

화학추진시스템의 달탐사위성 적용 가능성 연구

한조영* · 김방엽**

Feasibility Study of Chemical Propulsion System for Moon Explorer

Cho Young HAN* · Bang Yeop KIM**

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. In this paper conceptual feasibility studies are conducted for the propulsion system applicable to a Moon Explorer. In the first place the availability of monopropellant/bipropellant/electric propulsion system is examined with domestic as well as overseas precedents. Secondly ΔV is estimated by the mission analysis and the propellant budget is calculated accordingly. Subsequently feasibility of a chemical propulsion system for a Moon Explorer is evaluated.

초 록

달탐사위성(궤도선) 1호는 2017년 착수 2020년 발사하고, 달탐사위성(착륙선) 2호는 2021년 착수 2025년 발사를 추진하게 되어 있다. 본 연구에서는 달탐사위성에 적용 가능한 추진시스템에 대한 개념적인 타당성 검토 연구를 수행한다. 우선 단일/이원/전기 추진시스템의 활용 관련해 국내외의 사례들을 검토한다. 이후 임무해석을 통한 속도증분을 구하고, 이를 바탕으로 추진제 예산을 산출하여 달탐사위성 추진시스템으로 가능한 화학추진시스템을 고찰한다.

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

1. 서 론

2007년 11월 20일에 제4회 우주개발진흥실무

위원회가 개최되어, 정부의 우주개발사업 일정과 기술확보 전략이 포함된 '우주개발사업 세부실천 로드맵'이 심의·의결되었다. 이는 동년 6월 20일에 수립된 '우주개발 진흥기본계획'의 후속조치로 우주개발사업의 세부목표, 추진일정, 우주 기술확보 전략을 구체화하였으며, 10년 이상 우주개발사업에 대한 장기적인 청사진을 수립했다.

† 2009년 5월 15일 접수 ~ 2009년 8월 10일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 위성 열/추진팀

** 정회원, 한국항공우주연구원 위성운용실

연락저자, E-mail: cyhan@kari.re.kr

또한 '우주개발진흥기본계획'과 함께 앞으로 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 35,786 km의 정지궤도이다. 따라서 발사체에 의해 정지궤도로 직접 투입되는 것이 불가능하기에 위성 자체적으로 궤도전이에 필요한 능력을 갖추고 있다. 이원추진제 추진시스템을 사용하는 통신해양기상위성의 경우 아리안-5 발사체를 이용하여 근지점 250 km에서 위성을 지구전이궤도(GTO, 250 km × 35,786 km)에 투입하여 위성 자체의 추진시스템을 이용한 여러 번의 원지점 분사를 거쳐 정지궤도에 안착하게 된다[2]. 참고로 통신해양기상위성의 발사 중량은 약 2.5 톤이다.

달탐사위성의 경우는 달까지의 주추진이 필요한 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 연구

를 우선 제시한다. 화학추진시스템의 대표적인 단일/이원추진시스템과 전기추진시스템의 활용 가능성에 대해 국내외의 사례들을 검토한다. 이후 달탐사 임무해석을 하여 임무 수행에 요구되는 속도증분을 제시한다.

달탐사위성 발사에 사용될 예정인 한국형발사체 KSLV-2는 300 km의 주차궤도까지 약 2.6 톤을 운반할 수 있는 능력이 예상된다[3]. 그러므로 액체추진제를 이용하는 화학추진시스템을 탑재하는 발사중량 2.6 톤의 달탐사위성을 가정하고, 기예측한 속도증분을 바탕으로 추진제 예산(propellant budget)을 산출하여 달탐사위성 추진시스템으로서 화학추진시스템의 적용 가능성을 고찰한다.

2. 해외의 달탐사위성 추진시스템

본 절에서는 해외의 대표적인 달탐사위성의 추진시스템[4, 5]에 대해 기술한다. 보다 구체적인 내용은 각 위성의 추진시스템 설계 문서에 제시되어 있을 것이나 이는 극히 접근하기 어렵다. 따라서 본 절에 제시된 내용은 기출판된 관련 논문에 언급된 추진시스템 사양과 일반에게 공개된 자료를 기준해 각 달탐사위성 별로 정리한 내용이다.

