

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(11), 984-997(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.11.984

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

창어 3호 개요 및 임무궤적 추정결과 분석

최수진*, 이동현**, 배종희**, 류동영**, 주광혁**, 심은섭***

Introduction to Chang'e-3 and Analysis of Estimated Mission Trajectory

Su-Jin Choi*, Donghun Lee**, Jonghee Bae**, Dong-Young Rew**, Gwanghyeok Ju** and Eun-Sup Sim***

Lunar Exploration Research Division, Korea Aerospace Research Institute* , **

IT Convergence Technology Team, Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

Chang'e-3 consisting of a lunar lander and exploration rover was launched on December 1, 2013 aboard a Long March 3B rocket flying from Xichang space launch center. Chang'e-3 was inserted into the lunar orbit after about a 5-day transit to the Moon and landed on the targeted landing site after orbiting around the Moon for 8 days. The successful landing of the Chang'e-3 gives a lot of help to analyze the future needs of the subsystem technologies and to figure out the trajectory from launch to lunar landing as well as operation sequences in the development of Korean lunar exploration is scheduled. Therefore, the configuration and analysis of overall mission of Chang'e-3 is performed based on the public information from the press and website. As a result, overall mission trajectory is reconstructed by solving boundary condition and then estimating control variable. Visibility status and eclipse status also analyzes so communication and power charge condition is as good as to operate lunar lander. Mass budget of the lander is derived using ΔV according to specific impulse.

초 록

달 착륙선과 탐사 로버로 구성된 창어 3호는 2013년 12월 1일 시창 위성 발사 센터에서 장정 3B 발사체를 이용하여 발사되었다. 약 5일의 직접 전이궤적을 지나 달 궤도에 진입한 창어 3호는 달의 공전궤도에서 약 8일간 머무르다가 달 표면에 성공적으로 착륙하였다. 창어 3호의 성공적인 착륙은 한국의 달 탐사선 개발이 예정된 상황에서 향후 필요한 서브시스템의 기술 등을 분석하고, 발사에서 달 착륙까지의 궤적 및 운영 시퀀스 등을 도출하는데 많은 도움이 된다. 따라서 해외 언론에서 공지된 발사 현황을 바탕으로 창어 3호의 형상 및 전반적인 임무내용을 분석하고 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과 경계조건을 이용하여 제어변수를 추정 및 수렴값을 도출하여 착륙선의 전반적인 궤적을 생성하였다. 또한 이를 기반으로 교신 현황 및 식 현상을 분석하여 교신 및 전력충전이 양호함을 확인하였으며, 속도 증분(ΔV)을 이용하여 비추력에 따른 착륙선의 여유 질량을 도출하였다.

Key Words : Chang'e-3, Direct Transfer Trajectory(직접 전이궤적), Lunar Lander(달 착륙선), Trans Lunar Injection(TLI, 달 전이궤도 투입), Lunar Orbit Insertion (LOI, 달 궤도 진입), Landing(착륙), ΔV (속도증분), Visibility(가시성), Eclipse(식)

† Received : January 9, 2014 Revised : September 23, 2015 Accepted : October 22, 2015

* Corresponding author, E-mail : jin5864@kari.re.kr

I. 서론

2004년 달 탐사 3단계 계획을 공식적으로 발표한 중국은 1단계인 달 궤도선(창어 1호 및 2호)을 2007년 10월, 2010년 10월에 각각 발사하였고, 2단계인 달 착륙선(창어 3호)을 2013년 12월 발사하여 달 착륙에 성공하였다[1].

창어 3호는 2013년 12월 1일 15:30:00(UTC, 세계 협정시)에 중국 시창(西昌, Xichang) 위성 발사 센터에서 장정(長征, Long March)-3B 발사체를 이용하여 발사되었다. 이로써 중국은 창어 3호를 이용하여 달 표면 지형 및 지질 조사 등 다양한 과학임무를 수행할 수 있을 뿐만 아니라 달 연착륙(soft landing)을 위한 기술 및 로버 운영 기술까지 확보할 수 있게 되었다[2].

대한민국은 2018년 시험용 달 궤도선 발사와 함께 2020년에 본 궤도선 및 착륙선(탐사 로버 포함) 발사를 계획하고 있다. 향후 달 궤도선 및 착륙선의 임무계획 설계 및 시스템 설계를 수행해야 하는 상황에서 창어 3호의 달 표면 착륙 성공은 대한민국의 달 탐사에 좋은 동기부여가 된다. 따라서 해외 언론에서 제시된 정보를 바탕으로 제어변수 및 경계조건을 구성하여 발사에서부터 달 표면 착륙까지 창어 3호가 비행했던 임무계획을 추정하였다. 경계치 문제는 수치해석 기법에 기반한 Root-finding 기법 중 함수의 1차 미분값을 이용하는 Newton-Raphson 방법이 적용되었다. 임무계획 추정은 발사 단계, 궤도 전이 단계, 착륙 단계로 나누어 해석한 결과, 경계조건을 풀기위한 제어변수를 적절하게 설정하여 발사에서부터 달 표면 착륙까지의 궤적을 도출하였다. 추정된 궤적을 이용하여 궤도선의 교신 현황 및 식 현상을 분석한 결과, 창어 3호는 중요한 궤도 조정을 수행하는 시점에서 자국의 복수 안테나와 교신이 가능했고, 지구-달 전이기간에서는 식이 발생하지 않아 전력을 충분히 충전할 수 있는 조건임을 확인하였다. 이러한 분석 결과는 향후 대한민국에서 개발될 착륙선의 서브시스템 기술항목 도출 및 시스템 요구사항 도출에 활용될 수 있을 것이다.

본 논문은 언론 및 인터넷 웹사이트를 기준으로 창어 3호의 전반적인 형상 및 개요를 소개하고, 임무설계 툴을 이용하여 실제로 창어 3호가 비행했던 임무계획을 추정한 결과를 기술하였다. 1장 서론을 시작으로, 2장의 2.1절에는 창어 3호의 개요, 2.2절에는 창어 3호의 구성을, 3장의 3.1절에는 창어 3호 임무 시나리오 및 운영 현황, 3.2절에는 창어 3호 임무계획 추정결과 및 분석,

3.3절에는 창어 3호 질량 예측, 마지막으로 4장에는 이에 대한 결론을 기술하였다.

II. 창어 3호 개요

2.1 창어 3호 개요

중국은 2004년 1월 중국의 달 탐사 3단계 계획을 공식적으로 발표하였다. 1단계는 달 주위를 공전하면서 주어진 임무를 수행하는 궤도선 임무 단계, 2단계는 달 표면에 착륙하여 주어진 임무를 수행하는 착륙선 임무 단계, 3단계는 달 표면에 착륙하고 달 표면의 샘플을 채취하여 지구로 귀환하는 임무를 수행하는 단계로 구성되어 있다.

달 탐사 1단계는 창어 1호와 2호로 구성되어 있다. 창어 1호는 2007년 10월 24일 발사되었으며, 달 표면의 3차원 지도 작성, 달 표면의 원소 조사, 달 표토 두께 측정 등의 임무를 수행하였다. 창어 2호는 2010년 10월 1일에 발사되었으며, 달 탐사 2단계에 수행할 달 착륙에 대한 후보지역의 지형을 정밀 조사 하는 임무를 수행하였다. 달 탐사 2단계는 창어 3호와 4호로 구성되어 있다. 창어 3호는 2013년 12월 1일에 발사되어, 12월 14일에 비의 바다 착륙지에 성공적으로 착륙하여 임무를 수행하고 있다. 창어 4호는 2015년

Table 1. Plan of China's Lunar Exploration[1]

단 계	내 용	비 고
1단계 궤도선	창어 1호 (2007년 10월 4일)	<ul style="list-style-type: none"> • 달 3차원 지도 작성 • 달 표면의 원소 조사 • 달 표토 두께 측정 • He-3 부존량 측정 • 방사능 및 외부 환경 연구
	창어 2호 (2010년 10월 1일)	<ul style="list-style-type: none"> • 고분해능 달 3차원 지도 작성 • 레이저 고도계 성능 검증 • 착륙 후보지역 지형 정밀 조사 • 임무 종료 후 소행성 탐사 • 심우주 통신 기술 성능 검증
2단계 착륙선	창어 3호 (2013년 12월 2일)	<ul style="list-style-type: none"> • 달 연착륙을 위한 기술 검증 • 탐사 로버 기술 구현 및 검증 • 달 표면의 지형 및 지질 조사 • 달 구성 물질 및 자원 조사 • 달 중심의 천문 관측소 운영 • 지구-달 우주 환경 연구
	창어 4호 (2015년 예정)	<ul style="list-style-type: none"> • 창어 3호의 백업(Back up) • 창어 5호 기술 요소 검증
3단계 샘플 귀환선	창어 5호 (2017년 예정)	<ul style="list-style-type: none"> • 달 샘플 채취 및 귀환 임무

