

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(8), 654-660(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.8.654>

나로호와 한국형발사체를 연계한 달탐사 발사체 개념설계

양원석, 김소연, 최정열*

Conceptual Design of a Launch Vehicle for Lunar Exploration by Combining Naro-1 and KSLV-II

Won-Seok Yang, So-Yeon Kim and Jeong-Yeol Choi*

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

ABSTRACT

In this paper, a conceptual design of a launch vehicles is proposed by combining Naro-1 and KSLV-II. For trans-lunar injection (TLI) to lunar orbit at 300 km LEO, the target performance is defined same as that of KSLV-II, which delivers an object of 2.6 tons into 300 km LEO. The proposal launch vehicle concept of this study is combination of 1st stage of KSLV-I and 2-3rd stage of KSLV-II. Thus, it is possible to reduce the development time and also could expand the options for national launch vehicle capabilities with proven technologies.

초 록

본 논문에서는 달 탐사위성을 위한 발사체로 한국형발사체(KSLV-II)와 나로호(KSLV-I)를 이용한 새로운 발사체에 대한 개념 연구를 수행하였다. 달 궤도 진입은 300 km 저고도에서 TLI를 수행해야 하므로 발사체의 목표성능을 한국형발사체와 동일하게 300 km 저고도에 2.6 ton의 물체를 올려놓을 수 있도록 설정하였다. 본 연구에서 제안하는 발사체는 나로호의 1단부와 한국형발사체의 2-3단부를 결합한 형태로서 검증된 발사체를 이용함으로써 기존의 한국형발사체에 비해 개발기간을 단축시킬 수 있고 발사체의 선택의 폭을 넓힐 수 있는 장점이 있다.

Key Words : Lunar Exploration Launch Vehicle(달 탐사 발사체), KSLV- I (나로호), KSLV-II (한국형발사체), TLI (Trans-Lunar Injection)

1. 서 론

달 탐사는 발사체와 인공위성으로 대표되는 우주과학기술을 향상시키고 국가의 위상과 국민의 자긍심을 고취시키며 장기적으로 우주자원 선점의 기반이 된다. 국제적으로 달 탐사는 1957년 소련이 최초의 인공위성을 발사한 직후인 1958년

부터 시작되었으며 역사적인 아폴로 계획 이후로 달 탐사 계획이 중단되었다가, 1994년 미국의 클레멘타인을 시작으로 루나프로스펙터, LRO 등 달 탐사가 새로이 시작되고 있다. 일본은 1990년 기술실증 위성인 히텐을 달에 보내 달 탐사에 성공하였으며, 또한 2007년 아폴로 계획이후 가장 큰 규모의 탐사로 셀레네 위성을 보냈다. 중국은

† Received: February 24, 2014 Accepted: June 6, 2014

* Corresponding author, E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871



Fig. 1. R&D plan of KSLV-II (2011)

2007년 창어-1을 달에 보내며 달 탐사의 막을 열었다. 인도는 3차원 고해상도 지도 제작이 가능한 찬드라얀-1 위성을 달에 보내는데 성공하였다 [1-3].

우리의 경우 인공위성 기술은 상당한 수준에 도달하여 있으므로 달 탐사가 가지는 가장 큰 의의는 자체적인 발사체 기술의 확보를 통한 우주 개발 및 탐사 능력 실증이라고 여겨진다. Fig. 1을 보면, 우리나라는 2011년 수립된 우주개발사업 세부실천로드맵[4]에 따라 2021년까지 한국형 발사체를 발사하고 2023년에 달 탐사를 위한 궤도선 및 착륙선을 보낼 계획을 가지고 있었지만 2012년 대선토론을 통하여 2020년 달 탐사가 대선 공약화 되었고, 북한의 자력 개발 은하 3호를 이용한 궤도 진입 소식과 나로호 발사 성공에 여론과 정부의 관심이 커지면서, 2013년 2월 박근혜정부 140대 국정과제의 하나로 “우주기술 자립으로 우주강국 실현”이 발표되었다. 그 첫 번째 주요 추진계획으로 2019년까지 한국형발사체 개발과 2020년까지 한국형발사체를 활용한 달 궤도선과 달 착륙선 자력발사가 제시되었고 Fig. 2와 같이 2013년 11월에 수립된 우주개발 중장기 계획



Fig. 2. National space R&D road map [2]

획에 따라 개발을 앞당기게 되었다[2,5].

