

액체로켓엔진의 작동 및 시험 영역 조사

남창호*, 김승한*, 설우석*

Operation and Test Range of Liquid Propellant Rocket Engine

Chang Ho Nam*, Seung Han Kim*, Woo Seok Seol*

ABSTRACT

It is essential for engine design and establishment of test program to assign an appropriate performance range of liquid propellant rocket engine(LRE). The present study surveys the operation and qualification test range of LRE developed in Japan, United States, Europe and Russia.

초 록

엔진시스템의 설계와 시험을 위해 엔진의 작동 영역을 설정하여 설계하고 이를 확인하기 위한 시험을 수행하는 것이 필요하다. 국내 액체 로켓 엔진 개발에 활용하기 위한 기초 자료를 목표로 일본, 미국, 유럽, 러시아의 액체로켓엔진 작동영역과 인증시험을 위한 성능 영역을 조사하였다.

Key Words: Liquid propellant Rocket Engine(액체로켓엔진), Operation Range(작동영역), Qualification Range(인증영역)

1. 서 론

엔진시스템 시험은 설계점에서만 수행될 수 없다. 엔진자체가 가지는 성능오차뿐만 아니라 시험에서의 엔진 입구조건이나 주위 환경이 완벽하게 동일할 수 없으므로 처음 계획한 작동점을 정확하게 시험하는 것은 불가능하다. 따라서 엔진은 일정한 작동영역을 형성하게 되고 엔진 설계 시에 이를 요구조건의 하나로 고려해야 한다. 엔진시스템 시험에서는 엔진의 작동영역을

선정하고 이 영역 내에서의 시험을 통해 엔진의 성능검증과 인증을 수행하게 된다. 기존 엔진의 사례를 조사하므로써 향후 개발 엔진의 시험영역을 설정하고 설계에도 반영하는 데 활용하도록 한다.

2. 본 론

Table 1은 액체로켓엔진의 성능범위를 나타내었다. 참고 문헌에 따라 시험 영역을 파악할 수 있는 경우와 성능의 규격으로서 수치로만 제시

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

Table 1 Performance range of LRE's

혼합비		운전시험		인증시험	
LE-5	5.5	-2%	2%	-7%	9%
LE-5A	5	-2%	2%	-5%	5%
LE-5B	5	-2%	2%	-5%	5%
HM60	5.1	-8%	8%	-8%	8%
RL10E-1	5.5	-11%	5%		
Vulcain	5.35	-16%	8%	-23%	18%
Vulcain2	6.13	-10%	6%	-15%	11%
RS-27A	2.24	-2%	2%	-3%	3%
NK-33	2.55	-9%	9%	-16%	30%
FASTRAC	2.17	-1%	1%		
추력					
LE-5	103 kN	-4%	2%	-7%	7%
LE-5A	122 kN	-3%	2%	-8%	2%
LE-5B	137 kN	-3%	2%	-5%	5%
HM60		-5%	5%	-10%	10%
RL10E-1	22000 lbf	-3%	2%		
Vulcain	1145 kN	-14%	7%	-21%	14%
Vulcain2	1350 kN	-7%	5%	-11%	7%
RS-27A	200000 lbf	-2%	2%	-7%	7%
NK-33	147.64k g/cm ² (연소압)	-24%	14%	-34%	30%
FASTRAC	272 kN	-6%	8%		

된 경우가 있다. 추력과 혼합비는 서로 독립적 변수로 볼 수 있으나 엔진의 고유특성에 따라 시험영역이 제한되거나 변형되므로 엔진 영역에서 직사각형으로 표시되지 않는 수 있다.

Figure 3은 일본에서 개발한 LE-5[1] 시리즈의 시험 영역을 나타내는 그림이다. 운전 영역에서의 시험과 엔진 인증을 위한 보다 넓은 범위에서의 시험이 이루어진 것을 알 수 있다. LE-5와 LE-5A는 고정추력으로 설계된 엔진이고 LE-5B는 비행시간 중반에 60% 스로틀(throttle)가능하도록 설계되었으나 그림에서 보이는 성능은 설계점에서의 엔진성능확인을 위한 시험결과이다.

LE-5시리즈의 엔진시험 횟수와 시간은 Table 2와 같다.

