

가스발생기 사이클 액체 로켓 엔진의 성능 분산 해석

남창호* · 최환석**

Performance Dispersion Analysis of Gas Generator Cycle Liquid Rocket Engine

Chang Ho Nam* · Hwan Seok Choi*

ABSTRACT

It is definitely required to control dispersion of the rocket engine performance in order to accomplish the mission of launch vehicle successfully. We performed the dispersion analysis of gas generator cycle LRE (liquid rocket engine) accompanied with ANASYN. As a result, the vacuum thrust dispersion of the engine was +5.34%, -5.27% and the mixture ratio deviated +9.07%, -9.82% from the nominal value due to the errors of components and engine inlet condition of propellants. By applying the gas generator regulator only, the dispersion of the engine performance increases. Error in turbine efficiency is the most influential factor to the dispersion of engine performance.

초 록

우주 발사체의 성공적인 비행을 위해서는 로켓 엔진의 성능 분산 관리가 필수적이다. ANASYN을 이용해 가스발생기 사이클 액체 로켓 엔진의 성능 오차 분석을 수행하였다. 별도의 추력제어 시스템을 갖추지 않은 엔진의 진공 추력 분산은 +5.34%, -5.27% 로 나타났으며 연소기 혼합비 오차는 +9.07%, -9.82%에 달했다. 가스발생기의 혼합비를 제어할 경우 추진제 유량의 제어 없이 혼합비만을 제어하면 엔진성능의 분산이 증가한다. 분산 요인에 대한 민감도 해석에 의하면 터빈 효율에서의 오차가 엔진 성능 분산에 가장 큰 영향을 미친다.

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

1. 서 론

* 한국항공우주연구원 우주추진기관실 엔진그룹

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

로켓엔진의 성능분산은 발사체의 임무수행에

있어 매우 중요한 요소이다. 발사체가 의도하는 궤도 진입의 관건은 요구되는 추력을 정확하게 제공할 수 있는지의 여부에 달려 있다. 따라서 부품제작과 조립에서뿐만 아니라 환경적인 요인에 의해 발생할 수 있는 엔진의 성능분산을 예측하고 관리하는 일은 발사체의 성공여부를 결정한다고 해도 과언이 아니다. 또한 여러 개의 엔진을 생산하고 시험할 경우 발생할 수 있는 엔진 간의 성능 차이를 관리하기 위해 오차에 대한 정량적인 평가가 필수적이다.

고정추력의 액체 로켓 엔진의 제어는 추력을 일정하게 유지하거나 연소기로 공급되는 추진제의 혼합비를 일정하게 유지하여 연료소모의 효율성을 극대화하는 방식으로 수행된다. 이러한 제어는 외란이나 엔진시스템 내부에서 발생할 수 있는 오차로부터 시스템의 성능을 안정하게 유지하도록 하는 요소이므로 시스템의 신뢰도를 향상시킨다. 제어 요소를 적용함으로써 얻을 수 있는 엔진성능의 안정성에 반하여 제어기를 개발, 적용하는데 따르는 예산, 일정, 기술적 난이도의 증가가 있으므로 엔진개발과정에서의 득실에 대한 고려가 필요하다.

아리안 발사체에 적용되는 Vulcain 2[1] 엔진의 경우 지상에서 엔진의 추력 분산을 보정하는 작업을 하고 비행 중에는 별도의 제어를 하지 않는 시스템인데 반해 러시아의 엔진은 대부분 비행 중에 추진제의 유량을 폐회로 제어(closed loop control)를 통해 추력의 분산이나 연료 소모량의 오차를 감소시키는 설계를 채택하고 있다.

본 연구에서는 30톤급 터보펌프방식의 가스발생기 사이클 액체 로켓 엔진을 대상으로 시스템에서 발생하는 여러 가지 오차요인에 따른 성능 분산을 산출하고 제어 시스템의 적용여부에 따른 차이를 비교 분석한다.

