

가스발생기 사이클 액체 로켓 엔진의 성능 분산 해석 및 활용

남창호* · 조원국* · 설우석*

Performance Dispersion Analysis and Applications of Gas Generator Cycle Liquid Rocket Engine

Chang Ho Nam* · Won Kook Cho* · Woo Seok Seol*

ABSTRACT

It is definitely required to control dispersion of the rocket engine performance in order to accomplish the mission of a launch vehicle successfully. A performance dispersion analysis was conducted for a gas generator cycle liquid rocket engine and the required pressure drops were estimated for engine tuning. As a result, the vacuum thrust dispersion of the engine was from +9.1% to -8.7% and the mixture ratio deviated from +9.7% to -9.6% from the nominal value due to the errors of components and the engine inlet condition of propellants. The required pressure drop in the LOx line to the combustor is higher than in the fuel line for same mixture ratio change.

초 록

우주 발사체의 성공적인 비행을 위해서는 로켓 엔진의 성능 분산 관리가 필수적이다. 양산되는 엔진의 성능편차를 정량적으로 예측하기 위한 해석을 수행하고 성능영향계수를 이용하여 보정에 필요한 차압을 산출하였다. 별도의 추력제어 시스템을 갖추지 않은 엔진의 진공 추력 분산은 +9.1%, -8.7%로 나타났으며 엔진 혼합비 오차는 +9.7%, -9.6%에 달했다. 보정에 필요한 요구차압은 동일한 혼합비 보정에 대해 연소기 배관 산화제 측에서 더 작게 나타났으나 가스발생기 배관의 요구차압은 더 크게 요구된다.

Key Words: Liquid propellant Rocket Engine(액체로켓엔진), Gas Generator Cycle(가스발생기사이클), Dispersion Analysis(분산 해석), Thrust Dispersion(추력분산)

1. 서 론

로켓엔진의 성능분산은 발사체의 임무수행에 있어 매우 중요한 요소이다. 발사체가 의도하는 궤도 진입의 관건은 예측된 범위 내에서 추력, 비추력, 혼합비 성능을 보이는 엔진이 전제되어

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

야 한다. 따라서 부품제작과 조립에서뿐만 아니라 환경적인 요인에 의해 발생할 수 있는 엔진의 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 실제적용에 있어서 오차가 없는 구성품을 가정하고 엔진을 제작하는 것은 불가능하므로 생산되는 엔진별로 오차를 보상하는 조치가 필요하다. 이를 통하여 추력과 엔진혼합비와 같은 기본 성능을 보정하고 엔진 운용에 있어서 중요한 변수를 엔진의 설계값과 근사하게 조정하게 된다. 케로신(kerosene)을 추진제로 하는 가스발생기 사이클 엔진의 경우 터빈으로 유입되는 가스의 온도가 주요 변수가 되며 이를 엔진 보정단계에서 조정하게 된다.

엔진보정은 펌프출구로부터 가스발생기나 연소기로의 연료, 산화제 배관의 오리피스를 교환하는 방식으로 보정한다. 이때 보정을 위해 필요한 오리피스의 요구차압을 파악해야 이를 엔진 시스템 초기 설계에 반영할 수 있다. 요구되는 차압이 엔진의 공칭조건에서의 차압에 비해 클 경우 보정이 불가능하기 때문이다.

본문에서는 터보펌프방식의 가스발생기 사이클 액체 로켓 엔진을 대상으로 시스템에서 발생하는 여러 가지 오차요인에 따른 성능 분산을

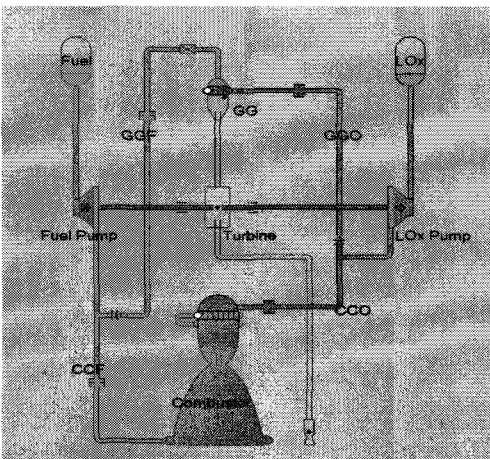


Figure 1. Gas generator cycle LRE system

산출하고 엔진의 보정을 위한 요구차압을 산출하는 방법에 대해 기술한다.

2. 본 론

2.1 엔진 시스템

본 연구에서 대상으로 하는 로켓엔진은 터보펌프방식 가스 발생기 사이클 엔진이다. 연료/산화제는 케로신(kerosene)/액체산소(LOx)를 사용하며 엔진 구성의 개략도는 Fig. 1과 같다. 비행중 추력의 변화없이 고정추력으로 작동하는 엔진시스템으로 비행중 성능을 유지하기 위한 별도의 제어장치는 고려하지 않는 시스템을 가정한다.

