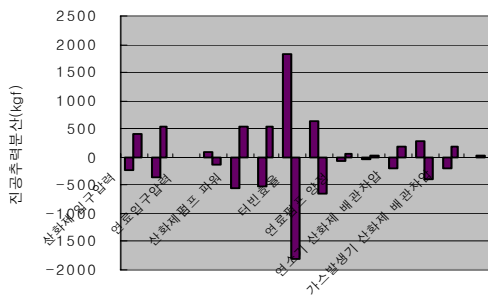


그림 2. 오차인자에 따른 진공추력 분산 분포

표 2. 엔진의 성능분산

엔진성능인자 (공칭값(nominal value))		외부인자	내부인자	총합	공칭 대비
진공추력 (-)	kgf	416.6 -284.7	2135 -2173	2551.6 -2457.7	9.1% -8.7%
연소기 압력 (53.5)	kgf/cm <sup>2</sup>	0.5975 -0.3668	3.892 -3.883	4.4895 -4.2498	8.4% -7.9%
가스발생기 압력(48.7)	kgf/cm <sup>2</sup>	0.5782 -0.3445	3.49 -3.506	4.0682 -3.8505	8.4% -7.9%
산화제펌프 출구압(85)	kgf/cm <sup>2</sup>	1.345 -0.8994	8.959 -8.728	10.304 -9.6274	12.1% -11.3%
연료펌프 출구압(120)	kgf/cm <sup>2</sup>	0.8561 -0.5757	12.96 -12.67	13.816 -13.246	11.5% -11.1%
터보펌프 회전수(17000)	rpm	72.52 -70.11	911.2 -918	983.72 -988.11	5.8% -5.8%
엔진총유량 (86.63)	kg/s	1.082 -0.6372	6.243 -6.186	7.325 -6.8232	8.5% -7.9%
엔진혼합비 (2.242)	-	0.04875 -0.04351	0.168 -0.1716	0.2165 -0.2151	9.7% -9.6%
진공비추력 (324.9)	sec	0.835 -1.085	2.466 -4.348	3.301 -5.433	1.0% -1.7%
가스발생기 온도 (1141)	K	12.68 -11.32	18.15 -18.05	30.83 -29.37	2.7% -2.6%

### 2.6 성능영향계수(influence factor)

표 3은 엔진의 각 배관차압에 성능영향 계수를 나타낸 것이다. CCO는 연소기 산화제 배관, CCF는 연소기 연료배관, GGO는 가스발생기 산화제 배관, GGF는 가스발생기 연료배

표 3. 배관차압의 성능영향계수

	CCO	CCF	GGO	GGF
연소압, (kgf/cm <sup>2</sup> )/(kgf/cm <sup>2</sup> )	-0.1295	0.0117	-0.4851	-0.0389
엔진혼합비, 1/(kgf/cm <sup>2</sup> )	-0.0252	0.0163	-0.0031	0.0009
가스발생기 온도, K/(kgf/cm <sup>2</sup> )	1.3836	-0.3812	-8.3333	4.5819

관의 공칭유량(nominal flow rate)에서의 차압이다. 예를 들어 연소압의 CCO에 대한 성능영향 계수 -0.1295는 연소기 산화제 배관의 공칭유량에서의 차압이 1kgf/cm<sup>2</sup>의 증가할 때 연소압이 0.1295 kgf/cm<sup>2</sup> 감소한다는 것을 의미한다.

성능영향계수를 이용하여 필요한 차압값을 예측하는 것이 가능하다.

## 2.7 엔진 성능 보정

엔진의 수락 시험에서 각배관의 차압을 보정 변수로 하여 연소압, 엔진 혼합비, 가스발생기 온도를 보정할 때의 경우를 가정한다.

이론적으로는 각 부분의 차압이 엔진의 모든 성능에 영향을 주지만 가장 영향이 큰 부분의 차압을 조정하는 것이 합리적이다. 따라서 추력과 가스발생기의 온도는 가스발생기의 산화제, 연료 배관의 차압을 통해 주로 조정할 수 있고 엔진 혼합비는 연소기 배관의 산화제 혹은 연료측의 차압으로 조정할 수 있다.

