

연구논문

# 표준 심우주 탐사선 시스템 설계 연구

김익근, 전현진<sup>†</sup>

한국항공우주연구원

## A Study on the System Design for Deep-Space Probe Reference Model

Euikeun Kim, Hyeon-Jin Jeon<sup>†</sup>

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: December 9, 2022

Revised: December 21, 2022

Accepted: January 9, 2023

<sup>†</sup>Corresponding author :

Hyeon-Jin Jeon

Tel : +82-42-870-3767

E-mail : hjjeon@kari.re.kr

Copyright © 2023 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

### ORCID

Euikeun Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9802-5000>

Hyeon-Jin Jeon

<https://orcid.org/0000-0002-5650-7287>

### 요약

상호 호혜적으로 진행되는 심우주 탐사 시장에서 우리나라와 같은 심우주 탐사의 후발주자가 심우주 탐사 선진국과 빠르게 보조를 맞추기 위해서는 개발기간과 비용을 줄일 수 있는 표준 심우주 탐사선 모델 도출이 필수적이다. 본 논문에서는 다양한 심우주 탐사선에 요구되는 공통설계를 기반으로 하는 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형, 및 확장형에 대한 개념 및 형상을 새롭게 제시하였다. 제시된 형상은 모듈화 설계를 바탕으로 하여 확장성 및 설계/구현 효율성을 높였다. 그리고, 표준 심우주 탐사선의 3가지 형태에 적용 가능한 경량화/확장성을 기반으로 하는 전기시스템 설계에 대해서도 기술하였다.

### Abstract

In order for a latecomer in deep-space exploration such as Korea to quickly keep pace with advanced deep-space exploration countries in the mutually-beneficial space exploration market, it is essential to derive a deep-space probe reference model that can reduce development period and cost. In this paper, concept and configuration for the deep-space probe reference model consisting of basic, lightweight, and expansion types are newly presented, which are based on commonly required designs for various deep-space probes. The proposed configuration adopts modular design so that the expandability and design/implementation efficiency are improved. In addition, the electrical system design pursuing lightweight and expandability is also described, which is applicable to the proposed three-types of deep-space probe reference model.

**핵심어** : 표준 심우주 탐사선 모델, 시스템 설계, 모듈화, 경량화

**Keywords** : deep-space probe reference model, system design, modularization, weight lightening

## 1. 서론

1959년에 발사된 소련의 Luna 1을 시작으로 미국, 소련(러시아), 유럽, 중국, 일본 등의 우주탐사 선진국들은 달 탐사를 포함하는 다양한 심우주 탐사를 수행해오고 있으며, 최근에는

기존의 국가주도의 패러다임에서 민간주도로 탐사하는 “뉴 스페이스”로의 전환이 이뤄지고 있다[1]. 이러한 트렌드에 발 맞추어, 미국을 중심으로 하는 달 탐사 산업 및 시장 활성화를 목표로 하는 아르테미스 프로그램이 시작 단계에 있으며, 달 탐사를 넘어 화성탐사를 위한 Moon-to-Mars(M2M) Objectives를 설정하고 있는 단계에 있다[2,3].

지금까지의 우리나라 우주탐사는 대부분 지구의 저궤도에서 정지궤도 내에서의 임무에 한정되어 있지만, 2022년 8월에 발사되어 현재 ballistic lunar transfer 궤적을 따라 달로 향하고 있는 우리나라 최초의 달 궤도선인 다누리(Korea pathfinder lunar orbiter)를 기점으로 심우주 탐사 시대가 시작되었다고 할 수 있다. 하지만, 우리나라와 같은 심우주 탐사 후발주자가 가지고 있는 미약한 심우주 탐사 경험 및 능력이 아르테미스 프로그램이나 M2M을 주도적으로 수행하는 데에 한계로 작용하여, 상호 호혜적으로 진행되는 우주탐사 시장에 변방으로 존재할 수밖에 없는 실정이다.