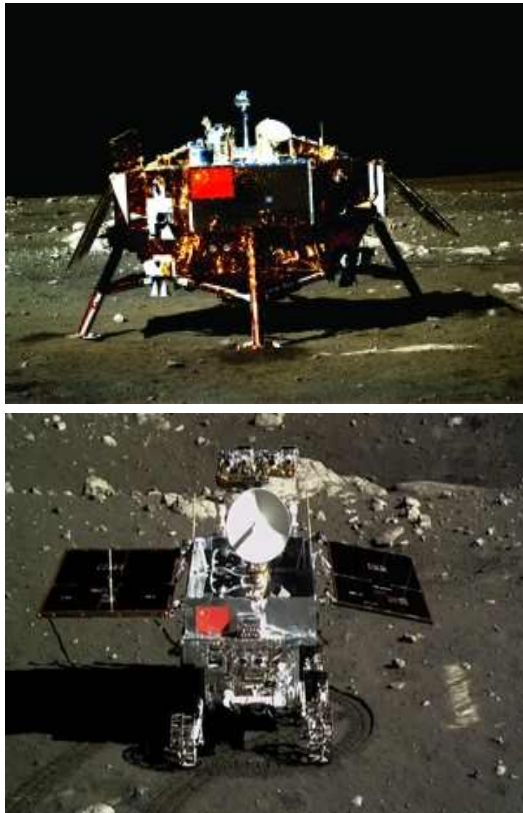


Fig. 1. Lander(Up) and Rover(Down) of Chang'e-3 taken from the Moon[3],[4]

발사 예정으로, 창어 3호의 실패를 대비한 달 착륙선인 동시에 다음 단계에 필요한 기술 요소를 검증하는 착륙선이다. 달 탐사 3단계는 창어 5호로 구성되어 있으며, 달 착륙 이후 달 표면의 샘플을 채취하여 지구로 귀환하는 임무를 수행한다.

창어 3호는 중국 달 탐사 계획의 두 번째 단계에 해당하는 달 탐사 임무이며, 중국 국가항천국(CNSA: China National Space Administration)에서 개발 및 운용되고 있다. 창어 3호는 달 착륙선과 탐사 로버 위투(玉兔, Yutu)로 구성되어 있으며, 창어는 중국 신화에 등장하는 달 여신의 이름이며 위투는 신화 속에 등장하는 달에 사는 토끼이다. 창어 3호는 2013년 12월 14일 21시 11분에 비의 바다 지역에 성공적으로 착륙하게 됨에 따라, 중국은 구소련, 미국에 이어 3번째로 달에 착륙한 국가가 되었다.

창어 3호의 과학적인 임무 목표로는 달 표면의 지형 및 지질 조사, 달 표면의 구성 물질 및 자원조사, 태양-지구-달의 우주 환경 조사, 그리고 달 중심의 천문 관측소를 운영하는 것이다[2].

2.2 창어 3호 구성

2.2.1 창어 3호 착륙선

창어 3호의 착륙선 질량은 발사체로부터 분리

Table 2. Payloads of Chang'e-3 Lander[5]

탑재체	기능
자외선 천문망원경	• 은하 쌍성, 활동성 은하핵 관측
극자외선 카메라	• 지구 플라즈마권 관측
착륙선 카메라	• 3개 파노라마 카메라 • 1개 착륙 카메라

Table 3. Navigation Sensors of Chang'e-3[5]

센서	기능
관성항법센서	• 착륙초기단계 위치 및 속도 정보 제공
레이저 거리 측정 센서 & 마이크로파 거리측정센서	• 접근단계(Approach phase)에서 고도 및 속도 정보 제공
착륙용 카메라	• 100m 호버링 지점에서 착륙 지점 촬영 및 위험지역 감지
감마선 고도계	• 정밀 고도 측정 센서 • 최종 4m고도 지점 결정

된 시점에서 연료 포함 약 3,800kg, 건조 질량(dry mass) 약 1,200kg이며, 자외선 천문망원경, 극자외선 카메라, 착륙용 카메라와 같은 탑재체를 장착하고 있다. Table 2에서는 창어 3호 착륙선의 탑재체와 기능을 요약하였다. 달 착륙선의 임무 수명은 1년 이상이며, 착륙 이후 140kg의 탐사 로버가 착륙선으로부터 분리된다. 창어 3호의 태양 전지판은 여러 차례 접었다 전개할 수 있는 구조로 설계되어, 궤도 순항 단계에서 태양 전지판을 전개하고 착륙 이전에 태양 전지판을 접은 뒤 착륙하며 착륙 후에는 다시 태양 전지판을 전개할 수 있다[5].

착륙선의 항법 센서로는 관성항법센서, 레이저 거리측정 센서, 마이크로파 거리 측정 센서, 착륙용 카메라, 감마선 고도계로 구성되어 있다. Table 3에 창어 3호의 센서와 기능에 대한 내용을 요약하였다. 착륙선의 임무수행을 위한 전력은 태양전지판과 원자력 전지를 이용하여 생산되며, 달의 자전 주기가 28일 이어서 달에 착륙한 착륙선 및 로버는 매달 14일 동안의 추운 밤을 보내야 하므로 이 기간에는 원자력 전지를 이용하여 필요한 전력 및 열을 생산한다.

추진 시스템으로는 1개의 메인 추력기와 28개



Fig. 2. Main Thrusters(Up) and Attitude Thrusters (Down) of Chang'e-3[5]

의 자세 제어용 추력기로 구성되어 있다. 주 추력기의 노즐은 직경이 약 60cm이고, 1500N~7500N의 능력을 가진 가변 추력기(7.5N의 분해능)이며, 이원추진제를 사용한다. 주 추력기는 달 임무궤도 진입 및 착륙 과정에서 감속에 이용된다. 자세 제어용 추력기는 10N 크기 추력기 12개, 150N 크기 추력기 16개로 구성되어 있으며, 이원추진제를 사용한다. 150N의 추력기는 자세 제어뿐만 아니라, 궤도 보정을 위해서도 사용된다. Fig. 2는 창어 3호의 메인 추력기와 자세 제어용 추력기의 형상을 나타내고 있다[5].

2.2.2 탐사 로버

창어 3호의 탐사 로버는 무게는 약 140kg이며, 20kg의 탑재체를 탑재하고 있다. 탐사 로버의 크기는 가로×세로×높이가 약 1.0m×1.5m×1.1m (태양전지판 길이 제외)이며, 지표 투과레이더 알파입자 X선 분광기, 적외선 분광기, 파노라마 카메라, 항법 카메라를 탑재하고 있다. Table 4에서는 탐사 로버의 탑재체를 요약하였다. 임무 수명은 약 90일이다[5]. 또한 6개의 바퀴를 이용하여 기동하는데, 험준한 지형에도 주행이 가능하도록

Table 4. Payloads of Exploration Rover[5]

탑재체	기능
지표투과 레이더	<ul style="list-style-type: none"> 달 지표면 아래 30m 토양 조사 수 백미터 깊이의 달 지각 조사
알파입자 X선 분광기	<ul style="list-style-type: none"> 달 표면의 토양 및 암석 성분 조사
적외선 분광기	<ul style="list-style-type: none"> 달의 광물/자원 분포 조사
파노라마 카메라 2개	<ul style="list-style-type: none"> 달 표면 3차원 영상 제작
항법용 카메라	<ul style="list-style-type: none"> 경로 인식 카메라 2개 장착 장애물 탐지 카메라 2개 장착

설계되었다. 최대 200m/h의 시속으로 주행할 수 있는 능력을 보유하고 있으며, 20도 경사를 오를 수 있고, 20cm 높이의 장애물을 넘을 수 있다 [5].