2. 본 론

2.1 엔진 시스템

본 연구에서 대상으로 하는 로켓엔진은 진공

추력 23.3 톤(지상추력 19.8 톤)의 터보펌프방식 가스 발생기 사이클 엔진이다. 연료/산화제는 케로신(kerosene)/액체산소(LOx)를 사용하며 엔

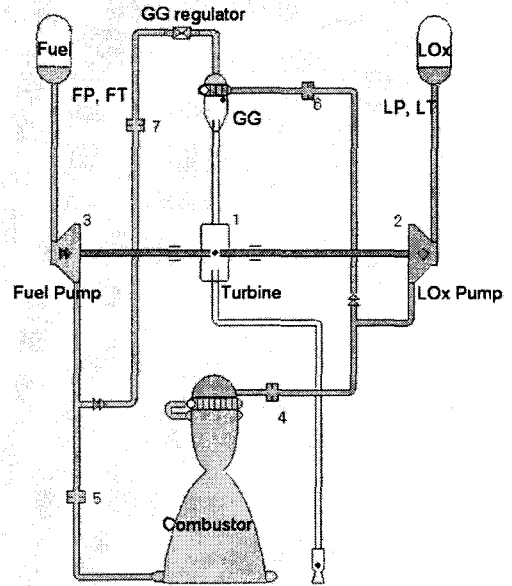


그림 1. 가스발생기 사이클 액체로켓엔진시스템

진 구성의 개략도는 그림 1과 같다. 고정추력으로 작동하는 엔진시스템을 대상으로 가스발생기의 혼합비 제어를 위한 가스발생기 조절기(gas generator regulator)를 적용하였을 경우와 조절기를 적용하지 않는 경우의 성능 분산을 비교 분석하였다. 가스발생기 조절기를 적용하는 경우 조절기가 가지는 오차는 무시하고 이상적인 장치로 가정한다. 이 조절기는 가스발생기의 연료측 배관에 설치되어 공칭(nominal)조건의 혼합비를 유지 하도록 유량을 증가 혹은 감소시킨다. 혼합비를 일정하게 유지하는 것은 터빈으로 가는 가스의 온도를 적절한 수준으로 유지하여 터빈 블레이드의 손상을 방지하기 위함이다. 추력 조절기나 연소기 혼합비 제어 밸브 등에 비해 유량이 작고 단순한 구조로 개발이 용이하기 때문에 제어시스템의 개발을 단계적으로 진행할 때 일차적인 적용 대상으로 볼 수 있다. 분산 해석을 통해 가스발생기 조절기를 적용했을 때

의 엔진 성능 분산의 고찰을 통해 엔진성능에 미치는 영향을 정량적으로 평가한다.

표 1 오차 인자

오차항목(공칭값(nominal value))	오차(error)	구분
1 터빈의 효율(33.6%),% ¹⁾	±5	내부 인자
2 산화제 펌프 효율(67.9%), % ¹⁾	±3.5	
3 연료 펌프효율(59.5%), % ¹⁾	±3.5	
4 연소기 산화제라인 차압(2.07MPa), %	±5	
5 재생냉각 채널을 포함한 연소기 연료라인 차압(4.93MPa), %	±10	
6 가스발생기 산화제라인 차압(3.57MPa), %	±5	
7 가스발생기 연료라인 차압(1.41MPa), %	±5	
8 산화제 입구 압력(0.35MPa), MPa	+0.22 -0.08	외부 인자
9 산화제 입구 온도(95K), K	+3.0 -5.5	
10 연료 입구 압력(0.21MPa), MPa	+0.20 -0.05	
11 연료 입구 온도(288K), K	+15.0 -30.0	

1) 효율값에 대한 상대적인 백분율

2.2 분산 오차인자

엔진시스템의 성능에 영향을 미치는 오차요인을 표 1과 같이 정리하였다. 터보펌프공급 방식의 엔진 시스템이므로 터빈과 펌프의 성능편차의 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 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 독립적으로 작용한다고 가정하

고 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 정규분포를 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 외부인자에 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 외부인자에 의한 분산으로부터 최악조건 분석법을 이용해 환산한다.