예를 들어 연소기 산화제 배관과 가스발생기의 연료, 산화제 배관의 오리피스를 이용하는 보정시 요구차압은 다음과 같은 연립방정식의 해가 된다.

$$f_{P,CCO} \times CCO + f_{P,GGO} \times GGO + f_{P,GGF} \times GGF = \Delta(\text{연소기 압력})$$

$$f_{MR,CCO} \times CCO + f_{MR,GGO} \times GGO + f_{MR,GGF} \times GGF = \Delta(\text{엔진 혼합비})$$

$$f_{T,CCO} \times CCO + f_{T,GGO} \times GGO + f_{T,GGF} \times GGF = \Delta(\text{가스발생기 온도})$$

여기서  $f_{P,xxx}$  : xxx배관 연소기 압력 성능영향계수,  $f_{MR,xxx}$  : xxx배관 엔진혼합비 성능영향계수,  $f_{T,xxx}$  : xxx배관 가스발생기 온도 성능영향계수이다.

엔진 성능의 보정량은 표2의 내부인자에 의한 분산량 (연소기 압력 :  $\pm 3.892 \text{kgf/cm}^2$ , 엔진 혼합비 :  $\pm 0.1716$ , 가스발생기 온도:  $\pm 18.15 \text{K}$ )을 보정하기 위한 값으로 할 경우 각 배관에서의 요구차압은 표 4와 같다.

표 4에서 A는 엔진 혼합비 보정을 위해 연소기 연료 배관에만 보정 오리피스를 적용하는 것이고 B는 연소기 산화제 배관에만 보정 오리피스를 적용하는 경우이다. 동일한 혼합비를 조정을 하는 데 필요한 요구차압이 연소기 산화제측으로 할 때 더 적게 나타나고 이는 터보펌프의 작동특성과 토출압의 영향으로 나타나는 특징이다. 보정요구차압에 따라 엔진 시스템 설계에서 펌프의 토출압이 달라질 수 있으므로 터보펌프의 개발의 난이도를 고려하면 최적화된 요구차압을 결정하는 것이 필요하다.

따라서 연소기 배관의 보정요구차압을 주위 깊게 보아야 하고 적절한 배분을 위해 D, E, F의 경우와 같이 산화제 배관에 각각 4, 5, 6  $\text{kgf/cm}^2$  로 임의 배정한 후 다른 부분의 차압을 결정하였다. B의 경우 CCO의 차압은 A의 연소기 CCF에 비해 작은 차압을 요구하나 GGO나 GGF에서의 요구차압이 증가한다. 결국 가스발생기로의 유량의 변화가 더 커야한다는 것을 의미한다. 케로신 엔진의 특성상 산화제의 유량이 크고 이를 동일한 혼합비 변화에 따른 펌프의 파워 변화는 연료측에 비해 과도하기 때문이다. C의 경우 GGO와 GGF는 연소압과 가스발생기의 온도를 조정하기 위한 차압을 선정하고 CCO와 CCF는 연소압은 변화를 주지 않고 혼합비만 보정하는 조건으로 요구차압을 구한 것이다.

표 4. 엔진보정을 위한 요구 차압

	A	B	C	D	E	F
CCO(kgf/cm <sup>2</sup> )	-	7.4	1.2	4.0	5.0	6.0
CCF(kgf/cm <sup>2</sup> )	11.4	-	13.3	5.2	3.7	2.2
GGO(kgf/cm <sup>2</sup> )	7.5	8.9	7.3	7.4	7.3	7.3
GGF(kgf/cm <sup>2</sup> )	17.4	21.1	16.2	16.7	16.6	16.4

## 3. 보정후 분산 오차 인자

엔진 성능 보정 후에도 분산은 존재한다. 보정을 위한 장치의 오차가 존재하고 보정의 기준 신호 측정시 오차가 존재하기 때문이다. 뿐만 아니라 추력의 경우 추력을 직접적인 측정 및 보정의 기준으로 하기에는 추력의 측정 오차가 크므로 연소기의 압력을 기준으로 한다. 이 때문에 발생하는 추력에서의 오차를 감안해야 한다.

