달 착륙선 개념설계형상 검증모델 가상비행시험

이원범*, 류동영**

Virtual Flight Test for Conceptual Lunar Lander Demonstrator

Won-Beom Lee*, Dong-Young Rew**

Abstract

The conceptual design lunar lander demonstrator has been developed to use as a test bed for advanced spacecraft technologies and to test a prototype planetary lander capable of vertical takeoff and landing. Size of the lunar lander demonstrator is the same as that of lunar lander conceptually designed, however, the weight of lunar lander demonstrator is designed in 1/6 scale in consideration of gravity difference between moon and earth. The thruster clustering and virtual flight test were performed in the demonstrator fixed on the ground. The demonstrator ground test has been conducted for two months in the test site for the solid motor combustion of the Goheung Flight Center. The purposes of ground test of demonstrator are to demonstrate and verify essential electronics, propulsion system, control algorithm, embedded software, structure and system operation technologies before developing the flight model lander. This paper is described about the virtual flight test including test configuration, test aims and test facilities

초 록

달 착륙선 개념설계형상 검증모델은 한국형 달착륙선의 진보된 우주 비행체 기술들의 개발 및 검증을 위한 시험베드로서 개념설계형상을 바탕으로 달과 지구의 중력 차이를 고려하여 실제 중량의 1/6 스케일로 설계된 수직이착륙이 가능한 달착륙선의 프로토타입이다. 검증모델은 지상에 고정된 상태에서 추력기 클러스터링 시험과 가상비행시험을 수행하였다. 검증모델 지상시험은 두 달 동안 고흥항공센터 고체모터연소 시험장에서 진행했다.

검증모델의 지상시험의 목적은 비행모델 탐사선의 개발 이전에 주요 전자장비, 200N급 추진시스템, 제어 알고리즘 및 소프트웨어, 구조체의 핵심기술 및 체계운용기술 등의 전체 시스템에 대한 시연 및 검증이다. 본 논문에서는 시험형상, 시험목적 그리고 시험제반시설에 대한 기술을 포함한 가상비행시험에 대한 내용을 기술한다.

키워드 : 달 착륙선(Lunar lander), 검증모델(Demonstrator), 가상비행시험(Virtual Flight Test)

접수일(2013년 5월 6일), 수정일(1차 : 2013년 6월 7일, 게재 확정일 : 2013년 7월 1일)

* 달탐사기반연구팀/wblee@kari.re.kr ** 달탐사기반연구팀/dyrew@kari.re.k

1. 서 론

해외의 달 착륙선 개발에서 검증모델을 사용하여 수행했던 시험 방법 사례로는 일본의 SLIM Project에서 고정 상태에서의 자세제어 및 전기 시스템 시험, NASA Morpheus, NASA Robotic Lunar Lander등에서 안정장치를 이용한 테더링 시험, NASA Morpheus, NASA Robotic Lunar Lander 의 자율 비행 시험 그리고 일본 JAXA, ESA 헬리콥터 등의 비행체를 사용한 Lifting 시험 등이 있다.[1-4)]

금번 연구에서 달 착륙선 검증모델의 지상 시험은 최종적으로 비행시험을 통한 검증이다.

그러나 현재 개발된 추진시스템에서 사용하는 추진제가 하이드라진(N2H2)이므로 자유비행시험 시 추진제 및 배기가스가 외부에 노출될 위험이 크므로, 안전을 고려하여 지상 고정 상태에서의 시험을 먼저 수행하였다. 고정상태의 시험은 이착륙제어용 추력 기의 클러스터링 기술을 시험하기 위한 추력기 클러스터링 시험 및 이착륙 및 자세제어와 실시간 시뮬레이터를 이용하여 비행시나리오에 따라 전체 시스템의 시연 및 검증을 위한 가상비행 시험을 순차적으로 진행하였다.[5-7)]

추력기 클러스터링 시험은 추력기 시험을 위해 제작된 별도의 검증모델에 이착륙용 200N급 추력기 5기를 장착하고 이들 추력기의 개별추력 성능을 기반으로 클러스터링 형태로 1000N급의 추력을 얻고자 하는 경우의 통합추력성능을 측정한다. 또한, 부수적으로 추력기에서 발생하는 고온의 열이 주변에 미치는 영향을 실험적으로 분석하기 위하여 구조물 및 전자박스 장착 위치에서의 온도를 측정하여 사용한다.