III. 창어 3호 임무 시나리오 및 추정

3.1 창어 3호 임무 시나리오 및 운영 현황

창어 3호는 발사 단계, 궤도전이 단계, 그리고 착륙 단계를 거쳐, 달의 목표 착륙지역에 착륙하였다. Table 5는 중국 언론을 통하여 공지된 창어 3호의 운영 현황을 나타낸다[6]. Fig. 3은 발사 이후 발사체의 지상궤적을 보여준다. 발사 궤적이 남동쪽으로 그려져 있음을 통해 창정 3B의 발사 방위각은 약 100° 정도임을 추정할 수 있다. Fig. 4는 발사에서부터 달 궤도에 진입하기까지의 궤적을 보여준다. 착륙선은 발사체로부터 분리된 이후 약 5일의 지구-달 전이궤도에 투입되었으며, 2013년 12월 2일과 3일에 각각 첫 번째와 두 번째 궤도 보정 기동이 수행되었다. 궤도 보정 기동은 3번 수행하기로 계획이 되었으나, 두 번째 궤도 보정 기동이 매우 정밀하게 수

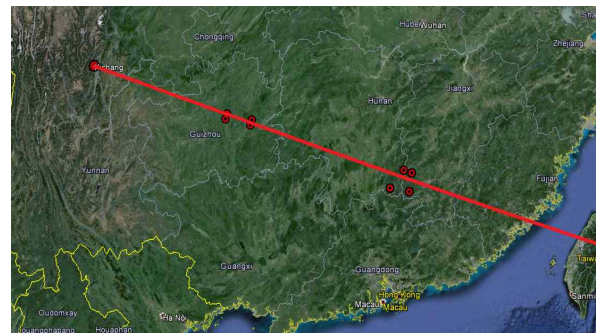


Fig. 3. Ground Track of Chang'e-3[6]

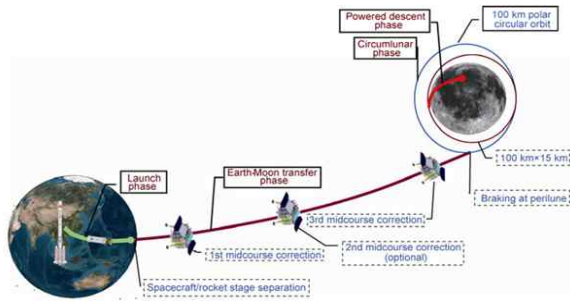


Fig. 4. Mission Trajectory of Chang'e-3[6]

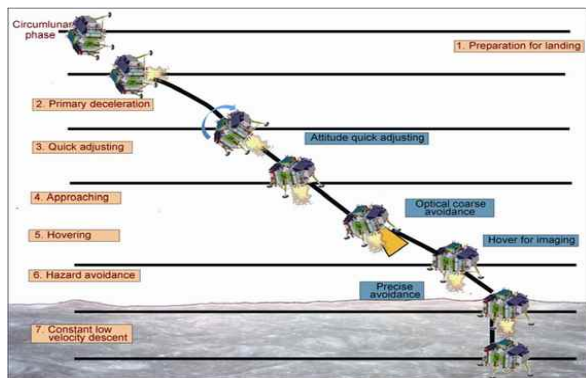


Fig. 5. Landing Process of Chang'e-3[6]

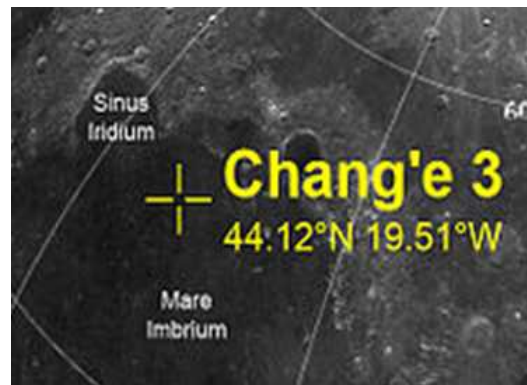
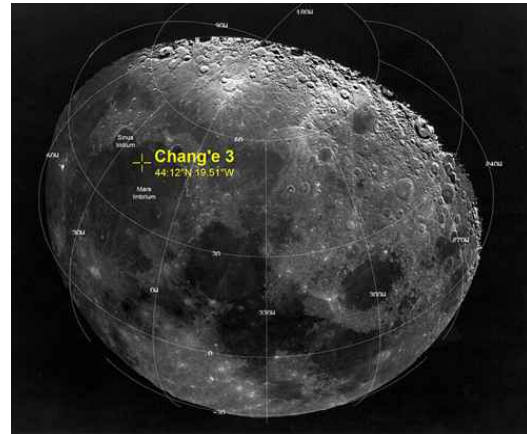


Fig. 6. Landing Site of Chang'e-3[8]

행됨에 따라, 12월 5일 계획된 세 번째 궤도 보정 기동은 취소되었다. 창어 3호는 12월 6일 주 추력기를 약 6분간 가동하여 고도 100km 및 경사각 90°의 원궤도 진입에 성공하였다.

Figure 5에 나타난 바와 같이 창어 3호는 12월 10일 13시에 100km 원궤도에서 100X15km의 타원궤도로 궤도 조정을 수행함으로써, 최종 착륙 단계를 준비하였다. 그리고 목표 착륙지점에 정확히 착륙하기 위한 준비 단계에 돌입하였다. 참고로, 100x15 km의 고도 조정은 창어 2호에서 수행한바 있으며, 창어 2호에서는 100x15km 궤도에서 착륙 후보지역에 대한 정밀한 지형 데이터를 수집하였다. 12월 14일 12시에는 자세 조정 및 착륙 과정에서의 파손을 예방하기 위해 태양 전지판을 접는 등의 과정을 수행함으로써, 최종 착륙 준비단계에 돌입하였다. 그리고 같은 날 13시에는 고도 15km 위치에서 주 추력기를 점화하여 하강 기동을 수행하였으며, 고도 4km부터는 착륙용 카메라와 레이저 고도계 등을 이용한 영상 기반 항법을 수행하며, 목표 착륙 지점으로 접근하였다. 그리고 고도 100m 지점에서는 호버링 기동을 수행하면서, 착륙용 카메라를 이용하여 위험 지역 감지, 착륙 지점 재설정 그리고 안전한 착륙 지점으로 수평 이동 등의 기동을 수행

하였다. 수평 방향 이동시에는 150N 자세 제어용 추력기를 이용하였고, 고도 4m 지점에서는 주 추력기를 정지하고 자유 낙하하였다. 착륙선에 부착된 4개의 다리는 지면과의 충돌 과정에서 발생하는 충격을 완화시키는 장치로 구성되었다.

창어 3호가 착륙한 지점은 “비의 바다 (Mare Imbrium : 44.12° N, 19.51° W)”로써, Fig. 6에 나타나 있다. 창어 3호가 “비의 바다”를 목표 착륙지로 선택한 이유는 위 지역이 지각 생성 시기에 마그마 분화의 시작 지점으로써, 광물 탐사 및 지가 조사에 유리한 지역으로 알려져 있기 때문이다. 한편, 미국의 LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter)는 탑재된 카메라를 통하여, 창어 3호의 착륙 사실을 확인하기도 하였다[7].

3.2 창어 3호 임무계획 추정결과 및 분석

장정 3B 발사체를 이용하여 발사된 창어 3호의 임무계획을 추정하기 위해서는 발사시각, 발사체 관련 파라미터(점화 기간 및 단 분리 정보), 달 궤도 진입 궤도요소, 시각, 착륙지 그리고 착륙시각 등의 정보가 요구된다. 이러한 정보들은 해외 언론을 통해 공지된 사항을 기준으로 정리하였으며, 경제조건 문제를 풀기위한 구속조건으

Table 5. Mission Scenario and Operation Status of Chang'e-3

단계	날짜	시간(UTC)	상황
발사	2013-12-01	17:30	• 시창 발사장, 장정 3B호에 실려 발사
궤도 전이	2013-12-02	07:50	• 첫 번째 궤도 보정기동 수행
	2013-12-05	-	• 세 번째 궤도 보정기동 취소 공지
	2013-12-06	09:50	• 100km 원형 달 궤도에 진입
	2013-12-10	13:20	• 100km X 15 km 타원 달 궤도에 진입
착륙	2013-12-14	12:30	• 착륙을 위한 자세조정. 태양전지판 접기
		13:00	• 15km 위치에서 가변 추력기를 사용한 감속
		13:05	• 착륙용 카메라 작동 및 영상 수신 • 고도 약 100m에서 속도 0m/s 유지, 위험물 감지 • 4m 상공 엔진 정지
		13:11	• 창어3호 홍완(무지개만) 착륙지역 착륙
분리	2013-12-14	20:35	• 위투, 창어 3호에서 분리
운영	2013-12-15	-	• 탐사 로버 과학임무 시작
	2013-12-26	-	• 달의 밤 구간으로 휴면모드 진행

로 이용된다. 본 절에서는 창어 3호의 발사 단계, 달 궤도 진입 단계 그리고 착륙단계로 구분하여 설명을 수행하고, 사전에 정리된 구속조건을 바탕으로 문제를 푼 후 수립된 제어변수를 도출하였다. 착륙선의 궤적을 도출하기 위해 Multi-body Problem으로 동력학 모델을 구성하였고, 착륙선이 지구 근처일 때와 달 근처일때를 구분하여 동력학 모델 및 환경 모델을 적용하였다. 창어 3호 임무계획을 추정하기 위해서 STK(Satellite Tool Kit)/Astrogator@[9]를, 비선형 함수의 해를 찾기 위해 Root-finding 기법을 사용하였다.

