

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(2), 124-132(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.2.124

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

다양한 착륙환경변수를 고려한 달착륙선 착륙안정성 평가

정현재*, 임재혁**, 김진원***

Evaluation of Landing Stability of Lunar Lander
Considering Various Landing Conditions

Hyun-Jae Jeong*, Jae Hyuk Lim** and Jin-Won Kim***

Chonbuk National University***, Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

In this paper, landing stability evaluation of lunar lander considering various landing conditions was performed. The status of landing stability of the lunar lander is classified into stable landing, conditionally stable landing due to sliding and unstable landing due to tip-over. In particular, the quasi-static tip-over equation was rearranged considering the phenomena of lowering the center of gravity and extension of foot-pad interval of the landing gear. These results were compared by finite element model analysis results using a commercial software ABAQUS and its validity and accuracy were verified. The verified finite element model was used for examining the tendency of various environmental variables such as landing conditions, friction coefficient, lateral speed and slope of ground.

초 록

본 논문에서는 다양한 착륙환경변수를 고려한 달착륙선의 착륙안정성 평가를 수행하였다. 달착륙선의 착륙안정성에 대한 판단 기준을 안정착륙, 미끄러짐(Sliding)으로 인한 조건부 안정착륙, 전복(Tip-over)으로 인한 불안정착륙으로 3가지로 분류하였다. 특히 달착륙선 전복 각도 예측을 위해 달착륙선이 착륙할 때 무게중심이 낮아지고, 착륙장치의 풋패드 간격이 늘어나는 현상을 고려하는 변수를 사용하여 준정적 전복해석식을 정리하였다. 이 결과를 상용유한요소 구조해석 프로그램인 ABAQUS를 사용하여 달착륙선의 유한요소 모델 해석을 통해 얻은 결과와 비교하여 타당성 및 정확성을 검증하였다. 검증된 유한요소모델을 착륙자세, 횡방향속도, 지면의 각도, 마찰계수 등 다양한 환경변수에 따른 해석을 실시하고 그 경향성에 대해 검토하였다.

Key Words : Lunar Lander(달착륙선), Landing Gear(착륙장치), Shock Absorber(충격흡수 장치), Quasi-static Tip-over Equation(준정적 전복해석식)

† Received : October 1, 2017 Revised : January 18, 2017 Accepted : January 22, 2017

** Corresponding author, E-mail : jaehyuklim@jbnu.ac.kr

I. 서 론

최근 미국, 중국, 일본, 인도, 유럽연합 등 우주 강대국에서는 달 탐사를 적극 진행하고 있으며, 우리나라에서도 ‘우주개발진흥계획’상의 6대 전략 중 세부 내용에 우주 탐사 프로그램 준비가 포함되어 있어 매우 중요한 분야로 인식되고 있다. 2007년에 발표된 세부실천 로드맵에서는 2020년에 달궤도선, 2025년에 달착륙선을 개발 및 발사하여 달 탐사에 참여하는 것이 포함되어 있어 이를 위한 우주탐사의 기술력 습득이 필요하다. 이러한 연구의 필요성을 고려하여 달착륙선의 착륙안정성에 대한 연구를 수행해야 한다. 성공적인 달착륙선의 달 탐사를 위해서는 우선적으로 착륙시 구조적 건전성을 유지하며 전복과 미끄러짐이 발생되지 않고 자세 안정성을 확보하는 것이 중요하다. 따라서 달착륙선의 착륙안정성 평가는 달 탐사 임무 성공에 있어 매우 중요하다[1].

달착륙선은 착륙할 때 강한 충격하중을 받게 되는 데, 이로 인한 탑재장비의 파손을 막고 착륙선 본체의 전복을 방지할 수 있는 충격흡수장치는 착륙선의 필수적인 요소이다. 달의 진공 환경에서는 자동차, 항공기에 일반적으로 사용되는 유압식 및 전자기식 충격흡수장치를 사용할 수 없다. 따라서 진공 환경에서도 사용가능하며, 가볍고 에너지 흡수량이 큰 알루미늄 허니콤이 적절하다. 실제로 해외의 Apollo호, Surveyor호와 같은 많은 달착륙선은 트러스 내부에 알루미늄 허니콤을 삽입하여 트러스 길이가 줄어들면서 에너지를 흡수하는 메커니즘을 구현하였다[2].

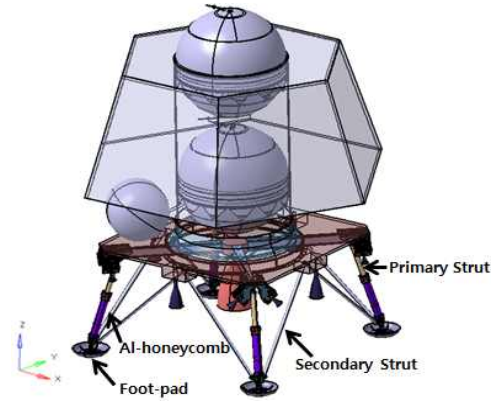
본 논문에서는 한국형 달착륙선의 착륙안정성 평가를 위해 달착륙선의 유한요소모델을 이용하여 달착륙선 착륙안정성 평가를 실시하였다. 기존에 수행되어졌던 연구에서 고려되지 않았던 달착륙선 충격흡수장치의 압축변형 및 풋패드 간격의 변화를 고려한 전복해석식을 정리하였다. 또한 달착륙선의 전복해석식과 미끄러짐 해석식의 비교로 검증된 유한요소모델을 이용해 더 다양한 착륙환경(달착륙선의 착륙자세, 횡방향속도, 지면의 마찰계수, 각도)에서의 거동을 정밀하게 예측하였다.