가상비행시험은 이착륙용 200N급 5기와 자세제어용 5N급 추력기 8기를 검증모델에 장착하고, load cell로 측정한 추력기의 추력 데이터를 바탕으로 실시간 시뮬레이터에서 가상의 검증모델의 자세 및 경로를 계산하고, 계산된 값을 자세제어용 센서 신호로 변환하여 탑재 컴퓨터에 제공함으로써 실제 비행기동을 대신하여 가상비행을 모사한다. 이를 통해 모든 서브시스템의 설계검증을 수행한다.

본 논문에서는 두 가지 시험 중 달 착륙선 개념설계형상 검증모델을 이용한 가상비행시험에 대한 내용을 기술한다.

2. 본 론

2.1 시험목적

가상비행시험의 목적은 실제 비행시험을 대체하여 비행시나리오에 따라 상승, 호버링, 하강, 연착륙 제어가 가능한지 확인하고, 비행시험모델에 사용될 추진시스템, VDE(Valve Drive Electronics)를 포함한 EPS(Electrical Power System), OBC(On-Board Computer), 탑재 소프트웨어, 제어알고리즘 그리고 지상관제 소프트웨어 및 관련 하드웨어를 최대한 활용하여 이들에 대한 개발 검증이다.

2.2 시험장 및 시험설비

본 시험은 그림 1과 같이 한국항공우주연구원 고흥 항공센터 내 설치된 고체모터연소 시험장에서 수행하였다. 이곳에는 폭발 및 화재에 대한 안전을 위해 벙커 및 비상살수 장치 그리고 하이드라진을 중화하기 위한 물탱크 등이 준비되어 있다. 시험 모니터링, 제어 및 데이터 취득 등은 벙커 바깥쪽에 있는 제어실에서 이루어졌으며, 시험모델과 데이터취득장치 및 기타시험장비들 사이의 하니스는 벙커 내부를 가로지르는 관을 통해 제어실에서 검증모델까지 연결되었다. 화재 및 폭발을 대비해 소방차를 대기시켰다.

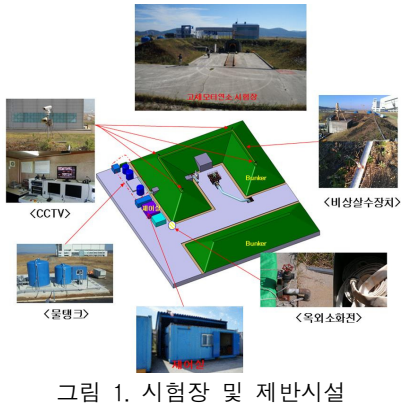

그림 1. 시험장 및 제반시설

2.3 시험형상

가상비행시험 형상은 그림 2와 그림 3과 같이 검증모델이 장착된 배기처리장치, 데이터취득시스템, 실시간 시뮬레이터 그리고 지상통신컴퓨터 등으로 구성된다.

추진제는 외부 탱크에서 공급이 되며, 추력기 연소로 인한 배기가스 및 일부 하이드라진은 그림 4와 같이 배기처리장치를 통해 물 분사 및 지하 탱크의 물에 중화되어 저장된다.