3.2.1 착륙선의 동력학 모델 및 수치해석 기법

1) 동력학 모델

지구에서 출발하여 달 착륙을 수행하기 위해서는 Multi-body Problem으로 동력학 모델을 구성하였다. 일반적으로는 지구, 달 그리고 착륙선 간의 동력학 모델인 Three Body Problem을 이용하지만, 정밀도를 높이기 위해 태양을 추가하여 Four-body Problem으로 동력학 모델을 구성하였고, 지구 대기궤도(Earth Parking Orbit)에서 지구와 달의 평형점인 중력영향권(Sphere of Influence, SOI) 고도(35만km)를 기준으로 하여 지구 근처에서는 지구 중력장을 기준으로 한 동력학 모델에 Solar Pressure Radiation(SPR), 대기모델, 달 및 태양 섭동력을 추가하였고, 달 근처에서는 달 중력장(LP150Q full-field)을 기준으로 한 동력학 모델에 SRP, 지구 및 태양을 섭동력을 추가하였다. 수치 적분기는 Runge-Kutta

7/8에 variable step을 이용하였다. Multi-body Problem에 관한 동력학 모델은 기본적으로 식 (1)과 같고, Body 간의 상관관계는 식 (2)와 같다 [10]. 지구 중력권 및 달 중력권 각각에 따른 환경요소(대기모델, 섭동력 등)은 식 (1)에 가속도 항목으로 추가되며, 수치적분을 통해서 착륙선의 궤적이 산출된다.

$$\ddot{r}_i = -G \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^n \frac{m_j}{r_{ji}^3} \vec{r}_{ji} \quad (1)$$

$$\vec{r}_{ji} = \vec{r}_i - \vec{r}_j \quad i = 1, \dots, n \quad (2)$$

2) 수치해석 기법

Root-finding 기법은 궤적 설계 문제에서 비선형 함수의 해를 구하는데 사용되는 수치 알고리즘으로 함수의 1차 미분을 이용하는 Newton-Raphson 방법과 함수의 1차 미분을 차분으로 대체한 할선법(Secant Method)을 이용하는 Broyden 방법이 있다. 이중 Newton-Raphson 방법은 문제를 풀기위한 경계조건을 설정하고, 제어변수의 초기값을 이용하여 함수의 1차 미분을 구한 후 경계조건을 만족하는 제어변수(Control Variable)를 반복적인 수치 기법을 통해 해를 찾는다. Newton-Raphson을 이용한 Root-finding 문제는 아래와 같이 수식 (3)으로 정의할 수 있다[11].

$$\vec{y} = f(\vec{x}) = \vec{y}_d \quad (3)$$

\vec{x} 는 제어변수(독립변수)이고, \vec{y} 는 경계조건(종속변수)이므로, 문제는 경계조건(\vec{y})을 만족하는 제어변수(\vec{x})를 찾는 것으로 정의된다.

수식 (3)을 풀기위해 $f(\vec{x})$ 를 Taylor 시리즈로 전개하면 수식 (4)와 같이 되고, 수식 (5)는 경계조건을 제어변수로 편미분한 자코비안 행렬 (Jacobian Matrix)이다. n 및 m 은 제어변수 및 경계조건의 차원을 의미한다.

$$\vec{x}_{k+1} = \vec{x}_k - \vec{J}_n^{-1}(f(\vec{x}_k) - \vec{y}_d) \quad (4)$$

$$\vec{J} = \begin{bmatrix} \frac{\partial y_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial y_1}{\partial x_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial y_m}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial y_m}{\partial x_n} \end{bmatrix} \quad (5)$$

i^{th} 의 \vec{J} 를 수치적으로 풀기위해 수식 (6)과 같이 i^{th} 제어변수의 교란(perturbed)값(δx_i)을 이용하며, 수식 (7)은 교란벡터를 나타낸다.

$$\vec{J}_i = \frac{1}{\delta x_i} (f(\vec{x} + \delta x_i) - f(\vec{x})) \quad (6)$$

$$\delta x_i = [0 \dots 0 \ \delta x_i \ 0 \dots 0]^T \quad (7)$$

문제를 풀기위해 수식 (3)~(7)을 이용하며, 경계조건의 허용오차(tolerance)를 만족하는 제어변수가 구해질 때까지 반복하게 된다. 제어변수의 초기값(\vec{x}_0)에 따라 함수의 수렴시간이 달라지므로 이를 잘 고려해야 한다.

3.2.2 발사 단계

발사 단계는 장정 3B가 발사 이후 대기궤도에 서 비행을 하다가 창어 3호를 지구-달 전이궤도에 투입하기까지를 말하며, 발사체가 착륙선을 210km의 고도 및 28.5°의 경사각을 갖는 원궤도에 진입시켰기 때문에 이를 바탕으로 발사 방위각(launch azimuth), 비행경로 거리(downrange distance), 발사체 비행시간(time of flight) 및 지구고정좌표계(Earth Centered Earth Fixed)로 정의된 발사체 종말속도 등의 파라미터를 추정해야 한다. 발사 방위각이란 발사체를 발사할 때 발사장 기준경도의 정북으로부터 발사되는 발사체의 속도벡터 사이의 각을 시계 방향으로 측정한 각도를 의미하며, 일반적으로 발사 방위각이 90°일 때 발사체의 부담이 가장 적다[10]. 비행경로 거리란 발사체가 발사한 위치부터 목표한 궤도에 진입한 위치까지의 곡선거리를 의미한다. 발사체의 발사궤적에 대한 문제를 풀기위해 발사 방위

Table 6. Long March 3B Specification

항 목	내 용
길이	54.84m
직경	3.35m
발사 질량	425,800kg
단(부스터)	3(4)
지구저궤도까지 수송능력	12,000kg
정지궤도까지 수송능력	5,100kg
1단 엔진 분사 시간(누적)	146초(146초)
2단 엔진 분사 시간(누적)	178초(324초)
3단 엔진 분사 시간(누적) (재점화가 가능)	1차:276초(600초)
	2차:193초(793초)

Table 7. Boundary Value Problem(B.V.P) for Launch

구속조건	값
지구 고도	210km
지구 경사각	28.5°
이심률	< 0.01
발사체 비행시간	600초
제어변수	수렴값
발사체 종말속도(Fixed)	7.3597 km/s
발사 방위각	98.41°
비행경로 거리	2750 km

각, 비행경로 거리 및 발사체 종말속도를 제어변수로 설정하고, 발사장의 위치, 대기궤도의 고도, 경사각 및 발사체 비행시간을 경계조건으로 설정한 다음 Newton-Raphson을 적용한 Root-finding 기법을 사용하였다.

장정 3B 발사체는 3단으로 구성되어 있고 재점화가 가능하여 3단의 1차 점화는 2단 엔진의 분사 종료 후 지구 대기궤도에 진입하는데 사용되고, 3단의 2차 점화는 달 전이궤도 투입에 사용된다. 발사체 비행시간은 발사체가 발사부터 대기궤도에 진입하기까지의 기간으로, 장정 3B의 경우 중국에서 제공한 창어 3호의 발사 동영상[12]과 Table 6에 기술된 3단 엔진 1차 점화 종료 누적시점을 참조하여 600초로 가정하였다.

