가변 저추력을 이용한 달탐사 임무궤도 설계

이승헌*, 박종오**, 심은섭***, 송영주****, 박상영*****

Mission Trajectory Design for Lunar Explorer using Variable Low Thrust

Seung-Hun Lee*, Jong-Oh Park**, Eun-Sup Sim***, Young-joo Song****, Sang-Yong Park*****

Abstract

Since the 1st space race between the United States and Soviet Union during the 1960s, we are competing 2nd space race to occupy the Lunar territory. Since the United States announced to construct the Lunar Base by the end of 2020, EU, Japan, and China launched Lunar explorers successfully. Even India is planning to launch a Lunar explorer in 2008. Korean government also announced that the Korea will launch first Lunar explorer in 2020. In this research Lunar mission trajectory design which will be fundamental data for Lunar mission with variable low thrust and Lunar mission trajectory which has a similar mission specification to SMART-1 are presented.

초 록

제 2의 우주경쟁 시대를 맞이하여 세계 각국은 달을 선점하기 위한 치열한 경쟁을 벌이고 있다. 달에 영구기지를 2020년까지 건설하겠다는 미국을 비롯하여 유럽, 일본, 중국은 달탐사선을 성공적으로 발사하였으며 인도는 발사를 준비 중이다. 이와 같은 국제적인 분위기 속에 우리나라도 2020년까지 달에 탐사선을 보낼 계획을 발표하였다. 본 연구에서는 가변저추력을 이용한 달탐사 위성 설계에 기본 자료로 사용될 수 있는 달탐사 임무궤도를 설계하였으며, 이를 바탕으로 SMART-1과 비슷한 제원을 갖는 가상의 달탐사 임무를 설정하여 비행궤적을 산출하였다.

키워드 : 달탐사(Lunar Explorer), 임무궤도 설계(Mission Trajectory Design), 가변저추력(Variable Low Thrust)

1. 서 론

1959년 1월 2일 구소련에 의해 인류 최초의 달탐사 위성 Luna 1호가 발사된 이후 60~70년대 미국과 구소련은 달 탐사 및 달 착륙을 경쟁적으로 벌여왔다. 하지만 달탐사 사업에 필요한 막대한 비용과 체제의 우월성 및 국력을 과시하기위한 탐사의 명분이 약하게 되어 잠시 소강상태를 맞이하였다. 2004년 부시 미 대통령이

접수일(2007년 12월 18일), 수정일(1차 : 2008년 6월 5일, 2차 : 2008년 6월 17일, 게재확정일 : 2008년 7월 1일)
* 과학기술위성팀/slee@kari.re.kr
** 과학기술위성팀/jopark@kari.re.kr
*** 우주응용센터/esim@kari.re.kr
**** 연세대 천문우주학과/yjsong@galaxy.yonsei.ac.kr
***** 연세대 천문우주학과/spark@galaxy.yonsei.ac.kr

2020년까지 달에 영구 유인 우주기지를 건설한다는 우주개발계획을 발표한 이후 많은 국가들이 달 탐사에 대한 계획을 추가로 발표하였다. 중국의 유인우주선 발사 성공을 통해 볼 수 있듯이, 전통적인 우주 강국이 아닌 국가들은 달 탐사 성공을 통해 과학기술 및 국력의 우월성을 전세계에 알릴 수 있는 반면, 우주 강국들은 자원개발의 목적으로 달탐사 사업을 다시 계획하고 있다. ESA(유럽우주국)은 저추력 엔진을 이용한 'SMART-1' 달탐사 위성을 2003년 성공적으로 발사하여 임무를 완수하였다. 중국은 2007년 10월 달탐사 위성 '창어 1호'를, 일본은 2007년 9월에 달탐사 위성 '가구야'를 성공적으로 발사하여 운영 중이다. 인도는 2008년 달탐사 위성 '찬드라얀 1호'를 발사할 예정이며 우리나라는 '우주개발 중장기 기본계획'에 따라 2020년 달탐사 위성을 발사할 계획이다.

