

상단 액체추진기관 개발 동향 및 활용 전망

김지훈* · 이선미** · 임석희* · 오승협*

Development trend and prospect of upper stage engines

Jihoon Kim* · Seonmi Lee** · Seokhee Lim* · Seunghyub Oh*

ABSTRACT

To insert payload to the orbit over the 200km-altitude using launch vehicle which has 300sec the Isp, multi staging technique for launch is necessary. The range between the sea-level to the transfer orbit about 200~250km is for operation of 1st and 2nd rocket engines and the higher altitude is for propulsion system of the acceleration block and satellite. The upper stage rocket engine should have the high technology for entering the payload into the orbit precisely more than the performance for high thrust level. With this investigation of the upper stage rocket engines which have been used, we want to understand their development trend and prospect which is going to be references for the development of ours.

초 록

비추력이 300초 정도 되는 발사체로 고도 200km 이상의 궤도에 페이로드를 진입시키기 위해서는 2단 이상의 단 구성이 필요하다. 전이궤도인 고도 200~250km 까지는 1단과 2단 로켓 엔진의 작동 영역이고 그 이상은 최상단 가속블록과 인공위성의 추진기관이 작동하는 영역이다. 최상단의 엔진은 페이로드를 목표한 궤도에 정확하게 투입시키기 위해 높은 추력은 아니지만 정밀한 제어를 필요로 한다. 현재 운용 중인 상단 엔진에 대한 조사와 정리를 통하여 개발 동향을 파악하고 향후 우리의 고성능 상단 엔진을 개발하는데 참고하고자 한다.

Key Words: Upper stage(상단), Rocket engine(로켓엔진), Altitude(고도), Payload(페이로드), Satellite(위성), Transfer orbit(전이궤도)

1. 서 론

비추력이 300초 정도 되는 발사체로 고도 200km 이상의 궤도에 페이로드를 진입시키기 위해서는 2단 이상의 단 구성이 필요하다. 전이 궤도인 고도 200~250km 까지는 1단과 2단 로켓 엔진의 작동 영역이고 그 이상은 최상단 가속블록과 인공위성의 추진기관이 작동하는 영역이다.

* 한국항공우주연구원 발사체연구본부

** 한국항공우주연구원 우주응용미래기술센터
연락처, E-mail: jhk0622@kari.re.kr

최상단의 엔진은 페이로드를 목표한 궤도에 정확하게 투입시키기 위해 높은 추력은 아니지만 정밀한 제어를 필요로 한다. 본 논문에서는 현재 운용 중인 상단 엔진에 대해 정리하였고 향후 우리의 고성능 상단 엔진을 개발하는데 참고하고자 한다.

2. 본 론

2.1 현재 운용 중인 상단 엔진

1) RL-10

미국의 Centaur 상단의 엔진인 RL-10 엔진은 Pratt&Whitney사에서 개발한 세계 최초의 LOx/LH2 엔진이며, 60년대에 개발이 완료되어 이후 지금까지 적용된 발사체가 Titan, Atlas, Delta, Saturn과 같으며 고신뢰도를 자랑한다. 연소압 32bar, 추력은 약 7톤~11톤, 비추력은 450~460초 정도로 약간씩 개량하여 모델별로 성능이 약간씩 다르며 재점화가 가능하다.

2) HM7B/Vinci

유럽 Ariane 시리즈 발사체 모든 버전의 상단에 사용된 HM7B 엔진은 Snecma사에서 개발한 것으로 역시 LOx/LH2 추진제를 사용한다. 연소압 37bar, 추력은 약 6.4톤, 비추력 446초의 성능을 가지며 재점화는 불가하다.

Vinci 엔진은 Ariane 5의 탑재성능을 향상시키기 위해 도입된 새로운 엔진으로 HM7B 엔진에 비해 추력이 15톤, 비추력은 466초 정도로 증가되었으며 재점화가 가능하다.

3) KVD-1

이 엔진도 역시 LOx/LH2 추진제를 사용하며 구 소련의 달 프로젝트를 위한 N-1 로켓 4단의 엔진으로 60년대에 개발되었으나, 지상시험만 성공적으로 수행하고 이후 35년 간은 한번도 비행 시험을 한 적이 없었다. 80년대 인도 GSLV 3단용 엔진으로 수면 위에 떠오르기 전까지는 서방에서도 이 엔진에 대한 존재를 파악하지 못했다. 연소압 56bar, 추력 약 7.5톤, 비추력 460초, 재점화가 5회까지 가능한 놀라운 성능을 갖추고 있으며 비슷한 추력의 RL-10 엔진에 비하여 여

러 가지 성능 면에서 앞서는 것을 알 수 있다. 현재는 명칭을 KVD1M3로 바꾸어 Proton-M 상단과 Angara의 상단 엔진으로 적용하고 있다.

4) 11D58M

Proton 상단인 Block DM, Zenit-3SL 상단인 Block DM-SL 의 엔진으로 70년대에 개발되었으며 LOx/Kerosene 추진제를 사용한다. 연소압 77.5bar, 추력 8.5톤, 비추력 353초의 성능을 갖 추었으며 7회까지 재점화가 가능하다. 30년 이상 동안 꾸준히 활용하고 있을 정도로 고신뢰도를 지니고 있다.

5) AESTUS

유럽 Ariane 5 발사체 상단용 엔진으로 개발된 AESTUS 엔진은 저장성의 N2O4/MMH 추진제를 사용하는 가압식 엔진이다. 연소압 11bar, 추력 3톤, 비추력 324초의 성능을 갖추며 재점화가 가능하다. 이 엔진 개발을 함에 있어 최대 성과 중 하나는 Ariane 시리즈 상단 개발 시 주요 인자인 엔진 경량화(건조중량 111kg)를 실현해 냈다는 것이다. 현재는 친환경성의 LOx/에탄올 추진제를 사용할 수 있도록 개량을 하고 있다.

3. 결 론

전 세계적으로 차세대 엔진 개발에 있어 주안점으로 두고 있는 부분은 친환경성으로 새로이 개발하는 엔진은 사고 시에도 환경적 위협을 줄일 수 있는 추진제인 LOx/LH2, LOx/Methane, LOx/LNG 등을 사용하며 경제성 및 편의성을 고려할 때 LOx/Kerosene 추진제는 여전히 활용 전망이 밝아 보인다.

참 고 문 헌

1. Encyclopedia Astronautica, www.astronautix.com
2. Steven J. Isakowitz, Space Launch Systems, AIAA, 1991
3. Brian Harvey, Russia in Space, Springer, 2001