Table 7은 구속조건의 종류와 추정값 그리고 제

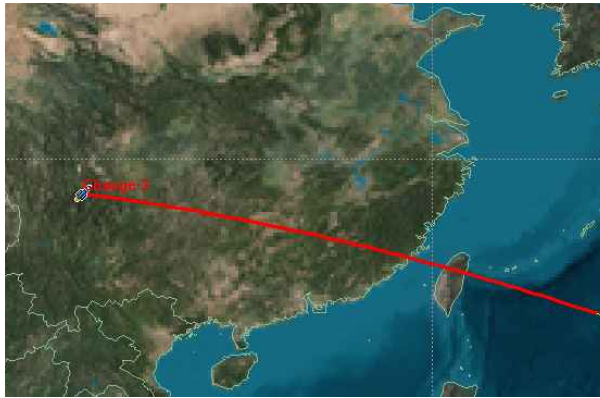


Fig. 7. Grond Track Display of Chang'e-3

어변수의 종류와 경계치 문제를 푼 후의 수렴값을 보여준다. 600초의 비행시간 동안 발사체가 착륙선을 고도 210km 및 경사각이 28.5°인 원궤도에 투입시키기 위해서는 발사장에서 98.41°의 발사방위각으로 발사해야 하고 600초 이후에는 7.3597 km/s의 종말속도가 되어야 함을 알 수 있다. 발사 단계의 시뮬레이션 결과를 평가하기 위해 해외 언론에서 제시된 지상 궤적(Fig. 3)과 시뮬레이션을 통해 도출된 지상 궤적(Fig. 7)을 육안으로 비교한 결과 지상궤적은 거의 유사하여 본 시뮬레이션이 적절하게 수행되어 제어변수가 잘 추정되었다고 판단된다.

3.2.3 궤도전이 단계

1) 달 전이궤도 투입 단계

창어 3호는 발사 이후 지구 대기궤도에서 일정시간 관성비행을 수행하다가 발사체 3단의 2차 점화를 통해 지구-달 전이궤도에 투입되었다. 그 후 발사체 투입 오차 및 달 전이궤도 투입 오차를 보상하기 위해 중간 경로 수정기동(Mid-course Correction Maneuver)을 수행하였다. 본 단계 시뮬레이션에서는 창어 3호의 실제 발사체 오차, 달 전이궤도 투입오차 및 중간 경로 수정 오차 등을 알 수 없기 때문에 이러한 오차를 고려하지 않고 발사체 3단의 2차 점화부터 달 궤도 진입까지 궤적을 도출하였다.

시뮬레이션 결과와 Table 8과같이 착륙선을 2013년 12월 6일 09:50:00에 목표한 달 궤도에 투입하기 위해서는 3.126km/s의 ΔV 가 요구되고, 대기궤도에 머무르는 시간은 발사 이후 272.45초이며, 발사시각은 17:42:30으로 실제로 발사한 시각(17:30:00)과는 다소 차이가 있음을 알 수 있다. 이러한 오차가 발생하는 이유는 발사체의 궤적 및 전이궤적을 모델링하는데 필요한 파라미터들이 없는 상태에서 일부 알려진 값만 이용하여 파라미터를 추정하였기 때문이다. 또한 발사체 오

Table 8. B.V.P for Trans-Lunar Injection

구속조건	값
달 고도	100 km
달 경사각	90°(Moon Inertial)
달 진입 시각	2013-12-06 09:50:00
제어변수	수렴값
달 전이궤도 투입 ΔV	3.126 km/s
관성비행 기간	272.45 sec
발사 시각	2013-12-01 17:42:30

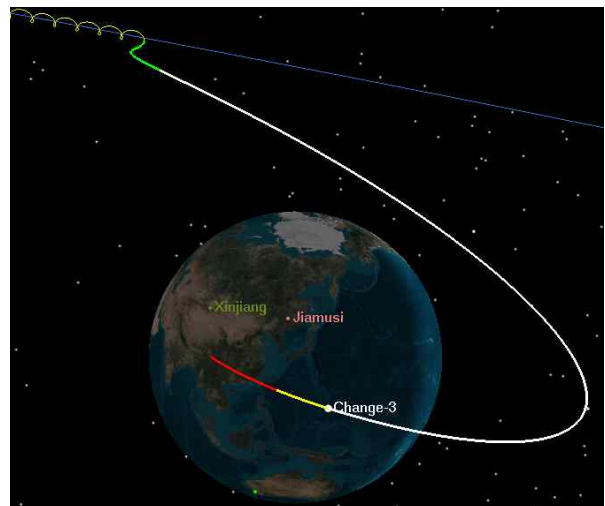


Fig. 8. Launch and Trans-Lunar Injection Orbit

차 및 중간 경로 수정기동을 위한 오차를 알 수 없어 시뮬레이션에서는 이러한 수정기동이 적용되지 않아 실제의 궤적과 차이가 발생한다고 볼 수 있다.

Figure 8은 창어 3호의 발사부터 달 전이궤도 투입 후 달에 진입하는 과정을 보여준다. 빨간 실선은 발사궤적, 노란색 실선은 지구 대기궤도에 머무르는 기간 그리고 흰색 실선은 지구-달 전이궤적을 나타낸다. 나선형 실선이 연속적으로 이어지는 궤적은 달 궤도 진입 이후의 궤적임을 알 수 있다. Fig. 8에 표시된 Xinjiang과 Jiamusi는 심우주 안테나가 설치된 중국의 지상국[12]이며 창어 3호와의 교신 시 명령전송 및 원격측정 데이터 수신에 사용되었고, New norcia, Guian 및 Cebreros 안테나도 교신에 이용되었다.

2) 달 궤도 진입 단계(100×100km)

Figure 9는 달 궤도에 진입중인 창어 3호의 궤적과 달 궤도에 진입한 이후의 궤적을 보여준다.

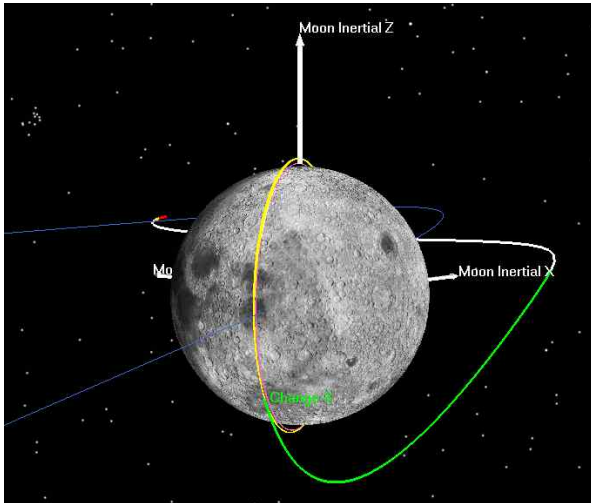


Fig. 9. Lunar Orbit Injection(Moon Inertial Coord.)

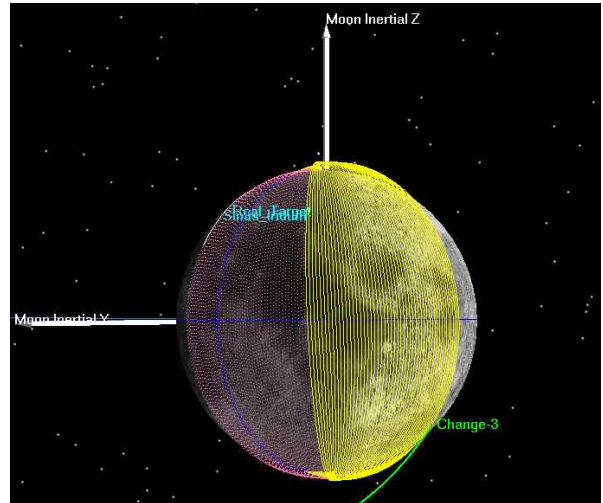


Fig. 10. Chang'e-3 Lunar Orbit(Moon Fixed Coord.)

Table 9. B.V.P for Lunar Orbit Insertion

구속조건	값
달 궤도 이심률	< 0.001
제어변수	수렴값
달 궤도 진입 ΔV	-0.836 km/s

창어 3호는 달 궤도에 진입하기 위해 약 6분의 달 진입 기동을 수행하였다. 그 후 착륙선은 경사각이 90°인 달 극궤도(남극 쪽으로 진입)에 진입한 것을 알 수 있다. 착륙은 달 궤도 진입 후 약 8일이 지난 시점에서 수행되기 때문에 아직 실제 착륙지는 보이지 않는다. 창어 3호는 단 한번의 달 궤도 진입 기동을 통해 달 궤도에 진입하기 때문에 이심률이 거의 0인 값을 구속조건으로 설정하고 궤도 진입을 위한 ΔV 를 Table 9와 같이 도출하였다. 단, 달 궤도 진입 기동은 착륙선의 주 추력기를 이용하기 때문에 연속 점화로 모사해야 하나 추력기의 점화 기간이 짧아 순간 점화로 가정하였다.