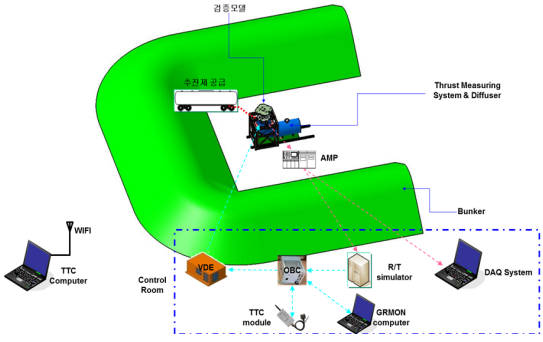

그림 2. 시험형상(1/2)

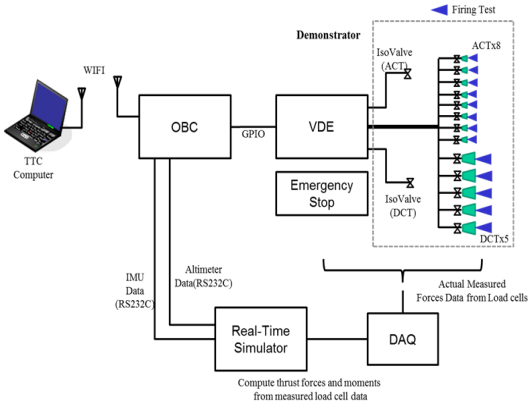

그림 3. 시험형상 블록 다이어그램

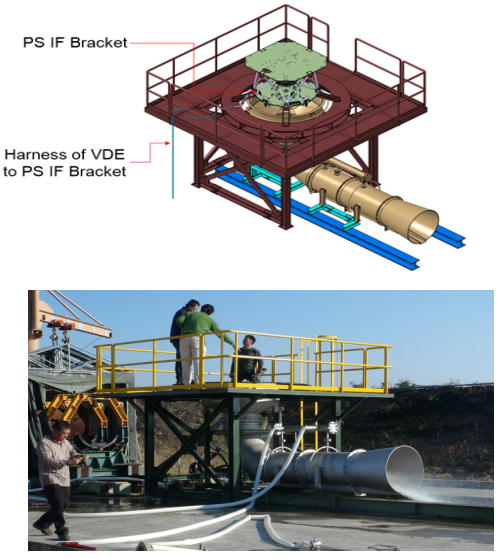

그림 4. 배기처리장치 설계 및 제작형상

2.4 시험절차

시험 절차는 그림 5에 나타낸 것과 같이 Pre-Test Phase, Fueling Phase, Firing Test Phase, Analysis Phase의 4단계로 구성된다. Pre-Test Phase는 Prerequisite, Module Level Test, Mechanical Preparation, Module to Module Integration (Electrical Interface Check) 그리고 End to End Test이며, 여기에서 Prerequisite은 고흥 시험장 이동 전 필수 유닛 단위 시험이고, Module Level Test는 본 시험 전 모듈 단위의 시험이며, Mechanical Preparation은 시험형상에 대한 기계적 준비작업을 나타낸다. 그리고 Module to Module Integration은 모듈사이의 접속 확인이고, End to End Test를 통해 검증모델과의 접속 전까지의 기능 확인을 한다. 이 단계를 마치면 안전 확인 및 연료 주입을 위한 Fueling Phase를 수행한 뒤, Firing Test Phase에서 Inspection, Thruster Unit Test, Dry-Run Firing Test를 순차적으로 진행한다. Firing Test Phase및 Analysis Phase는 본격적으로 시험 및 분석 작업을 수행하는 단계로 시험 결과에 따라 필요 시 반복해서 이 단계의 시험을 수행할 수 있다.

