論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(5), 402–409(2018) DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.5.402 ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

# 무인 달착륙선의 동력하강단계에서 자세각속도 영향에 따른 최적화 착륙궤적 분석

박재익\*, 류동영\*\*

# Analysis of Optimal Landing Trajectory in Attitude Angular Velocity Influence at Powered Descent Phase of Robotic Lunar Lander

Jae-ik Park<sup>\*</sup> and Dong-Young Rew<sup>\*\*</sup> Korea Aerospace Research Institute<sup>\*,\*\*</sup>

# ABSTRACT

In this paper, we propose a lunar landing scenario of a robotic lunar landing mission and implements an optimal landing trajectory at the powered descent phase based on the proposed scenario. The change of attitude of the lunar lander in the power descent phase affects not only the amount of fuel used but also sensor operation of image based navigation. Therefore, the attitude angular velocity is included in the cost function of the optimal control problem to minimize the unnecessary attitude change when the optimal landing trajectory generates at powered descent phase of the lunar landing. The influence of the change of attitude angular velocity on the optimal landing trajectory are analyzed by adjusting the weight of the attitude angular velocity. Based on the results, we suggest the proper weight to generate the optimal landing trajectory in order to minimize the influence of the attitude angular velocity.

# 초 록

이 논문에서는 무인 달착륙 임무를 위해 고려하고 있는 달착륙 시나리오를 제안하고 제 안된 시나리오를 기반으로 동력하강단계에서의 최적화 착륙궤적을 구현한다. 동력하강단계 에서 달착륙선의 자세 변화는 사용 연료량뿐만 아니라 영상기반 항법의 센서 운용에도 영 향을 주므로 자세 변화가 급격하게 이루어지지 않도록 자세각속도를 최적제어 가격함수에 포함하고 이때 자세각속도의 영향을 조절하는 가중치가 최적화 착륙궤적에 미치는 영향을 분석한다. 분석된 결과를 바탕으로 연료 사용을 최소화하고 안정된 자세 변화를 갖도록 최 적화 착륙궤적을 설계할 수 있는 적절한 가중치를 제시한다.

Key Words : Robotic Lunar Lander(무인 달착륙선), Powered Descent Phase(동력하강단계), Optimal Landing Trajectory(최적화 착륙궤적), Attitude Angular Velocity(자 세각속도)

<sup>\*</sup> Received : November 2, 2017 Revised : February 1, 2018 Accepted : March 26, 2018

<sup>\*</sup> Corresponding author, E-mail : jpark@kari.re.kr

# Ⅰ.서 론

1970년대 이후 중단되었던 달탐사 프로그램은 1990년대 이후 미국, 중국, 인도, 일본을 중심으 로 다시 활발하게 진행되고 있으며 우리나라 역 시 달탐사를 추진 중이다. 중국은 2013년 달착륙 선인 창어(Chang'e) 3호를 달 표면에 성공적으로 착륙 시켰다. 샘플 귀환선인 창어 5호를 2019년 발사 계획하고 있으며 이어서 창어 4호를 세계 최초로 달 뒷면에 착륙 시키려는 계획을 추진하 고 있다. 인도는 2008년 찬드라얀(Chandrayaan) 1호를 성공적으로 달에 보낸 후 2018년 찬드라얀 2호 궤도선과 착륙선을 달에 동시에 보내 달 환 경 및 토양 분석 연구를 수행할 예정이다. 일본 은 2019년 달 표면에 오차범위 100m 이내 정밀 착륙시켜 기술 검증을 위한 SLIM(Smart Lander for Investigating Moon) 임무를 추진 중에 있다 [1]. 우리나라의 달탐사는 2단계로 구분하여 추진 하고 있다. 현재 1단계 시험용 달 궤도선(Korea Pathfinder Lunar Orbiter, KPLO)은 2020년 발사 를 목표로 개발을 진행 중에 있으며, 2단계는 한 국형 발사체와 상단 로켓을 이용하여 궤도선과 착륙선을 달에 보내는 것을 목표로 하며 이를 위 해 선행연구가 진행 중에 있다[2].