2.3.3 민감도(sensitivity)

각 오차인자가 성능 분산에 미치는 영향을 정량적으로 판단하기 위해서는 해당 인자의 오차 크기와 무관한 분산지수를 도출하는 것이 필요하다. 이를 민감도라고 할 수 있는데 본 연구에서는 다음과 같이 정의한다.

$$\text{민감도(sensitivity)}_{k,i} = \text{성능분산(\%)} / \text{오차(\%)} \\ = \frac{\delta_k}{(\text{error})_i}$$

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. 본 연구에서는 Keldysh사의 엔진시스템 해석 프로그램인 ANASYN을 이용하였다[2]. ANASYN은 액체로켓엔진의 구성요소를 임의로 선정하여 시스템을 구현하도록 하고 있으며 각 부분의 유량, 온도, 압력을 예측하고 성능을 모사한다.

2.5 분석 결과

가스발생기 사이클 로켓 엔진 시스템의 분석 결과는 표 2와 같다. 추력이나 혼합비 제어를 위한 별도의 장치가 없고 시험을 통한 보정을 거치지 않은 대상 엔진의 진공 추력 분산은 +5.34%, -5.27%이고 연소기 혼합비 분산은 +9.07%, -9.82%이다. 가스발생기 조절기를 적용한 경우에 있어서의 추력과 혼합비의 분산은 각각, +5.76%, -5.51%와 +9.16%, -9.94%로 성능 분산이 증가하는 경향을 보여 준다.

가스발생기의 혼합비 조절기는 자체의 오차를 포함하지 않는 이상적인 시스템을 가정하였으므로 이를 적용할 경우 혼합비 오차는 발생하지 않는다. 그러나 가스발생기의 압력과 온도는 조절기를 적용하지 않은 경우에 비해 더 큰 편차를 보이는데 이는 가스발생기로의 추진제 유량을 제어하는 기구가 없기 때문이다.

가스발생기 조절기가 작동하는 경우 가스발생

기의 산화제 측 유량의 변동이 발생하면 혼합비를 일정하게 하기 위해 이에 상응하는 연료측 유량의 변동이 가져온다. 따라서 산화제 측의 유량증가나 감소는 가스발생기 연료측 유량의 동반 증가 혹은 감소로 이어진다. 결국 가스발생기의 유량변화, 연소기 추력 분산의 추가적인 증가가 발생하게 된다. 따라서 가스발생기의 혼합비를 유지하기 위한 조절기를 단독으로 엔진 시스템의 적용하는 것은 부적절하며 가스발생기로의 추진제 유량을 조절할 수 있는 제어기와 같이 적용되어야만 그 효과를 얻을 수 있다.

표 2 로켓 엔진 시스템의 성능 분산

엔진성능인자 (공칭값(nominal value))		가스발생기 조절기 적용			
진공추력 (229 kN)	N	+12,211	+5.34%	+13,189	+5.76%
		-12,049	-5.27%	-12,603	-5.51%
진공비추력 (319 s)	s	+0.55	+0.17%	+0.55	+0.17%
		-2.28	-0.72%	-2.33	-0.73%
연소기 압력 (7.02 MPa)	Pa	+348,767	+4.97%	+369,712	+5.27%
		-318,231	-4.53%	-353,444	-5.04%
연소기 혼합비 (2.562)	-	+0.232	+9.07%	+0.235	+9.16%
		-0.252	-9.82%	-0.255	-9.94%
가스발생기 압력 (5.53 MPa)	Pa	+687,076	+12.42%	+747,292	+13.51%
		-618,133	-11.18%	-691,229	-12.50%
터보펌프 회전수 (1646 rad/s)	rad/ s	+51	+3.08%	+50	+3.06%
		-63	-3.82%	-67	-4.07%
가스발생기 온도 (1214 K)	K	+9	+0.77%	+10	+0.84%
		-12	-1.00%	-13	-1.08%
가스발생기 혼합비 (0.390)	-	+0.020	+5.12%	0.000	0.00%
		-0.021	-5.42%	0.000	0.00%

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.