다음은 보정후 고려해야하는 오차 항목과 그 값이다.

- 연소압 측정오차  $\pm 1 \text{ kgf/cm}^2$
- 오리피스 차압 오차  $\pm 0.2 \sim \pm 0.6 \text{ kgf/cm}^2$
- 엔진혼합비 측정오차  $\pm 1.4\%$
- 시험시 엔진입구조건을 nominal 조건으로 환산할 때 발생하는 오차 온도  $\pm 1 \text{K}$ , 압력  $\pm 0.1 \text{ kgf/cm}^2$

- 보정 연소압, 보정 혼합비에도 존재하는 추력, 비추력 분산

엔진 보정후 분산을 각각 표 5~표 7과 같이 구할 수 있다.

### 3.1 보정후 혼합비 분산(표5)

지상 시험에서의 입구 조건은 엔진의 공칭 조건과 정확하게 일치하지 않는다. 보정을 위한 지상 시험에서의 측정하는 모든 값은 공칭 입구 조건을 기준으로 해야 하므로 그 값을 환산하여 보정한다. 이때 보정을 완벽하게 하더라도 입구조건 측정으로부터 발생하는 오차로 인해 최종 성능의 불확실성이 발생하게 되므로 이를 분산에 고려한다. 또한 엔진의 혼합비는 유량측정으로부터 계산하는 값이므로 유량측정의 오차를 고려해야하며 산화제측과 연료측의 유량측정의 오차를 각각 1%라고 할 때 혼합비의 측정오차는 1.4%로 추정할 수 있다. 입구조건 환산 오차와 혼합비의 유량오차는 보정 이전에 혼합비를 측정하면서 발생하는 오차이고 이를 보정할 때 발생하는 오차를 추가로 고려해야 한다. 혼합비를 보정하기 위해 펌프로부터 연소기 배관에 적용하는 보정용 오리피스와 가스발생기 배관에 적용하는 오리피스의 차압 오차가 존재 하므로 이로 인해 최종 보정과정에서 오차가 발생하게 된다.

### 3.2 보정후 추력 분산(표6)

엔진의 추력 보정은 연소기의 압력을 기준으로 한다. 엔진 지상 시험시 추력을 측정하는 로드셀(load cell)을 사용하나 실제로 추력의 불확실성이 크고 시험 설비에 따라 달라질 수 있으므로 추력의 추정과 보정은 연소기 압력을 기준으로 하는 것이 일반적이다. 연소기의 압력을 공칭 값이 되도록 보정하더라도 엔진의 혼합비가 달라지거나 가스발생기로의 유량이 공칭값과 일치하지 않기 때문에 엔진의 추력은 공칭값에서 벗어나게 되므로 분산이 존재하게 된다.

보정을 위한 목표 추력은 현재의 엔진이 가지는 혼합비와 연소압을 기준으로 하게 되는데 동

일 연소압 보정이라도 엔진의 혼합비가 공칭값으로부터 벗어나게 되면 추력의 오차가 발생하게 되므로 이를 고려한다.

추력보정과정에서는 사용하는 오리피스의 차압오차가 존재하고 연소압 측정에서의 센서오차, 보정을 위한 압력 환산시 발생할 수 있는 입구조건 측정오차가 반영되어 환산할 수 있다.

