論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(6), 473-480(2013)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.6.473

RCS jet을 고려한 달착륙선의 Descent phase 통합 시뮬레이션

민찬오*, 정순우*, 이대우**, 조겸래***

Integrated Simulation of Descent Phase using the RCS jet for a Lunar Lander

Chan-oh Min*, Seun-woo Jeong*, Dae-woo Lee** and Keum-rae Cho***
Dept. of Aerospace Eng., Graduate School, Pusan Nat'l Unv.*,
Dept. of Aerospace Eng., Pusan Nat'l Unv.**, ***

ABSTRACT

Researches for various lunar landing technologies are in progress for the lunar exploration program planned for early 2020s in Korea. This paper shows the integrated simulation for safe lunar landing guidance/control system in powered descent phase. Generally, the lunar lander uses on/off(bang-bang) controller to control the RCS jet thrusters instead of proportional controller. In this paper, the on/off controller using phase-plane switching function, and thruster selection algorithm to control sixteen thrusters are applied. Also additional guidance commands are calculated by a proposed fuzzy logic guidance algorithm. The simulation results show that lunar lander can follow a reference trajectory which is generated by optimization method, then land on the surface safely.

초 록

2020년 예정인 국내 달 탐사 프로그램을 위하여 달착륙선에 관한 다양한 연구가 진행되고 있다. 본 연구에서는 RCS jet을 고려한 달 착륙선의 Powered descent phase에서의 유도제어시스템을 구성하고 통합 시뮬레이션을 수행하였다. 달착륙선은 RCS 제트추력기를 이용하여 자세를 제어하므로 일반적인 비례제어기가 아닌 뱅뱅제어기를 사용하게 된다. 본 논문에서는 16개의 추력기를 이용하여 자세제어를 수행하고, 이를 위하여 phase-plane 스위칭 함수를 이용한 on/off 제어기와 추력기 선택 알고리즘을 적용하였다. 또한 Fuzzy logic을 이용한 유도 알고리즘을 이용하여 최적기법을 통해 생성된 기준경로에 따라 정확하고 안전하게 착륙 할 수 있음을 확인 하였다.

Key Words : Lunar Lander(달착륙선), Reaction Control System(반응 제어 시스템), Jet Thruster(제트 추력기), Phase-plane on/off controller(위상평면 on/off 제어기)

Ⅰ. 서 론

1950년대의 미국과 러시아의 달 탐사 시대를 연 이후로 많은 달궤도선과 달탐사선이 개발되었으며, 현재에도 미국, 러시아 뿐 아니라 유럽과 중국, 일본, 인도 등에서 달착륙선을 개발하고 있다. 또한 우리나라도 2020년을 목표로 달 탐사 및 달착륙 계획을 목표로 연구를 수행하고 있다. 특히 미국에서는 Autonomous Landing and Hazard Avoidance Technology(ALHAT) project

† Received: September 8, 2012 Accepted: May 14, 2013
** Corresponding author, E-mail : baenggi@pusan.ac.kr
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

를 통하여 영상을 이용한 위험지역 분석 및 정밀 착륙 기술을 통한 무인 달착륙선 개발을 진행 중이다[1].

달탐사선의 성공적인 임무수행을 위해서는 반드시 정밀한 항법과 자세제어 시스템을 필요로 하게 된다. 특히, 연착륙(soft landing)을 위해서는 달착륙선의 자세제어를 위해 탑재되어진 RCS(Reaction Control System) Jet Thruster를 통한 자세제어가 매우 중요하다. RCS 시스템은 우주비행체에 탑재되는 자세제어시스템으로써 추력기를 이용하여 Yaw, Pitch, Roll 3축의 자세를 제어하는데 사용되어진다. 달착륙선의 경우에는 총 16개의 추력기가 4개씩 4군데에 설치되어지며, 짝힘모멘트(couple moment)를 통하여 자세제어를 수행할 수 있으며 평행이동 또한 조합에 의하여 가능하다. 비례 제어를 이용하여 추력기를 제어할 경우, 적은 양의 토크를 생성하기 위해서는 밸브를 적게 열어 토크를 제어하게 되지만 이와 같은 경우 먼지나 얼음조각 등에 의하여 추력기 밸브 개폐에 문제 가 발생할 수 있어 일반적으로 on-off 제어기를 통하여 추력기를 제어한다.

기존의 논문의 경우, 달착륙을 위한 달착륙선 경로 생성연구가 주를 이루고 있으며[2,3,4], 유인 달착륙선을 위한 추력기를 이용한 달착륙선의 수동 자세제어[5,6] 또는 인공위성과 같은 우주비행체의 자세제어[7]에 대한 연구가 각각 이루어지고 있다. 하지만 달착륙선의 유도 및 제어 알고리즘 연구의 경우 일반적으로 질점모델만을 이용하거나, 자세를 고려하기는 하지만 추력기 각각의 추력제어 및 추력소모량을 함께 고려하지 않아 달착륙선의 jet에 의한 자세변화율이나 연료소모에 대한 연구는 아직 미흡하다.