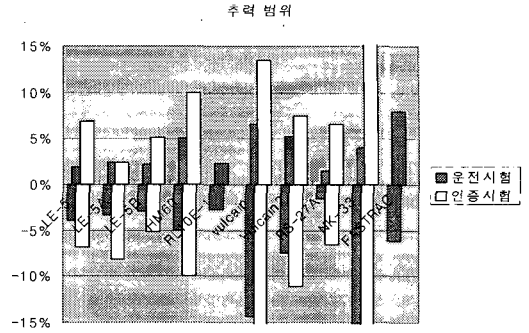


Fig. 1 Operation and qualification range of thrust of LRE's

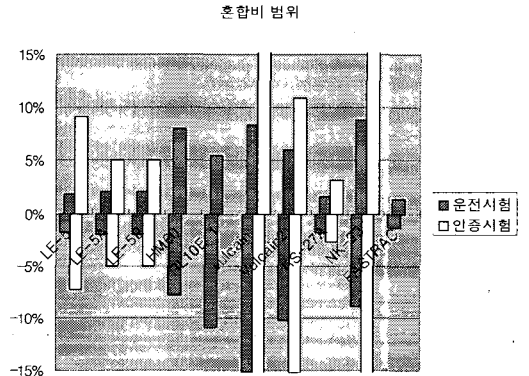


Fig. 2 Operation and qualification range of O/F of LRE's

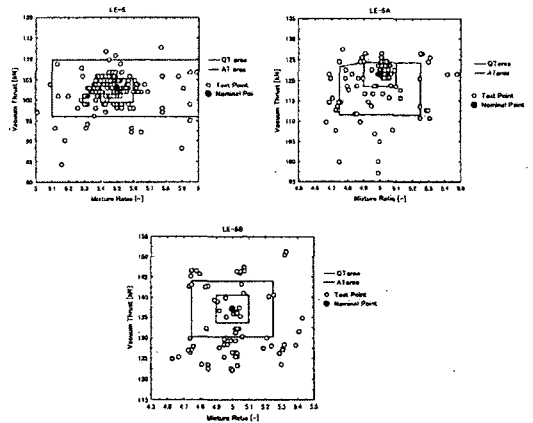


Fig. 3 Engine test range of LE-5, 5A and 5B

Table 2 Engine system test of LE-5 series

		LE-5	LE-5A	LE-5B
비행시험을 포함한 엔진 시험기 개수		13	10	6
고공 시험	시험횟수	199	150	100
	누적시간 (sec)	17769	14349	11146
지상 시험	시험횟수	137	19	47
	누적시간 (sec)	10390	705	5807
단 시험	시험횟수	31	17	7
	누적시간 (sec)	3314	2904	1714

HM60[2]는 1981과 1982년 사이에 유럽 아리안 발사체에 사용될 수소 엔진으로서의 트레이드 오프(Trade off) 연구가 진행되었던 엔진으로 진공추력 900kN, 비추력 445 s, 혼합비 5.1, 연소압 100기압의 가스발생기 사이클 엔진이다. 이 엔진의 설계, 작동, 인증영역은 Fig. 4와 같다.

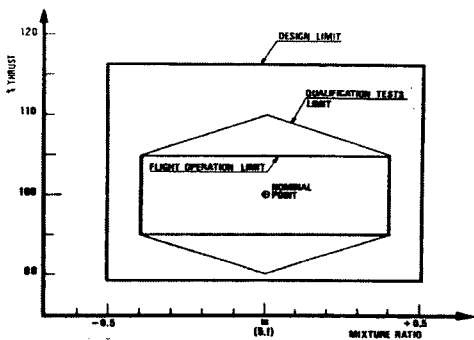


Fig. 4 Performance range of HM60

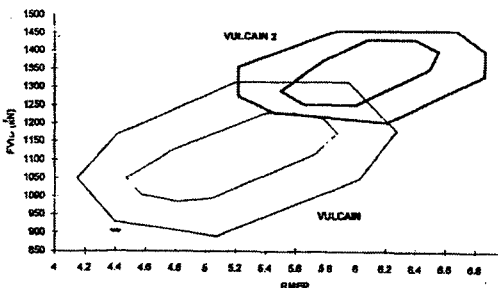


Fig. 5 Performance range of Vulcain and Vulcain2

Vulcain, Vulcain2[3] 는 아리안 5의 1단에 적용되는 엔진으로 각각 설계 추력 1145kN, 혼합비 5.35와 추력 1350kN, 혼합비 6.13이며 시험된 작동영역은 Fig. 5와 같다. 수소를 추진제로 하고 1단용으로 사용되는 고정 추력의 엔진이지만 폭넓은 영역에서의 시험이 이루어졌다.

RL10 계열의 엔진은 효율적인 추진제 사용을 위해 혼합비 제어가 가능하도록 설계되어 있고 expander 사이클을 이용한다. RL10E-1[4]은 Fig. 6과 같은 작동영역을 보여준다.

