

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(5), 366-372(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.5.366>

한국형 달탐사선 구조모델 설계

손택준*, 나경수*, 김종우*, 임재혁**, 김경원**

Design of a Structural Model for Korean Lunar Explorer

Taek-Joon Son*, Kyung-Su Na*, Jong-Woo Kim*, Jae Hyuk Lim** and Kyung-Won Kim**

Korean Air Research & Development Center*, Korea Aerospace Research Institute**

ABSTRACT

Korean lunar explorer will be launched by korean launcher KSLV-2 in the 2020s in accordance with national space development strategy. Korean lunar explorer is composed of two unmanned orbiter and lander and should be developed as small size and light weight within 550kg of launch mass due to launcher's loading capability. A structure of lunar explorer is required to have sufficient stiffness and strength under launch and operational environment as well as to accommodate mission equipment. This paper describes the result of a preliminary study on structural model design for korean lunar explorer.

초 록

한국형 달탐사선은 국가 우주개발계획에 따라 한국형 발사체인 KSLV-2(Korea Space Launch Vehicle 2)에 탑재하여 2020년 이후 발사될 예정이다. 한국형 달탐사선은 무인 탐사선으로 궤도선과 착륙선 2종으로 구성되며 발사체의 탑재능력에 따라 발사중량 550kg 이내의 소형 경량으로 개발되어야 한다. 달탐사선 구조체는 임무 탑재장비의 수용 뿐 아니라 발사 및 운용환경에서 견딜 수 있도록 충분한 강성과 강도가 요구된다. 본 논문에서는 한국형 달탐사선 구조모델의 설계에 대한 선행 연구결과를 기술한다.

Key Words : Korean Lunar Explorer(한국형 달탐사선), Orbiter(궤도선), Lander(착륙선), Structural Model(구조모델)

1. 서 론

달탐사선은 1950년대에 미국과 구소련의 우주 경쟁으로 개발되기 시작하였다. 구소련은 루나 프로그램으로 달탐사선을 개발하여 1959년 루나 2호를 최초로 달에 보냈으며 미국은 아폴로 프로그램을 통해 1969년 최초로 유인 달착륙선을 발사하는 데 성공하였다. 미국과 소련중심의 달탐

사선 개발은 1970년대에 종료되었다가 달 과학과 달 자원 이용 등 달의 중요성이 대두되면서 1990년대에 일본, 인도, 중국, 유럽, 미국, 러시아 등 우주강국을 중심으로 무인 달탐사선을 경쟁적으로 개발하고 있다. 일본은 1990년 히텐을 발사에 성공한 이후, 하야부사, 셀레네 시리즈로 달탐사선을 개발하고 있으며, 중국은 창어, 인도는 찬드리안 프로그램을 통해 달탐사선을 개발하고 있

† Received: January 25, 2013 Accepted: April 25, 2013

* Corresponding author, E-mail : taekjson@koreanair.com

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

다. 유럽우주국(ESA)은 2003년 SMART-1을 발사하였으며, MoonNext 프로그램을 통해 달탐사선을 개발하고 있다. 미국은 1994년 달궤도선인 Clementine, 1998년 Lunar Prospector를 발사하였으며 2009년 달 지도제작과 태양자외선 연구목적으로 LRO, LCROSS를 발사하는데 성공하였다. 또한 향후 무인 및 유인 달착륙선과 달기지 건설을 위한 장기적 달탐사 계획을 진행하고 있다⁽¹⁾. 국내에서도 국가주도로 한국형 달탐사선 개발계획을 수립하였으며 2011년 발표된 국가우주개발진흥계획에 따르면 한국형 발사체 KSLV-2를 사용해 2023년 달궤도선, 2025년 달착륙선을 발사할 계획이다⁽²⁾. 이에 따라 달탐사선 개발을 위한 핵심기술의 선행개발이 요구되며 2010년부터 한국항공우주연구원 주관으로 달탐사선을 위한 추진, 제어 및 구조 플랫폼에 대한 핵심기술 개발을 목적으로 기초 연구가 진행되었다. 달탐사선 구조체에 대한 선행 연구는 궤도선 및 착륙선 구조체의 경량화 설계모델을 개발하는 것과 달탐사선 지상시험모델의 구조 플랫폼을 개발하는 것을 포함한다. 본 논문에서는 달탐사선 구조체에 대한 선행연구 결과 중 궤도선 및 착륙선 구조모델 설계에 관한 연구결과를 기술한다.