심우주 탐사는 플라이바이(fly-by) 탐사, 궤도선회(orbiting) 탐사, 착륙(landing) 탐사, 및 샘플리턴(sample returning) 탐사와 같이 크게 4가지 방식으로 분류할 수 있는데, 이 중에서 착륙 탐사는 중력 천체를 대상으로 하며, 경착륙(hard landing)과 연착륙(soft landing)으로 구분되고, 현지자원(in-situ) 탐사나 로버(rover) 탐사 등과 연계될 수 있다. 샘플리턴 탐사는 중력 천체를 대상으로 하는 착륙/샘플리턴 탐사와 소행성이나 혜성과 같이 미소 중력 천체를 대상으로 하는 터치다운/샘플리턴으로 구분된다[4]. 이렇게 다양한 심우주 탐사를 위해 임무에 맞는 고유한 심우주 탐사선을 개발할 수 있지만, 우리나라와 같은 심우주 탐사 후발주자에게는 심우주 탐사 선진국과의 보조를 빠르게 맞추기 위해서는 개발기간과 비용을 줄일 수 있는 심우주 탐사선 간의 공통 설계를 기반으로 하는 “표준 심우주 탐사선 모델” 도출이 필수적이다[5].

본 논문에서는 다양한 심우주 탐사선에 필요한 공통설계를 기반으로 하는 표준 심우주 탐사선 모델을 제시하였는데, 2장에서는 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형, 확장형에 대한 개념 및 형상을 제시하였고, 3장에는 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형, 확장형에 적용할 수 있는 전기시스템 설계에 대해 기술하였다.

## 2. 표준 심우주 탐사선 개념 및 형상 설계

심우주 탐사선은 탐사 대상이 되는 목표물 및 탐사방식에 따라 형상이 달라질 수 있고, 설계 방법론에 따라 형상이 달라질 수 있는데, 모든 목표물 및 탐사방식, 설계 방법론을 모두 아우르는 표준 심우주 탐사선을 도출하는 것이 현실적으로 불가능하다. 이에 따라, 본 논문에서는 다음과 같은 적용범위를 대상으로 표준 심우주 탐사선 설계를 수행하였고, 모듈화를 기반으로 기본형, 경량형, 확장형의 3가지 형태의 표준 심우주 탐사선 도출하였다.

- 표준 심우주 탐사선의 적용임무는 플라이바이, 궤도선회, 미소대기 천체 착륙, 현지 자원 탐사, 로버 탐사, 및 미소 중력 천체 터치다운/샘플리턴으로 한정함. 즉, 추가적인 모듈이 필요한 대기가 존재하는 천체 착륙 및 중력 천체 착륙/샘플리턴은 적용기능 임무에서 제외함.
- 추진계는 화학식 추력기로 한정하며, 이 중에서도 비추력(specific impulse)이 높아 위성체 경량화에 유리한 이원추진제(bi-propellant) 방식으로 한정함. 전기 추력기 등을 적용할 경우에는 위성체 형상이 크게 바뀔 수 있으므로 적용 범위에서 제한함.

- 전력원은 태양전지판 및 배터리를 가정함. 태양 강도(sun intensity)는 태양거리 제곱에 반비례하므로 현재 태양전지판 효율을 고려했을 때, 궤도선 기준으로 목적 정도가 태양 전력을 주 전력원으로 사용할 수 있는 한계 정도로 여겨짐[4]. 그 이상의 먼 거리를 탐사하거나 음영지역을 장시간 탐사할 경우에는 원자력 에너지를 이용해야 하지만, 이 경우, 위성체 형상이 크게 바뀌므로 적용범위에서 제한함.