달착륙선 착륙궤적 최적화는 다양한 기법의 연 구가 수행되었다[3,4]. 박봉균(2008, 2009)은 달착 륙선 연료최소화를 목적함수로 하여 단일단계 착 륙궤적 최적화와 자세를 고려한 궤적 최적화 연구 를 수행하였다[5,6]. 조성진(2010)은 착륙 단계를 세부적으로 구분하여 착륙 및 이륙궤적 최적화 생 성 방법을 연구하였다[7]. 최적제어 이론을 적용한 착륙궤적 최적화 문제는 일반적으로 가격함수로 연료 또는 착륙 시간 최소화로 정의한다. 수직 하 강을 시작하는 최종착륙단계 전에 착륙선의 자세 를 지면과 수직이 되도록 자세제어를 수행할 필요 가 있다. 이때 자세제어 입력 값인 자세각속도가 급격하게 변하면 불필요한 연료 소모가 발생될 수 있고 착륙 안전성이 떨어질 수 있다.

이 논문에서는 달착륙 임무를 위해 고려하고 있는 달착륙 시나리오를 제안하고 제안된 시나리 오를 기반으로 동력하강단계에서의 최적화 착륙 궤적을 구현하였다. 또한 동력하강단계에서 자세 각 변화는 사용 연료량뿐만 아니라 영상기반 항 법의 센서 운용에도 영향을 주므로 자세 변화가 급격하게 일어나지 않도록 착륙궤적 최적화가 이 루어져야 한다. 따라서 급격한 자세 변화를 최소 화하기 위해 자세각속도를 최적제어 가격함수에 포함하고 이를 조절하는 가중치의 변화가 최적화 착륙궤적에 미치는 영향을 분석하였다. 분석된 결과를 바탕으로 자세각 변화가 안정적으로 최적 화 착륙궤적을 설계할 수 있는 가중치를 제시하 였다. 이 논문의 II장에서는 한국형 달착륙선 임 무를 위해 고려하고 있는 달착륙 시나리오와 착 륙궤적 최적화를 위한 최적화 문제에 대해 설명 한다. III장에서는 착륙궤적 최적화를 위한 가정 및 조건에 대해 설명하고 가중치 변화에 따른 착 륙궤적 최적화 결과를 분석한다. 마지막 IV장에 서는 결과를 정리하며 끝을 맺는다.

# Ⅱ.본 론

#### 2.1 달착륙선 착륙 시나리오

달착륙 방법은 직접착륙 방식과 간접착륙 방식 이 주로 사용된다. 감속단계에서 고체로켓을 사 용하는 경우 직접착륙 방식을 사용하며, 액체연 료를 사용하는 경우 대부분 간접착륙 방식을 사 용한다. 아폴로 착륙선과 창어 3호의 경우 간접 착륙 방식을 사용하였다. 무인 달착륙선은 비추 력이 높은 이원추진제기반 추진시스템이 고려되 고 있어 아폴로 임무와 유사한 간접착륙 방식의 적용을 검토하고 있다. 달착륙선은 지구-달 전이 궤도를 통해 달에 도착 후 LOI(Lunar Orbit Insertion) 기동 후 약 100 x 100km 원궤도를 갖 는 달 주차궤도에 안착한 후 착륙지점을 통과하 는 궤도에서 착륙을 위한 DOI(Descent Orbit Insertion) 기동을 수행한다. DOI 기동을 통해 약 100 x 15km의 타원궤도를 갖도록 조정한 후 착 륙을 위한 준비를 걸쳐 근월점 고도 약 15km 고 도에서 동력하강(powered descent)을 수행한다.

동력하강은 미국의 아폴로 임무와 유사하게 단 계에 걸쳐 수행된다. 1단계 감속단계(braking phase)는 고도 약 15km 지점에서 고도 약 5 km 까지 달착륙선 궤도 조정용 엔진과 착륙용 추력 기를 모두 사용하여 감속하고, 2단계 접근단계 (approach phase)는 고도 약 5km에서 약 100m 까지 착륙용 추력기만을 사용하여 감속한다. 마 지막 3단계 최종착륙단계(final landing)에서 약 100m 고도에서 호버링(hovering) 상태를 유지하 며 착륙 예정지의 위험요소를 평가하고 필요시 착륙지 변경을 위한 기동을 수행한다. 안전한 착 륙지로 최종 판단되면 착륙용 추력기를 사용하여 일정한 속도로 수직 하강하여 목표 고도인 약 2m 상공에 다다르면 추력기 분사에 의해 발생되



Fig. 1. Lunar Landing Trajectory Scheme

는 달 표면 흙먼지 등으로부터 착륙선을 보호하 기 위해 추력기 엔진을 정지하고 자유낙하 하여 최종 착륙한다. Fig. 1은 현재까지 고려된 달착륙 선의 착륙 시나리오를 도식화하여 나타내었다.