달탐사 임무를 수행하기 위해 대부분은 고추력(High Thrust) 엔진을 사용하였으나 최근 들어 ESA에서 개발한 SMART-1의 임무 성공으로 저추력(Low Thrust) 엔진의 연구가 활발히 진행 중이다. 저추력 엔진은 엔진의 비추력(Isp) 값이 매우 높은 특성을 가지며 추진제를 필요로 하는 탐사선에 비해 무게를 크게 감소 시킬 수 있어 예산을 크게 줄일 수 있다. 하지만 저추력을 이용한 경우 원하는 임무 궤도로 이동하기까지 아주 많은 시간이 필요하며 탐사선이 Van Allen belts에 머무는 시간이 길어지는 어려움이 있다.

저추력 엔진은 등저추력(Constant Low Thrust)과 가변저추력(Variable Low Thrust)로 나뉘며 ESA의 SMART-1은 등저추력을 이용하여 임무설계를 수행하였으며 N체 문제를 고려하고 지구의 J2 섭동력을 포함, JPL의 DE405 천체력을 이용하였다. 가변저추력은 화성 및 목성 탐사선의 임무비행 궤적 설계를 위해 연구되었다. 본 연구에서는 가변저추력 엔진을 이용하여 달탐사 임무설계를 수행한 후 SMART-1과 비슷한 제원을 갖는 가상의 달탐사 임무를 설계하여 보았다.

2. 본 론

2.1 달탐사 임무궤도

저추력을 이용한 달 탐사 임무의 경우 지속적인 추력을 가하기 때문에 임무 궤적이 나선형의 모습으로 나타나며 저추력으로 인해 지구를 출발하여 달에 도착하기 까지 걸리는 기간이 순간추력에 비하여 매우 길다는 특징이 있다. 임무수행 단계는 탐사선이 지구 궤도를 출발하여 지구를 벗어나는 단계와 달의 중력장 안에 진입하여 포획되는 단계로 구분된다. 그림 1은 저추력을 이용하여 임무를 성공한 SMART-1의 해당 단계를 보여준다.

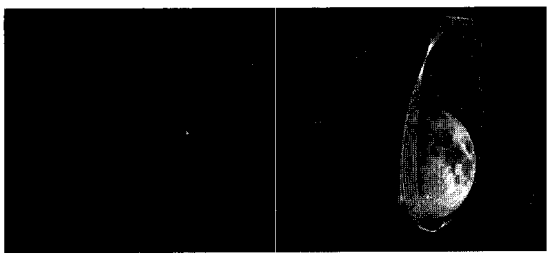

그림 1. 저추력을 이용한 SMART-1의 임무 궤도 구분 (좌-달 천이 궤도, 우-달 포획 궤도)

2.2 임무 설계 조건

임무설계를 하기 위해서는 천체력과 시간계, 좌표계, 섭동력, 최적해가 계산되어야 하며 탐사선의 운동방정식을 기술하기 위해 수치적분 방법을 고려해야 한다. 천체력은 지구를 비롯한 다양한 행성의 위치와 속도에 대한 정보를 나타내며 본 연구에서는 JPL이 제안한 DE405 천체력을 사용한다. 천체력 계산시 보다 정밀한 행성의 위치를 계산하기 위해서는 추가적으로 시간계의 변환이 필수적이다. DE405 천체력은 질량중심 역학시(Barycentric Dynamical Time, TDB)를 통해 모든 행성의 정밀한 운동이 계산된다. 달 탐사를 위한 탐사선의 비행궤적 및 위치정보에 대한 기술은 좌표계를 통해 이루어지

며 달탐사 임무는 지구 출발시 사용되는 지구 중심 좌표계(E-EME2000, Earth centered Earth Mean Equator and equinox of epoch J2000)와 달 도착시 사용되는 달 중심 좌표계 (L-LME2000, Lunar centered Lunar Mean Equator and IAU vector of epoch J2000)가 사용되었다. 그리고 달 도착 단계에서 탐사선의 중간 비행 궤적을 수정할 때 B-평면 좌표계를 사용하여 궤도를 설계하고 분석한다. 달 탐사선의 동력학 모델에 영향을 끼치는 섭동력을 계산하기 위해 본 연구에서는 3체에 의한 섭동력과 지구의 비대칭성에 대한 섭동력(J2에 의한 영향)만 고려하였다. 탐사선의 위치 및 속도 그리고 변화 편미분을 계산하기 위해 운동방정식과 변화 방정식을 직접 수치 적분하는데 8계 Runge-Kutta 방법을 사용하였으며, 최적의 끝자름 오차를 얻기 위해 그 해를 7계 Runge-Kutta와 비교함으로써 적분간격을 스스로 조절할 수 있도록 하였다. Lambert 정리와 비선형 시스템의 최적화 문제를 풀기 위해 SNOPT 사용 소프트웨어를 이용하여 최적해를 계산하였다.