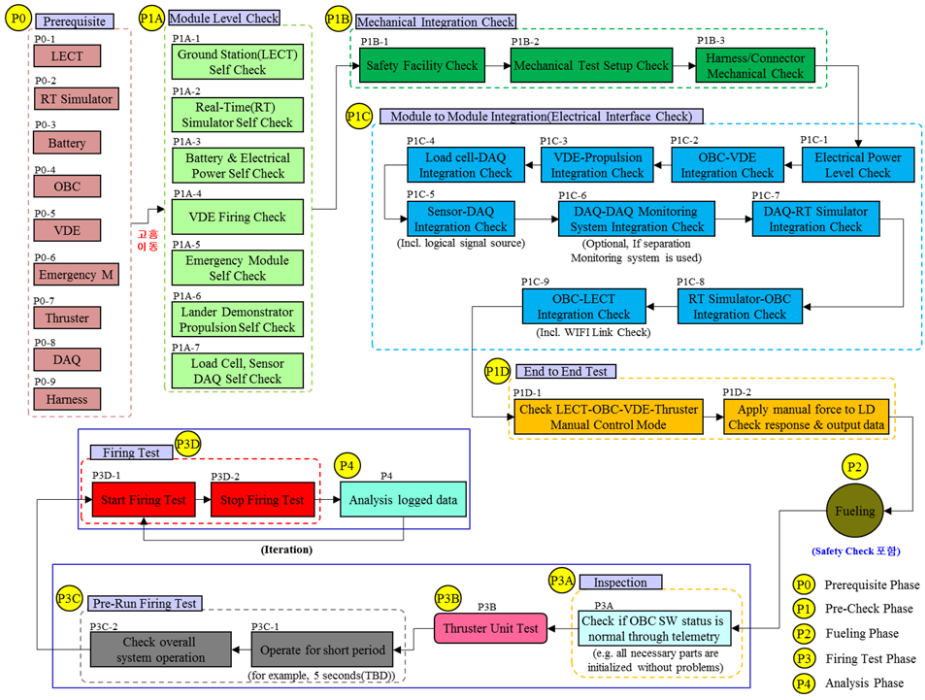

그림 5. 지상시험절차

2.5 비행 시나리오

비행 시나리오는 아래와 같이 5단계의 비행기동으로 이루어진다.

- 상승 단계 : 지표 상의 정지 상태에서 착륙제어용 추력기를 점화하여 상승 비행을 수행하는 단계. 최대 추력으로 상승하므로 시간에 대한 고도의 궤적은 2차 곡선 형태가 됨.
- 호버링 단계 : 정의된 호버링 고도 20m 를 유지하는 단계. 추력기는 ON, OFF 가 반복됨
- 수평기동 단계 : 피치 방향의 기울임을 통해 수평 방향으로 이동하는 단계. 호버링 상태에서 자세제어 추력기를 이용하여 피치 운동을 유발하며 수평이동 후 정지하기 위한 기동도 포함.
- 동력하강 : 주어진 하강 프로파일을 따라 하강하는 단계. 엔진 컷 오프 고도인 0.3m 고도에서 하강속도가 영이 되도록 하강 프로파일을 사전에 정의
- 터치다운 단계 : 착륙제어용 추력기를 컷 오프 한 후 지면에 자유 낙하하는 단계. 엔진 컷 오프 고도에서 하강 속도가 영인 경우 터치다운 속도는 2.42 m/sec 로 요구 수직 착륙 속도 3 m/sec 이하 조건을 만족

그림 5는 비행시나리오를 시간에 대한 경로 프로파일 형태로 나타낸 것이다. 시나리오는 상승, 수평기동, 하강, 터치다운 네 단계로 총 비행시간은 40초로 구성하고, 엔진 컷 오프 조건은

$$\begin{aligned} &\text{Altitude} \;: +0.33\text{m} \geq \text{Alt} \geq +0.27\text{m}, \\ &\text{Altitude Rate:} \geq +0\ \text{m/s} \\ &\text{Simulation Time: } >35\ \text{sec} \end{aligned} \tag{1}$$

이다. 시나리오의 각 단계별 주요 내용을 표 1에 정리하였다.