II. 달탐사선 설계 요구조건

2.1 임무 요구조건

한국형 달탐사선은 2021년 개발되는 KSLV-2에 실려 발사된다. 예비 임무설계에 따르면, KSLV-2의 발사능력으로는 달천이궤도(Trans Lunar Injection, TLI)를 따라 달궤도 진입(Lunar Orbit Injection, LOI)을 위해 총중량 550kg의 탐사선을 탑재할 수 있다. 이에 따라 달탐사선의 총 중량은 550kg이내로 제한되어야 하며 발사체의 페어링 내에 탑재가 가능한 크기여야 한다. 한국형

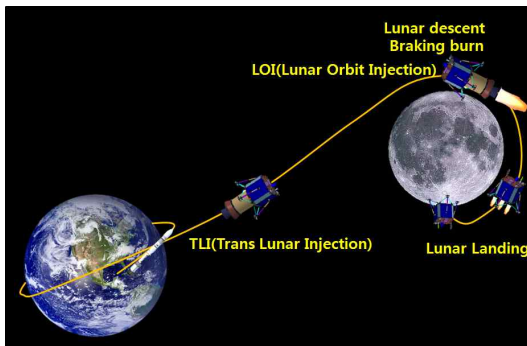


Fig. 1. Mission Plan Concept of Korean Lunar Explorer

달탐사선의 주요 임무 요구조건은 참고문헌 3에 기술되었으며 상기에서 기술한 달탐사선의 임무 계획에 대한 개념은 Fig. 1에 나타내었다.

2.2 구조체 요구조건

한국형 달탐사선(궤도선/착륙선 포함) 구조체에 대한 설계 요구조건은 임무 요구조건과 발사체 하중조건을 고려하여 수립되었다. 궤도선과 착륙선 구조체에 대한 상세한 설계 요구조건은 Table 1에 나타내었다.

III. 달탐사선 구조모델

3.1 설계 개념 및 특징

달탐사선은 저궤도위성인 다목적실용위성에 비해 달궤도 진입과 달궤도에서의 운용을 위해 많은 연료와 큰 연료탱크를 필요로 한다. 예비 임무설계에 따라 총중량 550kg 중 궤도선은 약 200kg, 착륙선은 약 400kg이내의 연료가 요구된다. 이에 따라 탐사선의 크기와 구조는 연료탱크의 크기와 연료중량에 크게 좌우된다. 한국형 달탐사선 설계의 주안점은 KSLV-2에 탑재 가능한 탐사선의 크기와 550kg이내의 발사중량을 만족하도록 가벼우면서도 발사 및 운용 하중에 견딜 수 있도록 설계하는 것이다. 이를 위해 발생하중

Table 1. Structural Design Requirements for Korean Lunar Explorer

Item	Requirement
Envelope	φ2.0m x 3.0m
LV Interface	937mm Clamp band
Launch Mass	≤ 550kg
Stiffness	≥ 15Hz(Lateral), ≥ 30Hz(Axial)
Strength	<ul style="list-style-type: none"> • Quasi Static Load(Launch) <ul style="list-style-type: none"> - ±3.5g(Lateral), ±11.0g(Axial) • Quasi Static Load(Landing) <ul style="list-style-type: none"> - for Bus Structure ±2.0g(Lateral), ±5.0g(Axial) - for Single Landing Gear ±2.0g(Lateral), +10.0g(Axial) • Margin of safety <ul style="list-style-type: none"> - Ultimate, Yielding > 0.0 - Buckling > 0.0
Landing	<ul style="list-style-type: none"> • Landing Velocity <ul style="list-style-type: none"> - 1m/sec(H), 3m/sec(V) • Slope of Ground: 15°(max) • Landing Load 10g • No Tip-over