## 2.1 표준 심우주 탐사선 기본형

심우주 탐사선은 지구 궤도 인공위성에 비하여 필요한 속도증분(Del-V)이 상당히 크므로 전체 탐사선 무게(wet-mass) 대비 연료 무게(fuel mass) 비율이 상당히 크며, 착륙선의 경우 약 70%가 될 정도로 높다[6]. 따라서, 가장 큰 총격량 소스인 발사진동을 효과적으로 견디기 위해서 발사체 어댑터 바로 위에 추진계 품목이 장착되어야 한다. 본 논문에서 제안하는 표준 심우주 탐사선 기본형은 Fig. 1에 나타내었는데, 탐사선에서 가장 무거운 추진계 품목, 즉, 연료탱크, 산화제탱크, 가압탱크, 추진계 배관 등을 발사체 부하가 전달되는 축에 있는 코어 모듈에 배치시켜 발사진동을 효과적으로 견디는 구조를 가지고 있다. 이러한 코어 모듈은 가급적 추진계 품목만을 배치시키도록 하여 모듈화 설계 및 조립이 가능하게 하며, 이를 기반으로 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형 및 확장형이 설계되었다.

코어 모듈 내의 추진계 탱크 배치 방식은 탱크를 병렬로 배치하되, 각 탱크의 양쪽 끝을 고정시키는 폴라 마운팅(polar mounting) 방식과 탱크를 중앙 튜브에 직렬로 배치시키는 중앙 튜브(central tube) 방식이 존재하는데, 낮은 무게중심을 요구하는 연착륙을 수행하는 착륙선으로의 확장성을 고려하여, 본 논문에서 제안하는 표준 심우주 탐사선은 모두 폴라 마운팅 방식을 기본으로 한다.

코어 모듈 주위에는 주 추력기 및 발사체 어댑터가 장착되는 1개 면과 태양전지판 2개가 장착되는 2개 면을 제외한 나머지 3개 면에는 상부 모듈(top module) 1개와 측면 모듈(side module) 2개를 위치시켰다. 상부 모듈은 양쪽 측면 모듈과 접해 있으므로 하니스 라우팅(harness routing) 등을 고려했을 때, 탑재컴퓨터, 전력조절/분배장치, 배터리와 같은 서비스 유닛(service unit)들이 배치되는 것이 적절하며, 측면 모듈에는 그 외의 전장박스, 즉, 관성측

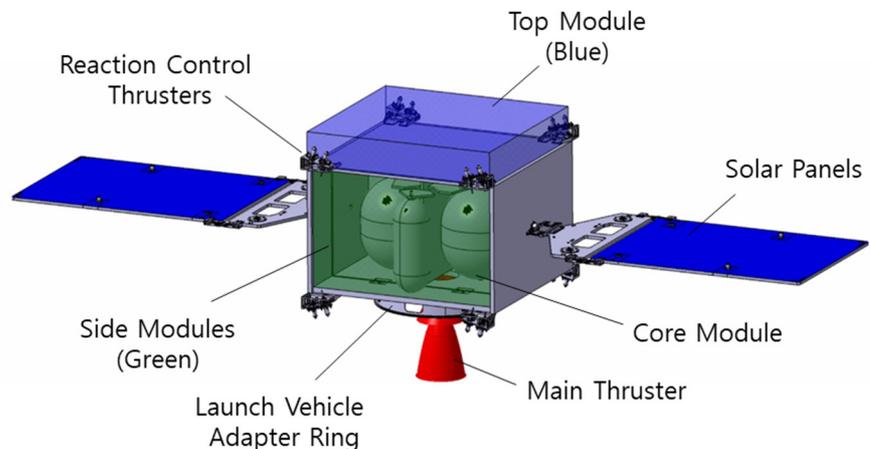


Fig. 1. Deep-space probe reference model (lightweight type).

정장치(inertial measurement unit, IMU), 별추적기(star tracker assembly, STA), 반작용 휠(reaction wheel assembly, RWA), 항법카메라(navigation camera) 등과 같은 항법제어계 유닛들과 트랜스폰더(transponder, XPDR), 안테나 등과 같은 원격명령계 유닛들, 그리고 탑재체 유닛들이 배치될 수 있다. 물론, 서비스 유닛이 아니라 하더라도 주 추력기의 플룸에 민감한 유닛이거나 일부 항법센서나 탑재체의 경우, 상부 모듈에 배치될 수 있지만, 상부 모듈과 측면 모듈의 유닛 배치를 서비스 유닛과 비(non)-서비스 유닛으로 구분할 경우에는 모듈화 설계 및 조립/시험 편의성이 극대화될 수 있다. 이러한 설계는 열제어 관점에서도 유리할 수 있는데, 예를 들어, 착륙선의 경우, 착륙 이후에는 사용하지 않는 항법제어계 유닛을 별도로 구분하여 착륙이후에는 열제어를 하지 않도록 설계하여 열제어 효율을 높일 수 있다. 전력 관점이나 탐사선운영 효율을 높이기 위한 동면(hibernation) 수행 시에도 항상 동작해야 하는 서비스 모듈과 그렇지 않는 유닛이 구분된다면 이를 기반으로 열제어 설계를 최적화할 수 있다.