II. 본 론

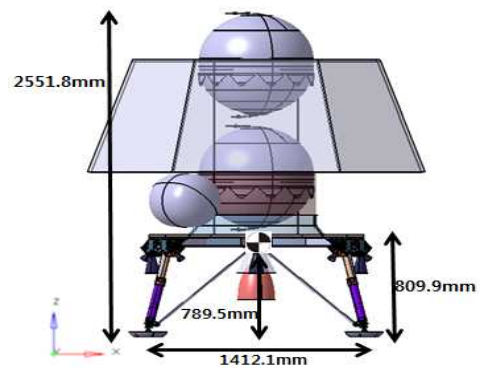
2.1 달착륙선 모델

2.1.1 달착륙선 형상

본 논문에서 유한요소법을 이용한 전복해석



(a) Isometric view



(b) Front view

Fig. 1. Configuration of lunar lander

및 미끄러짐 해석을 위해 사용한 달착륙선의 모델은 Fig. 1과 같다. 달착륙선의 주 스트럿(Primary strut)은 4개이며, 각각의 주 스트럿에는 두 개의 부 스트럿(Secondary strut)이 볼 조인트로 연결되어 주 스트럿을 지지할 수 있게 하였다. 달착륙선이 착륙 시 발생하는 충격을 흡수하기 위해 주 스트럿(Primary strut)에 알루미늄 허니콤을 삽입하였고, 부 스트럿은 과도한 회전을 막기 위해 알루미늄으로 설계하였다. 달착륙선의 전체높이는 2551.8 mm, 착륙장치의 높이는 809.9 mm, 무게중심까지의 높이는 789.5 mm, 풋패드의 중심 간의 간격은 1412.1 mm이다.

2.1.2 충격흡수장치 알루미늄 허니콤

충격에너지 흡수용 알루미늄 허니콤은 유압식 및 전자기 방식의 에너지 흡수장치보다 가볍고 효율이 높으며, 에너지를 흡수하는 동안 힘이 일정히 유지되지만 일회성이라는 특징이 있다[3]. 본 논문에서 사용한 달착륙선의 알루미늄 허니콤은 해외의 알루미늄 허니콤 전문 기업인 Hexcel사의 알루미늄 허니콤 정보를 이용하여 선정하였다[4]. 알루미늄 허니콤은 재료, 셀의 크기, 합금종류, 호일의 두께, 밀도 등으로 구분하

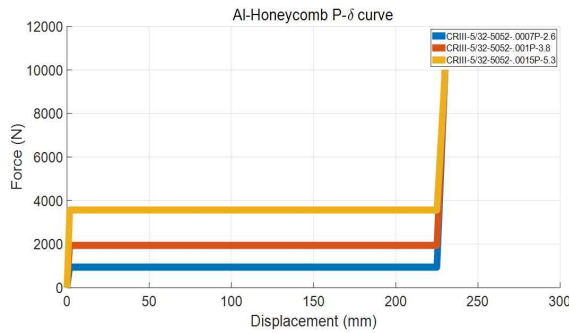


Fig. 2. Al-honeycomb $F-\delta$ graph

여 정의한다. Fig. 2는 Hexcel사의 여러 가지 알루미늄 허니콤 중에서 충격흡수량이 작은 3가지를 선정하여 구한 하중변위($F-\delta$)그래프이다. 압축력은 압축강도에 압축면적을 곱하여 구하였고, 변위는 알루미늄 허니콤의 원래 길이의 75%까지 줄어들면서 압축강도(Crush strength)에 해당하는 충격을 흡수할 수 있다고 가정하여 구하였다.

압축강도 계산은 수식(1)을 사용하여 계산하였다[5]. 수식(1)에서 좌변은 달착륙선의 운동에너지, 우변은 알루미늄 허니콤의 충격흡수에너지이다. 달착륙선은 주 스트럿에 있는 4개의 알루미늄 허니콤으로 충격을 흡수하기 때문에 수식(2)와 같이 우변에 4를 곱하였다. 달착륙선의 착륙속도를 3 m/s라 가정하고 Table 1을 참고하여 압축강도를 계산하였을 때 858.62 kPa이 나왔으며, 이를 압축면적을 곱하여 압축력으로 구하면 1305.56 N이다. 본 논문에서는 Hexcel사의 알루미늄 허니콤 중 예상되는 압축력에 의해 알루미늄 허니콤이 압축될 수 있게 압축력이 943.53 N인 CRIII-5/32-5052-.0007P-2.6을 선정하였다.

$$\frac{1}{2} \times m \times V^2 = \sigma_{cr} \times A_{cr} \times s \quad (1)$$

$$\frac{1}{2} \times m \times V^2 = 4 \times \sigma_{cr} \times A_{cr} \times s \quad (2)$$

($s = 0.75 \times L_{al}$)

- m : 달착륙선의 질량
- V : 달착륙선이 지면에 착륙할 때의 속도
- σ_{cr} : 알루미늄 허니콤의 압축강도
- A_{cr} : 알루미늄 허니콤의 압축면적
- s : 알루미늄 허니콤의 압축되는 길이
- L_{al} : 알루미늄 허니콤의 초기길이