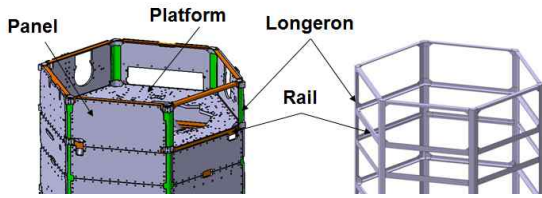


Fig. 2. Structural Design of KOMPSAT

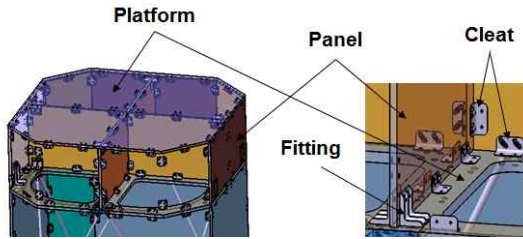


Fig. 3. Structural Design of Lunar Explorer

Table 2. Comparison of Material Property

	알루미늄	탄소복합재
자재	Al 2024-T81	M55J/#3800
밀도	2760kg/m ³	1700kg/m ³
인장강도	462MPa	1691MPa (0°)
탄성계수	72.3GPa	271GPa (0°)

을 어댑터로 전달하는 주 구조의 변경과 가벼운 재료를 적용하였다. 다목적실용위성은 Fig. 2와 같이 주 하중을 전달하도록 연속적인 론저론-레이로 구성된 프레임 구조를 적용하였으나 탐사선의 경우 Fig. 3과 같이 패널과 플랫폼을 최소 수량의 클릿과 피팅으로 체결함으로써 경량화가 가능하도록 설계하였다. 또한 패널과 플랫폼 샌드위치 구조물을 구성하는 면재의 재료를 다목적실용위성에 적용된 알루미늄 합금 대신 밀도가 작고 강도가 우수한 탄소복합재(CFRP)로 적용하였다. 두 재료간의 주요 물성치를 Table 2에 비교하여 나타내었다.

3.2 달궤도선 설계

3.2.1 설계형상 및 중량

궤도선은 추진제 탱크 및 임무 장비의 효율적인 배치에 유리한 패널타입으로 설계되었다. 궤도선은 전자박스과 임무장비를 장착한 탑재체 모듈, 추진제 탱크를 비롯한 추진관련 장비를 배치한 추진모듈, 발사체와의 인터페이스를 제공하고 하중을 전달하는 어댑터와 태양전지판으로 구성된다. 궤도선의 최종 형상과 주요 치수는 Fig. 4와 Fig. 5에 나타내었다. 궤도선의 총중량과 크기는 약 200kg의 추진제 연료량과 탱크의 크기에 좌우된다. 전자박스과 임무장비의 장착위치를 고

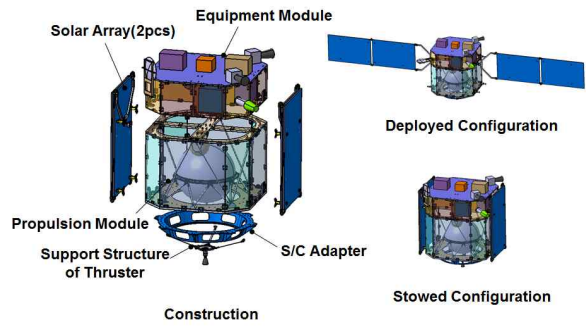


Fig. 4. Configuration of Lunar Orbiter

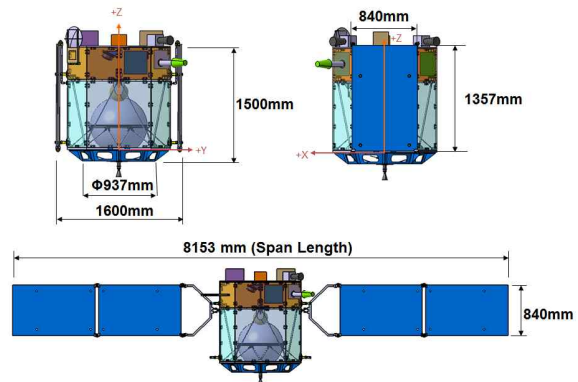


Fig. 5. Major Dimension of Lunar Orbiter

Table 3. Mass Property of Lunar Orbiter

구성항목	할당중량 (kg)	비율 (%)	설계중량 (kg)	비율 (%)
구조체(본체)	66.0	13.4	65.4	13.3
연료탱크, 임무장비 등	227.8	46.3	227.8	46.3
연료(액체)	198.5	40.3	198.5	40.4
발사중량	492.3		491.7	

려하여 배치설계를 수행하였다. 발사중량 550kg 이내를 고려하고 해외 타 탐사선의 사례를 분석하여 Table 3과 같이 주요 구성품의 중량을 할당하였다. Table 1에 기술된 구조체 요구조건에 맞춰 설계된 중량을 분석한 결과 발사중량은 약 492kg, 구조체는 65.4kg(발사중량의 약 13%)으로 할당된 중량을 만족하였다.