3) 달 궤도 조정 단계(100×15km)

창어 3호는 2013년 12월 6일 09:50:00에 고도 100km 및 경사각이 90°인 원궤도에 진입하였고, 12월 10일 13:20:00까지 약 4일간 달 대기궤도에서 관성비행을 하다가 착륙을 위해 고도가 100×15km인 궤도로 진입하였다. 그 후 12월 14일 13:00:00에는 착륙을 위해 Table 5에 기술된 착륙 절차가 순차적으로 수행되었다. Fig. 10은 창어 3호가 달 궤도 진입에서부터 달 착륙을 수행하기 전까지의 궤적을 달의 고정좌표계(Moon Fixed Coordinate) 관점에서 표현된 궤적을 보여준다.

Table 10. B.V.P for Lunar Orbit Maneuver

구속조건	값
근월점 고도	15 km
제어변수	수렴값
달 궤도 진입 ΔV	-0.01946 km/s

달의 세로축으로부터 오른쪽에 보이는 노란색은 창어 3호가 고도 100km인 원궤도에 있을 때의 궤적이고, 왼쪽에 보이는 분홍색은 궤도가 100×15km인 경우의 궤적이다. 고도가 100km인 원궤도에서 100×15km인 궤도로 진입하기 위해서는 Table 10에 나타난 바와 같이 약 20m/s의 ΔV 가 요구됨을 알 수 있다.

3.2.4 착륙 단계

착륙 단계의 궤적을 추정하기 위해서는 각 단계에서 구속조건으로 알아야 하는 속도 및 고도 등 경계조건 값들이 필요하지만 현재까지 알려진 것이 없을 뿐만 아니라 충돌 회피기동 및 호버링(hovering) 등은 착륙선 탑재 컴퓨터의 제어로직에 의해 수행되기 때문에 각 착륙단계를 정밀하게 모사하는 것이 불가능하다. 따라서 하강 착륙 단계와 근접 착륙 단계로 나누고 각 단계의 구속조건을 Table 11 및 12와 같이 가정하여 착륙 단계를 추정하였다.

1) 하강 착륙 단계

Figure 11의 오른쪽 표적은 처음 계획되었던 창어 3호의 착륙지이고, 왼쪽 표적은 실제 창어 3호가 착륙한 착륙지를 보여준다. 실제 착륙지에 근접한 착륙궤적을 도출하기 위해 하강 착륙 단계의 제어변수를 추력기 점화 기간 및 피치각으

Table 11. B.V.P for Descent Phase

구속조건	값
달 고도(Table 5)	2.4 km
착륙선 종말속도(가정)	0.15 km/s
제어변수	수렴값
추력기 점화 기간	506.578 sec
착륙선 피치(pitch) 각	10.113°

Table 12. B.V.P for Descent Phase

구속조건	값
달 고도(Table 5)	4 m
종말속도(Table 5)	0 m/s
제어변수	수렴값
추력기 효율	0.8594

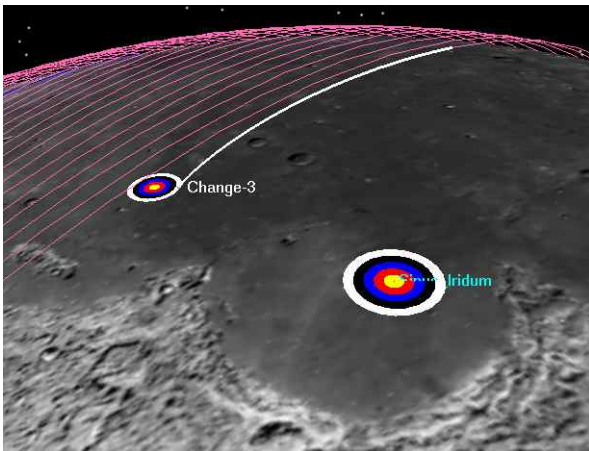


Fig. 11. Chang'e-3 Descent Landing Trajectory

로 선정하고 구속조건을 고도 및 착륙선 종말속도로 선정한 결과, Table 11과 같이 100x15km인 궤도에서 고도가 2.4km인 지점으로 접근하기 위해서는 피치각을 10.113°로 유지하면서 506.6초동안 점화를 수행해야 함을 알 수 있다. 단, 창어 3호는 최대 7,500N의 힘을 낼 수 있는 가변 추력기를 탑재하여 매 순간 가변 추력을 이용할 수 있지만, 본 시뮬레이션에서는 7,000N의 추력을 지속적으로 사용한다고 가정하여 추력기 점화 기간 및 착륙선 피치각을 도출하였다.

2) 근접 착륙 단계

Figure 12는 하강 착륙 단계를 마친 창어 3호의 근접 착륙 궤적을 보여준다. 창어 3호는 고도

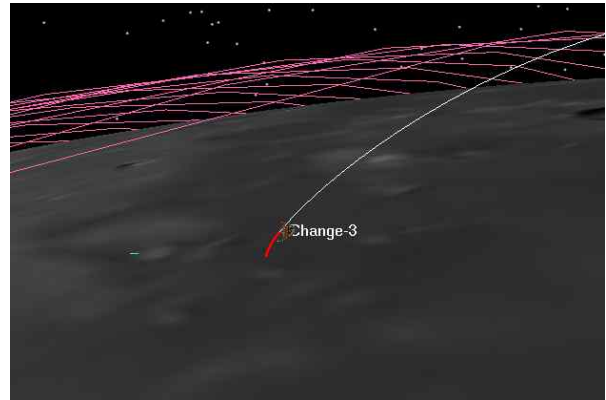


Fig. 12. Chang'e-3 Close Approach Landing Trajectory

2.4km에서 150m/s의 속도를 갖지며 곧바로 근접 착륙 단계로 들어가 약 57초 이후 고도 4m에서 자유낙하 하도록 설계하였다. Table 12는 창어 3호가 고도 4m에서 속도가 0인 종말속도인 구속조건과 추력기 효율을 제어변수로 선정한 결과를 보여준다. 근접 착륙 단계도 7,000 N의 추력을 일정하게 제공한다고 가정하고 추력기 효율을 제어변수로 선택한 결과 효율이 0.8594 즉, 6,015.8N의 추력이 일정하게 나온다면 달 표면에 안전하게 도달할 수 있음을 알 수 있었다. 또한 시뮬레이션 결과, 실제 착륙지와 거리 오차는 약 50km 였다. 이러한 오차가 발생하는 이유는 하강 및 근접 착륙 단계에서 수행되는 자세제어 및 호버링 등이 창어 3호의 비행소프트웨어에서 어떻게 구현되는지 알 수 없어 시뮬레이션 시 이러한 기동을 고려하지 않았기 때문인 것으로 판단된다.

3.2.5 지상국 교신 현황 분석

Figure 13은 창어 3호가 발사를 시작한 시점부터 달 표면에 착륙한 시점까지 지구의 지상국과의 교신 현황을 보여준다. 창어 3호와 교신이 가능한 지상국은 Table 13에 나타난 바와 같이 중국의 대륙에 위치한 2곳의 지상국과 ESA

Table 13. Ground Stations for Chang'e-3[12]

지상국명	위도(deg)	경도(deg)
Xinjiang(중국)	43.79	87.61
Jiamusi(중국)	46.79	130.32
New Norcia(호주)	-31.04	116.19
Guiana(북아프리카)	5.04	-52.78
Cebreros(스페인)	40.45	-4.36