표 5. 보정후 혼합비 분산

			influence factor			
입구조건 측정오차에 따른 혼합비 환산오차	연료 온도	1 -1	0.00263	0.00263 -0.00263		
	연료 압력	0.1 -0.1	-0.0159	-0.00159 0.00159		
	산화제 온도	1 -1	-0.0148	-0.01480 0.01480		
	산화제 압력	0.1 -0.1	0.02648	0.00265 -0.00265		
					-0.01535 0.01535	-0.68% 0.68%
혼합비(유량) 측정오차					1.40% -1.40%	(B)
Tuning 이전에 혼합비 오차 rms (A, B) 보정 혼합비 결정에 영향 > 추력분산					-1.56% 1.56%	
보정용 오리피스 오차	CCO	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	-0.0252	-0.01010 0.01010		
	CCF	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	0.0165	0.00659 -0.00659		
	GGO	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	-0.0056	-0.00222 0.00222		
	GGF	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	0.0036	0.00144 -0.00144		
					-0.01235 0.01235	-0.55% 0.55%
혼합비 분산, rms(A, B, C)					1.65% -1.65%	



표 6. 보정후 추력 분산

			influence factor	추력 분산		
보정 연소압, 혼합비에서 존재하는 추력분산				320 -323	(A)	
혼합비 측정오차에 따른 보정 추력오차		1.56% -1.56%	4609	161 -161	(B)	
보정 오리피스 오차	CCO	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	-128	-51 51		
	CCF	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	47	19 -19		
	GGO	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	-196	-79 79		
	GGF	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	-91	-37 37		
				-102 102	(C)	
연소압 측정 오차	압력센서 오차	1 kgf/cm <sup>2</sup> -1 kgf/cm <sup>2</sup>				
	엔진 입구 조건에 따른 연소압 측정 오차	연료 온도	1 K -1 K	0.00635 -0.0064		
		연료 압력	0.1 kgf/cm <sup>2</sup> -0.1 kgf/cm <sup>2</sup>	0.05513	0.0055 -0.0055	
	산화제 압력	산화제 온도	1 K -1 K	-0.3038	-0.3038 0.3038	
		산화제 압력	0.1 kgf/cm <sup>2</sup> -0.1 kgf/cm <sup>2</sup>	0.7056	0.0706 -0.0706	
			1.05 kgf/cm <sup>2</sup> -1.05 kgf/cm <sup>2</sup>	422.6	443 -443	(D)
추력분산, rms (A, B, C, D)				579 kgf -580 kgf	2.07% -2.07%	

### 3.3 보정후 비추력 분산(표7)

엔진의 연소압과 엔진 혼합비를 보정을 통해 완벽한 보정을 하더라도 가스발생기로의 유량이 공칭값에서 벗어나거나 연소기 혼합비, 가스발생기의 혼합비가 달라지면서 엔진의 전체 비추력이 공칭값에서 벗어나므로 이를 고려하여 비추력 분산을 추정한다.

또한 앞서 언급한 바와 같이 보정을 하면서 발생하는 연소압과 혼합비의 분산이 존재하고 보정을 위한 오리피스가 가지는 오차로 인해 분산이 발생하게 된다.

표 7. 보정후 비추력 분산

			influence factor		
보정 연소압, 혼합비에서 존재하는 비추력분산				-0.3303 0.2734	(A)
혼합비 오차		-0.037 0.037	19.5	-0.7226 0.7226	(B)
연소압 오차		1.05 kgf/cm <sup>2</sup> -1.05 kgf/cm <sup>2</sup>	3.95E-02	0.0414 -0.0414	(C)
오리피스 적용	CCO	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	-0.523934	-0.2096 0.2096	
	CCF	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	-0.244717	-0.0979 0.0979	
	GGO	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	-1.109722	-0.4439 0.4439	
	GGF	0.4 kgf/cm <sup>2</sup> -0.4 kgf/cm <sup>2</sup>	-1.109722	-0.4439 0.4439	(D)
비추력분산, rms (A, B, C, D)				-1.03949 1.02283	-0.32% 0.32%