당초 2021년 발사체 개발과 2025년 달 착륙선 계획에 비추어 이 계획은 상당히 도전적인 과제라고 할 수 있을 것이다. 따라서 본 논문에서는 개발기간을 크게 단축시키면서 검증된 신뢰성을 확보할 수 있는 달 탐사 발사체 개념으로서 한국형발사체(KSLV-II)의 2,3단계와 나로호(KSLV-I)의 1단을 연계하는 방안을 제시하고자 한다.

II. 한국형발사체와 달 탐사

2.1 한국형발사체 개발계획

나로호의 1차, 2차 발사 실패로 인하여 한국형 발사체 개발계획에 차질이 생기자 2011년 8월 나로호와 별도의 한국형발사체 사업단을 구성하였다. 사업단은 당초 2018년까지 75톤급 액체엔진 및 시험발사체를 개발완료하고 발사한 뒤 2021년까지 한국형발사체를 개발하는 것으로 계획하였다. 하지만 새 정부의 국정과제가 제시됨에 따라 한국형발사체의 개발을 2020년으로 앞당기는 동시에 2025년 예정이던 달 탐사를 한국형발사체 개발과 같은 년도인 2020년으로 조기에 수행하여야 한다.

2.2 한국형발사체 개발의 도전 과제

한국형발사체는 75톤급의 액체엔진을 기본으로 하여 4기 클러스터링 시킨 300톤급 1단, 기본엔진을 고공형으로 적용한 2단, 그리고 7톤급 엔진을 이용한 3단으로 구성되어 있다[6]. 한국형발사체 개발 계획의 일정은 당초 2018년까지 75톤급 액체엔진 및 시험 발사체를 개발 완료하고 발사한 뒤, 2021년까지 한국형발사체를 개발하는 것으로 계획되었다. 이는 개발 과정에 반드시 필요한 시험 시설의 구축과 필수적인 시험 과정을 수행하도록 계획되어 있다. 하지만 개발과정에서 문제가 발생하는 경우 이를 보완하여 추가적인 시험을 수행할 수 있는 충분한 여유가 포함되어 있지 않다. 더욱이 국정과제로 2019년 발사체 개발과 2020년 달 탐사 발사체 개발이 제시되어 개발일정은 더욱 촉박한 상황이다. 또한 나로호의 1단 RD-151 엔진과 동일한 엔진인 RD-191 엔진의 경우 총 90 회, 누적 20만 초의 연소 시험을 수행하였음을 참고할 때, 2019년 까지 1) 연소 시험 시설을 구축하고 2) 3 종류의 엔진을 개발하면서 동시에 3) 발사체 개발과 4) 발사 시설을 건설하여야 하는 일정은, 인력과 예산이 충분히 지원된다 하더라도 1단 엔진 개발 경험이 충분치 않은 상황을 고려할 때 아폴로 계획에 버금가는

도전적 상황임을 쉽게 짐작할 수 있다.