본 논문에서는 달착륙선의 최적착륙 경로를 질점모델을 이용하여 결정하였다. 그리고 달착륙선의 자세제어를 위하여 3축 자세 명령에 대한 16개의 RCS Jet 추력기 선택 알고리즘 및 제어시스템을 생성하였다. 또한 Mamdani Fuzzy PD 제어기를 이용한 추가유도명령을 생성하여 연착륙을 위한 최적 경로에 대하여 달착륙 통합 시뮬레이션을 수행하였다.

II. Reaction Jet을 고려한 자세제어시스템 설계

2.1 제트추력기 배열 및 선택알고리즘

달착륙선의 경우 Fig. 1과 같이 Roll, Yaw, Pitch 3축 자세제어 및 X,Y,Z축의 병진운동을 위하여 16개의 제트추력기가 위치하고 있다. 4개의 추력기는 하나의 quad를 이루며, 무게중심에서 같은 거리에 위치하여 짝힘모멘트를 이용하여 자세를 제어하거나 병진운동을 하게 된다. 또한 추력기는 고장을 대비하여 두 개의 시스템으로 나누어져 있으며, 추력기의 시스템 A 또는 B 중 한 시스템만으로도 달착륙선의 자세를 제어할 수 있다.

Figure 2는 달착륙선의 추력기 배열 좌표평면으로, 조종사의 시야방향과 그 수직방향을 기준으로 한 YZ평면과 추력기가 위치하고 있는 UV 평면으로 나누어진다. Table 1은 3축 자세 명령에 따른 제트 추력기의 추력명령 선택을 정리한 것으로 Roll, Yaw, Pitch와 U,V축의 자세명령에 대한 추력기 선택조합을 나타낸다[8]. 일반적으로 더 빠른 자세변화가 요구되는 경우에는 4개의 추

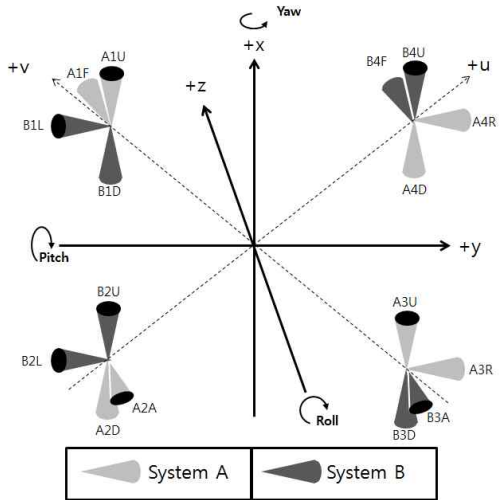


Fig. 1. Separation of Jet thrusters

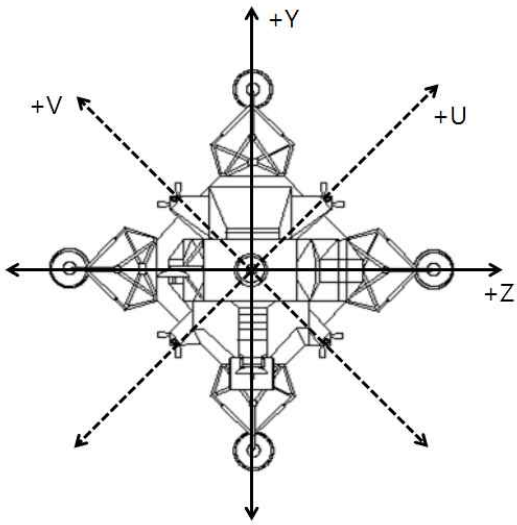


Fig. 2. Control axes of a lunar lander

Table 1. Thruster selection algorithm for rotational motions

Jet Name	Yaw		Pitch		Roll		U		V	
	+	-	+	-	+	-	+	-	+	-
B4U				B	B				1	
A4D			A			A				1
B4F		B								
A4R	A									
A3U			A		A		1			
B3D				B		B		1		
B3A	B									
A3R		A								
B2U			B			B				1
A2D				A	A				1	
A2A		A								
B2L	B									
A1U				A		A		1		
B1D			B		B		1			
A1F	A									
B1L		B								

력기를 동시에 이용할 수 있게 된다.

하지만 달착륙선의 피치와 롤 운동은 커플링되어 있어 동시에 자세 명령이 들어오는 UV축 자세명령의 경우, 같은 quad내의 위아래 추력기 명령이 동시에 생성될 수 있어 효율적인 추력기의 선택이 필요하게 된다.

