

액체로켓엔진 수명과 인증 사례 연구

남창호* · 김승한* · 김철웅* · 설우석*

A Survey for Liquid Propellant Rocket Engine Life Time and Qualification

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

ABSTRACT

Life time and number of use of liquid propellant rocket engine (LRE) should be carefully defined since those are crucial parameters affecting development costs and period. The present study surveyed the development and qualification records of LRE for space launch vehicles, especially concerning about test numbers and duration. It was shown that a single engine for expendable launch vehicle is tested with tens of ignition and several times duration of flight at least.

초 록

엔진 1기당 연소시험 횟수나 시험시간은 엔진 개발 초기에 시스템이나 구성품 개발의 설계/개발 요구조건을 설정하는 데 중요한 인자이다. 해외 액체로켓엔진의 개발 및 인증 시험 이력을 통해 우주 발사체용 액체로켓엔진에 요구되는 수명에 대해 조사하였다. 소모성 발사체에 장착되는 엔진도 개발과정에서 수십회의 점화와 비행시간 대비 수배 이상의 연소 시험을 거치는 것이 확인되었다.

Key Words: Life time(수명), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Expendable Launch Vehicle(소모성 우주 발사체), Qualification(인증)

1. 서 론

발사체용 액체로켓엔진 개발에는 많은 예산과 기간이 필요하다. 특히 엔진 시스템 시험은 발사 이전에 엔진의 신뢰도를 확인하기 위해 엔진의 개발시험과 인증시험은 수백회의 엔진 시스템 시험을 요구한다[1]. 재사용 엔진으로 개발된 우

주왕복선의 주엔진(SSME)은 재사용을 전제로 하고 있기 때문에 그에 상응하는 반복적인 점화와 엔진 종료 과정이 필요하고 일본의 LE-5A, LE-5B[2], 유럽의 VINCI[3], 미국의 RL10[4]와 같이 상단에 사용되는 엔진은 최종 궤도에 도달하기 위해 재점화를 기본 요구조건으로 한다. 재사용을 하지 않는 일반적인 우주 발사체의 1단용 엔진이나 부스터용 엔진도 엔진 최종 조립 후 수락시험, 단시험, 최종 발사 등의 과정을 고려하면 기본적으로 5회 이상의 연소시험을 수행

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

할 수 있어야 한다. 또한 고가의 엔진 제작 비용을 고려하면 엔진 개발에 필요한 반복시험을 수행하기 위해 엔진의 내구성은 수분의 비행 시간보다 오랜 연소시험과 반복시험에서 기능과 작동성을 보장해야 한다.

본 연구에서는 기존의 우주 발사체용 액체로켓엔진의 개발 사례를 통해 통상 액체로켓엔진 개발에 요구되는 연소 시간이나 반복시험 횟수를 검토하고 국산 액체로켓엔진 설계 및 개발에서의 적절한 목표 수준을 결정하는 데 활용한다.

2. 본 론

2.1 NASA의 엔진 인증

NASA에서는 개발된 재사용 가능한 엔진의 인증 요구 조건은 SSME가 대표적이라 하겠다. SSME는 인증을 위해 2배 법칙을 적용하였다. 제작된 엔진 중 2개의 엔진을 선택하여 비행시 사용의 2배만큼 시험을 통해 입증하였다. 즉, 총 5회의 임무수행이 가능하도록 설계된 엔진을 10번의 임무수행에 해당하는 지상시험을 수행하였다. 시험시에 실제 비행상황에 해당하는 엔진입구조건, 출력 수준과 스로틀링까지를 포함되었다. 모든 표본 엔진은 최대 운용 출력대비 2%의 추가 성능을 입증하는 시험을 거치도록 하였다. 인증시험 수행중에 고장이 발생할 경우 시험의 단계를 처음부터 다시 시작하여 인증을 모두 마치는 것으로 하였다.[5] 인증 중에 개별 구성품의 정해진 수명이 다할 경우 교환이 가능하도록 하였다.

아폴로 계획의 발사체 Saturn V에 적용된 F-1 엔진과 J-2 엔진은 설계 수명을 시연하는 것으로 인증의 기준을 삼았다.[5, 6] J-2 엔진의 경우 2개의 엔진 표본을 이용해 총 30회, 3807초 시험(설계수명 = 30회, 3750초)을 수행하였다. 대부분의 시험이 1기 엔진의 지상시험으로 수명을 확인하고 고공시험을 위해 1기의 엔진이 추가로 투입되었다. J-2 엔진의 추력이 102톤에서 104톤으로 추력 수정을 한 이후의 인증을 위해서도 2개의 엔진으로 31회의 시험을 수행하였다. F-1 엔진은

2개의 엔진으로 9번의 비행시간 시험을 포함하여 한계시험, 환경시험이 포함된 인증시험을 34회, 2255초 이상(설계수명 : 20, 2250초(비행시간의 13.6배)) 수행하였다[7].