2.3 임무설계 알고리즘

저추력을 이용한 임무의 비행 궤적 최적화 문제는 그 특성상 최적해를 찾기가 매우 어렵다. 이는 저추력을 이용한 임무의 경우, 순간 추력을 이용한 경우보다 임무 수행을 위한 기간이 길어지게 됨에 따라 최적해를 찾는데 필수적인 초기 조건(Initial Guess)에 매우 민감하게 반응하게 된다. 또한 최적해 도출을 위한 계산시간이 많이 소요되기 때문에 매우 어려운 작업으로 분류된다. 본 연구에서는 해석적으로 도출된 최적해를 이용함과 동시에 수치적인 적분을 통하여 직접 최적해를 산출하였다. 달 탐사 비행 궤적은 3단계로 나뉘어 최적해가 산출된다. 1단계는 해석적인 방법으로 도출된 추력값을 이용, 지구 저궤도로부터 사용자가 지정한 고도(달의 중력에 의하여 탐사선이 포획되는 지점)까지 도달하는 탐사선의 비행 궤적을 산출한다. 3단계는 사용자가 설정한 달 중심의 저고도 궤도로부터 사용자가 지정한 고도(달의 중력권에서 탐사선이 벗어나기 전)까지 해석적인 방법으로 도출된 추력값을 이용하여 비행 궤적을 역전파(Back Propagation)하여 최적의 궤적을 산출한다. 1, 3단계를 통하여 도출된 궤적을 연결해주는 2단계는 직접 수치적인 적분과 최적화 과정을 통하여 산출된다. 표 1은 각 단계별 구성에 대한 설명을 간략하게 보여주며 그림 2는 알고리즘의 흐름을 나타낸다.

표 1. 단계별 구성 특성

1단계	° N-body Propagator (Earth, Earth J2, Sun, Moon) ° Analytically Computed Thrust Profile ° Control Angle (0 deg, both inplane & out of plane angle in E-EME2000 coordinate)
2단계	° N-body Propagator (Earth, Sun, Moon) ° Both Thrust profile & Control angles (inplane & out of plane in E-EME2000 coordinate) are computed using SNOPT optimizer to meet the constraints
3단계	° N-body Propagator (Earth, Sun, Moon) ° Analytically Computed Thrust Profile ° Backward integration ° Control Angle (0 deg, both inplane & out of plane angle in L-LME2000 coordinate)

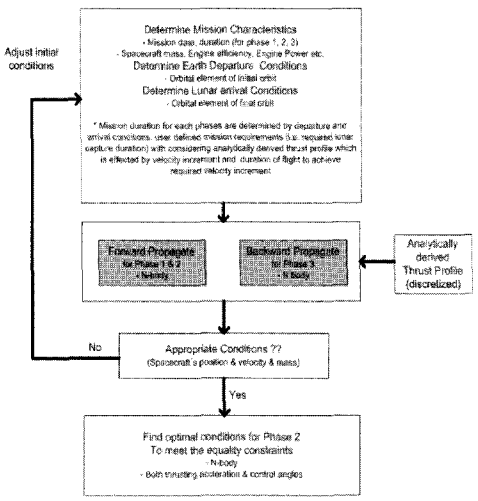

그림 2. 임무설계 알고리즘 흐름도

2.4 동력학 방정식

N체 문제를 고려하고 3차원 상에서 운동하고 있는 달 탐사선의 동력학 방정식은 다음과 같이 표현 된다.