예를 들어 U축의 positive 명령은 pitch up명령과 roll right 명령이 동시에 생성되는 경우이며 이는 A3U와 B1D의 중복명령과 B4U/A4D와 B2U/A2D와 같이 같은 quad내의 상하추력기가 함께 선택되는 경우이다. 이처럼 같은 quad의 Up방향과 Down방향의 추력이 함께 발생하는 경우 토크가 상쇄되어 불필요한 연료의 소모를 발생시키므로 본 논문에서는 요, 피치, 롤 명령에 대한 추력명령을 Table 1과 같이 테이블화 하고 식 (1)과 같이 XOR과 AND 명령을 이용하여 추력 명령을 생성하였다. 여기서 U는 up 방향 추력기, D는 down 방향 추력기, CMD는 명령치를 의미한다.

$$U_{CMD_n} = (U_n \veebar D_n) \wedge U_n$$
$$D_{CMD_n} = (U_n \veebar D_n) \wedge D_n \quad (1)$$
$$n = quad\ num.$$

2.2 Phase Plane Switching function을 이용한 자세제어기

위상평면 on/off 제어기는 Bang-Bang 제어기 또는 hysteresis 제어기라고 불리며 추력의 양을 제어하는 형태가 아닌 on과 off의 두 상태로 제어하는 형태를 의미하며, 추력 발생 시간을 제어

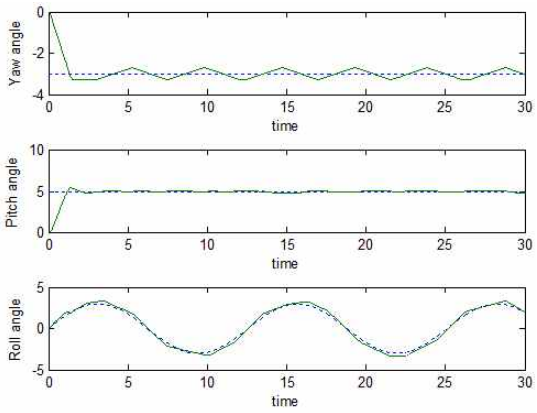


Fig. 3. Attitude controls of 3-axes Phase-planes

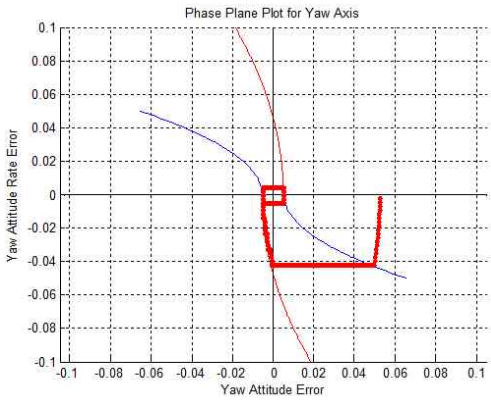


Fig. 4. Phase-plane portrait for a yaw-axis

한다. 또한 Dead band와 hysteresis를 가지며 일정한 Limit cycle 내에서 자세를 유지하게 된다.

RCS Jet을 제어하기 위해서 본 논문에서는 식 (2)를 이용하여 phase-plane switching function을 이용하여 추력기의 on/off를 결정하게 된다 [7,9,10].

$$J\ddot{\theta} = u, \quad u = \begin{cases} T \\ 0 \\ -T \end{cases} \quad (2)$$

$$u = -Tsign\left[(\theta - \theta_f) + \frac{\dot{\theta}|\dot{\theta}|J}{2T}\right] \quad (3)$$

T는 추력기 최대 토크, J는 달착륙선의 관성모멘트, θ는 각 축에서의 각을 의미 한다. Fig. 3은 Yaw축 -3°, Pitch축 5°, Roll축 $3\sin(t/2)$°의 자세입력 값에 대한 달착륙선의 자세제어 결과이며 0.3°의 Dead-band내에 수렴하는 것을 확인할 수 있다[5]. 그리고 Fig. 4는 Yaw축 방향의 추력제어 결과의 phase portrait로 일정한 limit cycle을 유지하는 것을 확인할 수 있다.

Ⅲ. 시스템 구성 및 시뮬레이션

3.1 최적 경로 생성

달 착륙선의 Descent phase의 기준경로를 생성하기 위하여 Gauss pseudo-spectra 방법을 이용하여 최적화 궤적을 도출하였다. 기준경로 생성을 위한 착륙위치는 아폴로 15호가 착륙했던 위치인 (26.132E, 3.634N)로 설정하였다. Descent 단계는 de-orbit descent phase에서 벗어나 속도와 고도를 줄이는 단계인 braking phase, 달착륙선의 자세를 지면과 수직으로 맞추어 사람이나 영상센서가 착륙할 지면을 볼 수 있도록 하는 단계인 approach phase, 연착륙을 할 수 있도록 낮고 일정한 속도로 수직방향의 착륙을 하는 단계인 final landing phase의 3단계로 나누어 생성하였다[3,4,5].