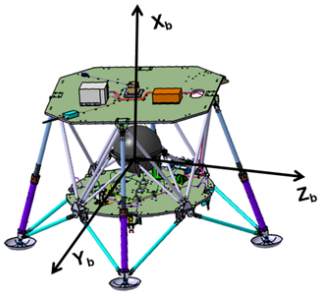

그림 6. 좌표축 정의

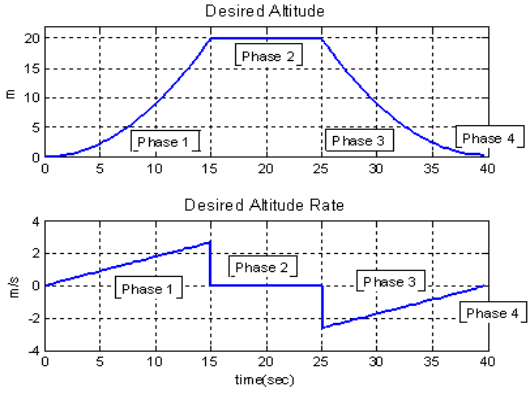

그림 7. 시간에 따른 고도 및 상승하강 속도

표 1. 각 단계별 시나리오 구성

Phase		Time(sec)	Target Position(m)
P-1	상승	0~15	(20, 0, 0)
P-2	수평기동	15~25	(20, 10, -10)
P-3	하강	25~40	(0.3, 10, -10)
P-4	착륙	착륙조건을 만족할 때까지	(0, 10, -10)

3. 결 과

가상비행시험은 다음과 같은 5단계로 구성하여 실시한다.

- 테스트1 : DCT(Descent Control Thruster) 및 ACT(Attitude Control Thruster) 추력기의 개별 추력기 작동 시험

- 테스트2 : DCT의 작동 시나리오를 사전에 프로그램 하여 작동시키고 시뮬레이터에서 비행체의 거동을 확인하는 시험

- 테스트3 : DCT 만을 사용하여 상승 하강 운동으로 제한한 상태에서의 클로즈드 루우프 시험

- 테스트4 : 온전한 가상비행시험 전에 DCT의 추력 레벨을 확인하고, 비균일한 토크의 보정값을 계산하기 위한 시험

- 테스트5 : 온전한 형태의 가상비행시험. DCT와 ACT를 모두 사용하는 시험

시험형상의 좌표축과 추력기 위치는 그림 8과 같으며, 검증모델의 아래에서 바라본 형상이다. 검증모델의 Z방향이 X_{GNC}로 상승 및 하강 방향을 의미한다. 그리고 Y_{GNC}와 Z_{GNC}는 수평 방향에 대한 좌표들이다.

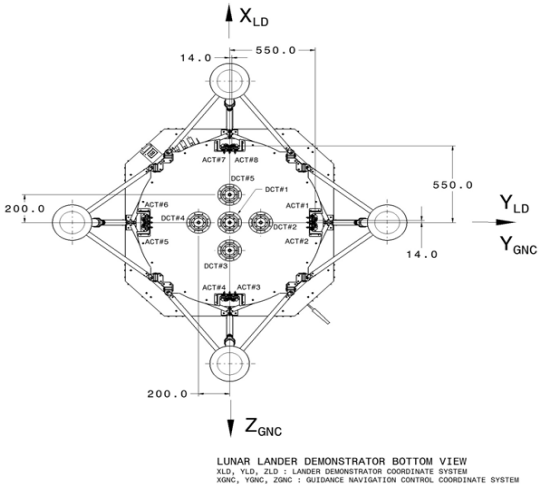

그림 8. 시험형상 좌표계 및 추력기 위치 정의

이들 시험 중 테스트5의 시험결과에 대해 기술한다.

3.1 테스트5 (가상비행시험)

테스트5는 DCT 와 ACT 를 모두 사용하여 고도뿐만 아니라 자세 및 수평 위치의 제어를 수행하는 온전한 형태의 가상비행시험이다. 기존 시

험의 결과를 바탕으로 가상모델의 초기 무게를 43 kg 으로 설정하고, 테스트4에서 계산한 오프셋 값을 적용하여 시험을 수행한다. DCT 제어용 펄스 생성 로직에서 사용되는 3개 사용 시 발생되는 개당 추력은 130 N 으로 설정한다.