성능 분산에 대한 기여도는 오차요인의 오차 값에 따라 달라지므로 각 오차인자의 민감도

(sensitivity)를 보면 엔진 성능 분산 관리를 위

3. 결 론

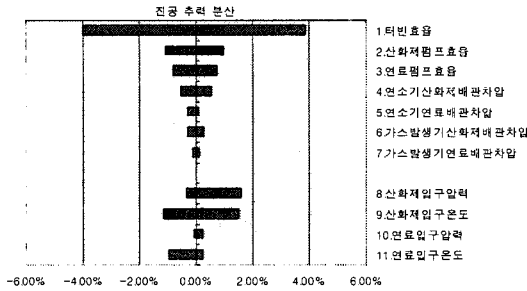


그림 2 오차인자에 따른 진공추력 편차

해 오차가 제어되어야 하는 주요 요소를 파악할 수 있다. 그림 3은 오차 인자에 따른 민감도를 도시한 것이다. 터빈이 연소기의 압력을 유지하기 위한 추진제 공급의 원동력이기 때문에 터빈 효율의 오차에 따른 엔진 성능 변화가 가장 크다. 다음으로 산화제 펌프효율과 산화제 입구온도의 민감도가 크게 나타나는데, 이는 산화제의 유량이 연료에 비해 상대적으로 크고 산화제(LOx)가 극저온 유체인 관계로 온도에 의해 그 불성치가 크게 영향을 받기 때문이다.

액체 로켓 엔진시스템의 성능 오차 분석 방법을 확보하고 가스발생기 사이클 엔진의 성능 분산 특성을 파악하기 위해 30톤급 가스발생기 사이클 엔진에 대한 성능 분산 해석을 실시하였다.

별도의 추력제어 시스템을 갖추지 않은 엔진의 진공 추력 오차는 +5.34%, -5.27%이었으며 연소기 혼합비 오차는 +9.07%, -9.82%에 달했다. 동일 시스템에 가스발생기 혼합비 조절기를 적용한 경우, 추력과 혼합비의 오차는 각각, +5.76%, -5.51%와 +9.16%, -9.94%로 성능 편차가 증가하는 경향을 보여 준다. 이는 가스발생기의 혼합비와 추진제 유량이 동시에 제어되어야 성능오차를 제어할 수 있음을 보여 준다.

엔진시스템의 성능 분산에 가장 큰 영향을 미치는 요소는 터빈의 효율 오차이며 산화제 펌프와 산화제 입구 온도도 분산 관리에 중요한 고려 대상이 된다.

참 고 문 헌

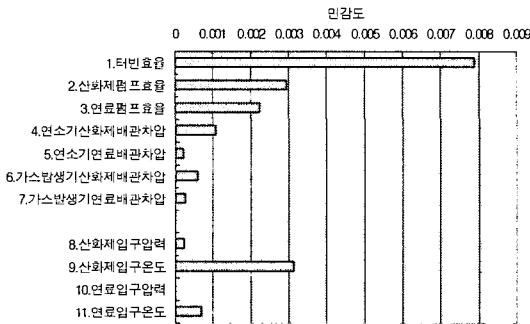


그림 3 진공 추력 편차에 대한 오차인자의 민감도

1. Barton, J. Turin, G. Girard, N. "Development status of the Vulcain 2 engine", 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit; Los Angeles, CA June 20-24, 1999 pp.1-9
2. "AnaSyn for Windows 2.0 - First Acquaintance", Keldysh Research Center, 2003