2.3 한국형발사체를 활용한 달 탐사 계획

우리나라 달 탐사계획은 한국형발사체 사업을 기반으로 한다. 한국형발사체는 1.5톤급 실용위성을 고도 700km의 태양동기궤도(경사각 약98도)에 투입하는 것을 목표로 개발되지만 이러한 궤도는 성능 손실이 크게 발생하므로 달탐사 발사체는 다른 발사체와 유사하게 고도 300km, 경사각 80도의 원궤도에 투입하는 것으로 한다. 기존의 3단으로는 필요한 속도증분을 얻지 못하므로 킥모터를 장착하여 4단으로 구성하여야 한다. 달 궤도선은 나로우주센터(경도 127.5° 위도 34.4°)에서 방위각 170도로 발사되어 목표 고도 300km에 투입된다. 지구에서 달까지 천이 궤적은 여러 가지가 있지만 그 중에서 전형적으로 사용되는 직접 천이방식을 선택하면 300km에서 일정시간 공전(coast)한 후 TLI를 통해 달로 향하게 되고 지구에서 달까지의 천이 비행시간은 2~6일 정도 소요된다. 달 궤도선은 달 근처에서 LOI(Lunar Orbit Insertion)를 통해 궤도경사각 90도, 달고도 100km에 진입하고 달궤도선은 이 궤도에서 약 1년 동안 임무를 수행하게 된다. 이때 위성체의 총 중량은 550 kg이다[7,8]. TLI와 LOI에 필요한 2017년 1월1일 발사를 기준으로 하는 [7]의 데이터를 사용하며 Fig. 3은 달탐사 미션을 간략하게 나타낸 것이다. 한편, 한국형발사체를 이용한 달 탐사가 여의치 않은 경우 외국의 발사체를 이용한 달 탐사를 우선 진행하는 방법도 고려되고 있지만 국정과제로써 달 탐사의 실질적 의의를 충족하기는 우리나라의 자체적인 발사체 기술을 활용하여야 할 것으로 여겨진다[9].

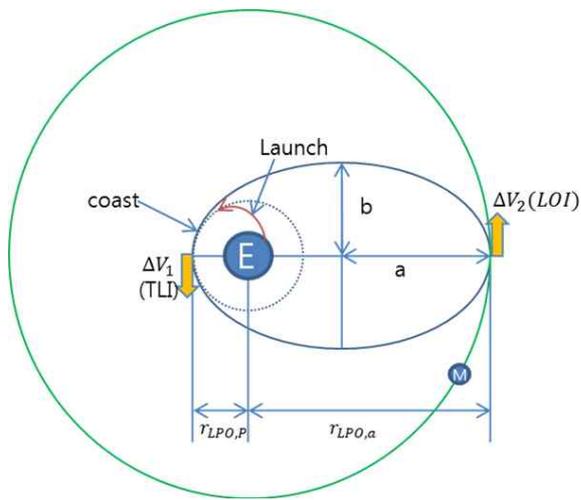


Fig. 3. Mission orbit for lunar expedition

III. 달 탐사 발사체 방안

3.1 나로호 사업과 한국형발사체 사업

나로호 사업을 통하여 발사체 개발과정 및 발사 시설 개발 및 운용 등에 대한 많은 경험이 축적되었지만 한국형발사체(KSLV-II) 사업은 나로호(KSLV-I) 사업종료 이전에 시작되어 선행 사업의 결과가 후속 사업에 직접적으로 연계되는 않는 상황이다[10]. 나로호 사업은 발사체의 1단을 직도입함으로써 자력 발사 능력의 측면에서 문제시되기도 하지만, “우주 개발도상국”의 입장에서 우주 발사 기술을 빠르게 습득할 수 있는 새로운 사업 모델로 평가할 수 있을 것이다. 독일이 브라질의 고체로켓을 이용하여 극초음속 재돌입체를 시험하는 SHEFEX 프로그램[11]도 나로호 사업과 유사한 국제 공동 개발 사례로 여겨진다.

2013년 1월 30일 나로호 3차 발사가 성공적으로 수행되었으므로, 이 사업의 결과를 활용한다면, 달 탐사를 위한 발사체 개발 기간을 단축할 수 있을 것으로 여겨진다. 아울러 한국형발사체 사업과 연계하되 달 탐사 발사체 사업을 병행함으로써 새 정부의 국정목표인 “일자리 중심의 창조경제”에 기여할 수 있을 것으로 여겨진다.