2.1 스마트-1 (SMART 1)

ESA의 달 주회기 임무(lunar orbiter mission) 위성인 스마트-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 이용했다. 추력은 70 mN이며 비추력은 1600 초이다. 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

2.2 루나 프로스펙터 (Lunar Prospector)

NASA 달 발견 임무(lunar discovery mission) 위성으로 발사 중량은 296 kg이며, 회전안정화 (spin-stabilized) 위성이다. 추진시스템은 22 N의 하이dra진 추력기 6개로 구성되며, 추진제 탱크에 헬륨 가압된 138 kg의 하이dra진을 적재한다.



Fig. 2 Lunar Prospector

2.3 아시아셋3 (AsiaSat 3/HGS-1)

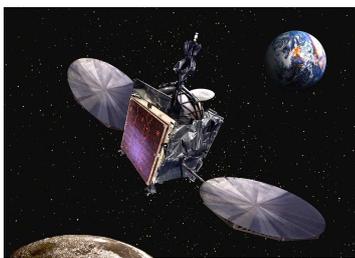


Fig. 3 AsiaSat 3/HGS-1

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[5].

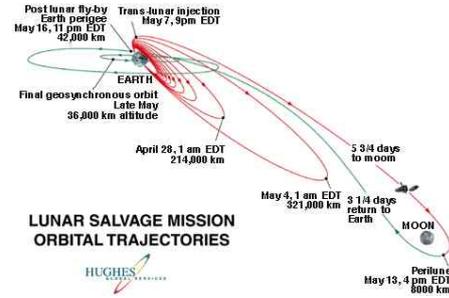


Fig. 4 Lunar Salvage Mission Orbital Trajectories

2.4 클레멘타인 (Clementine)

DoD/NASA의 달 지도제작 임무(lunar mapping mission) 위성으로 자세제어를 위해 단일추진제 하이dra진 시스템을 이용하며, 489 N의 이원추진제(MMH/ NTO) 시스템을 주추진기관으로 사용한다.



Fig. 5 Clementine

2.5 레인저 (Ranger)



Fig. 6 Ranger

NASA의 달 충돌 임무(lunar impact mission) 위성으로 중간궤도 궤적수정(mid-course trajectory correction)은 224 N의 하이dra진 엔진으로 수행하며, 이 엔진은 4개의 제트-베인 벡터 제어(jet-vane vector control)를 한다. 3축 자세 제어는 12개의 질소 가스제트를 이용한다.

2.6 세레네 (SELENE)

일본 JAXA의 달 주회기 임무 위성으로, 총 발사중량은 2,885 kg이며 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.

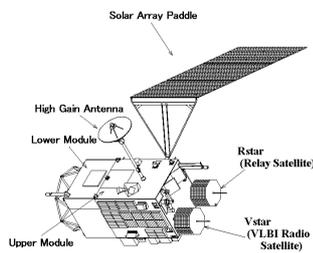


Fig. 7 SELENE

2.7 찬드라얀1 (Chandrayaan-1)

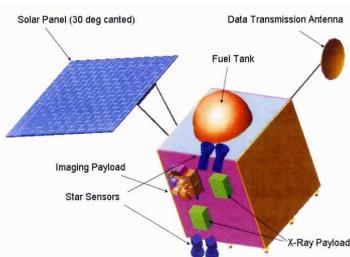


Fig. 8 Chandrayaan-1

인도 ISRO의 달 주회기 임무 위성으로, 위성체의 건조중량은 523 kg이며 Kalpansat 기상위성을 기본으로 개발되었다. 이원추진제 추진시스템을 이용해 위성을 달궤도로 전이함은 물론 자세 제어도 수행한다. 이 위성은 자세제어 추력기와 반작용휠을 이용해 3축제어를 한다.

2.8 창어-1 (Chang'E-1)



Fig. 9 Chang'E-1

중국의 달 주회기 임무 위성으로 발사중량은 2,350 kg이며 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.