경로 생성을 위한 달착륙선의 질점운동방정식은 식 (4)~(10)과 같다[11]. 달의 반지름 r_m은 1737.4km, 달의 중력상수 μ_m은 $4902.78\,km^3/s^2$, 달의 자전속도 ω는 $2.6632\times10^{-6}rad/s$이다. 그리고 달착륙선의 초기질량은 $546.55kg$, 주엔진의 최대추력($T_{\max}$) 은 $1700N$, 비추력(I_{sp})은 312sec이며, 지구에서의 중력가속도(g_0)는 $9.8m/s^2$이다[12]. 상태변수는 달의 중심으로부터의 거리 r, 경도 θ, 위도 ϕ, 수직방향의 속도 v_r, 경도평면 방향의 속도 v_θ, 위도평면 방향의 속도 v_ϕ, 그리고 착륙선의 질량은 m이다. 제어변수는 추력 변수 K, 로컬 평면에 대해 정의된 추력방향의 Roll α, Pitch β이다. 고도의 경우, 동력 하강단계가 시작되는 고도가 15.24km이고, 위도와 경도의 경우 최종 착륙 지점만 지정하고 나머지 상태는 free로 두고 계산하도록 하였다.

$$\dot{r}=v_r \tag{4}$$

$$\dot{\theta}=\frac{v_\theta}{r\cos\phi} \tag{5}$$

$$\dot{\phi}=\frac{v_\phi}{r} \tag{6}$$

$$\dot{v}_r=-\frac{T_{\max}K}{m}sin\beta-\frac{\mu_m}{r^2}+\frac{v_\phi^2}{r}+\frac{v_\theta^2}{r} +r\omega^2\cos^2\phi+2\omega v_\theta\cos\phi \tag{7}$$

$$\dot{v}_\theta=\frac{T_{\max}K}{m}cos\beta\cos\alpha-\frac{v_rv_\theta}{r}+\frac{v_\theta v_\phi\sin\phi}{r\cos\phi} +2\omega v_\phi\sin\phi-2\omega v_r\cos\phi \tag{8}$$

$$\dot{v}_\phi=\frac{T_{\max}K}{m}cos\beta\sin\alpha-\frac{v_rv_\phi}{r}-\frac{v_\theta^2\sin\phi}{r\cos\phi} -r\omega^2\sin\phi\cos\phi-2\omega v_\theta\sin\phi \tag{9}$$

$$\dot{m}=-\frac{T_{\max}K}{I_{sp}g_0} \tag{10}$$

수직 방향속도의 경우, 마지막에 연착륙을 위해서 최종 속도를 -1m/s로 두었다. 경도, 위도 방향의 속도는 최종 도착 시의 속도이므로 0m/s를 주었고 나머지 속도는 free로 두어 연료 소모를 최소로 하는 최적 경로를 계산하였다[13].

추력 제어값의 경우 아폴로 착륙선 및 타 착륙선의 값을 참고하여 Braking phase에서는 전체추력의 95%~80%, Approach phase에서는 95%~60%까지, 마지막 착륙에서는 95%~0%의 추력을 사용하도록 범위를 지정하였으며, 주엔진의 과부하를 고려하여 최대추력 제어값은 최대추력의 95%로 제한하였다. 지면과의 추력각도 β는 각도를 -180°에서 시작하여 마지막 지면에 도달했을 때 -90°에서 착륙이 종료 되도록 하였다[12]. Table 2는 동력 하강 단계의 구간별 조건이다.

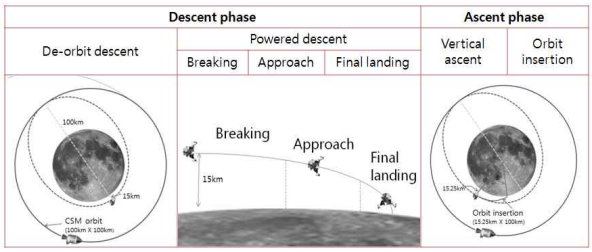


Fig. 5. Descent and ascent phase for a lunar lander

Table 2. Constraints of descent phase according to sub-phases

Powered descent phase						
State / control	Braking		Approach		Landing	
	t_0	t_f	t_0	t_f	t_0	t_f
r(km)	1752.64	1738.64 ~ 1739.64	1738.64 ~ 1739.64	1737.43	1737.43	1737.4
θ(deg)	free	θ_{BP}	θ_{BP}	θ_{AP}	θ_{AP}	3.634E
ϕ(deg)	free	ϕ_{BP}	ϕ_{BP}	ϕ_{AP}	ϕ_{AP}	26.132N
v_r(m/s)	free	v_{rBP}	v_{rBP}	v_{rAP}	-1	-1
v_θ(m/s)	free	$v_{\theta BP}$	$v_{\theta BP}$	$v_{\theta AP}$	$v_{\theta AP}$	0
v_ϕ(m/s)	free	$v_{\phi BP}$	$v_{\phi BP}$	$v_{\phi AP}$	$v_{\phi AP}$	0
T (%)	95 ~ 80		95~ 60		95 ~ 0	