3.2 달 탐사 발사체 조기 개발 방안

한국형발사체 개발 계획[6]에 따르면 2014년까지 7톤급 3단 엔진, 2018년까지 한국형발사체의 2단인 75톤급 엔진을 개발하며, 3년 후인 2021년에 1단 엔진을 개발하는 것으로 되어 있다. 따라서 7톤급 엔진과 75톤급 엔진이 개발된 시점에서, 나로호 사업으로 검증된 1단을 결합하여 달 탐사 발사체를 구성한다면 국정 과제의 시한을 충족시킬 수 있을 것으로 여겨진다. 나로 발사체

Table 1. Specifications of candidate first stages

	Angara (Angara 1.2)	KSLV- I (Naro)	KSLV- II
Engine	RD-191	RD-151	75t LRE
Thrust (vac.)	213 tonf	213 tonf	300 tonf (Clustering)
I_{sp} (vac.)	337 sec	337 sec	297 sec
Launch Weight	171.5 ton	144 ton	200 ton

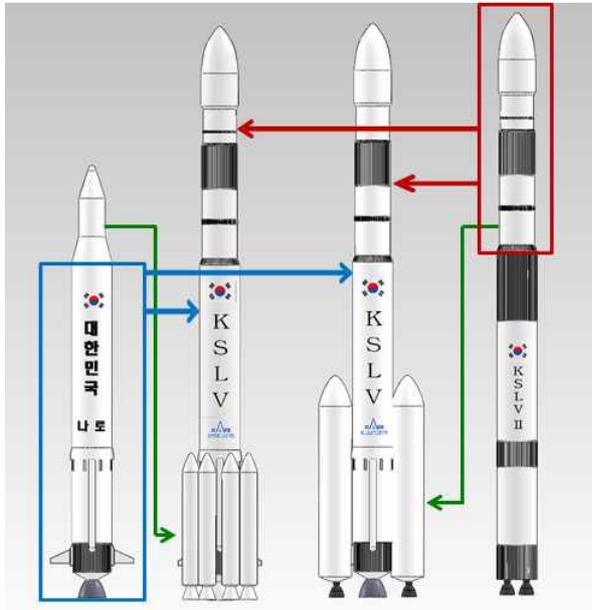


Fig. 4. Launch vehicle concepts for lunar exploration

의 1단은 세 차례의 발사 등을 통하여 검증되었기에, 본 제안은 본격적인 한국형발사체의 활용에 앞서 우선적으로 개발되는 2단과 3단 엔진 및 발사체를 검증된 1단 발사체를 이용하여 장차 활용할 그대로 비행 시험하는 의의를 가질 수 있을 것이다. Table 1에 나로호 및 한국형발사체의 1단 성능을 비교하여 정리하였다.

한국형발사체와 비교하여 나로호 발사체의 부족한 1단 추력은 1) 나로호 2단 개발로 축적된 기술을 활용하여 고체 부스터를 추가하여 보완하거나, 2) 한국형발사체의 2단계에 개발된 75톤급 엔진을 액체 부스터로 활용하여 보완할 수 있을 것이며, 이는 2018년 발사가 계획된 75톤 1단 발사체를 액체 부스터로 활용하는 방안이다. 이러한 선택 방안들은 향후 한국형발사체가 완료된 후에도 다양한 발사능력을 구비하는데 추가적인 옵션으로 활용될 수 있을 것이다. Fig. 4는 본 논문에서 제시하는 달탐사 발사체의 개념도이다.