#### 2.2 달착륙선 착륙궤적 최적화

최적제어(optimal control) 문제의 해를 구하는 방법은 간접적인 방법(in-direct)과 직접적인 방 법(direct method)으로 나뉜다. 간접적인 방법은 필요조건을 이용하여 해를 구하고, 직접적인 방 법은 제어변수 또는 제어변수와 상태변수를 이용 하여 가격함수를 직접적으로 최소화시켜 해를 구 한다[8].

일반적으로 달착륙선의 착륙궤적은 단일단계 (single-phase) 방식을 적용하여 생성하지만 이 논문에서는 동력하강단계를 세부적으로 나눠 각 단계의 가격함수를 직접적으로 최소화 시키는 다 중단계(multi-phase) 방식을 적용하여 최적제어를 수행하였다. 다중단계 최적제어는 단일단계 최적 제어 보다 각 단계별로 고려되어야 할 조건들을 세부적으로 적용이 가능하여 보다 정밀한 최적화 착륙궤적 생성이 가능하다. 다중단계 최적제어 문 제의 해를 구하기 위해 LGR(Legendre-Gauss-Radau) 콜로케이션(collocation) 방법과 비선형 프로그래밍(non-linear programming) 문제의 도 구(solver)로써 IPOPT(Interior Point Optimizer) 또는 SNOPT(Sparse Nonlinear OPTimizer)를 사용하는 MATLAB 기반의 상용소프트웨어인 GPOPS-II를 사용하였다. 보다 자세한 내용은 [9, 10]을 참고할 수 있다.

#### 2.1.1 운동방정식

달착륙선의 움직임은 자세변화와 착륙지를 고 려하여 다음의 식 (1)과 같이 3차원 운동 방정식 으로 나타낼 수 있다[6]. Fig. 2는 달착륙선 3차 원 운동을 도식화하여 보여준다.



Fig. 2. 3-D Motion and Coordinate for Lunar Lander

$$\begin{split} \dot{r} &= v_r \\ \dot{\theta} &= \frac{v_r}{r cos \phi} \\ \dot{\phi} &= \frac{v_{\phi}}{r} \\ \dot{v}_r &= -\frac{T}{m} sin\beta - \frac{\mu_m}{r^2} + \frac{v_{\phi}^2}{r} + \frac{v_{\theta}^2}{r} \\ &+ r \omega^2 cos^2 \phi + 2 \omega v_{\theta} cos \phi \\ \dot{v}_{\theta} &= \frac{T}{m} cos \beta cos \alpha - \frac{v_r v_{\theta}}{r} \\ &+ \frac{v_{\theta} v_{\phi} sin \phi}{r cos \phi} - 2 \omega v_r cos \phi \\ \dot{v}_{\phi} &= \frac{T}{m} cos \beta sin \alpha - \frac{v_r v_{\phi}}{r} + \frac{v^{2_{\theta}} sin \phi}{r cos \phi} \\ &- r \omega^2 sin \phi cos \phi - 2 \omega v_{\theta} sin \phi \\ \dot{m} &= -\frac{T}{Isp. \bullet g_0} \\ \dot{\alpha} &= \omega_{\alpha} \\ \dot{\beta} &= \omega_{\beta} \end{split}$$

여기서, 상태변수 r은 달 중심에서 착륙선까지 의 거리,  $\theta$ 는 경도,  $\phi$ 는 위도,  $v_r$ 은 수직방향 속 도,  $v_{\theta}$ 는 수평(경도평면)방향 속도,  $v_{\phi}$ 는 법선(위 도평면) 방향 속도, m은 착륙선 연료를 포함한 질량, 제어변수 T는 추력(thrust), Isp.는 비추력 (specific impulse),  $g_0$ 는 지구중력가속도,  $\omega_{\alpha}$ 는 로컬평면에 대해 정의된 요(yaw)방향 자세각속도,  $\omega_{\beta}$ 는 피치(pitch)방향 자세각속도를 의미한다.

