

달탐사위성 추진시스템

한조영* · 이호형*

Propulsion System for Moon Explorer

Cho Young HAN* · Ho Hyung LEE*

ABSTRACT

Development of Moon Explorer-1 (orbiter) is supposed to be commenced in 2017 and launched in 2020. In case of Moon Explorer-2 (lander), it would be slated to start in 2021 and launch in 2025. For this reason it is taken for granted to investigate a fundamental propulsion system for a Moon Explorer. In this paper conceptual feasibility and comparison studies are proposed for the propulsion system applicable to a Moon Explorer. Availability of monopropellant/bipropellant/electric propulsion system is compared and analysed as well with precedents overseas. As a result possible candidates for a Moon Explorer propulsion system are suggested.

초 록

달탐사위성(궤도선) 1호는 2017년 착수 2020년 발사하고, 달탐사위성(착륙선) 2호는 2021년 착수 2025년 발사를 추진하게 되어 있다. 따라서 성공적인 임무 달성을 위해서는, 달탐사위성 추진시스템에 대한 기초 연구가 매우 중요한 시점이다. 본 연구에서는 달탐사위성에 적용 가능한 추진시스템에 대한 개념적인 타당성 및 비교 연구를 제시한다. 단일/이원/전기 추진시스템의 활용가능성을 외국의 사례와 비교/분석하고, 기술적인 장단점을 검토하여 달탐사위성 추진시스템으로 가능한 후보군을 제시한다.

Key Words: Moon Explorer(달탐사위성), Propulsion System(추진시스템), Monopropellant(단일추진제), Bipropellant(이원추진제), Electric Propulsion(전기추진)

1. 서 론

작년 2007년 11월 20일에 제4회 우주개발진흥실무위원회가 개최되어, 정부의 우주개발사업 일

정과 기술확보 전략이 포함된 '우주개발사업 세부실천로드맵'이 심의·의결되었다. 동년 2007년 6월 20일에 수립된 '우주개발 진흥기본계획'의 후속조치로 우주개발사업의 세부목표, 추진일정, 우주기술확보 전략을 구체화하였으며, 10년 이상 우주개발사업에 대한 장기적인 청사진을 수립했다. 또한 '우주개발진흥기본계획'과 함께 앞으로

* 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단
연락처, E-mail: cyhan@kari.re.kr

년도별 세부 시행계획을 통해 구체화하여 추진될 예정으로, 달탐사위성(궤도선) 1호는 2017년 착수 2020년 발사하고 달탐사위성(착륙선) 2호는 2021년 착수 2025년 발사를 추진하게 되어 있다.

달탐사위성의 경우에는 기존의 저궤도 및 정지궤도위성과는 달리 상당한 장거리의 여정을 거쳐 임무를 수행해야 하기에, 그 추진시스템의 중요성[1]은 아무리 강조해도 지나치지 않다. 저궤도위성인 다목적실용위성의 경우 그 운용고도는 지상에서 685 km의 태양동기궤도로 궤도에 직접 위성을 투입함으로써, 궤도전이에 따른 궤도전이용 엔진의 필요가 없어 약 72 kg의 추진제와 운용궤도상에서의 자세제어에 필요한 추력기들로만 추진시스템이 구성되어 있다. 한편 현재 개발이 진행되고 있는 정지궤도위성인 통신해양기상위성은 그 운용고도가 지상 36,000 km 정지궤도이다. 따라서 발사체에 의해 정지궤도로 직접 투입되는 것이 불가능하기에 위성 자체적으로 궤도전이에 필요한 능력을 갖추고 있다. 즉 발사체는 주차궤도(parking orbit)까지 위성을 운송하여 분리해주고, 이후 정지궤도까지 안착하기까지는 위성 자체의 추진시스템을 이용해 궤도전이를 수행하게 된다. 그러므로 저궤도위성과는 달리 궤도전이에 필요한 액체원지점엔진(Liquid Apogee Engine, LAE)이 장착되어 있으며, 궤도전이시에만 약 1톤 정도의 막대한 양의 추진제를 소모하게 된다.

달탐사위성의 경우는 달까지의 주추진이 필요한 것은 물론 달궤도로 포획(lunar orbit insertion)되기 위한 감속도 필요하게 된다. 다만 달의 인력이 지구보다는 적으므로 정지궤도 진입시보다는 추진제가 다소 덜 들 것으로 예측되기는 한다. 결국 달탐사위성 추진시스템은 지금까지 국내에 도입된 바 없는 새로운 형태의 추진시스템을 달탐사위성에 사용하거나, 아니면 기존의 시스템을 그대로 또는 개선하여 사용해야 하기에, 달탐사위성 추진시스템에 대한 기초 연구는 성공적인 임무 달성을 위해서도 매우 중요하다.