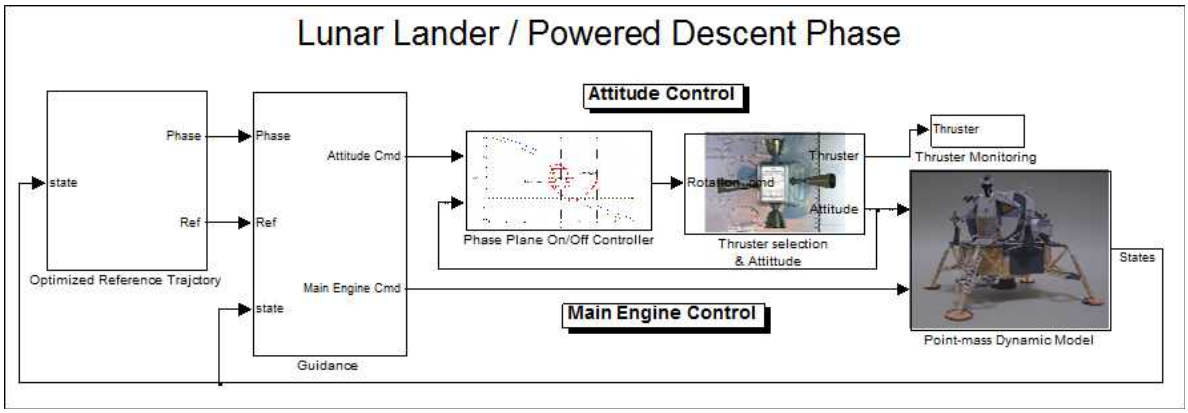


Fig. 6. Block diagram of control system for a descent phase of the lunar lander

3.2 유도 및 제어 시스템 구성

본 논문에서 사용된 달착륙선의 유도 제어시스템은 Fig. 6과 같이 크게 기준궤적 호출, 유도명령 생성, 자세 제어 및 주엔진 제어, 그리고 달착륙선의 동역학모델로 구성되어진다.

기준궤적 호출 블록에서는 최적기법을 통해 생성되어진 기준경로와 경로에 대한 기준상태 및 자세명령을 현재상태의 고도와 Downrange를 기준으로 하여 Lookup-table을 이용하여 호출한다.

그리고 "Guidance"에서는 기준상태와 현재상태를 비교하여 추가적인 자세 및 주엔진 추력 유도명령을 생성하게 된다. 이에 따라 자세제어 시스템에서는 자세제어에 필요한 추력기를 선택하여 동역학모델에 적용하게 된다.

3.2.1 Fuzzy logic을 이용한 추가 유도명령 생성

아폴로 달착륙선의 경우 유인 달착륙선으로 착륙 시 Powered-flight Attitude-maneuver Routine에서 생성되는 추력 유닛벡터 명령과 조종사가 지표면을 볼 수 있도록 하는 창방향 유닛벡터 명령이 생성되며, Throttle Routine에서 추력가속도 명령이 생성되게 된다. 본 연구에서는 무인 달착륙선을 가정하였으므로 추력방향 명령과 추력가속도 명령만을 고려하였다. 또한 추력방향명령의 경우 주엔진의 노즐이 고정되어 있는 것으로 가정하여 달착륙선의 자세를 제어하도록 하였다.

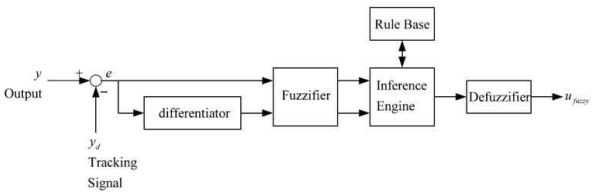


Fig. 7. Basic construction of fuzzy controller

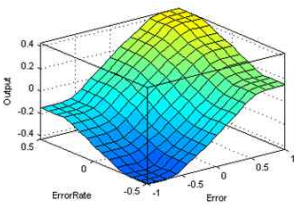
퍼지제어기의 경우 Fig. 7과 같은 구조를 가지며 외란에 강인한 장점을 가진다. 본 논문에서는 기존 PID제어기를 이용한 실험결과를 기반으로 하여 식 11과 같이 Mamdani Fuzzy PD 제어로직을 이용한 횡방향, 종방향 및 주엔진 추력가속도 추가유도명령을 생성하였다. Fig. 8과 같이 5개의 error fuzzy set과 3개의 error rate fuzzy set, 그리고 7개의 output fuzzy set을 사용하였으며, Table 3의 입력범위 내의 추가 유도명령을 생성하고 이를 PID 제어결과와 비교하였다 [12,14].

$$u_{cmd} = \bar{u} + \Delta u_{fuzzy},\ \Delta u_{fuzzy} = f(e, \dot{e}) \quad (11)$$

추력가속도 명령의 경우, Approach 단계에서는 최적생성된 추력명령이 최고추력으로 나타나게 되므로, 추가추력가속도명령을 제외하였다. 또한 횡방향 추력벡터의 경우, Landing단계에서 수평방향 속도가 0에 가까워져 방위각오차가 급격

Table 3. Additional guidance command

Δu_{fuzzy}	추가 유도명령 생성	입력 범위
$\Delta\alpha$	e_{ψ} (방위각 오차)	-0.5~0.5°
$\Delta\beta$	e_{γ} (경로각 오차)	-15~15°
Δk	e_{Vr} (수직속도 오차)	-0.2~0.2