#### 2.1.2 가격함수

일반적인 달착륙선 착륙궤적 최적화 문제는 가 격함수로 연료 또는 착륙 시간을 최소화 하는 것 으로 정의한다. 자세각속도를 가격함수에 포함시 켜 변화를 최소화 하고 전체 가격함수에서 자세 각속도의 변화를 조절하기 위해 가중치(weight) 를 포함하였다. 자세각속도의 가중치를 고려한 가격함수는 식 (2)와 같다.

$$J = \min \begin{bmatrix} m(t_0) - m(t_f) \\ + \int_{t_0}^{t_f} W_1 \cdot (\omega_{\alpha})^2 + W_2 \cdot (\omega_{\beta})^2 dt \end{bmatrix} \quad (2)$$

W<sub>1</sub>는 요방향 자세각속도에 대한 가중치, W<sub>2</sub>는 피치방향 자세각속도에 대한 가중치를 의미한다.

# Ⅲ. 결 과

#### 3.1 착륙궤적 최적화 가정

달착륙선은 동력하강 최종착륙단계인 고도 약 100m에서 약 2m까지 일정한 속도로 수직하강 하고 고도 약 2m에서 엔진을 끄고 자유낙하 하 여 연착륙 하게 된다. 따라서 수직하강을 하는 최종착륙단계 전까지 자세제어를 수행한다고 가 정하여 접근단계까지 최적화를 수행하였다. 또한 3차원 운동방정식을 통해 위도, 경도 방향에 대 한 움직임을 모두 고려할 수 있지만 이 논문에서 는 달착륙선과 같은 위도에 위치한 착륙지에 착 륙을 시도 한다 가정하였기 때문에 경도 방향에 대한 움직임만을 고려하였다. 즉, 요방향 자세각 속도에 대한 변화는 없기 때문에 가중치에 대한 영향 분석은 제외하였다

Table 1은 최적화를 위해 사용된 달 환경 상 수 값과 단계별 최대 추력 및 비추력을 정리하여 나타내었다. 감속단계에서는 궤도 조정용 420N 엔진(Isp. 285 sec) 1개와 착륙용 200N 추력기 (Isp. 318 sec) 4개를 모두 사용하여 최대 추력 1220N(Isp. 296 sec)으로 감속한다. 접근단계에서 는 200N 추력기 4개를 사용하여 최대 추력 800N(Isp. 285 sec)으로 감속한다.

Table 2는 착륙 시나리오를 고려한 상태변수 의 경계조건 및 구속조건을 정리하였다. 초기 조 건 값으로 착륙 고도는 15.24km, 수평 속도는 1.695km/s, 질량은 460.3kg, 자세각은 지면에 대 해 수평 방향인 -180°를 가지도록 설정하였다. 초기조건 값은 한국형발사체와 상단로켓을 이용 하여 초기 투입고도 300 x 52800km의 타원궤도

Table	1.	Lunar	Envir	onmental	Constants
		and T	hrust	Values	

Parai	meter	Value
Moon Grav	vitational	4002.78 lm 3/2
Constant		4902.78 Km <sup>+</sup> /s
Moon Grav	vitational	$1.69 \times 10^{-3} lm/s^2$
Acceleratio	n	$1.02 \times 10$ Km/s
Moon Radius		1737.4km
Moon Angi	ular	$0.0000 \times 10^{-6}$ 1/
Velocity		$2.0032 \times 10^{-3} rad/s$
Earth Grav	ritational	$0.81 \times 10^{-3} l_{max} / s^2$
Acceleratio	n	$9.81 \times 10$ Km/s
Droking	Thrust	1220
Braking	(N)	(420N×1+200N×4)
pnase	lsp. (sec)	296
	Thrust	800
Approach	(N)	(200N×4)
phase	lsp. (sec)	285

Table 2. State Boundary Conditions

State	Braking Phase		Approach Phase	
	$t_0$	$t_f$	$t_0$	$t_f$
r (km)	15.24	5	5	0.1
heta (deg.)	Free	$ heta_{f}$	$ heta_{f}$	Free
$v_r$ (km/s)	Free	$v_{r_f}$	$v_{r_f}$	0
$v_{ heta}$ (km/s)	1.695	$v_{\theta_f}$	$v_{\theta_f}$	0
m (kg)	460.3	$m_f$	$m_{f}$	Free
eta (deg.)	-180	$\beta_f$	$\beta_f$	-90