$$\dot{\vec{r}}_j = \vec{v}_j \tag{1}$$

$$\dot{\vec{v}} = -\mu_j \frac{\vec{r}_j}{r_j^3} + \sum_{i \neq j}\left[\frac{\vec{r}_i - \vec{r}_j}{|\vec{r}_i - \vec{r}_j|^3} - \frac{\vec{r}_i}{r_i^3}\right] + \vec{a}_p + \vec{a}_t \tag{2}$$

$$\dot{m} = -\frac{T^2}{2qP} \tag{3}$$

$$\vec{r}_j = (r_x, r_y, r_z)^T \tag{4}$$

$$\vec{v}_j = (v_x, v_y, v_z)^T \tag{5}$$

$$\vec{a}_t = (a_x, a_y, a_z)^T \tag{6}$$

이때 $\vec{r}$, $\vec{v}$ 는 각각 탐사선의 위치와 속도를 의미하며 $\vec{a}_t$는 ECI 좌표계에서의 가변 추력에 의한 가속도, $\vec{a}_p$는 지구 비대칭 중력장에 의한 섭동력, P는 추력의 파워, q는 추력의 효율, T는 추력의 크기, $\dot{m}$은 탐사선의 질량 변화를 나타낸다. 매 순간 마다 탐사선의 추력에 의한 가속도의 크기는

$$a = \frac{T}{m} \tag{7}$$

으로 표현이 가능하며, RTN(Radial Tangential Normal) 좌표계에서 표현되는 탐사선의 가속도는

$$\begin{aligned} a_r &= a\cos\beta\sin\alpha \\ a_t &= a\cos\beta\cos\alpha \\ a_n &= a\sin\beta \end{aligned} \tag{8}$$

으로 표현이 된다. 여기서 α는 추력 벡터의 평면상의 방향각(Inplane Angle)이며, β는 추력 벡터의 비평면상의 방향각(out of Plane Angle)을 의미한다. 추력에 의한 탐사선의 ECI 좌표계에서의 가속도는 다음과 같은 좌표변환을 이용하여 계산이 가능하다[1].

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_x & (\vec{h}\times\vec{r})_x & h_x \\ r_y & (\vec{h}\times\vec{r})_y & h_y \\ r_z & (\vec{h}\times\vec{r})_z & h_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_r \\ a_t \\ a_n \end{bmatrix} \tag{9}$$

여기서 $\vec{h} = \vec{r} \times \vec{v}$으로 정의되는 각 모멘텀(angular momentum)이다. 위에서 설명된 식을 이용하면 N체문제를 고려한 3차원 상에서의 가변추력을 이용하는 탐사선의 운동을 기술할 수 있게 된다.

2.5 최적해의 도출

가변추력을 이용한 궤도 천이 문제에 있어서 추력의 시간에 따른 최적의 크기변화를 해석적으로 도출한 연구가 Seywald에 의해서 진행된 바 있다. 이 연구의 결과에 따르면 2체 문제를 이용하고 천이 궤적의 형태가 항상 원궤도의 형태를 갖는다고 가정하며 추력의 방향은 항상 천이 궤적상의 속도 벡터 성분의 역방향으로 주어진다고 가정 하였을 때 시간에 따른 최적의 가변 추력의 형태는 다음과 같다[2].

$$T^*(t) = \left(\frac{1}{m_0} + \frac{\Delta V_f^2}{2qPt_f}t\right)^{-1}\frac{\Delta V_f}{t_f} = m_{(t)}\frac{\Delta V_f}{t_f} \tag{10}$$

여기서 m_0는 탐사선의 초기 질량, ΔV_f는 탐사선이 목표한 고도까지 천이 하고자 할 때 요구되는 속도의 변화량, t_f는 천이 하는데 소요되는 시간을 나타낸다. 앞서 언급된 바와 같이 1단계와 3단계에서는 위의 식(10)으로부터 계산된 해석적인 해를 이용하여 탐사선의 비행궤적을 전파한다. 즉 식(10)로부터 산출된 추력의 크기를 시간에 대하여 이산화하여 식(7)에 적용, 추력에 의한 가속도의 크기를 최종적으로 ECI좌표계로 변환하여 탐사선의 운동방정식을 완성하게 된다. 이때 추력의 방향 벡터 α와 β