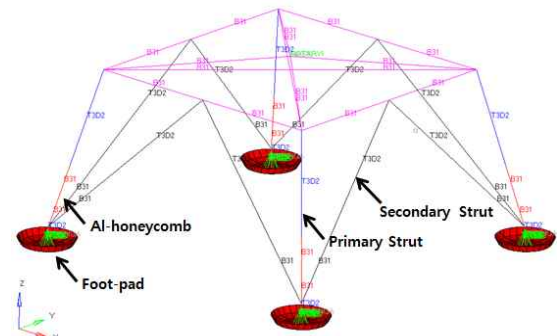
2.1.3 달착륙선 유한요소 모델

달착륙선의 착륙안정성 평가를 위해 달착륙선의 전복 및 미끄러짐이 주요하므로, 지면과 직접 접촉하는 착륙장치 부분은 상세한 모델링으로 구

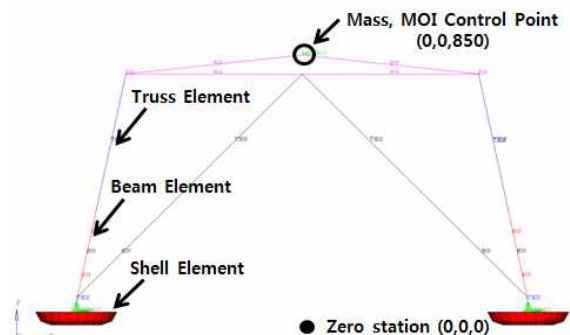
현하고 그 이외에 부분의 하나의 조정점(Control point)을 생성하고 집중질량(Point mass) 및 집중관성모멘트(Point inertia)를 적용하여 Fig. 3과 같이 모델링 하였다.

착륙장치의 스트럿 부분은 중심선을 따라서 요소를 생성하였고, 연결된 절점에서의 회전을 허용하는 부분은 봉(Truss)요소, 회전을 허용하지 않는 부분은 보(Beam)요소로 생성하였고, 풋패드의 경우 셸(Shell) 요소로 생성하였다. 풋패드와 트러스 연결되는 부분은 실제 달착륙선의 볼 베어링을 구현하기 위해 봉요소로 연결하였고 과도한 회전을 막기 위해 강성이 높은 스프링을 추가하여 모델링하였다. 알루미늄 허니콤은 2.1.2절에서 언급한 바와 같이 Hexcel사의 CRIII-5/32-5052-.0007P-2.6을 사용하여 ABAQUS에서의 Plasticity 명령어를 사용하여 알루미늄 허니콤의 변위에 따른 압축력을 입력하여 모델링하였다.

또한 달착륙선에 탑재되는 연료통, 장비 등은 질량 및 관성모멘트를 조정점(0.0 mm, 0.0 mm, 850.0 mm)에 집중질량요소, 집중관성모멘트요소로 생성하여 필요에 따라 Z축으로 이동이 가능하게 하여 달착륙선의 전체 중량, 무게중심, 질량관성모멘트를 착륙장치 모델과 동일하게 보정할 수 있게 하였다. 유한요소 모델의 정보는 Table 1과 같다.



(a) Isometric view



(b) Front view

Fig. 3. Finite element model of lunar lander

Table 1. Specification of lunar lander model

Mass [kg]	Body	35.02
	Strut (Primary+Secondary)	2.96 x 4set
	Dummy mass	195.22
	Total	242.08
MOI [kg/m ²]	I _{xx}	91.98
	I _{yy}	91.98
	I _{zz}	82.05
Size [mm]	Length between foot-pad (2-2 Position)	1412.1
	Length between foot-pad (1-2-1 Position)	1996.3
	Length of Primary strut	609.9
	Length of Secondary strut	940.1
	Height of C.G	789.5
	Radius of Al-honeycomb	22
	Length of Al-honeycomb(L _{al})	297.8
FE Model [EA]	Node	491
	Element	431

2.2 착륙안정성 판단식

본 논문에서는 달착륙선의 착륙안정성 평가를 위해 착륙안정성을 3가지의 판단 기준으로 안정착륙, 미끄러짐으로 인한 조건부 안정착륙, 전복으로 인한 불안정착륙으로 분류하였다. 안정착륙이란 달착륙선이 달에 미끄러짐 혹은 전복이 되지 않고 성공적으로 착륙한 것을 의미한다. 조건부 안정착륙의 경우, 실제 달 표면은 매우 미세하고 건조한 토양과 크고 작은 분화구로 구성되어 있기 때문에 달착륙선이 전복되지 않고 달에 착륙하더라도 달착륙선이 경사면에서 미끄러지다가 멈추게 되면 안정된 착륙이 구현되지만, 분화구 및 암석과 같은 장애물 때문에 자세안정성을 확보하지 못한다면 불안정착륙이 된다. 따라서 미끄러짐은 조건부 안정착륙으로 판단 기준을 세웠다. 불안정착륙인 전복은 달착륙선이 경사가 급한 지면에 착륙하게 되는 순간 달착륙선이 뒤집히는 현상을 의미한다. 본 논문에서는 달착륙선의 미끄러짐 현상과 전복 현상을 유도된 전복해석식과 유한요소모델을 이용한 해석을 통해 예측하고 비교 검증하였다.

착륙자세는 달착륙선의 풋패드(Foot-pad)가 지면과 어떤 순서로 접촉이 일어나는 지에 대하여 구분하였다. Fig. 4 (a)와 같이 2개의 풋패드가 지면에 먼저 착륙한 후에 나머지 2개의 풋패드가 지면에 닿아 착륙하는 것을 2-2 착륙자세, Fig. 4 (b)와 같이 1개의 풋패드가 지면에 먼저 닿고 중간에 2개의 풋패드가 착륙한 후에 마지막 하나

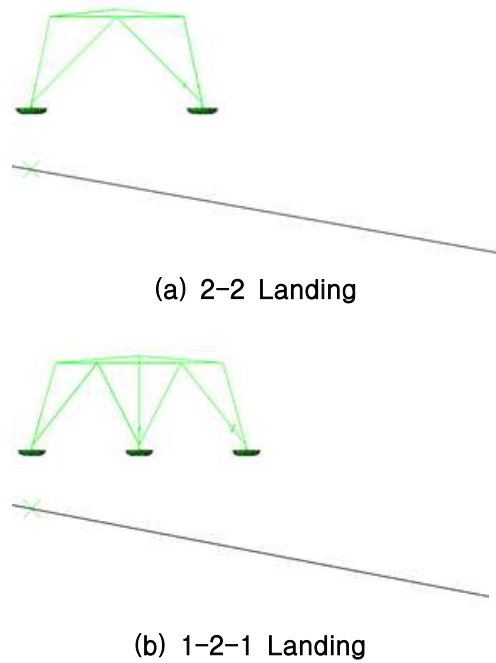


Fig. 4. Configuration of lunar lander

의 풋패드가 지면에 닿아 착륙하는 것을 1-2-1 착륙자세라고 구분하였다.