에 투입된 질량 709kg의 달착륙선이 위상반복전 이(phasing loop transfer)를 통해 달에 도착 후 100 x 100km의 원궤도를 가지는 달 주차궤도에 진입한 후 동력하강단계 전까지를 시뮬레이션 하 여 해석한 결과 값이다. 최종조건 값은 최종착륙 단계 전 목표 고도 100m이며, 호버링을 가정하 여 수평 및 수직 속도는 0으로 설정하였으며 최 종 자세각은 지면과 수직 방향인 - 90°로 설정하 였다.

Table 3은 제어변수인 추력과 자세각속도의 제한조건을 나타낸다. 추력 값은 감속단계에서는 최대 추력 100%를 모두 사용하고, 접근단계에서 추력 사용을 30%~100% 사용하도록 제한하였다. 자세각속도는 감속단계에서 ±1 deg./s, 접근단계 에서는 ±2 deg./s 범위로 제한하였다.

# Table 3. Control Boundary Conditions

Control	Braking Phase	Approach Phase	
T (%)	100	30~100	
$\dot{eta}$ (deg./s)	-1~1	-2~2	

# 3.2 가중치에 따른 착륙궤적 최적화 영향 분석

가격함수에 포함된 자세각속도 가중치에 따른 최적화 착륙궤적에 미치는 영향을 분석하기 위해 가중치를 0, 100, 500, 1000, 5000, 10000으로 증 가시키며 최적화 착륙궤적을 생성하였으며 이에 따른 고도, 수평이동거리(downrange), 수직 및 수평속도, 자세각, 자세각속도, 질량, 추력에 대한 변화를 분석하였다. 가중치 0은 자세각속도가 가 격함수에 포함되지 않았을 경우를 의미한다.

#### 3.2.1 고도, 비행시간 및 속도 변화 분석

자세각속도의 가중치에 대한 고도 및 수평 이 동거리 변화, 수평 및 수직 속도 변화를 분석하였 다. Figs. 3, 4는 자세각속도 가중치에 따른 시간 에 대한 단계별 고도 및 수평 이동거리 변화 그래 프를 나타낸다. 각 색상별 실선은 감속단계, 점선



Fig. 3. Time vs. Altitude Variation



Fig. 4. Downrange vs. Altitude Variation

Table 4. Flight Time

w	Braking phase $t_{f_B}$ (sec)	Approach phase $t_{f_A}(\text{sec})$	Total
0	441.5	113.7	555.2
100	447.6	105.7	553.3
500	445.8	123.3	569.1
1000	437.6	153.9	591.5
5000	474.1	233.4	707.5
10000	470.5	317.3	787.8

은 접근단계를 의미한다. 그림에 보듯이 가중치 가 1000 이하에서는 비행시간이 차이가 날뿐 착 륙궤적 경로 차이가 두드러지게 나타나지 않음을 알 수 있다. 가중치가 1000을 넘어가면(그림에서 5000, 10000) 착륙 경로 자체가 달라졌으며 비행 시간은 600초 이상으로 증가한다. 따라서 가중치 가 증가할수록 비행시간은 증가한다는 것을 알 수 있다. Table 4에 가중치 증가에 따라 단계별 종말지점까지 소요되는 비행시간을 정리하였다.

Figures 5, 6은 가중치 증가에 대한 단계별 수 평 및 수직 속도 변화 그래프를 나타낸다. Table 5에 가중치 증가에 따른 단계별 종말지점에서의



Fig. 5. Time vs. Horizontal Velocity Variation



Fig. 6. Time vs. Vertical Velocity Variation

	Braking phase			Approach phase		
w	$V_H$	$V_V$	V	$V_H$	$V_V$	
	(m/s)	(m/s)	(m/s)	(m/s)	(m/s)	
0	247	-56.6	253.4	0	0	
100	219.5	-60.6	227.7	0	0	
500	225.8	-60.9	233.8	0	0	
1000	262.4	-58.0	268.7	0	0	
5000	152.9	32.8	156.3	0	0	
10000	190.8	64.8	201.5	0	0	

Table 5. Horizontal and Vertical Velocity

수평 및 수직속도 변화를 정리하였다. 가중치 100에서 1000까지의 범위 내에서 가중치가 증가 할수록 단계말 속도는 증가하였다. 가중치가 1000을 넘어가면 단계말 속도는 작지만 수직속도 가 반대방향으로 증가하였다. 이는 Fig. 3에서도 확인할 수 있듯이 고도가 감소하다 다시 상승하 는 경로를 가지기 때문인 것으로 분석된다.