2.2 미국 군용 엔진 인증

미군의 군용으로 개발된 액체로켓엔진은 12회의 임무수행 연소시험을 인증의 기준으로 삼았다[5].

Altas 발사체에 사용된 MA-3엔진은 1960년에 2개의 엔진으로 인증을 마치고 추후에 엔진 설계변경이 요구되어 1961년에 3번째 엔진이 투입되어 재확인 시험을 완료하였다. 초기의 2개의 엔진은 12회의 비행시간연소와 23회의 안전한계 시험을 수행하였다. 1개의 엔진에 대해서는 총 1866초(비행시간의 15.6배), 19회 시험을 수행하고 다른 한 개의 엔진은 2033초(비행시간의 16.9배), 20회 시험을 수행하였다. 설계 변경 재확인용 3번째 엔진은 6회의 비행시간시험을 포함한 9회의 확인 시험을 마쳤다.

Titan LR-87과 LR-91 엔진은 1개의 엔진으로 미 군사기준으로 인증 시험을 마쳤다. LR-87은 12회 비행시간 시험을 포함하여 3579초(비행시간의 23.9배), 46회의 시험을 통과하였다. LR-91은 11회 비행시간 시험을 포함해 39회, 2933초(비행시간의 13.0배) 시험을 한 개의 엔진으로 수행하였다. LR-87과 LR-91 모두 인증 수행 중에 수리나 일부 부품교체가 있었다.

Pratt & Whitney사가 RL-10엔진의 3-3A유형에서 3-3B로 변화된 구성에 대해 재인증을 위한 인증 요구는 20회, 4500초 시험이었다. 이는 비행시 시동 횟수의 10배이고 연소시간은 7배에 해당하는 요구조건이다. 3개의 엔진이 인증에 사용되었고 각각의 엔진이 시험중 엔진 부품 교환이나 변경없이 수행되었다.

2.2 RS-68의 인증

RS-68은 미국에서 가장 최근에 개발된 엔진으로서 Delta IV 1단에 장착되고 차세대 유인발사체 Ares V에 1단 구성이 예정되어 있다[8, 9]. RS-68엔진의 수명은 8회 점화, 1200초(비행시간

의 5배)의 비행이 가능하도록 설계되었다. 이에 따라 12회 점화, 비행시간의 7배 시험을 인증조건으로 하였다. 실제 개발과 인증시험에서 시험된 엔진 중 2기에 대해서는 연소시간 기준 비행시간대비 10배의 누적 시험을 수행하였고 엔진 3기의 경우 연소시간 비행시간대비 16배의 시험을 수행하였다.

Table 1. Development/qualification test records of liquid rocket engines

	엔진 수 (기)	시험 횟수	누적시험 시간(초)	비행시간(초)	기당 시험횟수
NK-15/NK-15B*	199	450	40,200	103	2
RD-171	80	275	25,000	150	3
FASTRAC	5	42	888	155	8
RD-180	11	95	15,574	150	9
RD-0120	90	793	163,000	600	9
RS-68	12	183	18,945	249	15
Vulcain*	14	278	87,000	605	20
LE-7	14	282	15,639	346	20
SSME	20	726	110,253	480	36
LE-5	8	322	27,706	370	40
F-1	56	2,805	252,958	161	50
RS-27A*	1	22			22
MA-3 booster*	2	39	3899	120	20
LR87-AJ-1*	1	46	3579	138	46
LR91-AJ-1*	1	39	2933	225	39
MA-5A booster*	1	29	748	174	29
MA-5A sustainer*	1	12	716	289	12
RL10-3-3B	3				20

* 파이로 스타터 시스템

2.3 액체 로켓 엔진 개발/인증 시험 사례

기존의 미국, 일본, 유럽, 러시아의 엔진 개발을 위한 시험이력을 종합한 것을 Table 1에 보

였다. 시험 이력은 가용한 자료로부터 개발 및 인증시험의 값을 취하였고 일부는 인증 시험 결과만 포함되어 있다.