Table 1. Error parameters

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

2.2 분산 오차인자

엔진시스템의 성능에 영향을 미치는 오차요인을 Table 1과 같이 정리하였다. 터보펌프공급 방식의 엔진 시스템이므로 터빈과 펌프의 성능오차의 영향을 고려해야 하며 각 배관에서 발생하

는 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. Table 1에서 내부인자는 엔진 요소의 설계에 대한 전형적인 값을 취하였고 외부인자는 환경조건에 따른 예측 값을 사용하였다.

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 δ_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 갯수이다.

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.

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

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

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 액체산소의 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)[1]

각 오차인자가 성능 분산에 미치는 영향을 평가하기 위한 계수로서 영향계수를 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\text{영향계수(influence coefficient)}_{k,i} = \text{성능분산} / \text{오차}$$

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

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 통계적으로 합산하여 최종 엔진 성능의 값을 추정하게 된다.

2.5 분석 결과

대상 엔진의 성능분산 해석결과는 Table 2와 같다. 외부인자와 내부인자에 의한 분산을 보수적으로 합산하였을 때의 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 수락

과정에서 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 엔진보정에서 목표 성능으로 조정하게 된다.

각 오차요인이 성능 분산에 미치는 영향을 확인하기 위하여 요인별 진공 추력 분산을 Fig. 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.

Table 2. Performance dispersion of the engine

엔진성능인자 (공칭값(nominal value))		외부인자	내부인자	총합	
진공추력 (-)	kgf	416.6 -284.7	2135 -2173	2551.6 -2457.7	9.1% -8.7%
연소기 압력 (53.5)	kgf/cm ²	0.5975 -0.3668	3.892 -3.883	4.4895 -4.2498	8.4% -7.9%
가스발생기 압력(48.7)	kgf/cm ²	0.5782 -0.3445	3.49 -3.506	4.0682 -3.8505	8.4% -7.9%
산화제펌프 출구압(85)	kgf/cm ²	1.345 -0.8994	8.959 -8.728	10.304 -9.6274	12.1% -11.3%
연료펌프출구압(120)	kgf/cm ²	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%

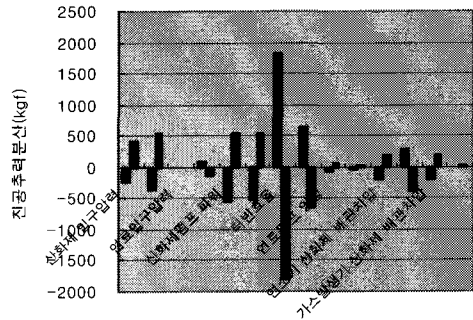


Figure 2. Thrust dispersion by error parameter분포

Table 3. The influence coefficients of pressure drops in line

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

2.6 성능영향계수(influence factor)

엔진의 Table 3은 각 배관차압에 대한 성능영향 계수를 나타낸 것이다. CCO는 연소기 산화제 배관, CCF는 연소기 연료배관, GGO는 가스발생기 산화제 배관, GGF는 가스발생기 연료배관의 공칭유량(nominal flow rate)에서의 차압이다. 예를 들어 연소압의 CCO에 대한 성능영향계수 -0.1295는 연소기 산화제 배관의 공칭유량에서의 차압이 1kgf/cm²의 증가할 때 연소압이 0.1295 kgf/cm² 감소한다는 것을 의미한다.

성능영향계수를 이용하여 보정에 필요한 차압값을 예측하는 것이 가능하다. 실제 엔진의 수락 시험에서의 조정변수로서 각배관의 차압으로 하여 연소압, 엔진 혼합비, 가스발생기 온도를 보정할 때의 경우를 가정한다. 엔진 성능의 보정량은 Table 2의 내부인자에 의한 분산량(연소기 압력 : 3.892kgf/cm², 엔진 혼합비 : 0.1716, 가스발생기 온도: 18.15K)을 보정하기 위한 값으로 할 경우 각 배관에서의 요구 차압은 Table 4와 같다.

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

Table 4에서 A는 연소기 연료배관에만 보정 오리피스를 적용하는 것이고 B는 연소기 산화제 배관에만 보정 오리피스를 적용하는 경우이다.

동일한 혼합비를 조정을 하는 데 필요한 요구 차압이 연소기 산화제측으로 할 때 더 적게 나타나고 이는 터보펌프의 작동특성과 토출압의 영향으로 나타나는 특징으로 볼 수 있으며 이에 대한 추가적인 분석이 필요하다. 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 kgf/cm²로 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.

Table 4. Required pressure drops for the engine turning

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

3. 결 론

가스발생기 사이클 엔진의 성능분산해석을 수행하고 성능영향계수를 이용해 보정에 필요한 차압을 산출하였다.

엔진의 성능분산결과는 엔진구성품의 성능요구조건도출, 엔진의 시험영역산출, 엔진 보정에 필요한 요구차압 산출, 제어 밸브의 작동조건 선정등에 활용될 수 있으며 이에 관한 추가적인 연구가 진행될 예정이다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", AIAA, 1992