NK-33과 NK-43[5]은 러시아의 N-1 발사체를 위한 엔진으로 개발되었으나 발사체의 1974년 발사체개발계획이 취소되어 창고에 보관중에 있다가 미국의 Aerojet에서 Kistler 발사체에 사용되기 위해 시험되었다. N-1 발사체의 요구조건에 따르면 추력 104%에서 110초 동안 작동이 요구되었고 인증을 위해 111%의 추력으로 시험하였다. staged combustion 사이클의 케로신 엔진으로 미국에 인수된 후의 시험이력을 포함하여 추력 45-130%범위까지 작동이 확인되었으며 엔진의 혼합비는 9%범위에서 작동이 가능하다.

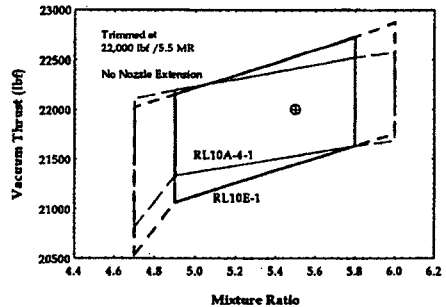


Fig. 6 Performance range of RL10E-1

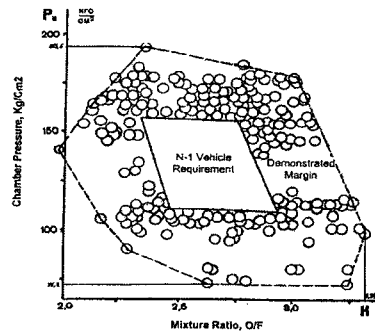


Fig. 7 Performance range of NK-33 and NK-43

FASTRAC[6]은 X-34 비행체를 위해 개발된 저가형 엔진으로 가스발생기 사이클 케로신 엔진이다. 엔진의 요구조건으로 혼합비 변화율 1.4%, 추력범위 -6%, +8%가 부여된 엔진이다.

RS-27A[7]은 Delta에 사용되었던 가스발생기 사이클 케로신 엔진으로 추력과 혼합비 2%의 작동영역을 가진다. (Fig.8)

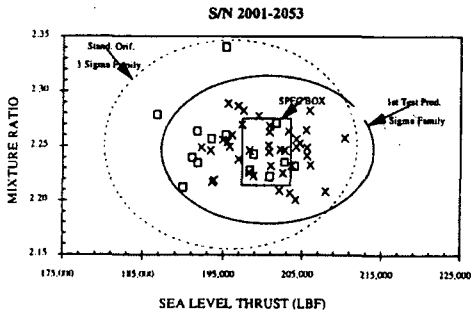


Fig. 8 Performance range of RS-27A

3. 결 론

액체로켓엔진의 추력 및 혼합비에 대한 성능 영역을 조사하였다. 대체적으로 볼 때 수소엔진과 케로신 staged combustion 엔진의 혼합비영역이 넓은 편이고 가스발생기 케로신 엔진의 경우 혼합비 영역이 좁은 것으로 볼 수 있으나 발사체로부터의 요구조건이나 추진제 특성에 따른 분석이 추가적으로 수행될 필요가 있다.

참 고 문 헌

1. R. Sekita, M. Yasui, S. Warashina, "The LE-5 Series Development, Approach to

Higher Thrust, Higher Reliability and Greater Flexibility", pp. 1-9, AIAA-2000-3453

2. M. F. Poulighen, "HM60 Cryogenic Rocket Engine for Future European Launchers", AIAA/SAE/ASME 18th Joint Propulsion Conference, June 21-23, 1982, pp. 346-353

3. J. Barton, G. Turin, N. Girard, "Development Status of the Vulcain 2 Engine", 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999, pp.1-9

4. J.L. Emdee, C.S. Fentress, M.R. Malinowski, "Development Testing of the RL10E-1 Engine", 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit, 1997, AIAA Paper 97-3094

5. V.S. Anisimov, T.C. Lacefield, J. Andrews, "Evolution of the NK-33 and NK-43 Reusable LOx/Kerosene Engines", 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1997, pp.1-10

6. R.O. Ballard, T. Olive, "Development Status of the NASA MC-1(Fastrac) Engine", AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2000-3898

7. T. Murphy, N. Voss, "Liquid Rocket Engine Acceptance Testing : Improved System Reliability without Hotfire", ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 32nd, Lake Buena Vista, 1996