3.3 임무분석

기존의 한국형발사체의 목표성능[12]이 1.5 ton의 화물을 700 km의 지구 저궤도에 올려놓는 것이므로 본 논문에서 제안하는 발사체는 이와 동등 혹은 그 이상의 성능을 지녀야 하므로 700 km 고도에 투입 가능한 최대 화물무게를 도출하여 비교분석 하도록 한다. 성능분석은 비행속도, 추방향 가속도, 고도, 동압을 비교하도록 한다 [13,14]. 계산에 앞서 비교적 간단한 계산을 위해

몇 가지 가정을 하였다. 먼저 추진제 유량은 고도상승에 관계없이 일정하도록 가정하였고 관성 비행은 없다고 가정하였으므로 각 단의 분리 후 다음 단의 점화까지의 시간은 생략하였다.

성능분석에 필요한 비행속도는 (1), (2)식을 4차 Runge-kutta법을 통해 시간에 따라 수치적분하여 구하였다.

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F}{m} \cos(\psi - \theta) - \frac{c_D}{2m} \rho v^2 A - g \sin \theta \quad (1)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{F}{mv} \sin(\psi - \theta) + \frac{c_L}{2mv} \rho v^2 A - \frac{g}{v} \cos \theta \quad (2)$$

여기서 추력은 아래와 같이 비행 중에 발생하는 대기압 변화를 고려하여 계산하였다.

$$F = F_{vac} - P_a A_e \quad (3)$$

질량은 아래와 같이 초기질량에서 분사되는 추진제 유량에 의한 질량감소를 반영하여 시간에 따라 보정하였다.

$$m = m_0 - \dot{m} t_b \quad (4)$$

이 때 추진제 유량은 추진제 중량에 연소시간을 나눈 값이다.

$$\dot{m} = \frac{M_p}{t_b} \quad (5)$$

고도는 계산된 속도의 높이성분을 적분하여 구하였다. 동압은 식 (7)과 같이 계산하였다.

$$\frac{dh}{dt} = v \sin \theta \quad (6)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (7)$$

비교대상이 되는 한국형발사체의 성능분석은 [12]를 참고하여 위와 같은 방식으로 계산하였다. 해석 방법에 대한 보다 상세한 내용은 앞선 논문에서 기술한 바 있으므로 생략한다[15].

3.4 고체 부스터 활용 방안

고체 로켓은 한미 미사일 지침에 의하여 여전히 성능이 제한 받고 있으나[16] 사거리가 300에서 800 km로 연장된 상황에서 추가적인 협의를 통하여 민간의 우주발사체의 경우 8톤급에서 20톤급 혹은 그 이상으로 상향할 수 있는 가능성이 있을 것으로 여겨진다. 특히 1단 발사체 기술 협력선을 활용하는 경우, 우리가 고체 부스터를 반제품 형태로 협력선에 공급하여 1단 발사체와 꽤

키지 형태로 제공 받음으로써, 1) 고체 부스터 옵션이 없는 협력선도 보다 다양한 발사체 옵션을 가질 수 있게 하여, 2) 고체 로켓 기술 전용에 대하여 주변국이 가지는 우려를 불식시키는 보증 효과를 가질 수 있을 것으로 여겨진다. 3) 아울러 우리가 아직 시도하여 보지 못한 부스터 설계 및 운용에 대하여 선진 기술을 도입할 수 있는 기회가 될 것으로 여겨진다.

고체로켓부스터를 활용하는 방안으로써, 나로호 2단으로 이용된 20톤급 고체 기술을 이용하여, 8개의 Strap-on 부스터를 장착하는 경우를 가정하였다. 이 경우 총 373 ton의 추력을 가지므로 한국형발사체의 추력을 크게 상회하며, 필요에 따라 부스터의 수를 조절하여 발사 추력의 크기를 조절 할 수 있다. 이 방안의 경우, 나로호 2단으로 축적된 기술을 활용하므로 비교적 개발이 쉽다는 장점이 있다. Table 2에 본 논문에서 제안하는 고체 및 액체 부스터 부착 발사체의 성

능을 요약하였다.