3.2.2 구조체 설계

궤도선의 구조체는 임무장비와 추진제 탱크를 장착지지하고 발사 및 궤도하중에 견딜 수 있도록 설계되었다. 구조체의 구성 및 조립구조는 Fig. 6에 나타내었다. 구조체 경량화와 운용환경에서 필요한 강성과 강도를 갖도록 탄소복합재 면재와 알루미늄 하니콤 심재로 구성된 샌드위치 패널을 적용하였다. 각 플랫폼과 패널은 중량을 고려하여 최소한의 피팅과 클릿으로 조립체결되

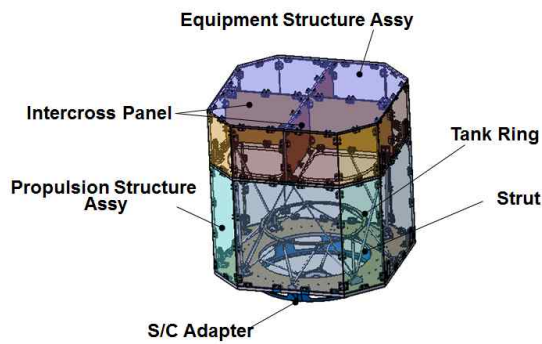


Fig. 6. Lunar Orbiter Structure Design

도록 설계하였다. 임무장비와 전자박스가 장착되는 탑재체 구조체는 중간 패널을 십자형태로 연결하여 발생하중을 효과적으로 지지하고 전달할 수 있도록 하였다. 탑재 구조체로 전달된 하중을 알루미늄 2024 합금 튜브를 적용한 스트럿을 통해 어댑터로 전달되도록 하였으며 연료탱크에서 발생한 주 하중은 추진 구조체에 적용된 탱크링과 스트럿 구조를 통해 지지하고 어댑터로 전달되도록 설계하였다. 위성 전체의 하중을 지지하고 발사체로 전달하는 어댑터는 알루미늄 합금 단조 자재를 사용하였으며 강성/강도를 만족하면서 가볍게 설계되었다.

3.2.3 강성/강도 해석

궤도선 구조체의 강성, 강도 분석을 위해 모델링과 솔버로 MSC PATRAN/NASTRAN을 사용하였다. 유한요소모델은 Fig. 7과 같이 셀, 빔요소, RBE2 체결요소를 포함하여 15만개 이상의 절점으로 상세히 모델링되었다. 하중조건은 Table 1에 기술된 발사 하중 조건이 적용되었으며, 어댑터 하단 부위 고정 경계조건 기준으로 Fig. 8과 Table 4와 같이 x, y, z축에 대해 횡방향 3.5g, 종방향 11.0g를 조합한 총 16가지 경우가 적용되었다. 구조체의 강성해석을 수행한 결과 Fig. 9에 나타낸 것과 같이 1차 고유진동수는 17.7Hz (횡방향), 47.3Hz (종방향)로 분석되었다. 강도해석을 통해 구조체 구성품의 안전율을 분석

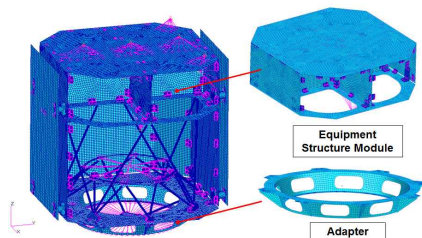


Fig. 7. Finite Element Model of Lunar Orbiter Structure

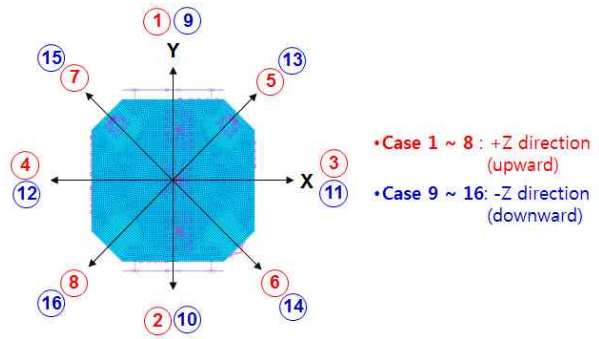


Fig. 8. Load Cases

Table 4. Launch Load Cases

Case	Acceleration(g)		
	X	Y	Z
Case 1/Case 9	0	3.50	11/-11
Case 2/Case 10	0	-3.50	11/-11
Case 3/Case 11	3.50	0	11/-11
Case 4/Case 12	-3.50	0	11/-11
Case 5/Case 13	2.47	2.47	11/-11
Case 6/Case 14	2.47	-2.47	11/-11
Case 7/Case 15	-2.47	2.47	11/-11
Case 8/Case 16	-2.47	-2.47	11/-11