는 항상 0 deg로 고정되게 된다. 식(10)에서 시간에 대한 최적의 가변 추력의 크기는 시간이 증가할수록 일정하게 감소하는 것을 알 수 있다. 이는 다시 말해 탐사선의 속도 변화가 시간이 갈수록, 즉 고도가 증가할수록 점차 줄어든다는 것을 의미한다. 따라서 이러한 현상을 N체 문제를 적용한 달 탐사선의 비행 궤적 설계에 적용하게 되면 탐사선이 자연스럽게 달의 중력장에 포획되는 궤도를 찾을 수 있다는 의미가 된다. 하지만 이러한 궤적을 찾기 위해서는 지구 출발 시기와 달 도착 시기, 전체 임무 수행 기간(TOF), 지구 출발 궤도의 초기 궤도 요소, 달 도착 궤도의 궤도 요소를 적절하게 변환시켜 주어야 한다. 다시 말해 수치적으로 직접 최적화 되는 2단계를 위하여 임무 설계자는 적절한 초기 천이 궤적의 형상을 설정하여 주어야 한다. 이처럼 초기 궤적의 모습이 지구 출발 시기와 달 도착 시기 그리고 전체 임무 기간, 지구 출발 및 달 도착시의 궤도 요소에 따라서 변화되는 이유는 탐사선이 지속적으로 달을 향하여 천이 하는 기간 동안 달과 지구 그리고 태양에 의한 영향이 계속적으로 변화되며 탐사선에게 미치기 때문이다. 3단계에서는 최종 도착 지점에서의 궤도 요소가 정해지게 되면 해석적으로 구해진 최적의 가변 추력의 크기를 이용하여 탐사선의 비행 궤적을 역전파하게 된다. 이때 식(10)은 다음과 같이 탐사선의 질량이 시간에 따라 증가하는 식으로 변화하게 된다.

$$T_b^*(t)=\left(\frac{1}{m_f}-\frac{\Delta V_{fb}^2}{2qPt_{fb}}t\right)^{-1}\frac{\Delta V_{fb}}{t_{fb}}=m_b(t)\frac{\Delta V_{fb}}{t_{fb}} \qquad (11)$$

여기서 m_f는 탐사선의 최종 질량, ΔV_{fb}는 역전파 과정에서의 탐사선이 목표한 고도까지 천이 하고자 할 때 요구되는 속도의 변화량, t_{fb}는 역전파 하는 과정에서의 천이 하는데 소요되는 시간을 나타낸다.

각 단계별 임무 수행 기간이 주어지게 되면 전체 임무의 TOF, T_{total}이 다음과 같이 계산되어진다.

$$T_{total}=T_{phase1}+T_{phase2}+T_{phase3} \qquad (12)$$

임무설계자는 우선적으로 적절한 초기 천이 궤적의 형상의 설정을 위해서 탐사선이 달 작용권구의 안쪽까지 천이를 한다고 가정하고 $T_{phase1}+T_{phase2}$ 기간 동안 요구되는 ΔV_f의 양과 T_{phase3} 기간 동안 요구되는 ΔV_{fb}의 양을 이용하여 각 해당 단계인 1, 2 및 3단계의 최적의 가변 추력의 크기를 산출하며 이를 이용하여 비행 궤적의 형상을 도출한다. 만약 초기 천이 궤적의 형상이 적절한 조건, 즉 1, 2단계의 마지막 부분과 3단계의 마지막 부분의 궤적이 비슷한 위치에서 만나지 않는다면 지구 출발 시기 및 달 도착 시기, 초기 지구 출발 궤도 요소와 달 도착시의 궤도 요소, 그리고 임무 기간 등을 계속해서 변화시켜가며 적절한 초기 궤적의 형상을 도출하는 과정을 반복한다.

탐사선의 적절한 초기 비행 궤적이 산출되면 비로소 2단계의 수치적인 최적화 과정이 이루어질 수 있다. 만약 적절한 초기 비행 궤적을 산출하지 않고 2단계를 최적화 한다면 최적해를 찾기가 매우 어려울 것이다. 달 탐사선을 위한 최적의 비행 궤적이란 탐사선의 연료 소모를 최소화 하여 임무를 수행 하는 궤적이다. 따라서 수치적인 최적화를 하는 과정에 있어서 달 탐사선의 연료소모를 최소화 하는 다음과 같은 목적함수가 주어지게 된다.

$$J=\min(\Delta m)=\min(m_0-m_f) \qquad (13)$$

수치적인 최적화 과정에서 사용되는 조절변수들은 다음과 같이 주어지며

T : Thrust magnitude during Phase 2
α : In plane angle during Phase 2
β : Out of plane angle during Phase 2
m_f : Final mass of S/C at t_f