본 방안에 사용되는 20톤급 고체로켓부스터는 일본의 H-IIA 발사체에 사용되는 고체로켓부

Table 2. Specifications of present vehicle

	Booster stage		1 st stage	2 nd stage	3 rd stage
	SRB (x8)	LRB (x2)			
M_0 (ton)	80	69.1	140	41.9	16.4
M_p (ton)	68.5	58.6	130	36.6	10.9
T (vac.) (tonf)	160	150	213	80.4	7.0
I_{sp} (vac.) (tonf)	280	297	337	315.4	325.1
t_b (sec)	120	115	230	143.6	501.6

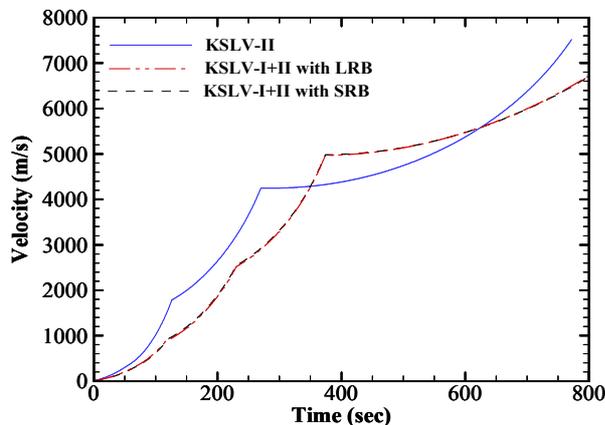


Fig. 5. Flight velocity comparison present launch vehicle and KSLV-II

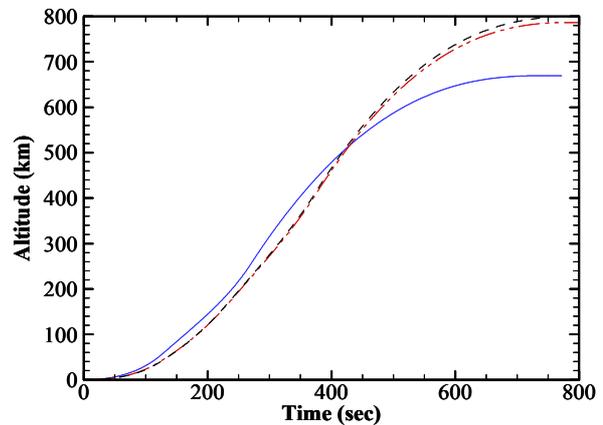


Fig. 6. Altitude comparison present launch vehicle and KSLV-II

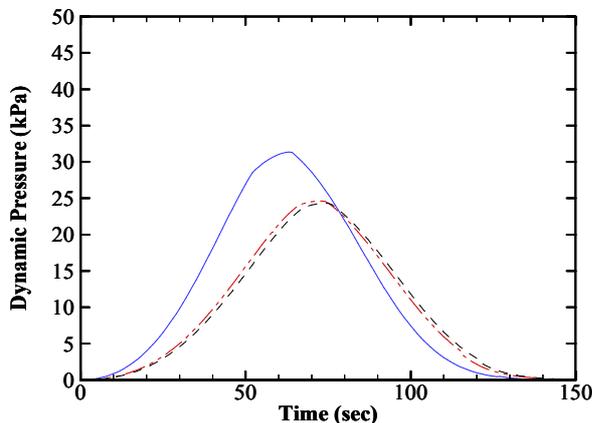


Fig. 7. Acceleration comparison present launch vehicle and KSLV-II

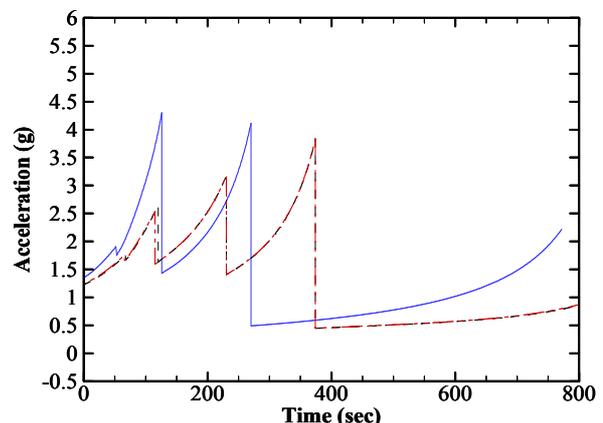


Fig. 8. Dynamic pressure comparison present launch vehicle and KSLV-II

스터인 SRB-A의 성능표를 참고하여 구조비 14%, 비추력 280 s 로 설정하였다.

Figure 5, 6을 보면, 본 방안의 발사체는 최대 2.69 ton의 화물을 약 800 km 고도에 투입할 수 있으며 Fig. 7, 8의 결과를 보면 동압과 최대가속도가 한국형발사체보다 낮게 나옴을 알 수 있는데 이것은 본 방안의 발사체가 추력 대 중량비가 한국형발사체보다 낮음 보여주는 결과라고 할 수 있다.