#### 3.2.2 자세각속도 및 자세각 변화 분석

자세각속도 가중치 증가에 따른 자세각속도 및 자세각 변화를 분석하였다. Figs. 7, 8은 가중치에 따른 시간에 대한 단계별 자세각속도 및 자세각 변화 그래프를 나타낸다. 그림에서 보듯이 감속단 계에서의 자세각속도의 평균 변화율은 0.001142 deg./s이고, 자세각 변화는 평균 - 154.2 deg.이다. 가중치가 증가할수록 자세각속도의 평균 변화율은 증가하였다. 접근단계에서는 자세각속도는 평균 0.010157 deg./s로 감속단계보다는 크지만 가중치 가 증가할수록 자세각속도의 평균 변화율 감소하 였다. 가중치가 증가할수록 자세각속도 변화가 작 아 자세각 변화가 비교적 완만하게 변동하여 이로 인해 비행시간이 길어지는 것으로 분석되었다. Table 6에 가중치 증가에 따른 각 단계별 종말지 점에서의 평균 자세각속도 및 자세각 변화를 정리 하였다.

 Table 6. Attitude Pitch Angle and Averaged

 Attitude Angular Velocity Value

	Braking	phase	Approach phase		
w	$\overline{\dot{\beta}}$	$\beta$	$\overline{\dot{\beta}}$	$\beta$	
	(deg./s)	(deg.)	(deg./s)	(deg.)	
0	0.0011	-156.6	0.0103	-90	
100	0.0011	-154.9	0.0106	-90	
500	0.0012	-153.3	0.0101	-90	
1000	0.0012	-152.8	0.0076	-90	
5000	0.0013	-140.8	0.0037	-90	
10000	0.0014	-140.1	0.0027	-90	



Fig. 7. Time vs. Pitch Attitude Angular Velocity Variation



Variation

#### 3.2.3 질량 및 추력 변화 분석

자세각속도 가중치에 따른 질량 및 추력 변화 를 분석하였다. Fig. 9는 가중치에 따른 시간에 대한 단계별 질량 변화 그래프이다. Table 7에 가중치에 대한 단계별 종말지점에서 질량과 평균 추력 값을 정리하였다. 표에서 보듯이 가중치가 증가할수록 잔여 질량은 감소하였고 소모되는 연 료량은 증가하였다. 이는 자세각속도의 변화가 비행시간에 영향을 주어 이에 따른 연료소모량이 증가하기 때문인 것으로 분석된다.



Fig. 9. Time vs. Mass Variation

	Braking	phase	Approach phase		
W	Mass(kg)	$\overline{T}$ (N)	Mass(kg)	$\overline{T}$ (N)	
0	274.7	1220	242.2	807.5	
100	272.2	1220	241.9	809.5	
500	272.9	1220	240.3	705.2	
1000	276.4	1220	238.1	672.8	
5000	261.0	1220	227.3	432.4	
10000	261.0	1220	227.3	432.4	

Table 7. Mas	s and	Averaged	Thrust	Value
--------------	-------	----------	--------	-------

Figure 10은 자세각속도 가중치에 따른 시간에 대한 단계별 추력 변화 그래프이다. 가중치에 상 관없이 접근단계에서는 최대 추력 값인 1220N 100%를 사용한다. 이는 제어변수의 제한조건을 접근단계에서는 최대추력을 사용하도록 범위를 제한했기 때문이다. 추력 사용 범위를 100~30% 까지 제한한 접근단계에서는 가중치가 증가할수 록 평균 추력의 크기는 감소하는 것을 알 수 있다. 이는 가중치가 증가할수록 자세각속도 범위 가 제한되어 급격한 자세 변동은 줄어들지만 제 한된 범위 내 자세를 조정하며 자세를 수직방향으로 세우기 때문에 접근단계 말 추력 크기는 작지만 불안정한 추력 사용이 지속되어 비행시간은 증가하는 것으로 분석된다.