태양전지패널은 탑재체 임무 중에도 안정적으로 태양전력을 공급받을 수 있도록 회전형 타입을 채택하였고, 방향을 특정하기 어려워 Fig. 1에는 표현하지 않았지만, 표준 심우주 탐사선의 심우주 통신을 위해서는 기본적으로 고이득안테나(high-gain antenna, HGA)가 적용되어야 한다. 회전형 태양전지판을 채택하였기에 고정형 HGA를 통해서도 지구와의 장시간 통신 중에도 안정적으로 태양전력을 받을 수 있지만, 탑재체 임무 도중에도 안정적인 지구와의 통신이 필요하다면 HGA에도 짐벌(gimbal) 적용이 필요하다.

추력기는 두 가지로 구분되는데, 큰 추력을 요구하는 DSM(deep space maneuver) 점화나 궤도투입 점화(orbit insertion burn), 그리고, 연착륙을 위한 감속 점화(breaking burn) 등을 위해 사용되는 주 추력기와, 중간 궤적 수정 점화(midcourse correction burn)과 같은 작은 속도증분이 필요한 상황이나 주 추력기의 추력 과정에서의 자세제어, 그리고, 반작용 휠의 모멘텀 덤핑(dumping) 등을 위해 사용되는 반동제어 추력기(reaction control thruster, RCT)가 그것이다. 추력기가 진공에서 추력을 하게 되면, Fig. 2와 같이 추력기에서 배출되는 연소 가스는 자유롭게 퍼지면서 후방유동(backflow) 현상이 나타나게 되고, 이로 인해 원치 않은 오염(contamination), 공력(aerodynamic force) 및 열효과(heating effect)가 위성체에 영향을 준다[7,8]. 결국, 추력기의 위치와 장착각도가 최적화되지 않으면, 오염으로 인한 광학장비

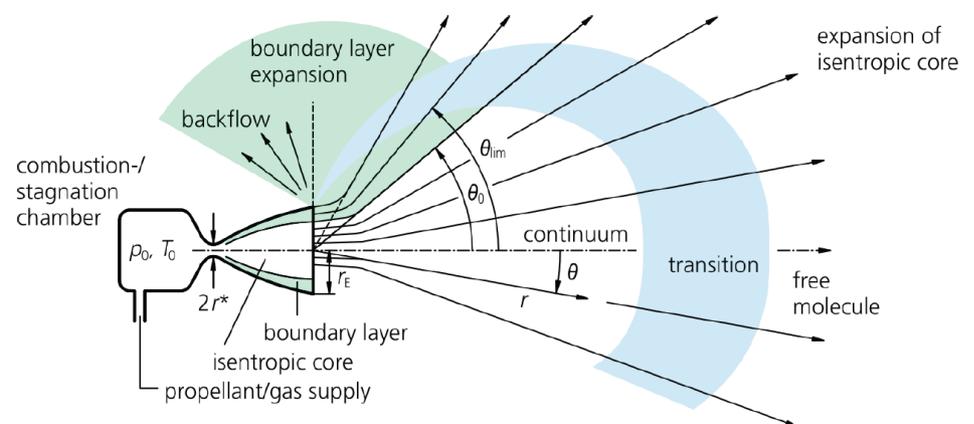


Fig. 2. Thruster gas flow expanding into high vacuum: flow regimes [7].

나 태양전지셀의 성능 감소가 예상되며, 위성체 표면에 후방유동이 부딪히면서 생기는 외란으로 인해 자세제어 오차가 발생하며, 위성 온도제어 성능에 영향을 주게 된다.