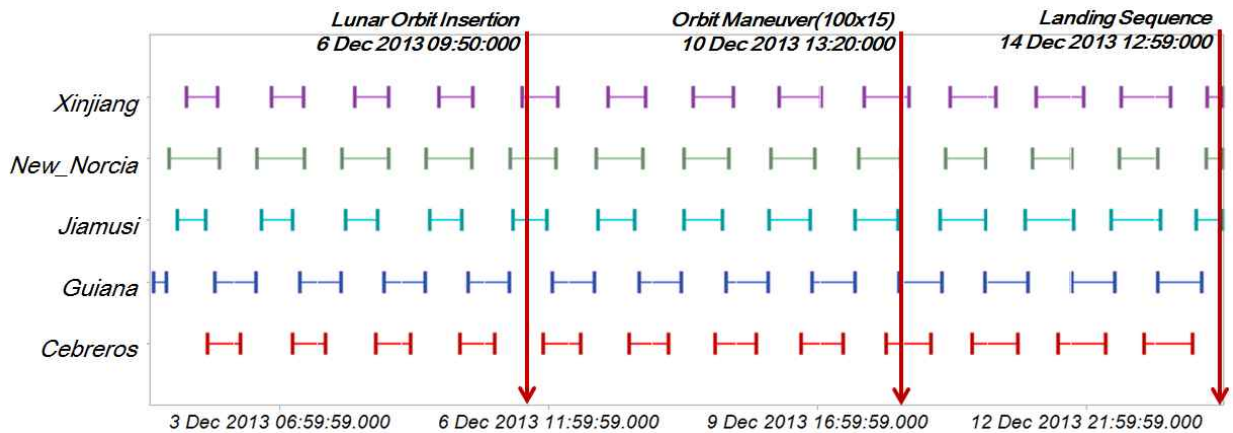


Fig. 13. Communication Duration between Chang'e-3 and Ground Stations

(European Space Agency) 소속의 지상국 3기로 구성된다[13], [14].

달 착륙선을 운영하는 관점에서 달 궤도 진입 기동과 달 착륙을 위한 시점은 지상국에서 실시간으로 관측이 가능해야 한다. 그 이유는 위성이 계획된 기동대로 움직이는지를 확인하고, 비상상황이 발생 시 이를 곧바로 대처해야 하기 때문이다. Fig. 13에 도출된 결과와 같이 창어 3호는 달 궤도 진입 기동과 달 착륙을 위한 시점 모두에서 중국의 두 지상국과 실시간으로 교신이 가능함을 알 수 있다. 따라서 착륙선의 임무 설계 시 지상국과의 교신이 가능한 궤적을 도출하여 실시간으로 교신이 수행될 수 있어야 하며, 특히, 궤도 조정이 요구되는 시점의 전·후에는 한 지상국에서 문제가 발생할 가능성을 대비하여 2기 이상의 지상 안테나로 동시에 모니터링이 될 수 있도록 해야 한다.

3.2.6 식(Eclipse) 현상 분석

Figure 14는 창어 3호의 지구-달 전이궤도 투입 이후부터 달 궤도 진입까지(2013-12-01 17:57:02.365 ~ 2013-12-06 09:50:00.000) 약 113시간 동안 발생한 식 현상을 보여준다. 고도가 낮아서 지구에 의한 식이 발생하는 전이궤도 투입 시점

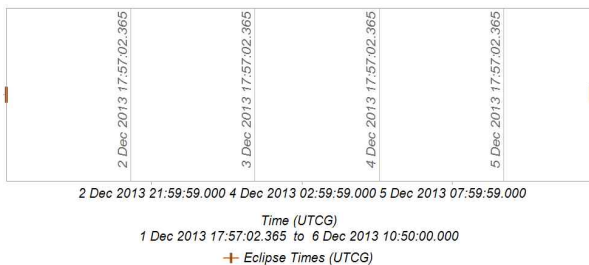


Fig. 14. Eclipse State during Lunar-Trans Orbit

(3분)과 달 궤도 진입 전 시점(10분)에 식이 발생하고, 그 외의 구간에서는 식이 발생하지 않아 지구-달 전이 구간에서는 전력이 충분히 충전될 수 있는 상태임을 알 수 있다.

3.2.7 단계 별 서브시스템 기술 분석

발사 단계는 주로 궤도설계와 관련한 기술이 요구된다. 발사체가 착륙선을 지구 저궤도에 투입할 수 있다는 조건에서 발사 시점, 대기궤도에서 머무르는 기간, 그리고 전이궤도 투입을 위한 시점과 ΔV를 도출하는 기술이 요구된다.

달 전이궤도 투입 단계에서는 투입 이후에 있을 궤도 및 자세결정 기술, 발사체 오차 보정을 위한 중간 경로 수정기동 설계 기술, 태양 지향 및 특정 점 지향을 위한 자세제어 기술 및 안테나 운영을 통한 교신 스케줄 계획 기술 등이 요구된다. 특히 착륙선이 지구 저궤도에서 있을 때 착륙선과의 교신이 지속적으로 유지 및 궤도 추적 데이터 획득을 안정적으로 수행할 수 있는 지상 안테나를 확보해야 한다. 달 궤도 진입 및 조정 단계에서는 달 궤도 진입 및 조정을 위한 임무설계 기술, 주 추력기 및 자세제어 추력기 제어 기술, 복수 안테나로 점화 전·후를 연속적으로 모니터링하기 위한 가시성 확보 기술 등이 필요하고, 착륙선이 계획된 궤도로 들어가지 않는 비상상황을 가정한 궤도설계 기술이 요구된다.

착륙 단계에서는 주 추력기의 추력제어 기술, 궤도 및 자세 추정을 위한 관성항법 기술, 착륙을 위한 자세 및 궤도제어 기술, 지상 고도 확보를 위한 고도 추정 기술, 안전한 지면 확보를 위한 호버링 기술 및 영상 처리 기술 등이 요구된다. 특히 창어 3호에 탑재된 주 추력기는 핀들 타입의 쓰로틀(Throttle)을 이용하여 가변 추력 제어를 하는 방식[5]으로 단순 On/Off 방식

의 추력기보다 착륙하기 위한 제어 알고리즘의 구성에 효과적이므로 반드시 확보해야하는 기술이라고 판단된다.

3.3 창어 3호 질량예측

본 절에서는 3.2절의 임무궤적 추정결과를 바탕으로 창어 3호의 추진제 질량을 추정하였다. 달 표면으로 착륙하기 위한 각 단계에서의 속도 증분을 Table 14에 정리하였다. 창어 3호의 주추력기는 Unsymmetrical Dimethyl Hydrazine (UDMH) 연료와 Nitrogen Tetroxide(N2O4) 산화제를 이용하는 이원추진제로써[5], 이 이원추진제의 비추력은 일반적으로 300초가 넘는 값을 가지므로 300초 및 310초로 가정하여 결과를 비교 분석하였다[15]. 그리고 창어 3호의 질량에 관해 알려진 총 질량 3,800kg과 건조 질량 1,200kg을 기준으로 각각 추진제 질량을 예측하였다.

1) 총 질량(3,800kg)을 기준으로 한 질량예측

창어 3호의 총 질량을 기준으로 비추력에 따른 추진제의 질량을 계산하면 Table 15와 같이 정리할 수 있다. 비추력이 300초인 경우, 3.2절에서 추정된 임무궤적으로 착륙하는 데 2,280kg의 연료를 소모하고, 약 320kg의 여유 질량을 가지게 된다. 한편, 비추력이 310초이라면 착륙에 필요한 연료는 2,234kg으로 여유 질량이 366kg으로 증가하게 된다. 즉, 비추력이 증가할수록 엔진의 효율이 증가하게 되어 여유 질량이 증가하게 된다. 이러한 여유 질량은 3.2절의 임무궤적 추정에서 고려하지 않은 중간 경로 수정기동, 호버링, 그리고 자세제어 등에 추가적으로 연료가 소모되었음을 예상할 수 있다. 예를 들어, 중간 경로 수정기동을 위해 50m/s의 ΔV 가 필요할 경우 약 25kg의 연료(비추력 300초)를 더 소모하게 된다. 또한, 중간 경로 수정기동과 더불어 달 표면에 착륙하기 전 착륙선의 호버링을 위해 170m/s의 ΔV 가 요구될 경우, Table 15의 연료량보다 약 171kg의 연료(비추력 300

Table 14. Delta-V of Chang'e-3

	ΔV (m/s)
달 궤도 진입	836.1
궤도 조정	19.5
하강	1,624.2
착륙	214.0
합계	2,693.7

Table 15. Mass Budget(Wet Mass = 3,800kg)

	Isp = 300s	Isp = 310s
총 질량 (kg)	3,800	3,800
연료량 (kg)	2,280	2,234
착륙 후 질량 (kg)	1,520	1,566
건조 질량 (kg)	1,200	1,200
여유 질량 (kg)	320	366

Table 16. Mass Budget(Dry Mass = 1,200kg)

	Isp = 300s	Isp = 310s
건조 질량 (kg)	1,200	1,200
연료량 (kg)	1,799	1,711
질량 총합 (kg)	2,999	2,911
여유 질량 (kg)	801	889

초)가 더 소모되어 착륙에 필요한 연료는 더 증가하게 된다.