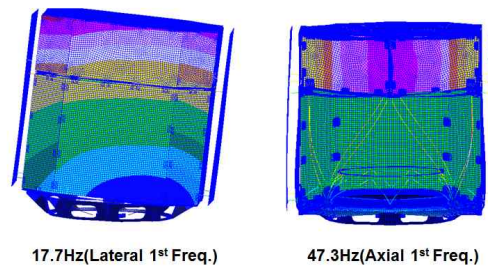


Fig. 9. 1st Mode & Frequency of Orbiter

Table 5. Minimum Margin of Safety Summary

Assembly	Part	Min. M.S.	Failure Mode
Bus Structure	Metal	0.09	Von-mises(yld)
	Panel/ Platform	0.01	Tsai-wu(ult)
	Fastener	0.31	Rivet(yld)

한 결과 모든 부품의 최소 안전율이 0 이상임을 확인하였으며, Table 5에 주요 결과를 나타내었다. 상기의 결과로 궤도선 구조체는 Table 1의 강성/강도 요구조건을 충족함을 확인하였다.

3.3 달착륙선 설계

3.3.1 설계 개요

착륙선은 임무방식과 사용 연료에 따라 Fig. 10과 같이 두 개의 모델로 설계되었다. 모델 1은 액체 추진제를 단일 연료로 사용하는 것으로 임

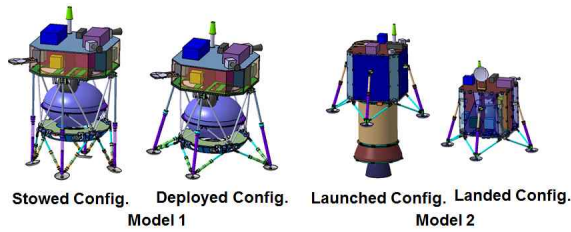


Fig. 10. Design Model of Lunar Lander

무에 필요한 연료량은 392kg(발사중량 550kg)이다. 착륙선의 크기와 중량이 추진제 탱크와 연료량에 좌우되는 문제로 인해 구조체의 소형화와 경량화에 한계가 있다. 이러한 한계를 극복하기 위해 새로운 임무방식을 갖는 모델 2를 설계하였다. 모델 2는 Fig. 10과 Fig. 11에 나타난 것과 같이 고체연료와 액체연료를 모두 사용하며, 고체로켓과 착륙선 본체로 구성된다. 또한, Fig. 1에 나타난 것과 같이 착륙선이 발사체로부터 분리된 후 달에 직접 주사되며, 비추력이 높은 고체로켓을 이용해 비행속도를 감소하여 달로 진입한다. 이후 소모된 고체로켓을 분리하고 달지면에는 착륙선 본체만 착륙하게 되며, 이때 안정적인 착륙을 위해 본체에 있는 액체연료를 사용한다. 이러한 방식은 착륙선의 소형화와 경량화에 유리하며 국외 타 탐사선의 중소형 착륙선에 적용되었다⁽⁴⁾. 본 논문에서는 모델 2에 관하여 기술한다.

3.3.2 설계형상 및 중량

착륙선은 Fig. 11과 같이 달지면에 착륙하는 착륙선 본체, 착륙선을 달에 진입 후 속도감소를 위한 고체로켓, 본체와 고체로켓을 연결하고 발사체와의 인터페이스를 제공하기 위한 어댑터로 구성된다. 착륙선 본체는 장비를 탑재하는 본체 모듈과 착륙장치 4개로 구성된다. Fig. 12는 착륙선의 KSLV-2 발사체에 장착된 형상과 주요 크기를 나타낸다. 착륙선 본체의 폭과 높이는 착륙 안정성을 고려하여 결정되었으며 무게중심을 고려해 장비들을 배치하였다.