### 3.4 해외 엔진의 분산관리

다른 엔진들의 사례를 보면 미국의 아폴로 계획에 사용되었던 1단용 엔진 F-1[2]의 수락 요구 조건은 추진제의 입구조건이 공칭입구조건일 때 추력 ±1.5%, 혼합비 ±2%의 엔진 성능분산을 허용하고 아리안 5의 1단용 엔진인 Vulcain[3]의 경우 추력 ±4.6%, 혼합비 ±3.9%의 범위를 허용한다. F-1과 Vulcain의 경우 비행중의 엔진 성능 제어가 없는 엔진시스템이다. 러시아의 달 탐사 계획에 이용하려던 엔진이고 미국에서 도입하여 인증시험을 마친 NK-33[4]의 경우 기대 성능분산 추력 ±1%, 혼합비 ±1.5%, 비추력 ±1%이다. NK-33의 경우 비행중의 추력과 혼합비의 제어가 가능한 시스템이다. Titan에 적용된 1단용 엔진의 경우[5] 저장성 추진제를 사용한 엔진으로 허용 추력 오차는 ±3.27%, 비추력 ±2.3초, 혼합비

표 8. 엔진 보정 후 분산 비교

	보정전 분산	보정후 분산
엔진진공추력	+7.6% -7.7%	+2.1% -2.1%
엔진혼합비	+7.5% -7.7%	+1.7% -1.7%
엔진비추력	+0.8% -1.3%	+0.3% +0.3%

±2.17%이다. 2단 엔진의 경우 추력 ±3.08%, 비추력 ±3.5초, 혼합비 ±2.66%의 오차허용 범위를 가진다. 본 해석의 결과로 얻은 추력 ±2.07%, 비추력 ±0.32%, 혼합비 ±1.65%의 분산은 다른 엔진에 비해 큰 격차를 보이지 않는 것으로 볼 수 있다. 하지만 이는 실제 양산에서의 구성품 생산관리 수준에 따라 변동될 수 있는 값이므로 개발과정의 적절한 단계에서 수정 보완해야 하는 수칙이다.

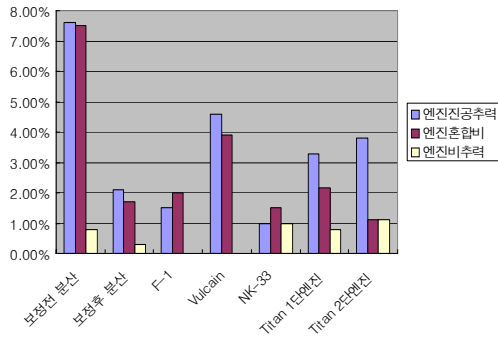


그림 3. 해외 엔진 분산 비교

#### 4. 결 론

가스발생기 액체로켓엔진의 성능 분산 해석 방법을 기술하고 엔진 배관의 차압과 성능영향 계수를 이용한 성능 보정 방법을 제시하였으며 엔진 보정 후 분산 예측을 위해 고려해야 하는 인자들과 정량화 방법을 살펴보았다.

성능 분산 해석에서는 오랜 경험과 시험을 근간으로 하는 신뢰성 있는 입력값(오차값)이 중요하며 보정을 위한 성능 영향 계수는 반복시험을 통해 그 정확성을 향상 시키는 과정이 요구된다. 보정 후 분산은 비행 설계의 기본 정보로서 발사체의 임무 달성에 중요한 의미를 가진다.

#### 참 고 문 헌

1. Yuzhnoye design office, Engineering Note Main Liquid Engine for LV second stage, 2004, pp.85-86.
2. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", AIAA, 1992.
3. Technical Manual Engine Data F-1 Rocket Engine, NASA-CR-143972, 1967.
4. S. Eury, J. Gastal, H. Laporte Weywada, Development Status of the Vulcain Engine, IAF 42nd Congress Montreal, 1991.
5. J. Hulka, J.S. Forde, R.E. Werling, V.S. Anisimov, V.A. Kozlov, I.P. Kositsin, Modification and Verification Testing of a Russian NK-33 Rocket Engine For Reusable and Restartable Applications, AIAA 98-3361.
6. Titan/Centaur D-ITTC-4 Viking A Flight Data Report, NASA-TM-X-73475, 1976.