3. 기개발된 국내 위성 추진시스템의 특성

3.1 다목적실용위성 단일추진제 추진시스템

다목적실용위성 단일추진제 추진시스템[6, 7]은 이중추력기 모듈(DTM) 4쌍을 주 구성품으로 한다. 추진시스템에서 제공하는 임펄스는 단일추진제인 하이dra진과 촉매와의 열분해반응에 의해 생성되며, 이때 추진제탱크에 저장되어 있는 추진제를 탱크내부의 격막(diaphragm)을 사용하여 블로우다운 방식에 의해 공칭추력 4.5 N의 추력기 입구까지 공급한다. 사용된 추력기의 비추력은 221 초이다.



Fig. 10 KOMPSAT-2 Monopropellant Propulsion System

3.2 통신해양기상위성 이원추진제 추진시스템

통신해양기상위성의 화학추진시스템[8]은 헬륨 가압 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 액체원지점엔진(445 N, 323 초 I_{sp})이 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 추력기(10 N, 287 초 I_{sp})에 공급된다. 이 같은 시스템의 단순화로 최적의 신뢰성을 구현한다.

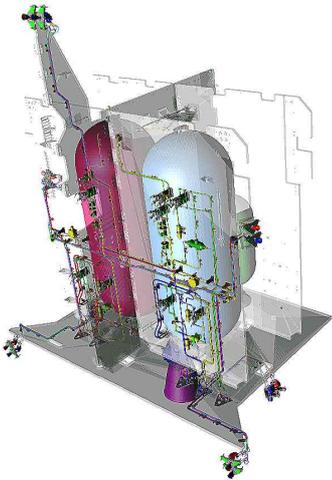


Fig. 11 COMS Bipropellant Propulsion System

4. 화학추진시스템의 달 탐사임무 적용 가능성

4.1 달 탐사임무 수행 시의 속도 증가분 추정

본 절에서는 달 탐사임무의 각 단계에서 소요되는 속도 증가분의 양을 추정하여 전체 임무 수행에 필요한 ΔV 를 구한다[9]. 단, 여기서 계산하는 ΔV 는 달의 평균궤도를 기준으로 추정한 것이므로 실제 비행임무와는 차이가 있다. 또한

대략적인 추정을 할 목적으로 계산하였기 때문에 많은 부분의 계산 과정이 생략되어 있음을 미리 밝히는 바이다.

계산을 시작하기에 앞서 다음의 두 가지 가정을 한다.

- 첫째로, 탐사선의 달 전이궤도 진입은 근지점에서 수행한다.
- 둘째로, 전이궤도면은 달의 공전궤도면과 일치한다.

이 두 가지 가정은, 본 절에서의 계산 과정이 가상의 최적값(ideal case)임을 의미하며 따라서 대략의 속도 증가분 계산에서만 유효하므로 실제 임무설계 시에는 더 면밀한 계산이 수행되어야 한다.

먼저 계산에 사용한 기본적인 달 궤도의 특징과 사전 정보[10]를 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Basic Parameters for ΔV Estimation

항목	평균 수치
지구 적도 반경	6,378.136 km
달 적도 반경	1,738 km
달 자전주기	27.322 day
GM_{Earth}	$398,600.436 \text{ km}^3/\text{sec}^2$
GM_{Moon}	$4,902.801 \text{ km}^3/\text{sec}^2$
지구-달 질량비	81.301
지구-달 평균거리	384,400 km
달 공전궤도 이심율	0.0549
지구 주차궤도 고도	300 km
달 진입 목표고도	100 km

Table 1에서 보듯 달의 공전궤도는 이심율이 0이 아닌 타원궤도이므로 지구와 달 사이의 거리가 일정하지 않다. 달 공전궤도의 이심율을 고려하면 지구와 달 사이의 거리는 약 363,300 km에서 405,500 km까지 주기적으로 변한다. 본 계산에서는 지구와 달 사이 거리가 가장 멀 때를 기준으로 속도 증가분 요구량을 계산하였다. 또한 지구 주차궤도(parking orbit)의 고도는 300 km로 가정하였는데, 이것은 현재 우리나라 달 탐사선의 발사체로 고려중인 KSLV-2 (Korean

Satellite Launch Vehicle Second Version)의 경로 설계에서 정한 주차궤도의 고도를 따른 것이다.