착륙선 주요 구성품의 중량은 발사중량 550kg을 만족하도록 Table 6과 같이 할당되었다. Table 1에 기술된 구조체 요구조건에 맞춰 설계

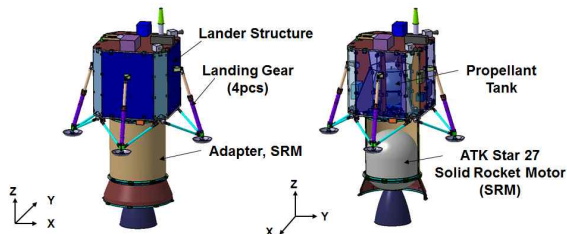


Fig. 11. Lunar Lander Construction

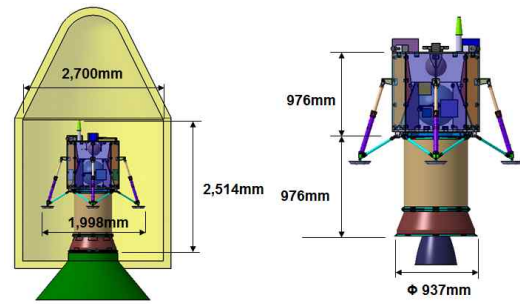


Fig. 12. Lunar Lander Configuration

Table 6. Mass Property of Lunar Lander

구성항목	할당중량 (kg)	비율 (%)	설계중량 (kg)	비율 (%)
구조체(본체+착륙장치+어댑터)	77.0	14.0	74.5	13.6
연료탱크, 임무장비 등	145.0	26.4	145.0	26.5
연료(액체+고체)	328.0	59.6	328.0	59.9
발사중량	550.0		547.5	

된 중량은 발사중량 약 548kg, 구조체는 74.5kg(발사중량의 약 14%)으로 할당된 중량을 만족하였다.

3.3.3 구조체 설계

착륙선 주 구조체는 Fig. 13과 같이 본체 구조체와 어댑터로 구성된다. 본체 구조체와 어댑터는 가볍고 발사 및 운용하중에 견디도록 고강도의 탄소복합재 면재와 알루미늄 코어 심재로 구성된 샌드위치 패널과 플랫폼을 적용하였다. 패널과 플랫폼의 연결은 최소한의 클릿과 피팅으로 조립체결되도록 설계하였다. 본체 구조체의 패널과 플랫폼은 임무장비와 전자박스들을 장착시키고 중앙에 있는 실린더에서 연료탱크를 지지한다. 장비들과 탱크로부터 발생된 하중은 실린더를 중심으로 실린더와 패널을 연결한 8개의 중간 지지패널(Intercross Panel)을 통해 어댑터로 효과적으로 전달되도록 설계되었다. 어댑터는 상하부

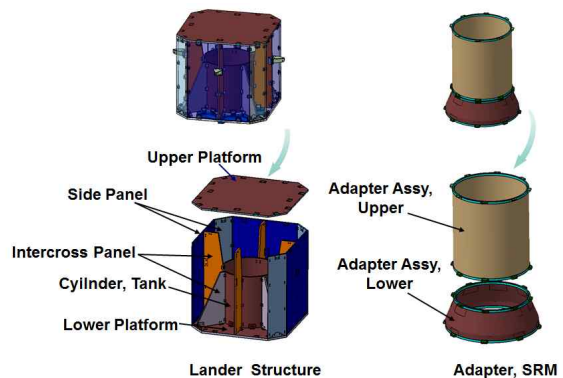


Fig. 13. Lunar Lander Structure Design

실린더로 연결되어 본체로부터 전달되는 하중을 발사체로 전달한다.

3.3.4 착륙장치 설계

착륙선이 달지면에 착륙할 때 본체로 전달되는 충격하중을 감쇠시켜 임무장비를 보호하고 착륙선이 안전하게 착륙할 수 있게 해주는 착륙장치가 요구된다. 착륙장치는 Fig. 14에 나타난 것과 같이 착륙하중을 지지하고 충격을 흡수하는 주 스트럿, 지지구조인 보조 스트럿, 지면과의 접지를 위한 풋패드로 구성된다. 또한 가볍고 필요한 강도를 갖도록 7075계열 알루미늄합금 재료를 적용하였다. 주 스트럿에 장착되는 충격흡수체는 우주용으로 적합하며 충격흡수율이 높은 알루미늄 하니콧을 적용하였다⁽⁶⁾. 착륙으로 인한 충격하중 발생시 압축하중을 하니콧에 효과적으로 전달할 수 있도록 주 스트럿은 내외부 실린더로 구성하고 피스톤 운동시 마찰을 최소화하도록 베어링을 적용하였다. 하니콧이 소성변형하면서 압축될 때 필요한 기구운동이 가능하도록 연결 조인트로 설계되었다. 하니콧의 용량(압축강도, 단면적, 길이)은 Table 1에 기술된 착륙조건에서 착륙장치 1개가 모든 착륙하중을 지지하는 조건을 고려하여 결정되었다. 또한 하니콧의 크기를 최적화하기 위해 압축강도가 상이한 두 종류의 하니콧을 조합하여 충격정도에 따라 역할을 분담하도록 하였다. 설계된 하니콧의 형상과 사양은 Fig. 15와 같다.