심우주 탐사선은 태양전지판의 태양 지향과 지구와의 원거리 통신 등과 같은 정밀 자세 제어를 위해 반작용 휠 사용이 필수적이다. 하지만, 위성이 완벽히 대칭이 아니기 때문에, 태양 풍 토크(solar pressure torque)의 압력중심(center-of-pressure)이 탐사선의 무게중심과 일치되지 않아 공기역학적 항력(aerodynamic drag)이 발생하게 되는데[9], 이러한 외란으로 인해 반작용 휠에 모멘텀이 지속적으로 쌓이게 되고, 결국 반작용 휠의 모멘텀을 덤프하지 않으면 반작용 휠 속도 포화(saturation)으로 인해 더 이상 정상적인 자세제어를 할 수 없게 된다. 지구를 공전하는 인공위성의 경우, 지구 자기장을 이용해 휠에 쌓인 모멘텀을 자장 토크를 통해 덤프할 수 있는데, 심우주 탐사선의 경우, 이용할 자기장이 없기 때문에 추력기를 이용해 모멘텀을 덤프할 수밖에 없다[10,11]. 그런데, 만약 RCT가 탐사선의 무게중심의 대칭방향에 장착되지 않는다면, 반작용 휠 모멘텀 덤핑을 위한 회전력(rotational force)뿐만 아니라 병진력(translational force)이 발생하여 의도했던 궤적이나 속도로부터 차이가 발생하게 된다 [12]. 따라서, Fig. 3에 나타낸 것과 같이, 모든 RCT가 탐사선 무게중심의 대칭방향으로 장착되어야 병진력이 발생하지 않으면서 반작용 휠 모멘텀 덤핑이 가능하게 된다. 이러한 요구조건은 RCT를 이용하는 중간 궤적 수정 점화와 같은 정밀 궤적 제어(precision orbit control)을 수행할 경우에도 동일하게 적용되는데, 추력을 하는 RCT가 서로 탐사선의 무게중심의 대칭방향에 장착되지 않으면 병진력이 발생하게 되어 궤적이 방향 틀어지게 되므로, 동시에 추력하는 RCT는 탐사선 무게중심에 대칭으로 배치되어야 한다. 하지만, 실제에서는 연료를 사용하면서 탐사선의 무게중심이 변하게 되므로 이상적으로 RCT를 모두 무게중심의 대칭에 배치할 수 없으므로 예상되는 무게중심 변화를 고려하여 RCT를 배치해야 한다.

RCT의 대칭 설계 요구조건은 주 추력기에도 유사하게 적용이 된다. 만약 주 추력기의 추력 방향이 착륙선 무게중심과 일치하게 않는다면, 주 추력기가 야기하는 측면 방향의 토크가 발생되어 탐사선의 방향이 기울어지게 되는데, 이를 바로잡기 위해 한쪽 RCT의 추력빈도가 높아질 것이다. 그런데, RCT는 더 큰 토크를 생성하기 위해서 캔트 각도(cant angle)을 갖도록 장착하게 되므로 한쪽 RCT만 추력을 하게 되면, 아무리 Fig. 3과 같이 모든 RCT를 탐사

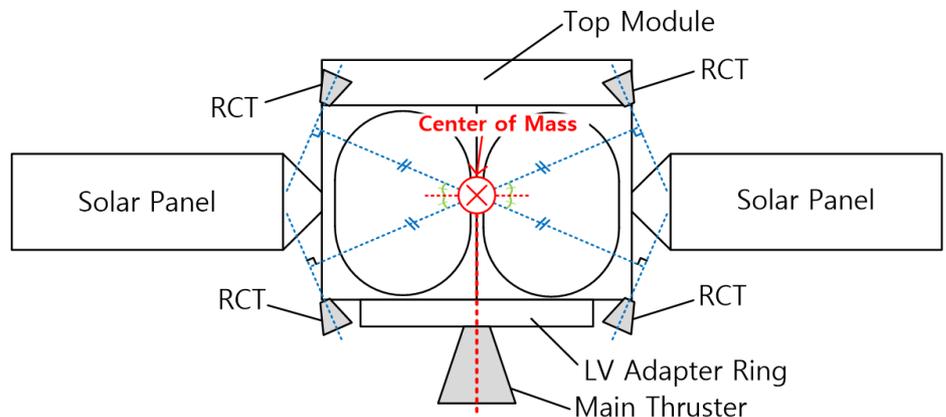


Fig. 3. Optimal alignment diagram for main thruster and ACTs.