다음으로 지구-달 전이궤도의 궤도요소는 다음과 같이 정리된다.

- 원지점 반경(r_a) 403,662 km
- 근지점 반경(r_p) 6,678.136 km
- 달 전이궤도 장반경(Semi Major Axis, a_{to}) 205,170 km

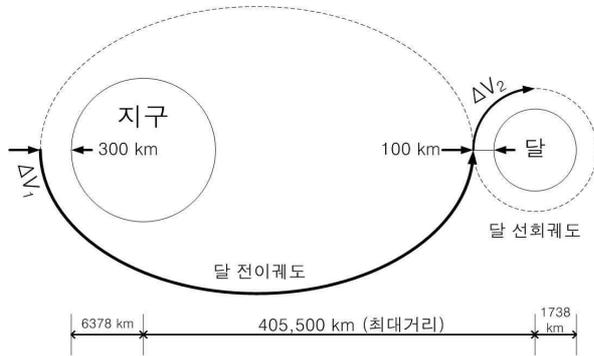


Fig. 12 Earth-Moon Transfer Orbit

Figure 12를 참고하여, 지구 주차궤도(고도 300 km)에서의 평균 운동속도 V_{po} 는,

$$V_{po} = \sqrt{\frac{GM_E}{(R_E + A_{po})}} \quad (1)$$

에 의해 약 7.73 km/sec이다. (1)식에서 GM_E 는 중력상수와 지구 질량의 곱이며, R_E 는 지구반경, A_{po} 는 주차궤도의 고도이다. 또한, 달 전이궤도 상에서 탐사선의 운동 속도는 근지점과 원지점에서 각각 다음과 같이 계산된다.

$$V_p = \sqrt{GM_E \left(\frac{2}{r_p} - \frac{1}{a_{to}} \right)} \quad (2a)$$

$$V_a = \sqrt{GM_E \left(\frac{2}{r_a} - \frac{1}{a_{to}} \right)} \quad (2b)$$

(2a)식에 의해 달 전이궤도 근지점에서의 속도는 약 10.84 km/sec이다. 따라서 달 전이궤도의 근지점에서 탐사선이 진입한다면 이때 필요한 속도 증가분 ΔV_1 은 다음과 같이 계산된다.

$$\Delta V_1 \cong 10.84 - 7.73 = 3.11 \text{ km/sec} \quad (3)$$

탐사선이 달 선회궤도의 목표인 100 km 고도에 진입하는 순간, 즉 지구중심 전이궤도 상에서 원지점에서의 속도는 (2b)식에 의해 약 0.179 km/sec이다. 이 때, 달의 공전속도(약 1.08 km/sec)를 고려하면 달 기준에서 탐사선의 운동속도는 약 0.9 km/sec가 된다.

달에서 고도 100 km인 원궤도의 속도를 알기 위해 (1)식을 응용하여 계산하면 약 1.63 km/sec의 운동속도가 필요하다. 따라서 달 전이궤도로부터 100 km 고도의 달 선회 원궤도로 진입하기 위한 속도 증가분 ΔV_2 는 다음과 같다.

$$\Delta V_2 \cong 1.63 - 0.9 = 0.73 \text{ km/sec} \quad (4)$$

따라서, 지구 주차궤도로부터 달 전이궤도를 거쳐 달 선회궤도에 진입하기 위해 필요한 속도 증가분은,

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 \cong 3.84 \text{ km/sec} \quad (5)$$

와 같다. 이렇게 산출한 속도 증가분은 임무 수행에 필요한 최소의 숫자이며 실제 임무 수행을 위해서는 여기에 경로 보정을 위한 기동과 자세 제어에 필요한 ΔV 량이 추가되어야 한다.

앞서 설명한 바와 같이 달 선회궤도 진입을 위한 속도 증가분의 정확한 계산을 위해서는 지구-달-탐사선 간의 제한 3체 모델로 계산하여야 하지만 여기서는 이를 생략하고 대략적인 값을 산출하였다.