$\dot{e}$ \ e	NB	NS	ZO	PS	PB
NEG	NB	NM	NS	ZO	PS
ZO	NM	NS	ZO	PS	PM
POS	NS	ZO	PS	PM	PB

Fig. 8. Rule surface and table of fuzzy controller

하게 커지는 경향을 가지며, 이럴 경우 수직하강시 자세안정성을 해치게 되므로 Landing단계에 한하여 횡방향 추가 자세명령을 제외하였다.
식 (11)에서 생성된 자세 명령을 기반으로 on/off 제어기 및 추력기 선택 알고리즘이 정해지며, 추력가속도 명령도 생성된다. 이를 통하여 식(12)의 자세운동방정식을 이용하여 달착륙선의 자세를 결정하게 된다. M은 추력기에 의하여 발생된 토크이며, w는 3축의 각속도이다.

$$\dot{\bar{w}} = J^{-1}(M - \overline{\omega}^{T} J \bar{\omega}) \tag{12}$$

그리고 결정된 자세값을 식 (4)~(10)으로 구성되어진 동역학모델에 적용하여 상태값들을 계산하였다.

3.3 통합 시뮬레이션

시뮬레이션은 Matlab의 Simulink를 사용하여 수행하였다. 달착륙선의 자세제어를 위하여 추력기 모델 및 달착륙선의 관성모멘트를 Apollo 달착륙선과 KSLV-Ⅱ에 탑재될 수 있는 달착륙선의 무게를 고려하여 Table 4와 같이 설정하였으며, 자세제어는 시스템 A,B가 함께 동작하도록 하였다[6].

위의 달착륙선 모델을 이용한 달착륙 시뮬레이션결과는 Fig. 9~15와 같다. Fig. 9~12는 시간에 대한 고도, 수직하강속도, 경도 및 위도방향 속도, 경로각 변화에 대한 결과로서 기준경로를 잘 추종하는 것을 확인할 수 있으며, 결과를 통해 β(피치)축 제어와 추력 제어가 또한 잘 이루어지는 것을 확인할 수 있다. 그리고 목표지점으로의 비행경로는 Fig. 13에서 확인할 수 있다. 최종 착륙위치오차는 경도오차 2.8×10^{-4} deg, 위도오차 1.2×10^{-4} deg이며 거리로는 약 9.14m이다. 착륙거리오차는 on/off 자세제어기의 limit cycle에 의한 자세오차로 인한 것으로 사료되며, 현재 미국에서 진행중인 ALHAT project 무인달착륙선의 착륙정확성 요구도인 90m(3σ)를 고려할 때 만족할 만한 수준이다[15]. Table 5는 기존의 PID제어기를 이용한 시스템과 비교한 결과로서 표의 값은 최적경로와 실제 결과와의 최종 오차를 나타낸다. 달착륙선의 연착륙을 위해서는 착륙위치의 정확도 뿐 아니라 속도성분 또한 중요하다. Table 5에서의 PID제어기는 최종착륙위치 정확도를 최소화하기 위하여 생성된 PID 게인을 이용한 결과이며, PID 제어 결과에 비하여 제안된 제어기의 결과가 수직속도와 위도, 경도 속도에서 정확도가 더욱 개선된 것을 확인할 수 있다[12].

Table 4. Moment of inertia and thruster model of a lunar lander

달착륙선 관성모멘트 J	$\begin{bmatrix} 1450 & 0 & -60 \\ 0 & 1200 & 0 \\ -60 & 0 & 1200 \end{bmatrix}$
추력기 비추력 I_{sp}	290 sec
추력기 최대추력	100 N
Quad 거리	0.6 m

Table 5. Comparison between results of Fuzzy PD control and PID control

최종 오차	Fuzzy PD	PID
착륙위치(m)	9.14	7.0x10-6
수직속도(m/s)	3.8x10-4	0.53
경도(deg)	2.8x10-4	5.3x10-5
위도(deg)	1.2x10-4	9.2x10-4
경도방향속도(m/s)	0.14	0.91
위도방향속도(m/s)	0.014	0.01