그림 9는 가상비행시험 시 DCT 추력기의 구동 명령을, 그림 10은 ACT 추력기의 구동 명령을 보여주는 것이다. 그림 11은 추력기 작동에 의한 추력 및 토크 발생 정도를 나타낸 것이다. 그림 12는 기준 궤적과 실제 시험에서 가상모델의 위치를 비교하여 나타낸 것이다. 비행시간은 약 28초이며, 호버링 고도 20m 에 도달하여 호버링을 유지하다가 연착륙하는 기준 고도 궤적을 따라 움직이는 결과를 얻었다. 수평 위치는 20초까지는 기준 궤적에 근접한 운동을 보이다가 25초 이후 z-방향의 위치 오차가 커지는 결과를 얻었다. 그림 13은 자세각 및 각속도의 변화를 보여준다. 자세각의 경우 18 초 이후 과도한 불안정한 형태를 보이며 22 초 이후 y-방향의 자세각이 커져서 수평 위치오차가 커지는 원인이 되고 있음을 보여 준다[5].

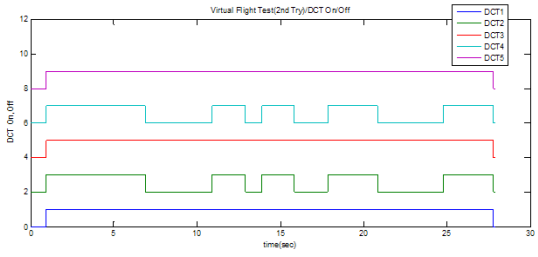

그림 9. DCT 추력기 구동 명령

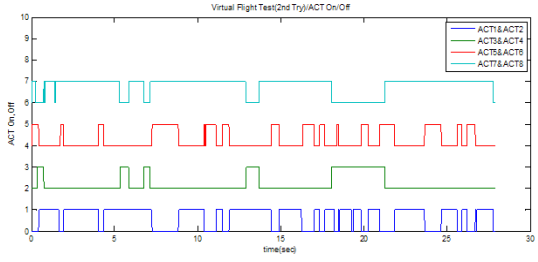

그림 10. ACT 추력기 구동 명령

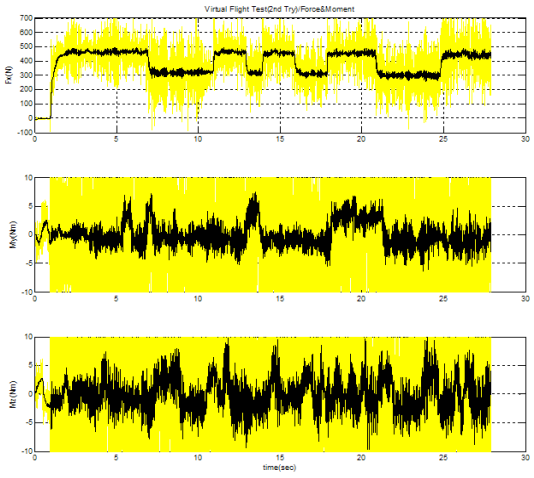

그림 11. 추력 및 토크 측정치

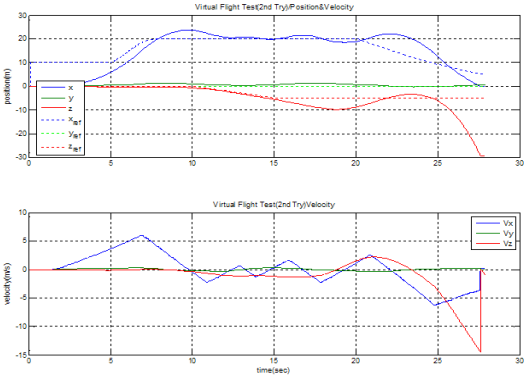

그림 12. 검증모델의 위치 및 속도

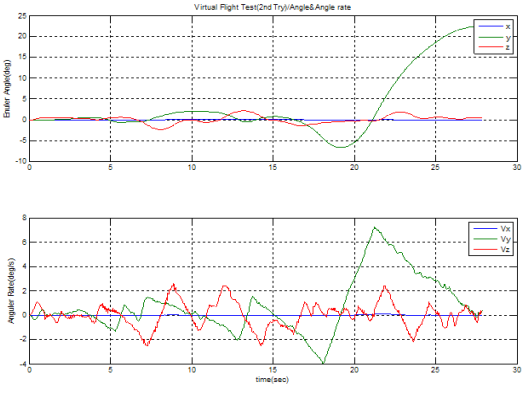

그림 13. 검증모델의 각도 및 각속도

4. 결 론

본 논문에서는 달 착륙선 개념설계형상 검증모델의 가상비행시험 수행 내용을 기술하였다. 달 착륙선의 개발 초기에 발생할 수 있는 위험요소를 감소하기 위한 방법으로 가상 비행시험 방법을 제시하고 가상 비행시험을 수행하는 환경을 정리하였다. 가상 비행시험은 미리 정의된 시험 절차에 의하여 시험이 수행되며 비행조건 또한 사전에 정의된 비행 시나리오에 따르도록 비행제어 시스템이 구성된다. 가상비행시험 시 비행체는 지상에 고정되고 추력기 작동의 결과가 로드셀 신호에 반영되며 실시간 컴퓨터를 사용하여 가상공간에서 비행체의 거동이 모사되는 방법을 사용한다. 실시간 컴퓨터에서는 계산된 비행체 거동을 센서 데이터로 변환하여 지상시험모델의 탑재컴퓨터에 입력하고 탑재컴퓨터에서는 이 입력신호를 사용하여 제어신호를 발생하여 추력기를 구동한다. 본 논문에서 기술한 시험은 검증모델의 시스템 레벨 초기 시험에 해당하며, 각 부분에 대한 충분한 검증이 이루어지고 추진제의 사용으로 인한 위험성에 대한 대비책이 확보하여 테더링 또는 자유비행 시험을 수행하고[1)], 장기적으로는 장애물 회피 착륙과 같은 착륙 기술의 검증에 활용될 예정이다[8)].

참 고 문 헌

1. Jeremy J. Hart, Jennifer D. Mitchell, 2012, "Morpheus Lander Testing Campaign", Aerospace Conference, 2012 IEEE, pp. 1~12