3.3.5 강성/강도 해석

착륙선 구조체의 강성, 강도 해석을 위해 모델링과 솔버로 MSC PATRAN/NASTRAN이 사용

되었다. 유한요소모델은 Fig. 16과 같이 셀, 빔요소, RBE2 체결요소를 포함하여 14만개이상의 절점으로 모델링되었다. 강도해석을 위한 하중조건은 Table 1에 기술된 발사환경의 발사 하중 조건과 착륙환경의 충격과 관련된 착륙 하중 조건이 적용되었다. 발사 하중의 경우, Table 4에 기술된 16가지 경우가 적용되었으며, 본체 착륙 하중의 경우, Fig. 8 및 Table 7과 같이 x, y, z축에 대해 횡방향 2.0g, 종방향 5.0g를 조합한 16가지 경우가 고려되었다. 본체 경계조건은 발사환경 시 어댑터 하단부위 고정 조건, 착륙환경 시 착륙장치 장착부위 고정 조건이 적용되었다. 착륙장치 단품에 대한 강도해석의 경우, Table 1의 착륙 장치 단품 하중 조건이 적용되었다. 강성 해석 결과 Fig. 17과 같이, 1차 고유진동수가 16.1Hz (횡방향), 53.3Hz (종방향)로 분석되었다. 강도해석을 수행한 결과 구조체의 최소 안전율이 0 이상임을 확인하였으며, Table 8에 주요 결과를 나타내었다. 결과적으로 착륙선 구조체는 Table 1의 강성 및 강도 요구조건을 충족함을 확인할 수 있었다.

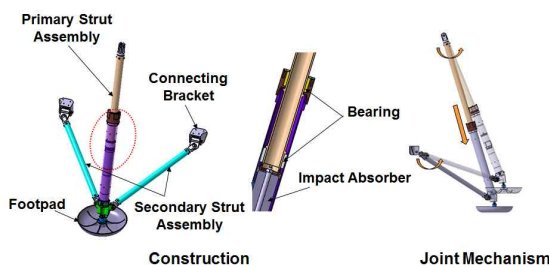


Fig. 14. Landing Gear Configuration

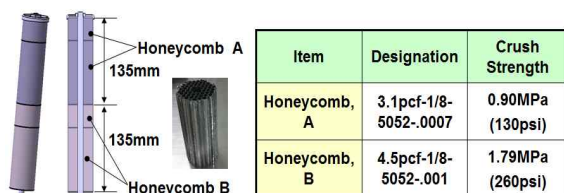


Fig. 15. Impact Absorber Design

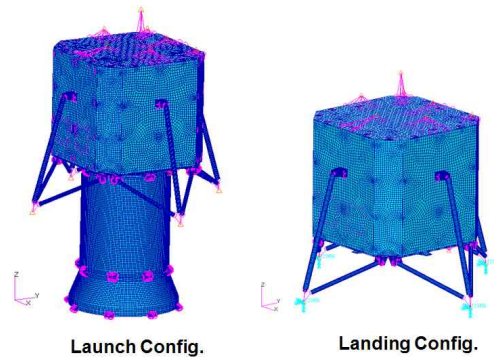


Fig. 16. Finite Element Model of Lunar Lander Structure

Table 7. Landing Load Cases

Case	Acceleration(g)		
	X	Y	Z
Case 1/Case 9	0	2.00	5/-5
Case 2/Case 10	0	-2.00	5/-5
Case 3/Case 11	2.00	0	5/-5
Case 4/Case 12	-2.00	0	5/-5
Case 5/Case 13	1.41	1.41	5/-5
Case 6/Case 14	1.41	-1.41	5/-5
Case 7/Case 15	-1.41	1.41	5/-5
Case 8/Case 16	-1.41	-1.41	5/-5