2.2.1 준정적 미끄러짐(Sliding) 해석

달착륙선의 미끄러짐 해석식의 변수는 Fig. 5와 같이 정의하였다. 달착륙선의 준정적 미끄러짐 해석식은 수식(3)과 같이 유도할 수 있다. 풋패드와 지면과의 마찰력은 $mg \times \mu \times \cos\alpha$ 와 같이 표현될 수 있다. 달착륙선이 미끄러지는 지면의 각도를 구하기 위해서는 수식(4)와 같은 조건을 만족해야 한다[5]. 미끄러짐이 발생하는 지면의 각도는 달 표면 마찰계수에 따라 결정된다. 따라서 2-2, 1-2-1 착륙자세에 상관없이 동일한 조건에서 미끄러짐이 발생한다. 달 표면 데이터 조사결과에 의하면 달 표면의 마찰계수는 위치에 따라 0.4~1.0의 값을 갖는다[6].

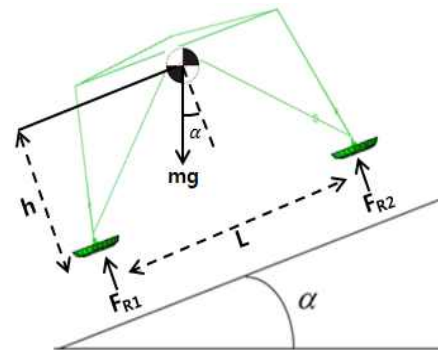


Fig. 5. Parameters of analysis equation

$$mg \times \sin\alpha \geq F_f (= mg \times \mu \times \cos\alpha) \quad (3)$$

$$\tan\alpha \geq \mu \quad (4)$$

- m : 달착륙선의 질량
- g : 중력가속도
- α : 지면의 경사각도
- F_f : 풋패드와 지면과의 마찰력
- μ : 달표면의 마찰계수

2.2.2 준정적 전복(Tip-over) 해석

달착륙선의 착륙안정성 평가를 위해 달착륙선이 전복되지 않고 착륙할 수 있는 전복예측에 대한 연구를 수행해야 한다. 전복해석식은 수식(5)~(8)과 같이 준정적 평형방정식으로 달착륙선이 전복되는 지면의 경사 각도를 구한다. 반력 F_{R1} 이 발생하는 지점에서 모멘트 평형방정식을 세우면 수식(5)와 같다. 이때 반력 $F_{R2}=0$ 이면, 달착륙선을 동적 안정성을 잃게 된다. 따라서 수식(5)에서 $F_{R2}=0$ 이면 수식(7)과 같이 정리된다. 달착륙선이 전복되는 지면의 각도를 구하기 위해서는 수식(8)과 같은 조건을 만족해야한다[5]. 하지만 전복해석식에서 중요한 변수인 착륙장치의 무게중심 높이(h)와 풋패드간의 간격(L)은 달착륙선이 착륙할 때 알루미늄 허니콤의 길이가 줄어들면서 무게중심 높이는 낮아지며, 풋패드간의 간격은 늘어난다. 이를 고려하여 낮아진 무게중심의 높이(h^*)와 늘어난 풋패드간의 간격(L^*)인 새로운 변수를 이용하여 전복해석식을 수식(9)과 같이 정리할 수 있다.

$$F_{R2} \times L + mg \times \sin\alpha \times h - mg \times \cos\alpha \times \frac{L}{2} = 0 \quad (5)$$

$$F_{R2} = 0 \quad (6)$$

$$mg \times \sin\alpha \times h - mg \times \cos\alpha \times \frac{L}{2} = 0 \quad (7)$$

$$mg \times \sin\alpha \times h - mg \times \cos\alpha \times \frac{L}{2} \geq 0 \quad (8)$$

$$\tan\alpha \geq \frac{L}{2 \times h} \quad (8)$$

$$\tan\alpha \geq \frac{L^*}{2 \times h^*} \quad (9)$$

- F_R : 지면에서 발생하는 반력
- L : 풋패드간의 간격
- h : 달착륙선의 무게중심 높이
- L^* : 충격흡수장치를 고려한 풋패드간의 간격
- h^* : 충격흡수장치를 고려한 달착륙선의 무게중심 높이

달착륙선의 충격흡수장치를 고려하지 않았을 때, 2-2 착륙자세인 경우 $L=1412$ mm, $h=789$ mm, 1-2-1 착륙자세인 경우 $L=1996$ mm, $h=789$ mm이