2. Brian J. Morse, Cheryl L. B. Reed, Karen W. Kirby, Barbara A. Cohen, Julie A. Bassler, Danny W. Harris, D. Gregory Chavers, 2010, "NASA's International Lunar Network Anchor Nodes and Robotic Lunar Lander Project Update", GLUC, pp. 1~11
3. S. Sasa, I. Yamaguchi, T. Ninomiya, Y. Hamada, H. Gomi, 2009, Flight Test of FTB for Moon Landing in the SELENE Project, JAXA
4. B. Bischof, 2009, Lunar Lander Final Presentation, EADS Astrium
5. Korea Aerospace Research Institute, 2013, Research on Conceptual Design of Lunar Spacecraft and Core Technologies for Lunar Exploration, Annual Report, Daejeon, pp. 246~285.
6. Korea Aerospace Research Institute, 2012, Research on Conceptual Design of Lunar Spacecraft and Core Technologies for Lunar Exploration, Annual Report, Daejeon, pp. 19~20, pp.212~282, pp303~309.
7. Korea Aerospace Research Institute, 2011, Research on Conceptual Design of Lunar Spacecraft and Core Technologies for Lunar Exploration, Annual Report, Daejeon, pp. 14~17, pp.181~321.
8. R. Frampton, J. Ball, K. Oittinen, M. Bishun, B. Richards, J. Tripp, 2006, Precision Landing and Hazard Avoidance Technology Demonstration Program, STAIF 2006, Albuquerque
9. Sim, E. S., 2007, "Lunar Exploration Satellite Development Status," Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 5, No. 1, pp. 39~55.
10. Rew, D. Y., Ju, G. H., Kim, S. H., Lee, S. R., 2010, "A Case Study of Unmanned Lunar Lander Design," Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 9, No. 2, pp. 62~76.
11. National Aeronautics and Space Administration, 1966, Surveyor I, Preliminary Report, Washington, D.C.