본 연구에서는 달탐사위성에 적용 가능한 추진시스템에 대한 개념적인 타당성 및 비교 연구를 제시한다. 단일/이원/전기 추진시스템의 활

용가능성을 외국의 사례와 비교/분석하고, 기술적인 장단점을 검토하여 달탐사위성 추진시스템으로 가능한 후보군을 제시한다.

2. 기개발된 국내 위성 추진시스템의 특성

2.1 통신해양기상위성 이원추진제 추진시스템

통신해양기상위성의 화학추진시스템[2]은 헬륨가압 이원추진제 추진시스템으로서 단일메틸하이드라진(MMH)과 혼합질소산화제(MON-3)의 조합을 사용한다. 이 시스템은 압력 조절된 헬륨을 공급해 액체원지점엔진 작동 중에는 일정 압력 모드로 작동되도록 설계되어 액체원지점엔진이 궤도전이 중 일정한 추력 및 비추력을 발생하도록 한다. 궤도 투입 기동비행 종료 후에는 헬륨 조절 공급 시스템과 원지점 엔진은 강제로 격리된다. 이후 잔여추진제는 정지궤도 상에서 블로우다운(blowdown) 모드로 반동제어 추력기에 공급된다. 이 같은 시스템의 단순화로 최적의 신뢰성을 구현한다.

2.2 다목적실용위성 단일추진제 추진시스템

다목적실용위성 단일추진제 추진시스템은 이중추력기 모듈(DTM) 4쌍을 주 구성품으로 한다. 추진시스템에서 제공하는 임펄스는 단일 추진제인 하이드라진과 촉매와의 열분해반응에 의해 생성되며, 이때 추진제탱크에 저장되어 있는 추진제를 탱크내부의 격막(diaphragm)을 사용하여 블로우다운 방식에 의해 공칭추력 4.5 N의 추력기 입구까지 공급한다.

3. 해외의 달탐사위성 추진시스템[3, 4]

3.1 SMART 1 - ESA Lunar Orbiter Mission

SMART-1의 발사중량은 366.5 kg이며, 주추진시스템은 태양-전기 추진시스템(solar-electric propulsion system)이다. 정체플라즈마 홀효과 추력기(stationary plasma hall-effect thruster)인 PPS-1350이 사용되었으며 추진제로는 제논을 이

용했다. 추력은 70 mN이며 비추력은 1600 s 이다. 82 kg의 초임계(supercritical) 제논 추진제를 적재하며, 이 탐사위성은 4개의 반동휠(reaction wheel)과 위성체의 모서리에 부착된 8개의 1N 하이드라진 추력기로 3축 제어를 수행한다.



Fig. 1 SMART-1

3.2 Lunar Prospector - NASA Lunar Discovery Mission

발사 중량은 296 kg이며, 회전안정화(spin-stabilized) 위성이다. 추진시스템은 22 N의 하이드라진 추력기 6개로 구성되며, 추진제 탱크에 헬륨 가압된 138 kg의 하이드라진을 적재한다.

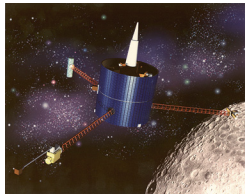


Fig. 2 Lunar Prospector

3.3 AsiaSat 3/HGS-1 - 상용 통신위성



Fig. 3 AsiaSat 3/HGS-1

상용 통신위성으로 이원추진제 추진시스템을 사용하며, 12개의 상용 이원추진제 추력기를 위치유지(stationkeeping)에 이용한다. 이 위성은 정지궤도에 위치될 예정이었으나 고장이 발생하여 수명이 저하되며 기능장애가 발생했다. 이 같은 연유로 제작사인 Hughes Global Services가 위성을 되사와 HGS-1으로 재명명하고, Fig. 4에

도시된 2번의 달 근접비행(flyby)을 성공적으로 수행해 정지궤도에 안착시켰다. 이는 상용위성에 위해 최초로 수행된 달궤도 비행으로 NASA에 의해 인증되었다[4].