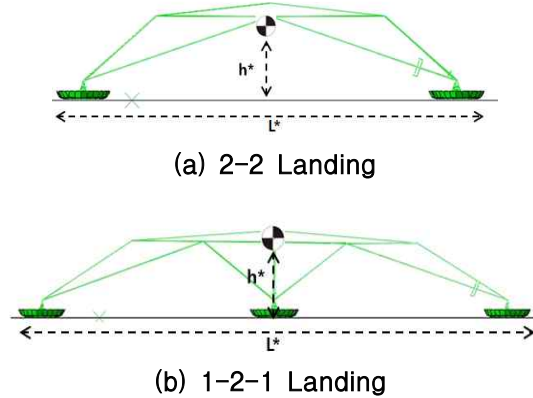


Fig. 6. Final landing configuration

다. Fig. 6은 ABAQUS를 이용하여 달착륙선 유한 요소 모델을 강체지면에 수직속도 3 m/s로 낙하하였을 때의 모습이다. 2-2 착륙자세일 때 $L=1925$ mm, $h=375$ mm, 1-2-1 착륙자세일 때 $L=2616$ mm, $h=375$ mm이다. 달착륙선의 전복예측을 위해 완전 전개 상태와 전개 전 상태의 중간상태로 가정하여 L^* 와 h^* 를 정의하였다. 따라서 2-2 착륙자세일 때 $L^*=1668$ mm, $h^*=582$ mm, 1-2-1 착륙자세일 때 $L^*=2306$ mm, $h^*=582$ mm를 수식에 대입하여 전복해석을 수행하였다. Table 2는 L , h 값을 수식(6), L^* , h^* 값을 수식(7)에 대입하여 얻은 달착륙선의 전복발생각도이다.

준정적 전복해석식으로 구한 달착륙선이 전복되는 지면의 경사각도는 1-2-1 착륙자세에서의 각도가 2-2 착륙자세에서의 각도보다 더 큰 것을 확인할 수 있다. 1-2-1 착륙자세에서의 L^* 값은 2-2 착륙자세에서의 L^* 보다 더 크므로 이러한 결과가 나오는 것이 타당하다. 따라서 달착륙선이 전복되지 않게 착륙하기 위해서는 1-2-1 착륙자세로 착륙하는 것이 더 유리하다고 판단할 수 있다. 또한 L , h 값을 사용한 수식(6)에서의 전복 발생 각도보다 L^* , h^* 값을 사용한 수식(7)에서의 전복 발생 각도가 더 크므로 달착륙선의 충격흡수장치를 고려한 준정적 전복해석식의 결과가 더 안정된 것을 확인할 수 있다. 이렇게 유도된 L^* , h^* 의 정확도는 2.3.2절에 전복해석결과 검증에서 상세히 다룬다.

Table 2. Tip-over angle by using quasi-static tip-over equation

	Tip-over angle	
Equation	2-2 Landing	1-2-1 Landing
Pham's Eq.[5]	41.80°	51.65°
Proposed Eq.	55.09°	63.21°

2.3 ABAQUS를 이용한 착륙안정성 해석

ABAQUS를 이용하여 달착륙선을 강제표면에 낙하시키는 해석을 수행하였다. 달착륙선이 전복, 미끄러지는 지면의 경사를 구하기 위해 지면의 경사를 10°~70°범위에서 5°간격으로 해석을 수행하였다. 지면의 경사에 따라 마찰계수를 0.2~1.0범위에서 0.1간격으로, 지면에 달착륙선이 충돌할 때 수직속도 3 m/s로 낙하할 수 있는 높이에서 낙하시켜 2-2착륙자세와 1-2-1착륙자세에 따른 달착륙선의 거동을 파악하였다. 달착륙선의 수직속도 3 m/s는 미국의 Apollo 프로젝트의 문헌을 참고하여 결정하였다[7]. 또한 달착륙선이 알루미늄 허니콤을 포함하는 경우와 포함하고 있지 않은 경우에 따라서도 그 경향성을 확인하였다. 아울러 앞에서 유도한 미끄러짐 해석식과 전복해석식과 그 결과를 비교하였다.

2.3.1 미끄러짐(Sliding) 해석결과

ABAQUS 해석을 이용하여 Fig. 7과 같이 달착륙선이 미끄러지는 현상을 확인할 수 있다. Fig. 9은 준정적 미끄러짐 해석식과 ABAQUS를 이용한 달착륙선 낙하해석을 통해 얻은 달착륙선의 미끄러짐 발생각도의 그래프이다. 달착륙선이 미끄러짐은 미끄러짐 해석식에서 유도한 것과 같이 유한요소모델을 이용한 해석에서도 2-2 착륙자세와 1-2-1 착륙자세의 결과가 동일하게 나타났다. 미끄러짐 해석식 결과에 따르면 지면의 마찰계수가 증가할수록 달착륙선이 미끄러지는 지면의 각도도 증가하지만, 유한요소모델을 이용한 해석결과에서는 미끄러짐 해석식의 결과와 차이가 발생한다. 이는 미끄러짐 해석식에서 고려되지 않은 알루미늄 허니콤의 압축과 풋패드간의 간격이 늘어나는 현상을 반영하지 않았기 때문이다. 또한 달착륙선의 착륙 이후 동적 거동에 따른 영향이 없는 수식이기 때문에 해석결과와 미끄러짐 해석식에 의한 결과가 차이가 발생한다고 판단하였다.

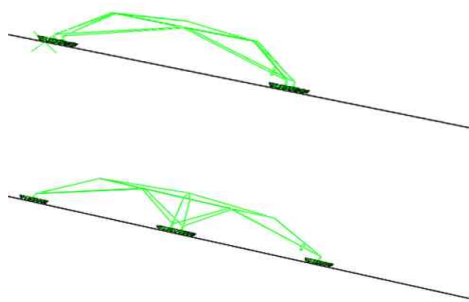


Fig. 7. Sliding at 2-2(25°), 1-2-1(25°) landing

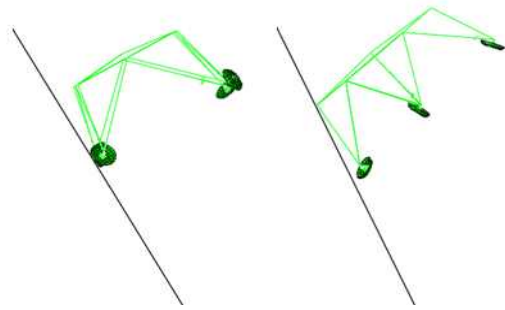


Fig. 8. Tip-over at 2-2(60°), 1-2-1(65°) landing

특히 알루미늄 허니콤을 포함하고 있지 않은 달착륙선의 미끄러짐 각도는 마찰계수가 0.8 이상부터 미끄러짐이 발생하는 각도가 작아지는 것을 확인할 수 있다. 이는 지면과 풋패드간의 마찰력이 크게 작용하여 달착륙선이 급제동하기 때문이며, 이와 더불어 달착륙선이 튄 현상(Hopping)이 발생하며 연속적으로 급제동효과를 얻어 미끄러짐 발생각도가 줄어드는 것을 확인할 수 있다.