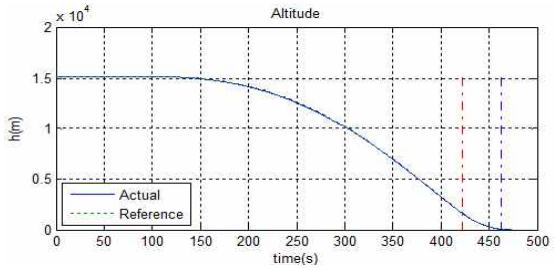


Fig. 9. Altitude history

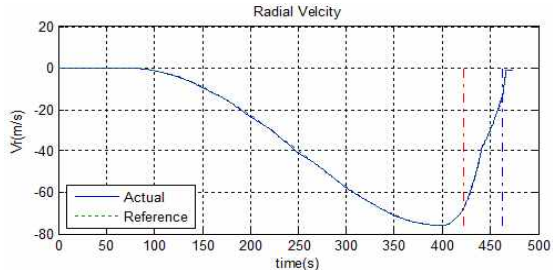


Fig. 10. Radial velocity history

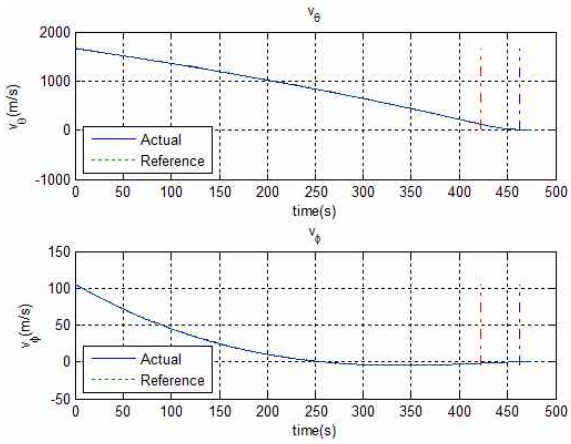


Fig. 11. Histories of longitudinal and latitudinal velocities

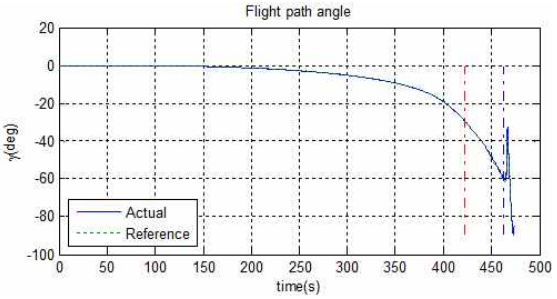


Fig. 12. Flight path angle history

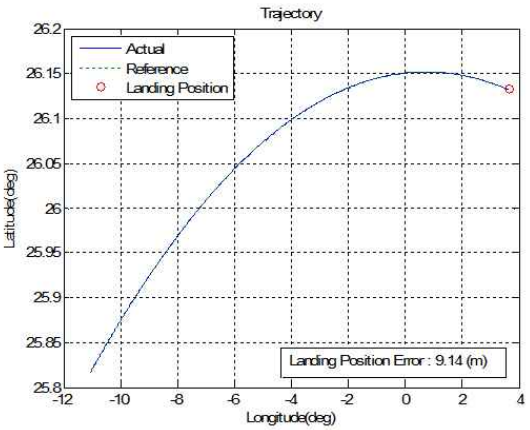


Fig. 13. Landing trajectory

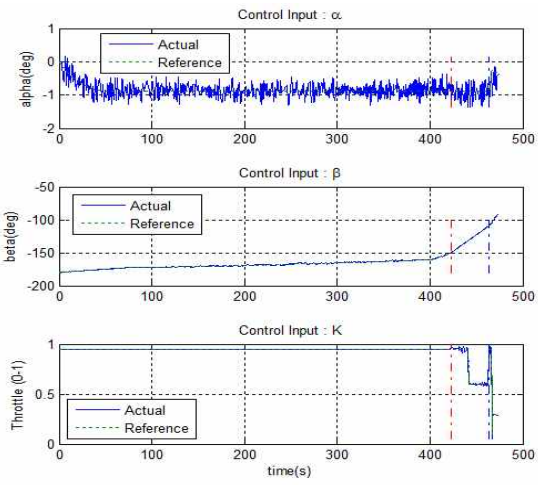


Fig. 14. Attitude and thruster command histories

Figure 14는 시간에 대한 제어입력과 자세상태를 나타내며, 제어입력에 대하여 자세가 deadband인 0.3deg 내에서 진동하면서 잘 추종하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 15는 50초에서 100초 사이의 Roll/Pitch 제어에 사용되는 up, down방향의 추력기 명령으로, Fig. 14의 연속적인 자세변화에 대하여 제어기가 잘 작동하는 것을 확인할 수 있다. 또한 Fig. 16은 16개의 추력기에서 사용된 연료량을 나타낸 것으로 Table 1

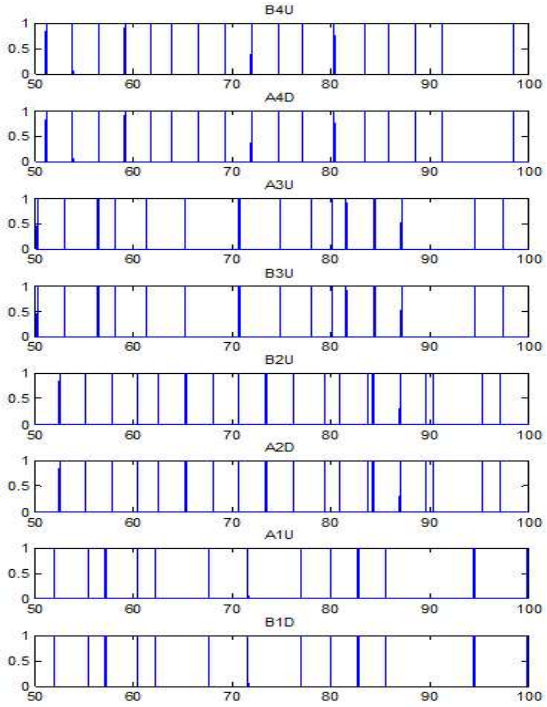


Fig. 15. Jet thruster commands (50s~100s)