최적화 문제를 완성하기 위해서는 다음과 같은 7개의 제한조건이 주어진다.

$$r_{x2}-r_{x3}=0$$
$$r_{y2}-r_{y3}=0$$
$$r_{z2}-r_{z3}=0$$

$$v_{x2} - (-v_{x3}) = 0$$
$$v_{y2} - (-v_{y3}) = 0$$
$$v_{z2} - (-v_{z3}) = 0$$
$$m_{f2} - m_{f3} = 0 \quad (14)$$

이때, 아래첨자 2와 3은 각각 2단계와 3단계를 의미하며, 속도 성분에 대한 제한조건에서 3단계에 - 기호가 추가된 이유는 3단계의 속도 성분이 역전파를 통해서 산출된 값에서 기인한 결과이다.

2.6 임무설계 결과

지난 2003년 저추력을 이용한 인류 최초의 달 탐사선인 유럽우주국의 SMART-1은 그 임무의 성공을 토대로 하여 앞으로 더욱 많은 행성 탐사 임무에서 있어서 저추력 엔진을 사용할 수 있는 가능성을 보여주는 좋은 계기가 되었다. 제안된 임무설계 알고리즘을 적용하여 SMART-1과 비슷한 임무 제원을 갖는 가상의 달 탐사 임무를 설계 하였다. 실제 SMART-1에서 사용된 임무 제원과 본 연구를 통하여 설계된 임무 제원은 표 2에 나타난다[3].

표 2. SMART-1 임무 설계 제원 vs 본 연구 임무 설계 제원

	SMART-1	Own
1단계	° Lift off to injection on 3rd day ° Earth injection to Moon injection on 412th day ° Reached moon operational orbit on 532th day	401 days
2단계		9 days
3단계		120 days
합계	529 days	530 days
초기무게	370 kg	370 kg
Isp	1540 sec	1,000~3,000 sec
Power	1,140 watt	1,000 watt
Orbit Type	GTO to LLO (both elliptical)	GEO to LEO (both circular)
엔진 효율	40~50%	48 %
추진제무게	82 kg	40.74 kg
질량비	78 %	88.99 %

위와 같은 가정을 통하여 2단계를 수치적으로 최적화하기 이전의 적절한 천이 궤적을 산출한 결과, 2012년 11월 12일 지구를 출발하고 530일 후에 원하고자 하는 달의 궤도에 탐사선이 도착할 때 2단계의 마지막 탐사선의 상태 벡터와 역전파를 통하여 산출된 3단계의 마지막 탐사선의 상태 벡터가 적절한 조건을 유지하는 것으로 나타났다. 이때 고려된 섭동력의 영향은 지구, 달, 태양, 지구 J2에 의한 효과이다. 이러한 초기 비행 궤적을 도출하는 지구 출발 초기 궤도 요소와 달 도착 궤도 요소는 표 3에 보여진다.

표 3. 지구 출발 및 달 도착 궤도 요소

	Earth Departure Orbit	Lunar Arrival Orbit
Altimeter	35,786 km	100 km
Eccentricity	0	0
Inclination	7 deg	90 deg
R.A.A.N	0 deg	160 deg
Argument of perifocus	0 deg	0 deg
T.A.	17 deg	20 deg

산출된 초기 비행 궤적을 이용하여 2단계를 수치적으로 최적화한 결과, 그림 3과 같은 지구 중심의 천이 비행궤적이 도출 되었으며, 그림 4와 그림 5는 각각 시간에 대한 탐사선의 가속도 변화와 질량 변화를 보여 주고 있다. 그림 6은 2단계에서의 추력 벡터의 방향각의 변화를 보여주고 있으며 마지막으로 그림 7은 달 중심에서 나타는 탐사선의 포획 궤적을 보여주고 있다. 최종적으로 최적화된 탐사선의 최종 질량은 약 329.259kg으로 계산되었다.