# IV. 결 론

이 논문에서는 무인 달착륙 임무를 위해 고려 하는 달착륙 시나리오를 제안하고 제안된 시나리 오를 기반으로 동력하강단계에서의 최적화 착륙 궤적을 설계하였고 자세각 변화를 고려하기 위해 자세각속도를 가격함수에 포함하여 이를 조절하 기 위한 가중치가 최적화 착륙궤적에 미치는 영 향을 분석하였다. 분석결과 자세각속도 가중치를 증가 시킬수록 급격한 자세변동이 적어져 완만한 착륙궤적을 가지지만 이로 인해 추력을 지속적으 로 사용하게 되어 연료소모량은 커지고 착륙에 소요되는 비행시간은 길어지는 것으로 분석되었 다. 이를 종합적으로 판단하였을 때 가중치는 1000 미만의 범위 내에서 설정해야 하며 이 연구 에서는 가중치를 100으로 설정한 경우 비행시간 최소화, 안정적인 고도, 속도, 자세각, 추력 변화 를 가지는 착륙궤적을 생성하였으며 연료 및 자 세각속도 변화가 센서 운용을 위해 고려하고 있 는 달착륙선 착륙 요구사항에 가장 적합한 결과 를 보였다.



Fig. 10. Time vs. Thrust Variation

향후, 무인 달착륙선의 항법유도제어시스템 상세 화된 설계에 따라 보다 구체화된 센서 요구사항 을 고려하여 위험지역 식별 및 회피(hazard detection and avoidance) 기동을 위한 자세유지 단계, 목표지점재설정단계, 호버링단계 등을 추가 하여 보다 현실적으로 구체화된 최적화 착륙궤적 설계를 수행할 예정이다.

# 후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 "달탐사개발 사업(3차년도): 달 탐사 2단계 선행기술 개발 (SR18043)"과제 지원을 통해 수행되었다.

#### References

1) Park, J. I. and Rew, D. Y., "Study on Delta–V and Fuel Mass Analysis of Korean Lunar Lander Mission," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2017, pp. 354~355.

2) Rew, D. Y., Park, J. I., Lee, W. S., Jo, J. H., Son, K. J.. and Kim, J. J., "System Concept for the Robotic Lunar Landing Mission," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2017, pp. 356~357.

3) Hawkins, A. M., *Constrained Trajectory Optimization of a Soft Lunar Landing from a Parking Orbit*, Massachusetts Institute of Technology, M. S. Thesis, 2005

4) Sachan, K., and Padhi, R., "Fuel-optimal G-MPSP Guidance for Powered Descent Phase of Soft Lunar Landing," *Proceeding of the* 

*IEEE Conference on Control Application Conference*, 2015, pp. 924~929.

5) Park, B. G., Lee, C. H., Sang, D. G., Kim T. H., and Tahk, M. J., "Study of Trajectory Optimization for Lunar Landing," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2008, pp. 1484~1488.

6) Park, B. G., Sang, D. G., and Tahk, M. J., "Trajectory Optimization of a Soft Lunar Landing Considering a Lander Attitude," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2009, pp. 722~725.

7) Jo, S. J., Min, C. O., Lee, D. W. and Cho, K. R., "Optimal Trajectory Design of Descent/Ascent phase for a Lunar Lander with Considerable Sub-Phase," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 38, No. 12, 2010, pp. 1184~1194.

8) Bryson, A. E., *Applied Optimal Control : Optimization, Estimation and Control,* CRC Press, 1975.

9) Patterson, M. A., and Rao, A. V., "GPOPS-II: A MATLAB Software for Solving Multiple-Phase Optimal Control Problem Using hp-Adaptive Gaussian Quadrature Collocation Methods and Sparse Nonlinear Programming," *Journal of the ACM Transactions on Mathematical Software*, Vol. 41, No. 1, 2014, pp. 1~37.

10) Patterson, M. A., and Rao, A. V., GPOPS-II: A General-Purpose MATLAB Software for Solving Multiple-Phase Optimal Control Problems, User Guide 2.3, 2016.