2.3.2 전복(Tip-over) 해석결과

ABAQUS 해석을 이용하여 달착륙선이 전복되는 것을 Fig. 8에서 확인할 수 있다. Fig. 10은 1-2-1 착륙자세, Fig. 11는 2-2 착륙자세에 따라 달착륙선의 충격흡수장치를 고려하지 않았을 때와 고려하였을 때의 준정적 전복해석식을 통해 얻은 전복발생각도와 ABAQUS를 이용하여 충격흡수장치가 있는 경우와 없는 경우의 달착륙선 낙하해석을 통해 얻은 달착륙선의 전복발생각도 총 4개의 결과를 비교한 그래프이다.

달착륙선의 충격흡수장치를 고려하였을 때의 준정적 전복해석식의 결과는 충격흡수장치를 고려하지 않는 준정적 전복해석식의 결과보다 ABAQUS를 이용한 낙하해석 결과와 비교적 일치하는 것을 확인할 수 있다. 전복해석식에서와 같이 1-2-1 착륙자세에서의 전복 발생 각도는 2-2 착륙자세에서의 전복발생각도보다 더 큰 것을 확인할 수 있다. 또한 달착륙선 낙하해석 결과에서 마찰계수가 작은 영역에서는 지면과 달착륙선의 풋패드의 마찰력이 작아서 지면과의 충분한 접촉이 일어나지 않아 전복이 더 낮은 각도에서 발생하는 것을 확인할 수 있다.

알루미늄 허니콤을 포함하고 있지 않은 달착륙선은 마찰계수가 매우 작을 때 달착륙선은 후방전복(Backward tip-over)가 발생하고, 그 이상일 때 달착륙선은 전방전복(Forward tip-over)가 발생한다. 알루미늄 허니콤을 포함하고 있지 않은 달착륙선은 전방전복이 발생할 때, 마찰계

수가 증가할수록 마찰력이 커져서 전복을 일으키는 수평방향의 힘이 커지므로 더 작은 각도에서도 전복이 발생한다. 알루미늄 허니콤을 포함하고 있는 달착륙선은 모든 마찰계수 범위에서 후방전복이 발생하여 지면의 마찰계수가 증가하더라도 전복발생각도는 감소하지 않았다.