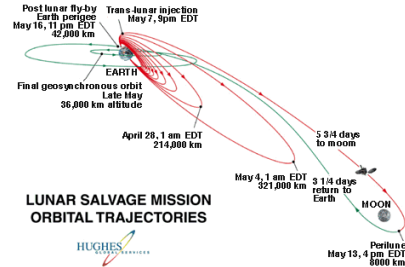


Fig. 4 Lunar Salvage Mission Orbital Trajectories

3.4 Clementine - DoD/NASA Lunar Mapping Mission

자세제어를 위해 단일추진제 하이드라진 시스템을 이용하며, 489 N의 이원추진제(MMH/NTO) 시스템을 주추진기관으로 사용한다.

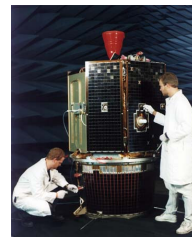


Fig. 5 Clementine

3.5 Ranger - NASA Lunar Impact Missions



Fig. 6 Ranger

중간궤도 궤적수정(mid-course trajectory correction)은 224 N의 하이드라진 엔진으로 수행하며, 이 엔진은 4개의 제트-베인 벡터 제어(jet-vane vector control)를 한다. 3축 자세 제어

는 12개의 질소 가스제트를 이용한다.

3.6 SELENE - JAXA (Japan) Lunar Orbiter Mission

총 발사중량은 2,885 kg으로 795 kg의 추진제를 적재한다. 500 N의 이원추진제(NTO/N2H4) 주엔진이 추진모듈에 장착되며, 궤도 보정 및 요-피치 자세 제어는 12개의 20 N 이원추진제 추력기로 수행된다. 롤 자세는 8개의 1N 단일추진제 추력기로 제어된다.

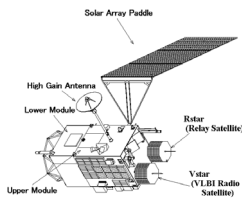


Fig. 7 SELENE

3.7 Chandrayaan-1 - ISRO(India) Lunar Orbiter Mission

위성체의 건조중량은 523 kg이며 Kalpansat 기상위성을 기본으로 개발된다. 이원추진제 추진시스템을 이용해 위성을 달궤도로 전이함은 물론 자세제어도 수행한다. 이 위성은 자세제어 추력기와 반작용휠을 이용해 3축제어를 한다.

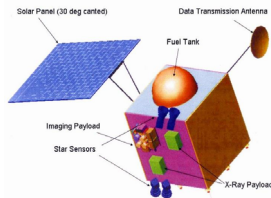


Fig. 8 Chandrayaan-1

3.8 Chang'E-1 - China Lunar Orbiter Mission

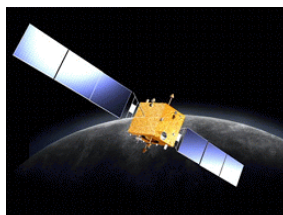


Fig. 9 Chang'E-1

발사중량은 2,350 kg으로 이 중 탑재체 중량은 130 kg이다. 이는 중국의 정지궤도 통신위성인 동방홍 3호의 위성 기술을 기반으로 하여 개발된 것이며, 위성의 본체로는 동방홍 3호(DBH-3)의 버스를 기본으로 했다.

4. 결 론

달탐사위성의 추진시스템의 기본 연구로서 국내에 기개발되어 적용 가능한 추진시스템과 관련된 외국의 사례를 비교, 분석하여 연구했다.

전기추진시스템을 주추진으로 사용하는 경우는 선택이 SMART 1의 한 경우밖에는 없으며, 이 경우 부품 단가 및 시스템 가격이 매우 높고 달궤도 진입시까지 1년 이상의 긴 비행시간이 소요된다. 화학추진시스템을 적용한 경우가 일반적이며, 탐사위성의 중량이 적을 경우에는 단일추진제 추진시스템을 주로 이용하였고, 중량이 상대적으로 큰 경우에는 이원추진제 추진시스템을 주로 이용한다.

특기할 점은 근래 아시아에서 발사된 탐사선의 경우 대부분 기상위성의 기술을 이용하며 이원추진제 추진시스템을 구현하고 있다는 점이다. 따라서 선택의 문제이지는 하나, 향후 개발될 달탐사위성의 추진시스템은 그 발사중량에 따라 이원추진제 또는 단일추진제 추진시스템 중 하나를 고려해야만 할 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

1. 한조영, 우주비행선 추진공학
2. Han, C. Y., Chae, J. W., Park, E. S. and Baek, M. J., "First Bipropellant Propulsion System for Spacecraft in Korea," AJCPP 2008, Gyeongju, Korea, March 6-8, 2008
3. 심은섭, "달 탐사위성 개발 현황," 항공우주산업기술동향, 제 5권 1호, 2007, pp.40-56
4. NASA, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/planets/moonpage.html>, 2008