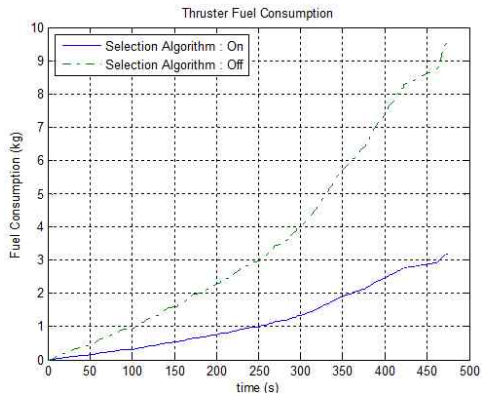


Fig. 16. Fuel consumption of jet thruster

에서 확인할 수 있듯이 Roll과 Pitch의 자세명령이 동시에 들어올 경우 추력기 선택 알고리즘을 적용되어 알고리즘이 적용되지 않은 경우에 비해 약 1/3의 연료를 소모하여 자세를 제어할 수 있음을 확인할 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 RCS Jet을 통한 자세제어를 고려하여 달착륙선의 Descent phase의 통합시뮬레이션을 수행하였다. 달착륙선의 자세제어를 위한 16개의 RCS jet을 제어하기 위하여, 추력기 선택 알고리즘과 phase-plane 스위칭함수를 이용하여 dead-band와 hysteresis를 고려한 on/off 제어기

를 설계 하였다. 이를 통하여 연속적인 자세명령에 대하여 요구한 성능을 만족하는 자세 제어 시스템으로 구성하였다. 그리고 Mamdany Fuzzy PD 알고리즘을 이용한 추가유도명령을 생성하는 방법을 통하여, 기존의 PID제어기에 비해 착륙의 정확성뿐만 아니라 연착륙에 필요한 수직속도 및 자세 안정성 또한 확보할 수 있었다.

추후 개선된 유도 명령 생성 및 RCS를 사용한 평행이동 운동을 통하여 최종 단계의 착륙오차 정확성을 높일 수 있을 것으로 생각되며, 추력기의 고장상황을 고려하여 추력기 선택 알고리즘을 통하여 2개 또는 4개의 추력기만을 사용하거나 특정 추력기를 사용하지 않는 경우의 자세제어의 연구 또한 수행 할 예정이다.

후 기

이 논문은 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2010-0015885).

References

1) Epp, C., and Smith, T., “"The Autonomous Precision Landing and Hazard Detection and Avoidance Technology (ALHAT),"" Proc. of the Aerospace Conference, Big Sky, MT, March 2008, pp. 1-7.

2) F. V. Bennett, T. G. Price, "Study of Powered-Descent Trajectories for Manned Lunar Landings", NASA Technical Note D-2426, Johnson Spacecraft Center Huston, Tex. August 1964.

3) F. V. Bennett, "Apollo Experience Report-Mission Planning for Lunar Module Descent and Ascent", NASA Technical Note D-6846, Johnson Spacecraft Center Huston, Tex. June 1972.

4) S.J. Jo, C.O. Min, D.W. Lee, K.R. Cho, “Optimal Trajectory Design of Descent/Ascent phase for a Lunar Lander With Considerable Sub-Phases”, Journal of KSAS, Vol.38, No.12, pp. 1184-1194

5)Robert F.Stengel, “Manual Attitude Control of the Lunar Module”, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.7, No. 8, August 1970, pp. 941-948

6) Duda, K., Johnson, M., and Fill, T., “Design and analysis of lunar lander manual control modes,” IEEE Aerospace Conference, March 2009

7) H.C. Bang, M.J. Tahk, J.H. Kim, “Attitude Control for Flexible Spacecraft using Thrusters”, Journal of KSAS, Vol.29, No.4, pp. 93-100

8) Apollo Operations Handbook, NASA Report

9) John D. Foley, "Control of a spacecraft using a reaction control system", Proceedings of the 20th Annual Summer Computer Simulation Conference, Seattle, 1988, pp. 236–240

10) Agrawal, B.N. and Bang, H., "Robust Closed-loop Control Design for Spacecraft Slew Maneuver Using On-Off Thrusters", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 18, No. 6, 1995, pp. 1336-1349

11) C. A. Kluever, B. L. Peirson, "Optimal Low-Thrust Three-Dimensional Earth-Moon Trajectories", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 19, No. 4, July-August 1995, pp. 830-837.

12) S.J. Jo, C.O. Min, D.W. Lee, K.R. Cho, “Control of powered descent phase for a Lunar Lander using PID controller”, Journal of KSAS, Vol.39, No.5, pp. 408-415

13) Rao, A. V., "User’s Manual for GPOPS Version 1.0", Gainesville, FL32607, 2007, pp.1-60

14)C.O. Min, S.J. Jo, D.W. Lee, “Trajectory Planning and Fuzzy Controller Design of a Re-entry vehicle on Approach and Landing phase”, Journal of KSAS, Vol.38, No.2, pp. 150-159

15) Epp, C.D., Robertson, E.A., Brady, T., “Autonomous Landing and Hazard Avoidance Technology (ALHAT)”, IEEE, 2008.