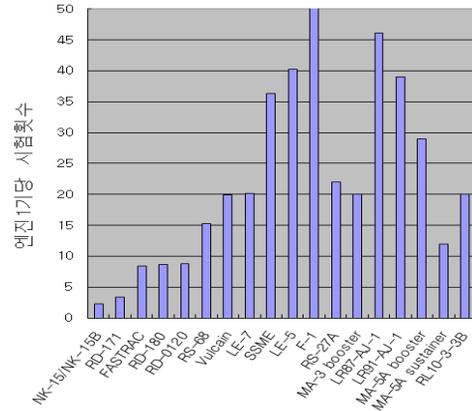


Fig. 1. Averaged number of tests for a single engine

비행시간은 해당 엔진이 장착되는 발사체의 비행시간이거나 설계 요구조건에 해당한다. Table 1의 수치에서 엔진 시험 횟수를 시험 엔진수로 나눈 결과를 Fig. 1과 같이 보였다. 기존 엔진의 기당 시험 횟수는 한 개의 엔진이 제작된 후 감당해야 하는 시험 횟수를 의미한다. 재사용 가능한 SSME나 재점화가 필요한 LE-5, RL10 엔진을 제외하고라도 소모성 발사체 (expendable launch vehicle)의 많은 엔진이 1기의 엔진으로 수십회 이상의 시험을 수행한 것을 알 수 있다.

Figure 2는 누적 시험시간을 시험에 투입된 엔진 기수로 나눈 것을 다시 해당 엔진의 실제 비행 시간으로 나눈 값이다. 결국 엔진 1기당 누적 연소시험시간이 비행시간에 비해 얼마나 큰지를 살펴볼 수 있는 수치이다. 엔진 개발 시험에서 초기에 엔진의 시동시퀀스를 확보하기 위한 짧은 연소시험이 상당수 있는 것을 감안하면 개발 이력으로부터 평균된 시험시간은 엔진의 기당 내구 연소 시간에 비해 작은 값이라 보아야 한다. 이를 감안하지 않더라도 상당수의 엔진에서 1기당 비행시간기준 10회 이상의 작동을 할 수

있는 엔진 설계를 하고 있다고 볼 수 있다.

NK-15/NK-15B, RD-171, RD-0120 등의 러시아에서 설계/시험된 엔진의 평균 시험시간이나 평균 시험 횟수에서 서방에서 개발된 엔진에 비해 시험 횟수나 시험 시간이 작은 것을 알 수 있다. 이는 설계 정책에서의 차이로 보이는데 러시아에서 개발 제작되었지만 미국과의 협력을 통해 미국에서 시험되고 Atlas 발사체에 장착된 RD-180 엔진의 경우 기당 시험시간이 다른 서구의 엔진들과 유사한 것으로부터 유추 가능하다.

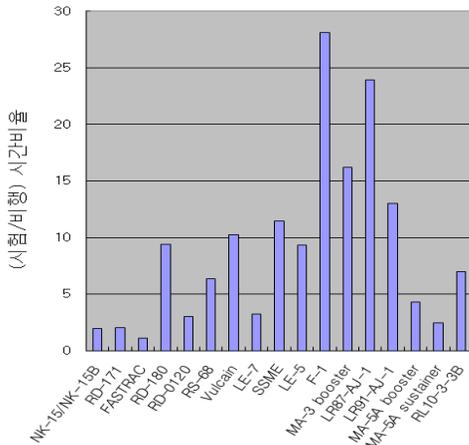


Fig. 2. Averaged test duration for a single engine

3. 결 론

해의 액체로켓엔진 개발의 개발 및 인증 시험이력 조사를 통해 소모성 발사체에 사용되는 엔진의 수명 요구를 살펴 보았다. 서방에서 개발된 엔진들의 대부분이 엔진 1기당 수십회, 비행시간 대비 2.5배 이상의 연소시험을 수행하는 것을 알 수 있다. 이러한 결과는 추가적인 분석을 통해

국산 액체로켓엔진 개발에 있어서의 수명 설정에 참고자료로서 활용될 것이다.

참 고 문 헌

1. 남창호, 박순영, 최환석, 설우석, "액체로켓엔진 개발 사례와 KARI 액체로켓 엔진시스템 성능시험 계획", 제5회 우주발사체기술 심포지움, 2004
2. Ryuichi Sekita, Masaaki Yasui, Shogo Warashina, "The LE-5 Series Development, Approach to higher Thrust, higher Reliability and Greater Flexibility", AIAA 2000-3453, 2000
3. J. Barton, C. Rothmund, T. Frohlich, and H. Immich, "Cryogenic Engines in Western Europe: from Exploratory Developments to Vulcain and Vinci", AIAA-99-2904, 1992
4. J. R. Santiago, "Evolution of the RL10 Liquid Rocket Engine for a New Upperstage Application", AIAA-1996-3013, 1996
5. "Liquid Rocket Engine Reliability Certification", SAE International, ARP 4900, 1996
6. J. L. Emdee, "A Survey of Development Test Programs for Hydrogen Oxygen Rocket Engines", AIAA-2001-0749, 2001
7. J. L. Emdee, "A Survey of Development Test Programs for LOx/Kerosene Rocket Engines", AIAA-2001-3985, 2001
8. B. K. Wood, "Propulsion for the 21st Century RS-68", AIAA-2002-4324, 2002
9. <http://www.nasa.gov/>