3.5 액체 부스터 활용 방안

액체로켓을 부스터로 활용할 경우, 75톤급 엔진을 발사체 양쪽에 장착하여 총 320 ton의 추력을 발생시킨다. Table 2의 성능표에서 액체로켓 부스터의 성능은 한국형발사체의 2단부 성능을 참고하여 연료량을 줄인 형태로 가정하였다. 다만 액체 로켓부스터는 지상용 노즐을 사용해야 하므로 비추력은 297 s 이다.

궤적계산 결과, 액체부스터를 활용한 발사체는 최대 화물 무게는 약 2.61 ton으로 비교대상인 한국형발사체보다 1.73배 가량 향상된 임무성능을 보여주며 Fig. 6을 보면 목표고도인 700 km 에 투입됨을 확인할 수 있다. 다만 본 방안의 발사체는 고체로켓 부스터 방안과 동일하게 동압과 초기 가속도가 한국형발사체에 비해 다소 낮아 중력에 의한 손실이 더 발생함을 알 수 있다. 이 점은 보다 정밀한 비행계획 및 궤적해석을 통해 극복할 수 있을 것으로 사료되며 발사 성능 자체는 상당부분 향상되므로 달 탐사를 위한 충분한 탑재용량을 확보 할 수 있다. 따라서 액체로켓 부스터를 활용하는 경우에도 고체로켓부스터 경우와 유사하게 성능 측면에서 장점이 있을 수 있는 것으로 여겨진다. 이 방안의 경우, 고체 로켓과 달리 미사일 지침에 따른 제한을 받지 않으므로 추가적인 협상이 필요 없고 이미 계획된 75톤급 시험 발사체를 부스터로 활용하는 장점이 있으며, 전체 발사체 구성에서 국내 기술의 적용

범위를 넓히는 장점이 있다. Table 3 고체 및 액체 부스터를 사용하는 발사체의 임무 능력을 간략히 요약하였다.

IV. 결 론

새 정부의 국정과제로 제시된 달탐사 계획의 일정을 충족시키기 위하여 한국형발사체 계획과 나로호 사업을 연계한 달 탐사 발사체 개발 방안을 제시하였다. 한국형발사체 사업에서 순차적으로 먼저 개발되는 3단과 2단을 활용하고 기존에 검증된 나로호 발사체의 1단을 활용함으로써, 한국형발사체 사업의 완료 이전에 한국형발사체와 동등 혹은 그 이상의 발사 능력을 가지는 신뢰성 있는 달 탐사 발사체를 개발할 수 있을 것으로 여겨진다.