4.2 달탐사위성의 추진제 예산 예측

액체추진제를 이용하는 화학추진시스템을 탑재하는 달탐사위성을 가정하고, 기예측한 속도증분을 바탕으로 추진제 예산(propellant budget)을 산출하여 달탐사 위성 추진시스템으로서 화학추진시스템의 적용 가능성을 고찰한다.

추진제 예산 예측시 가장 중요한 요소는 추진시스템의 비추력이다. 통신해양기상위성의 이원추진제 추진시스템에 사용된 액체원지점엔진의 비추력은 323초이며, 자세제어를 위해 사용되는 반동제어추력기(Reaction Control Thruster, RCT)의 비추력은 287초이다. 한편 다목적실용위성의 단일추진제 추진시스템에 사용된 추력기의 비추력은 221초이다[7]. 따라서 본 추진제 예산 예측에서는 비추력면에서 유리한 이원추진제 추진시스템의 비추력을 기본으로 하여 계산을 수행한다.

요구되는 속도 증분을 추진제량으로 환산하기 위해 다음의 치올코프스키(Tsiolkowski) 식[1]을 이용한다.

$$M_P = M_i \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{g_c I_{sp}}\right) \right] \quad (6)$$

여기에서 M_P 는 주어진 ΔV 를 발생하기 위해 필요한 추진제량이며, M_i 는 달탐사위성의 ΔV 발생 전 초기 중량이다. g_c 는 중력 상수로 9.81 m/s^2 이고 I_{sp} 는 비추력을 의미한다.

달탐사위성의 발사 중량을 2.6 톤으로 가정하고 달 전이궤도의 근지점에서 진입시 소요되는 (3)식으로부터 도출된 3.11 km/sec 의 속도증분을 비추력 323초의 액체원지점엔진을 이용하여 수행된다고 가정하면, 소요되는 추진제량은 (6)식에 의거해 $1,625.7 \text{ kg}$ 으로 예측된다. 이후 달선회원궤도로 진입시 (4) 식의 0.73 km 의 속도증분에 소요되는 추진제량은, 287초 비추력의 반동제어추력기(RCT)를 이용하여 수행된다고 가정하면 다음의 식과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} M_P &= (2,600 - 1,625.7) \left[1 - \exp\left(-\frac{730}{9.81 \times 287}\right) \right] \\ &= 222.5 \text{ kg} \end{aligned} \quad (7)$$

따라서 발사중량 2.6톤의 달탐사위성이 주차궤도에서 자력으로 달선회원궤도로 진입시 사용하는 추진제 총량은 $1,625.7 + 222.5 = 1,848.2 \text{ kg}$ 이며, 이 때의 위성 잔재 중량은 $2,600 - 1,848.2 = 751.8 \text{ kg}$ 이 된다.

추진제 조합을 통신해양기상위성과 같이 MMH와 MON-3를 사용시 필요한 추진제 탱크 총 용량은 1611.3 리터로 연료와 산화제당 각각 805.7 리터 용량 이상의 탱크가 필요하게 된다. 물론 앞서 언급한 경로 보정을 위한 기동과 자세제어에 필요한 ΔV 량을 추가한다면 필요한 추진제량은 더 늘어나게 된다.

현재 상용으로 시판되는 추진제 탱크 중 용량이 800 리터 이상이며 통신해양기상위성의 구조체에 적용할 수 있는 탱크는 존재하지 않는다. 이 경우 적절한 대안은 아스트리움(Astrium)의 대형위성인 유로스타 3000(EUROSTAR 3000)에 적용된 방식으로, 517 리터 추진제 탱크[11]를 4개 사용하여 총 추진제 적재량을 $2,262.6 \text{ kg}$ 까지 늘리는 것이다. 그러나 4개의 추진제 탱크 사용으로 통신해양기상위성의 추진제 기본 개념 변경시 통신해양기상위성의 기술이력(heritage)을 유지할 수 없으며, 다중 탱크 사용시에 수반되는 기술적인 난이도 극복이 필수적이다.