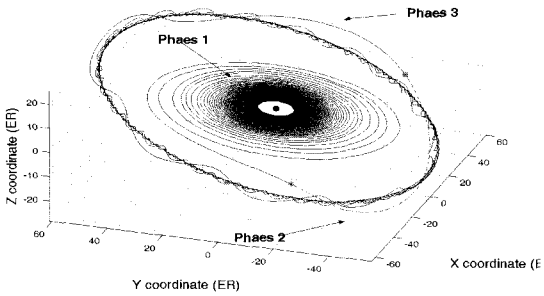

그림 3. 지구 중심에서 바라본 달 탐사선의 최적 비행 궤적

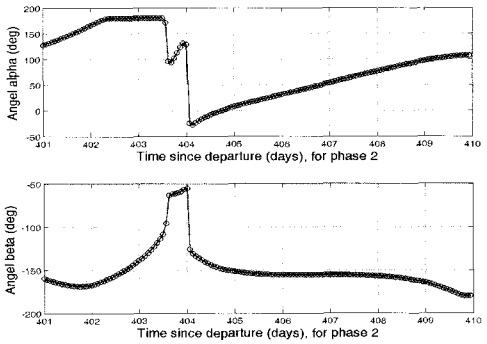

그림 6. 탐사선의 추력 방향 벡터의 변화

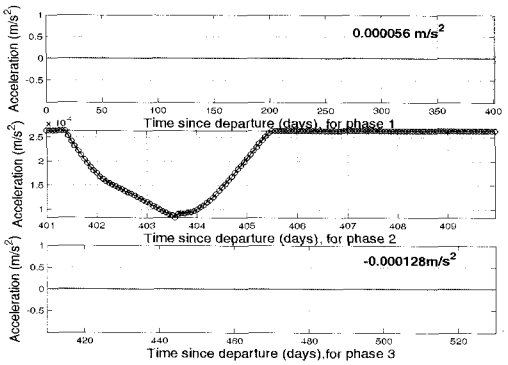

그림 4. 탐사선의 가속도 변화

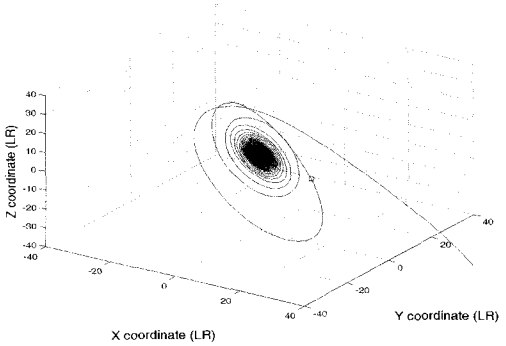

그림 7. 달 포획 비행 궤적의 모습

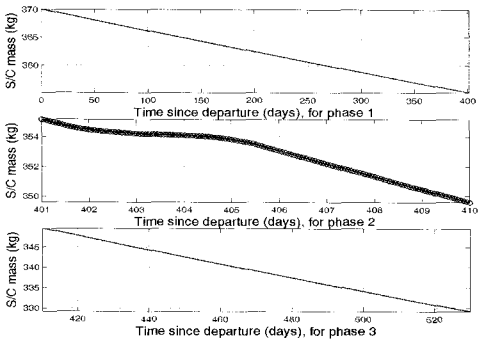

그림 5. 탐사선의 질량 변화

3. 결 론

미래 우리나라의 달탐사 임무에 앞서 달탐사 임무궤적 설계를 위한 기본 핵심 요구기술을 파악하였으며 파악된 기술을 바탕으로 가변 저추력을 이용한 달탐사 임무궤적을 설계하였다. SMART-1과 비슷한 제원을 갖는 가상의 달탐사 임무를 설정하여 달탐사 비행궤적을 3단계로 나누어 최적해를 산출하였다. 설계된 자료는 향후 우리나라의 달탐사 임무 수행 시 많은 사전정보를 제공하여 줄 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. Vallado, D. A., Fundamentals of Astrodynamics and Applications 2nd Ed., Space Technology Library, California, 2001, pp.303~323. pp.156~179., pp.285~297., pp.421-445., pp.473-485.
2. Seywald, H., Roithmayr, C. M., Troutman, P. A. and Park, S.-Y.,, "Fuel-Optimal Transfers Between Coplanar Circular Orbits Using Variable-Specific-Impulse Engines, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 28, No. 4., 2005, pp.795-800.
3. Estublier, D. E., Saccoccia, G. and Amo, J, G. "Electric Propulsion on SMART-1", ESA bulletin, vol. 129, February 2007.