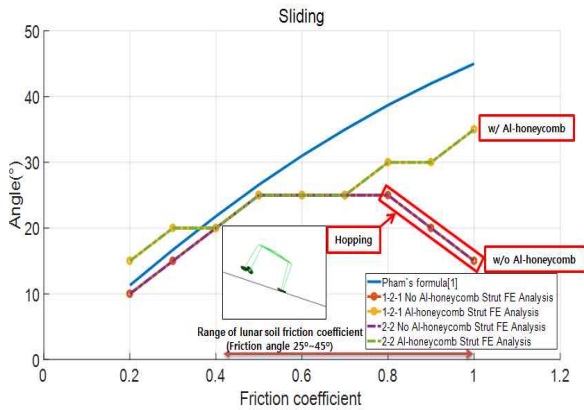


Fig. 9. Sliding angle comparison

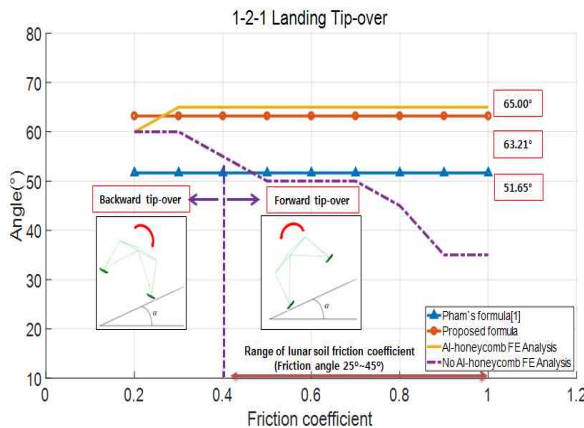


Fig. 10. 1-2-1 Tip-over angle comparison

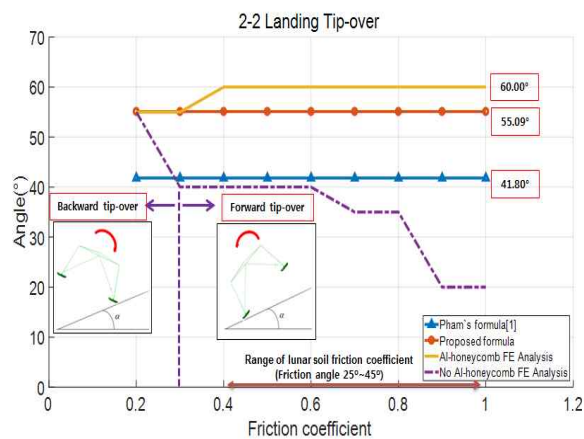
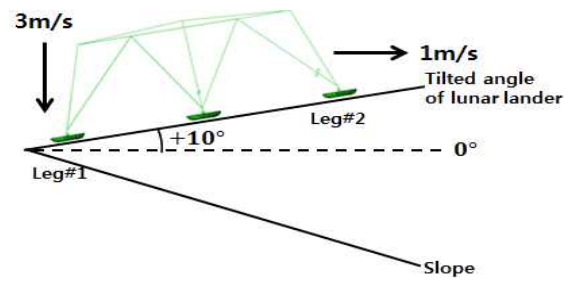
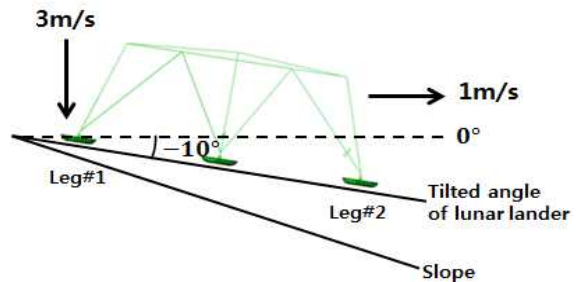


Fig. 11. 2-2 Tip-over angle comparison for 2-2 landing



(a) +10° Tilted of lunar lander



(b) -10° Tilted of lunar lander

Fig. 12. Various landing configuration

2.4 횡방향속도를 고려한 달착륙선의 착륙안정성 해석

달착륙선은 착륙할 때 3 m/s 수직속도 뿐만 아니라 1 m/s 횡방향속도로 착륙하며, Apollo 프로젝트에서도 달착륙선 개발 시 이를 고려하였다[7]. 아울러, 실제 착륙상황에서는 자세제어의 오차로 인해 Fig. 12와 같이 착륙선의 자세가 기울어질 수 있으며, 이를 고려하는 것이 착륙안정성 평가에 중요하다. 본 연구에서는 충격흡수장치를 포함하고 있는 달착륙선이 3 m/s 수직속도와 1 m/s 횡방향속도를 가지며 기울기 -10°, 0°, 10°로 낙하하는 경우로 총 3가지의 경우를 고려하여 마찰계수 0.2~1.0범위에서 0.2간격으로 낙하해석을 수행하였다.

2.4.1 횡방향속도를 고려한 미끄러짐(Sliding) 해석결과

횡방향속도를 고려한 미끄러짐 해석은 달착륙선의 착륙기울기에 따라 해석을 수행하였고 횡방향속도가 없는 경우와 비교하였다. Fig. 9에서 미끄러짐 해석결과로부터 1-2-1 착륙자세와 2-2 착륙자세의 결과가 같으므로 횡방향속도를 고려한 착륙자세에 따른 해석은 불필요한 것으로 판단하였다. 따라서 횡방향속도에 대한 고려는 1-2-1 착륙자세로만 실시하여 Fig. 13에 나타냈다. 횡방향속도를 고려하면 미끄러짐이 더 작은 각도에서 발생하며, 특히 달착륙선의 기울기가 10° 기울어진 경우가 0°, -10° 기울어진 경우보

다 더 작은 경사면에서 손쉽게 미끄러짐을 파악하였다.

낙하해석조건 중 마찰계수가 0.2, 달착륙선의 착륙기울기가 +10°, 횡방향속도가 1 m/s일 때 달착륙선의 미끄러짐 발생각도가 가장 작게 나온 것을 확인할 수 있다. 따라서 달착륙선이 미끄러지지 않게 착륙하기 위해서는 횡방향속도가 없고, 지면의 경사가 낮고, 착륙선의 기울기가 지면 경사와 차이가 작을수록 유리하다고 할 수 있다.

2.4.2 횡방향속도를 고려한 전복(Tip-over) 해석결과

Figure 14는 횡방향속도를 고려한 전복해석은 1-2-1 착륙자세에서 달착륙선의 착륙기울기에 따라 해석을 수행하였고 횡방향속도를 고려하지 않은 결과 총 4가지를 비교한 그래프이다. 지면의 경사가 기울어져 있을 경우 착륙선의 착륙기울기가 10°일 경우에는 달착륙선의 착륙기울기가 -10°일 경우보다 Fig. 12에서 확인할 수 있듯이 Leg#2 풋패드가 지면과의 거리가 멀어 더 늦게 지면에 닿으므로 더 큰 운동에너지가 발생

하기 때문에 자세가 불안정해지면서 낮은 지면 각도에서도 전복이 손쉽게 일어난다. 또한 달착륙선의 자세기울기가 0°인 경우, 횡방향속도가 있을 때의 전복발생각도가 횡방향속도가 없을 때의 전복발생각도가 작다.

낙하해석조건 중 마찰계수가 0.6 이상, 달착륙선의 착륙기울기가 +10°, 횡방향속도가 1 m/s일 때 달착륙선의 전복발생각도가 가장 작게 나온 것을 확인할 수 있다. 이러한 착륙자세는 가장 가혹 조건으로 참고문헌[8]에 기술된 결과와도 일치한다. 따라서 달착륙선이 전복되지 않게 착륙하기 위해서는 횡방향속도가 없고 지면에 4개의 풋패드가 동시에 닿게 착륙해야 유리하다고 할 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 한국형 달착륙선의 착륙안정성 평가를 하였다. 달착륙선의 착륙안정성에 대한 판단 기준을 안정착륙, 미끄러짐(Sliding)으로 인한 조건부 안정착륙, 전복(Tip-over)으로 인한 불안정착륙으로 3가지로 분류하였으며, 상용유한요소 구조해석 프로그램인 ABAQUS를 사용하여 분석하였다. 또한, 달착륙선이 착륙할 때 충격흡수장치인 알루미늄 허니콤이 압축하면서 무게중심이 낮아지고, 풋패드의 간격이 늘어나는 것을 고려하여 전복해석식을 정리하였다. ABAQUS를 이용하여 달착륙선 유한요소모델의 낙하해석을 통해 본 논문에서 알루미늄 허니콤의 압축을 고려한 전복해석식의 변수를 사용하였을 때 압축을 고려하지 않을 때 경우보다 더 정확하게 예측할 수 있음을 보였다. 또한 미끄러짐 해석식의 결과를 ABAQUS 해석을 통해 검증하였다.