2) 건조 질량(1,200kg)을 기준으로 한 질량예측

창어 3호의 건조 질량 1,200kg을 기준으로 비추력에 따른 추진제의 질량을 계산하면 Table 16과 같이 정리할 수 있다. 비추력이 300초인 경우, 3.2절에서 추정된 궤적으로 착륙하는 데 1,799kg의 연료를 소모하고, 약 801kg의 여유 질량을 가지게 된다. 한편, 비추력이 310초이면 착륙에 필요한 연료는 1,711kg으로 여유 질량이 889kg으로 증가하게 된다. 이러한 여유 질량은 앞서 언급한 바와 같이 3.2절의 임무추정에서 고려하지 않은 중간 경로 수정기동, 호버링, 그리고 자세제어 등에 추가적으로 연료가 소모되는 연료를 고려하지 않았기 때문이다. 지구에서 달로 비행하는 중 중간 경로 수정기동을 위해 속도증분 50m/s가 필요할 경우 약 51kg의 연료(비추력 300초)를 더 소모하여 질량 총합이 약 3,050kg이 된다. 중간 경로 수정기동과 더불어, 달 표면 착륙 전 호버링을 위해 170m/s 정도의 속도증분이 필요할 경우 Table 16의 연료량보다 약 232kg(비추력 300초)의 연료가 더 소모되어 약 3,231kg의 질량 총합을 갖는다.

3) 총 질량과 건조 질량에 따른 관점 해석

총 질량 관점에서 여유 질량을 보면 비추력이 300인 경우를 기준으로 약 320kg이 남는 반면, 건조 질량 관점에서 여유질량을 보면 약 801kg

이 남는 것을 알 수 있다. 이러한 차이가 발생하는 이유는 먼저, 총 질량 관점에서의 여유 질량은 수식 (8), (9)와 같이 총 질량에 대한 연료량을 구한 다음 총 질량에서 연료량과 건조 질량을 빼고 남은 질량을 의미한다.

$$m_f = m_t (1 - e^{(-\frac{\Delta V}{I_{SP} \cdot g})}) \quad (8)$$

$$m_m = m_t - m_f - m_d \quad (9)$$

m_f = 연료량, m_t = 총 질량, I_{SP} = 비추력, g = 중력 상수, m_m = 여유 질량, m_d = 건조 질량

반면, 건조 질량 관점에서 여유 질량은 수식 (10)과 같이 요구된 ΔV 에 해당하는 연료량(m_f)만을 구한 다음 수식 (9)와 같이 총 질량에서 연료량과 건조 질량을 빼고 남은 질량을 의미한다.

$$\Delta V = -I_{SP} \times g \times \ln(1 - \frac{m_f}{(m_f + m_d)}) \quad (10)$$

즉, 총 질량에 대한 여유 질량을 구하는 관점은 수식 (8)의 총 질량(m_t)과 연계된 반면, 건조 질량에 대한 여유 질량은 요구된 ΔV 에 대한 질량 총합($m_f + m_d$)과 연계되어 이러한 차이가 발생한다. 각 관점에 대한 여유 질량은 차이가 커 보이지만 요구된 ΔV 가 총 연료량(2600kg)을 다소모하는 방향으로 진행될수록 그 차이가 작아지고, 다 소모할 경우 여유 질량에 대한 차이는 없어지게 된다.

IV. 결 론

공지된 정보를 바탕으로 창어 3호의 임무궤적을 추정하고, 발사체 궤적을 추정하는 부분에 대한 오차, 중간 경로 수정기동을 생략한 부분, 정확한 착륙 절차 및 알고리즘 부재 등으로 창어 3호의 임무궤적을 추정하는데 필요한 정보가 제한적임에도 불구하고, 각 단계에 맞는 제어변수를 가정하여 창어 3호의 궤적을 추정하였다.

발사 단계에서는 발사체의 파라미터 및 발사 시각이 주로 추정되었고, 궤도전이 단계에서는 달 궤도 진입을 위해 주 추력기의 ΔV 가 주로 추정되었으며, 착륙단계에서는 주 추력기의 점화 시간, 착륙선의 피치각 및 추력기 효율이 주로 추정되었다. 이를 바탕으로 발사에서부터 달 표면 착륙까지 궤도를 추정한 결과 착륙선 발사 시각 및 착륙 시간이 거의 유사하면서 실제 착륙지점과 약 50km 떨어진 지점에 착륙하는 궤

적을 도출할 수 있었다.

창어 3호의 궤도를 추정하면서 향후 요구되는 단계 별 기술을 발사 단계, 전이궤도 단계 및 착륙단계로 구분하여 기술하였다. 발사 단계에서는 주로 임무설계 기술이, 전이궤도 단계에서는 중간 경로 수정기동 설계, 달 궤도 진입 및 조정을 위한 설계 기술이, 착륙 단계에서는 주 추력기의 추력제어 기술 및 항법 기술이 크게 요구됨을 알 수 있었다.

창어 3의 발사에서부터 달 궤도 진입까지의 기간 동안 지상국과의 교신 현황 및 식 현상을 분석한 결과, 주요한 궤도 조정이 있는 시점 전·후에서는 중국에 구축된 2기의 안테나가 항상 착륙선을 모니터링 할 수 있는 상태였으며, 식은 전이궤도 투입 이후 약 3분 그리고 달 궤도 진입 전에 약 10분 등으로 거의 발생하지 않아 전력을 생성하는데 아주 이상적인 궤적으로 설계했음을 확인할 수 있었다.

창어 3의 여유 질량을 추정하기 위해서 임무 궤적 추정 결과로 도출된 ΔV 를 기준으로 총 질량 관점과 건조 질량 관점으로 분석을 수행하였다. 그 결과, 창어 3호의 비추력을 300초로 가정하면 총 질량 및 건조 질량 관점에서의 여유 질량은 각각 320kg, 801kg 이상 확보됨을 알 수 있었다. 다만, 이 값은 중간 경로 수정기동, 호버링, 자세제어 등에 요구되는 ΔV 가 포함되지 않은 값으로 만약 약 50m/s의 중간 경로 수정기동 ΔV 와 약 170m/s의 호버링 ΔV 등을 포함하고 창어 3호의 비추력을 300초로 가정하면 총 질량 및 건조 질량 관점의 여유 질량은 각각 150kg, 570kg으로 낮아짐을 알 수 있었다.

향후에는 중간 경로 수정기동, 호버링 및 자세제어에 요구되는 ΔV 를 추정하기 위해 제출된 논문을 기준으로 조금 더 상세한 임무궤적을 추정하고, 이러한 정보를 바탕으로 향후 발사될 한국형 달 착륙선에 필요한 요소 기술들을 조금 더 상세화 및 임무 시나리오에 적용함으로써 임무궤적 설계 기술을 보강 및 시스템/서브시스템 기술의 개발 전략을 수립하는데 적극 반영할 예정이다.

References

- 1) <http://baike.baidu.com/view/27884.htm>
- 2) http://baike.baidu.com/link?url=KBFRgjnYqc8fiFOd3qTzHMcVbwITlm0z-79YYUYMP9ggJMkhfQRQ_6ZQ5iSXgEv0VONli1dqnmHUXD7_CKRUAa
- 3) <http://news.hexun.com/2013-12-23/160810>

043.html

4) <http://news.sina.com.cn/c/2013-12-16/072128994092.shtml>

5) <http://www.spaceflight101.com/change-3.html>

6) <http://www.spaceflight101.com/change-3-mission-updates.html>

7) http://planetary.s3.amazonaws.com/assets/images/3-moon/20131214_change_landing_location.jpg

8) http://en.wikipedia.org/wiki/Chang'e_3

9) www.agi.com

10) David A. Vallado, "Fundamentals of Ast

rodynamics and Applications", Third Edition, Space Technology Library, pp341.

11) Matthew M. Berry, "Comparisons between Newton-Raphson and Broyden's Methods for Trajectory Design Problem", AAS, 2011.

12) <https://www.youtube.com/watch?v=lgZsIWEQZHY>

13) <http://www.spaceflight101.com/change-3-mission-updates.html>

14) http://www.esa.int/Our_Activities/Operations/Helping_China_to_the_Moon

15) <http://www.braeuning.us/space/propellant#liquid>