선의 무게중심방향을 중심으로 대칭으로 배치한다고 하더라도 병진력이 발생되어 의도했던 궤적이나 속도로부터 차이가 발생하게 된다. 참고로, 만약 주 추력기의 추력 방향이 착륙선의 무게중심과 일치하게 되면, 대칭이 되는 RCT의 추력 비율이 같아지게 되어 RCT가 만들어내는 측면방향의 토크는 상쇄되게 된다. 결국, Fig. 3에 나타난 것과 같이, 주 추력기의 추력방향이 탐사선의 무게중심을 지나가도록 장착하는 것이 중요하다[3].

## 2.2 표준 심우주 탐사선 경량형

표준 심우주 탐사선의 경량화 버전은 탐사선 무게를 최소화하기 위해, Fig. 4와 같이 고정형 태양전지판을 채택하고 태양전지판을 탐사선 한쪽에만 배치하는 구조를 채택하였다. 그리고, 그림에는 표현되지 않았지만, 경량화를 위해 HGA 역시 고정형을 기본으로 하고 있다. 이렇게 태양전지판과 HGA를 고정형으로 채택하고, 태양전지판을 한쪽에만 배치하는 구조를 채택하였기에 태양전지판과 HGA 장착방향 최적화가 필수적이고, 비대칭 구조로 인해 추력기 배치의 최적화 역시 필수적이다. 코어 모듈은 기본형과 동일하게 추진계 품목만을 배치하였으며, 상부 모듈 1개에는 서비스 유닛들을 배치하고, 측면 모듈 2개에는 비-서비스 유닛들을 배치하면 된다. 그리고, 기본형과의 동질성을 유지하기 위해서, 태양전지판 반대 방향에는 빈 공간으로 남겨뒀지만, 필요시 해당 공간을 세 번째 측면 모듈로 할당하여 이용할 수 있다.

고정형 태양전지판의 장착방향은 장시간 동안 탐사선 방향을 특정방향으로 고정시켜야 하는 상황에서도 태양전력이 안정적으로 공급되도록 최적화하면 된다. 심우주 탐사선은 임무 궤적 대부분의 구간에서 태양지향이 가능하지만, 주 추력기를 사용해야 하는 시점이나 탑재체 임무 수행시에는 추력기와 탑재체 배치 위치에 따라 해당 임무 수행 중에는 태양지향이 어려울 수 있다. 결국, 추력기와 태양전지판의 상대적 방향과 태양전지판과 탑재체의 상대적 방향의 최적화가 필요하므로, 기 결정된 추력기 방향을 기준으로 태양전지판의 위치를 결정하고, 이어서 탑재체의 위치를 결정하면 된다.

일반적으로 심우주 탐사선의 연료소모량을 줄이고 탑재체 할당 무게를 높이기 위해서, 여러 번의 DSM이 포함된 임무 궤적을 이용한다. Fig. 5는 미국의 소행성 탐사선인 NEAR(near earth asteroid rendezvous)의 임무 궤적을 나타내는데[13], DSM-1 점화와 DSM-2 점화를