달착륙선이 착륙 시 횡방향속도 및 자세기울기의 대한 영향을 파악하기 위해 해석을 통해 그 경향성을 확인하였다. 결론적으로 아래와 같은 경향이 있음을 확인하였다.

달착륙선이 수직속도 및 횡방향속도를 갖고 착륙 시 지면의 경사가 작고, 착륙기울기가 지면의 경사와 차이가 작을수록 달착륙선의 미끄러짐이 발생하지 않는다. 그리고 달착륙선의 풋패드가 동시에 지면에 닿을 수 있는 착륙기울기로 착륙하여야 전복이 발생하지 않고 자세 안정성을 확보할 수 있다.

향후 실제 달토양을 반영할 수 있는 입자모델링기법인 이산요소법(Discrete element method)을 이용한 정밀한 달착륙선 유한요소해석을 통해 보다 정확한 착륙안정성 평가를 수행할 예정이다.

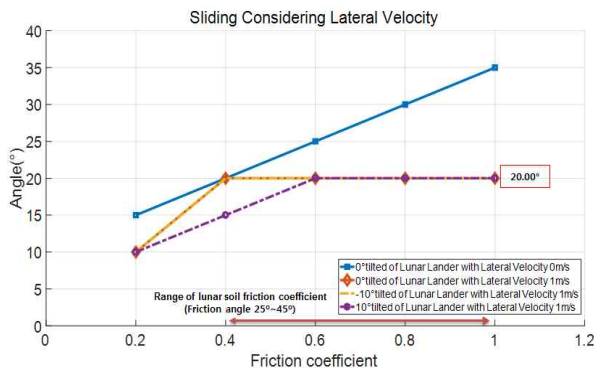


Fig. 13. Sliding angle comparison considering lateral velocity for 1-2-1 landing

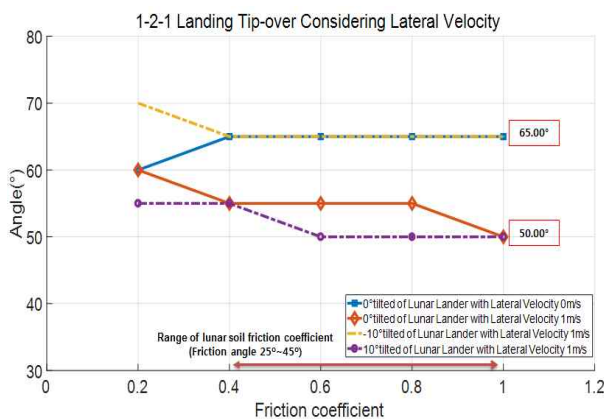


Fig. 14. 1-2-1 Tip-over angle comparison considering lateral velocity for 1-2-1 landing

후 기

본 연구에 사용된 착륙해석모델과 관련하여 인하대학교 조진연 교수님의 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

또한 이 성과는 2017년도 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임. (No. 2017M1A3A9042626)

References

- 1) "Research on Conceptual Design of Lunar Spacecraft and Core Technologies for Lunar Exploration," *Korea Aerospace Research Institute*. 2011.
- 2) Kim, W. S., Kim, S. W., Hwang, D. S., "Development Trend of Shock-Absorbing Landing gear for Lunar Lander," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*. Vol. 9, No.1, 2011, pp.119~129.
- 3) Yu, S. H., Park, J. H., Kim, H. D., Park, J. S., Lim, J. H., Kim, S. H., "Prediction to Shock Absorption Energy of Aluminum Honeycomb using finite element method and drop test," *Proceeding of The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences Spring Conference*. April 2012, pp.1163~1168.
- 4) "HexWeb Honeycomb Attributes and Properties," *Hexcel Composites*. 1999.
- 5) Pham, V. L., Zhao, J., Goo, N. S., Lim, J. H., Hwang, D. S., Park, J. S., "Landing Stability Simulation of a 1/6 Lunar Module with Aluminum Honeycomb Dampers," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 14, No. 4, 2013, pp.356~368.
- 6) "Next lunar lander with in-situ science and mobility : phase a mission study, lunar environment specification," *European Space Agency*, 2008.
- 7) William F. Rogers, "Apollo Experience Report - Lunar Module Landing Gear Subsystem," NASA TN D-6850, Manned Spacecraft Center, 1972.
- 8) Yuanyuan Liu, Shunguang Song, Ming Li, Chunjie Wang, "Landing stability analysis for lunar landers using computer simulation experiments," *International Journal of Advanced Robotic Systems*, Nov. 2017, pp.1~15.
- 9) Ahmet Sahinoz, "Landing Gear Design and Stability Evaluation of a Lunar Lander for Soft Landing," *Proceedings of the Bennett Conference on Mechanical Engineering*, 2012.
- 10) Oh, M. H., Cho, Y. M., Lee, H. J., Cho, J. Y., Kim, S. W., Hwang, D. S., "Sequential Approximate Optimization of Shock Absorption System for Lunar Lander by using Quadratic Polynomial Regression Meta-model," *Proceeding of The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences Fall Conference*. November, 2010, pp.355~358.
- 11) Thomas D. Gillespie, "Fundamentals of Vehicle Dynamics," *Society of Automotive Engineers Inc.*, 1992.