본 논문의 제안은 한국형발사체 개발 계획으로 국정과제로 제시된 시한을 충족시키기 어려운 경우에 선택할 수 있는 방안이지만, 별도의 달탐사 발사체 사업으로 진행함으로써 이미 진행 중인 한국형발사체 사업에 지장을 주지 않으면서 독자적 발사체 기술 확보의 외연을 확대하고, 한국형발사체가 개발 이후에도 활용할 수 있는 다양한 부스터 기술 등의 옵션을 확보하는 가능성이 있을 것이다.

후 기

본 연구는 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업의 지원(과제번호 2013M13A3A02042442)으로 수행된 연구의 일부입니다.

References

- 1) Lee, G. H., Yoo, M. J., Kim, S. K., and Lee, S. R., "Current Development Status of Propulsion System for Foreign Lunar Orbiter," Proceeding of the 2009 KSAS Fall Conference, 2009, pp.1157~1160.
- 2) "National Long-Term Space Development Plan," Ministry of Science, ICT and Future Planning, Nov. 2013.
- 3) Choi, N. M., Yong, S. S., Ju, G. H., Lee, S. R., and Sim, E. S., "Validity and Mission of Korean Lunar Exploration," Proceeding of the

Table 3. Launch vehicle configurations

	KSLV-II	with SRB	with LRB
Booster	-	20 ton x8	75 ton x2
Payload (ton)	1.5	2.69	2.61
Velocity (m/s)	7518	7463	7495
Altitude (km)	676	793	780

2008 KSAS Fall Conference, 2008, pp.1288~1291.

4) "National Space R&D Roadmap," Ministry of Education, Science and Technology, Nov. 2011.

5) Receptive Committee of the 18th Presidency, "Administrative Goals," Cheongwadae, Feb. 2013, pp.50.

6) Park, T. H., "Development Status and Plan of Korea Space Launch Vehicle II," Proceeding of the 2011 KSPE Fall Conference, 2011, pp.6.

7) Song, E. J., Park, C. S., Cho, S. B., Noh, W. R., JU, K. H., Choi, N. M., and Lee, S. R., "Mission Design for a Lunar Orbiter Launched by KSLV-II," Proceeding of the 2008 KSAS Fall Conference, Vol. 2, 2008, pp.1311~1316.

8) Kim, H. D., Ju, K.H., Choi, K. H., Lee, S. R., and Sim, E. S., "Mission Design Considerations for a Lunar Orbiter," Proceeding of the 2008 KSAS Fall Conference, 2008, pp.1297~1300.

9) Lee, S. R., "Direction of Technology Development for Korea Lunar Exploration," KSAS Magazine, Vol. 1, No. 3, 2009, pp.51~57.

10) Kim, S. J., "An Introduction to the Space Technology Development through NARO Space Launch Vehicle," Proceeding of the 2012 KSPE Fall Conference, 2012, pp.3.

11) Weihs, H., Longo, J., and Turner, J., "The Sharp Edge Flight Experiment SHEFEX II, a Mission Overview and Status," AIAA 2008-2542.

12) Noh, W. R., Cho, S. B., Sun, B. C., Choi, K. S., Jung, D. W., Park, C. S., Oh, J. S., and Park, T. H., "Mission and System Design Status of Korea Space Launch Vehicle-II succeeding Naro Launch Vehicle," Proceeding of the 2012 KSAS Fall Conference, 2012, pp.233~239.

13) Oh, B. S., Lee, J. H., Roh, W. R., Joh, M., Park, J. J., Cho, G. R., "The Conceptual Design of Launch Vehicle," Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Science, 2002, pp.130~141.

14) Sutton, G. P., and Biblarz, O., Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, Inc., New Jersey, 2010, pp.110~153.

15) Yang, W.-S., Choi, J.-Y., "Performance Analysis of KSLV-II Launch Vehicle with Liquid Boosters," Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 42, No. 7, 2014, pp.544~551.

16) "Main Contents and Expectation of Korea-US New Missile Guideline," Policy Newsletter of Cheongwadae, Vol. 135, Oct. 2012.