5. 결 론

달탐사위성의 추진시스템의 기본 연구로서 국내에 기개발되어 적용 가능한 추진시스템과 관련된 외국의 사례들을 검토했다.

전기추진시스템을 주추진으로 사용하는 경우는 선례가 스마트-1(SMART 1)의 한 경우밖에는 없으며, 이 경우 부품 단가 및 시스템 가격이 매우 높고 달궤도 진입시까지 1년 이상의 긴 비행시간이 소요된다. 화학추진시스템을 적용한 경우

가 일반적이며, 탐사위성의 중량이 적을 경우에는 단일추진제 추진시스템을 주로 이용하였고, 중량이 상대적으로 큰 경우에는 이원추진제 추진시스템을 주로 이용하고 있다.

그리고 달탐사 임무 해석을 통해 필요한 총 속도 증분을 구하고, 이를 바탕으로 이원추진제 추진시스템의 추진제 예산을 구해 적용 가능성을 고찰했다. 추정된 총 추진제량을 적재할 수 있는 방안을 검토한 결과 추진시스템의 중대 변경을 택할 수 밖에는 없으며, 이 경우 통신해양 기상위성 추진시스템의 기술이력을 이용할 수 없게 된다. 이론적으로는 가능하지만 이제 처음으로 이원추진제 추진시스템을 도입한 우리 수준으로는, 기술적으로 상당한 어려움이 존재한다고 사료된다.

반면 KSLV-2의 발사체 3단에 약 2톤의 고체 키크모터를 추가하고 이 키크모터를 이용해 300 km × 380,000 km의 궤도로 약 550 kg 급의 달탐사 위성을 보내는 것은 가능한 것으로 예측되고 있다[3]. 이 경우 후보 추진시스템은 단일추진제 추진시스템으로서 현재 국산화 개발이 완료된 저궤도 위성용 추진시스템을 충분히 활용할 수 있을 것으로 사료된다.

달탐사위성이 자력으로 이원추진시스템을 사용하며, 주차궤도에서 달 전이궤도를 거쳐 달 선회궤도로 진입하는 것은 이론적으로는 가능하지만 기술적으로는 상당한 어려움이 존재한다.

하지만 근래 아시아에서 발사된 달 탐사선의 경우 대부분 기상위성의 기술을 이용하며 이원추진제 추진시스템을 구현하고 있다. 이에 비추어 만일 발사체의 능력이 충분해 달 전이궤도까지 중형의 위성체를 운반할 수 있다는 전제가 만족된다면, 달탐사위성에는 이원추진제 추진시스템을 활용하는 것이 적절할 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

1. 한조영, 우주비행선 추진공학, 경문사, 2005
2. 이호형, 김방엽, 최정수, 한조영, "아리안-5 발사체를 이용한 통신해양기상위성 발사," 한국항공우주학회지, 제36권 3호, 2008, pp.291-297
3. 이상률, "우리나라 달 탐사의 기술 개발 방향," KSAS 매거진, 제3권 1호, 2009, pp.51-57
4. 심은섭, "달 탐사위성 개발 현황," 항공우주 산업기술동향, 제 5권 1호, 2007, pp.40-56
5. NASA, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/planets/moonpage.html>, 2008
6. 한조영, "국내의 대표적 인공위성 화학추진 시스템의 형식 및 특성," 한국항공우주학회지, 제35권 8호, 2007, pp.747-752
7. 김정수, 한조영, 진익민, "다목적실용위성 1호 추진시스템 궤도운용 결과 분석," 한국추진공학학회지, 제4권 4호, 2000, pp.107-113
8. 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
9. Bate, R. R., Muller, D. D. & White, J. E., "Fundamentals of Astrodynamics," Dover Publication Inc., New York, 1971, pp.327-340
10. Jet Propulsion Laboratory, "Lunar Constants and Models Document," JPL D-32296, 2005
11. 채종원, "정지궤도 인공위성용 이원추진시스템 부품 조사," 항공우주산업기술동향, 제6권 1호, 2008, pp.82-89