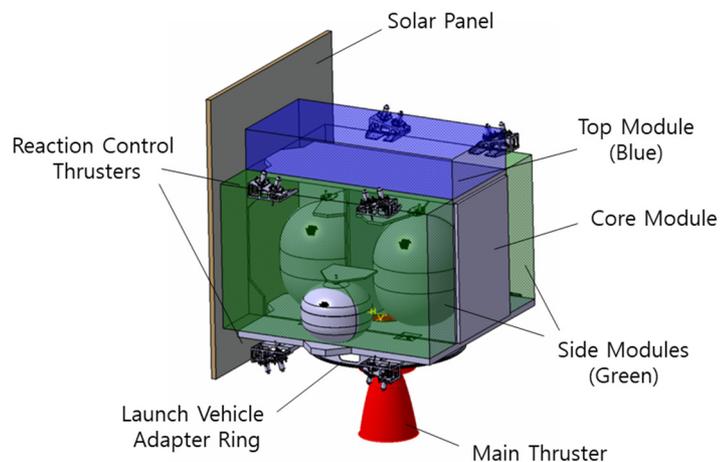


Fig. 4. Deep-space probe reference model (lightweight type).

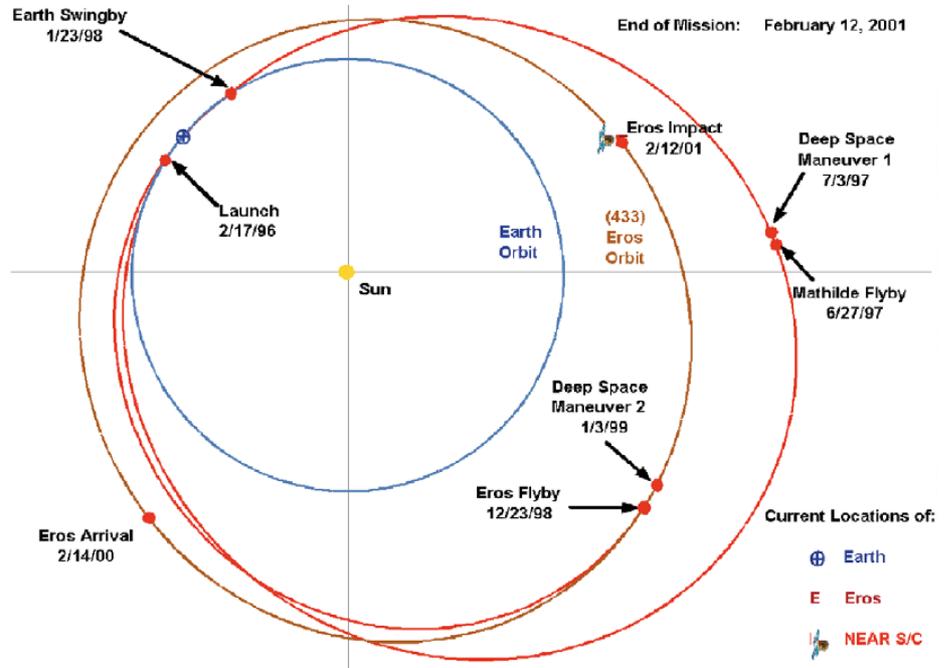


Fig. 5. Trajectory of near earth asteroid rendezvous (NEAR) shoemaker to Eros touchdown.

수행할 때, 태양-탐사선-추력방향 각도가  $90^\circ$ 에 가깝다는 것을 알 수 있다. 이것은 DSM을 이용한 다른 심우주 탐사선에서도 공통적으로 확인할 수 있는데, 이는 태양계 안의 모든 천체는 태양 중력의 영향을 받기 때문이며, 이로 인해 탐사선이 태양 중력의 접선 방향에 가깝게 이동해야 연료소모량이 최적화되기 때문이다.