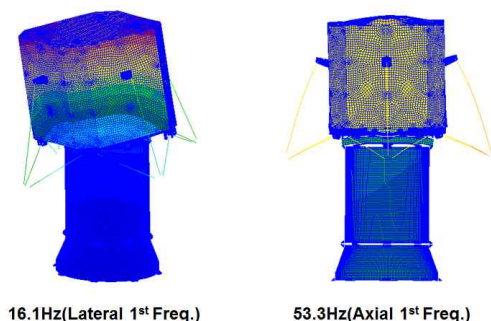


Fig. 17. 1st Mode & Frequency of Lander

Table 8. Minimum Margin of Safety Summary

Assembly	Part	Min. M.S.	Failure Mode
Lander Structure	Panel/Platform	0.12	Core Shear
Adapter	Cylinder	0.03	Core Shear
Landing Gear	Strut Tube	0.86	Buckling

IV. 결 론

한국형 달탐사선은 현재 설정된 예비 임무조건에 따르면 한국형 발사체(KSLV-2)를 통해 발사될 계획이다. 발사체의 제한조건으로 인해, 달탐사선 구조체는 가능한 작고 가벼워야하는 동시에 달에 보내기 위한 충분한 연료와 임무장비를 탑재할 수 있어야 하며, 운용환경에 견딜 수 있는 충분한 강도를 갖도록 설계되어야 한다.

기존 위성 설계에 적용된 구조방식으로는 상기의 요구조건을 충족하는 구조모델을 개발하는데 한계가 있었다. 따라서 여러 경우의 Trade-off Study를 통해 상기의 요구조건을 충족할 수 있는 궤도선, 착륙선 구조체의 예비 설계모델을 도출할 수 있었다. 주 하중이 패널을 통해 전달되는 설계개념을 적용하였으며, 구조체에 탄소복합재 샌드위치 패널을 사용하고 각 패널은 최소한의 연결 피팅을 통해 장착되도록 하여 구조체를 전반적으로 단순화하였다.

착륙선 구조체 예비 설계를 통해, 가벼우면서 충격을 효율적으로 흡수할 수 있으며 안정된 착

륙에 유리한 구조를 갖는 충격흡수체 및 착륙장치 설계 기술을 확보할 수 있었다. 본 연구를 통해 확보된 설계기술은 한국형 달탐사선을 개발하는데 중요한 기반기술이 될 것으로 판단된다.

향후 비행모델을 개발하기 위해서는 추가 연구를 통해 관련기술의 확보가 필요할 것으로 판단된다. 심우주 운용환경에서 탄소복합재 패널의 열/전기 전도성을 고려한 패널간 연결 및 장비 장착설계 기술과 탄소복합재보다 좀 더 가볍고 강도가 우수하며 제작성이 좋은 재료에 대한 연구가 요구된다.

착륙선의 경우, 착륙선 본체와 고체로켓을 분리하는 충격저감 분리장치 설계기술이 요구된다. 또한 착륙장치와 관련된 설계기술로는 가볍고 강도가 우수한 탄소복합재 튜브 등을 적용한 설계 기술, 전개 메카니즘과 심우주 환경에서 온도 영향에 따른 충격흡수성에 대한 연구가 필요할 것이다. 이 밖에 달지면의 형상, 토양조건과 여러 경우의 착륙 시나리오를 고려한 착륙해석에 대한 연구도 필요할 것으로 판단된다.

References

- 1) Sun-Won Kim, Taek-Joon Son, Jae-Hyuk Lim, Kyung-Won Kim, Do-Soon Hwang, "Technical Study on the Structural Design of Korean Lunar Explorer", 61st International Astronautical Congress, 2010, IAC-10-C2.1.12.
- 2) Ministry of Education and Science Technology, "2nd Basic Plan of Space Development and Promotion", 2011.12.
- 3) Gwang-hyeok Ju, et al, "Korean Lunar Lander Demonstrator Development", 62nd International Astronautical Congress, 2011, IAC-11-D9.2.8.
- 4) Melissa L. McGuire, Steven R. Oleson, "COMPASS Final Report: Low Cost Robotic Lunar Lander", Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2010.
- 5) William F. Rogers, "Apollo Experience Report- Lunar Module Landing Gear Subsystem", NASA TN D-6850, 1972.