DSM 점화 시간(burn time)은 필요한 탐사선의 속도증분과 추력기 용량과 관련이 있는데, 탐사선 경량화를 위해 작은 용량의 주 추력기가 적용되면 DSM 점화시간이 길어지게 된다. 실 예로, 한국항공우주연구원 내부 연구 과제를 통해 설계된 아포피스 탐사선의 DSM-1과 DSM-2 점화시간은 각각 1,332초와 224초에 달하게 된다. 그런데, 이렇게 장시간 추력이 이뤄지면 높은 소비전력이 요구되는 추력기 밸브가 지속적으로 열려 있어야 하고, 이로 인해 DSM 구간에서는 위성 전체 소비전력이 크게 상승하므로 태양전지판 전력공급이 필수적이다. 그렇지 않으면 배터리 용량을 키워야 하므로 경량화 설계에 악영향을 주게 된다. 따라서, DSM 구간에도 안정적으로 태양전력을 공급받기 위해서, 태양-탐사선-추력방향 각도가  $90^\circ$ 에 가까움을 이용하여, 태양전지판을 추력기 방향의  $90^\circ$  방향, 즉, 심우주 탐사선의 한쪽 측면방향에 고정시키는 것이 적절하다. 물론, 태양전지판이 지속적으로 태양을 바라볼 수 있도록 위성의 Yaw축 제어가 필수적이다[6].

심우주 탐사선을 안정적으로 운영하기 위해서는 가급적 HGA를 항상 지구를 지향하도록 하여 항상 지구와 통신이 가능한 상태가 되어야 한다. 하지만, 경량화를 위해 HGA 및 태양전지판을 고정형으로 채택하면, 태양-탐사선-지구의 각도가 항상 일정하지 않으므로 예상되는 태양-탐사선-지구의 각도 프로파일(angle profile)을 고려하여 최적의 HGA 안테나 각도를 선정해야 한다.

Fig. 6은 한국항공우주연구원 내부 연구 과제를 통해 도출된 아포피스 탐사선의 태양-탐사선-지구 각도 프로파일(파란선)이다. 각도가 20°에서 170° 정도까지 변하지만, 평균적으로 대략 90° 방향을 기준으로 변하는 것을 확인할 수 있다. 따라서, 태양전지판과 HGA를 90도 정도의 방향에 배치한다면 지구와의 통신 중에 태양전지판의 태양 Off-pointing이 최소화되게 되어 지구와의 통신 중에도 어느 정도의 전력이 생성될 수 있다. 물론, 태양-탐사선-지구 각도 프로파일은 지구와의 통신거리에 따른 통신 속도와 데이터 전송량 등의 정보가 반영되어 있지 않으므로 해당 정보가 고려되면 더욱 최적의 HGA 방향을 도출할 수 있다.

물론 Fig. 6에 나타낸 바와 같이, 지구와의 통신 중에는 태양전지판의 태양 off-pointing이 존재하므로 원거리 통신 등의 원인으로 인해 HGA 장착 각도만으로 전력 문제가 완전히 해결되지 않을 수 있으므로 엄격한 스케줄링 기반의 임무 운영이 반드시 개입되어야 한다. 예를 들어, 탐사선은 주기적으로 지구로 방향을 틀어 텔레메트리를 지구로 전송하고, 해당 시간에 맞춰서 지상국 안테나는 탐사선 방향을 지향하고 있어야 하며, 명령 전송시에도 해당 주기에 맞춰서 보내줘야 한다. 만약 탐사선의 failover와 같은 장애 대처 조치 등의 이유로 인해 위성 과 지상국의 주기적 통신이 이뤄지지 않으면, 탐사선은 자동으로 통신 획득(communication acquisition)을 위해 예상되는 지구 방향으로 주기적으로 탐사선 몸체를 회전시키는 동작이 필요하고, 지구의 지상국에서는 예상되는 탐사선 방향으로 안테나를 지향해야 한다. 하지만, 탐사선의 지구와의 통신거리가 너무 길면 통신속도 제약 등으로 인해 엄격한 임무운영으로도 한계가 존재하므로 고정형 태양전지판 및 HGA를 채택하는 것은 신중하게 결정되어야 한다.

추력기 위치 및 장착각도는 표준 심우주 탐사선 기본형과 동일하게 원치 않은 오염, 공력 및 열효과를 고려해서 결정해야 하는데, 표준 심우주 탐사선 경량형은 태양전지판이 위성체 표면의 한쪽에 고정되어 있으므로 태양전지판 뒷면으로 RCT의 플룸 후방유동 영향이 미칠 것으로 예상되므로, 이를 고려하여 RCT의 위치 및 장착각도와 태양전지판 형상이 결정되어야 한다.

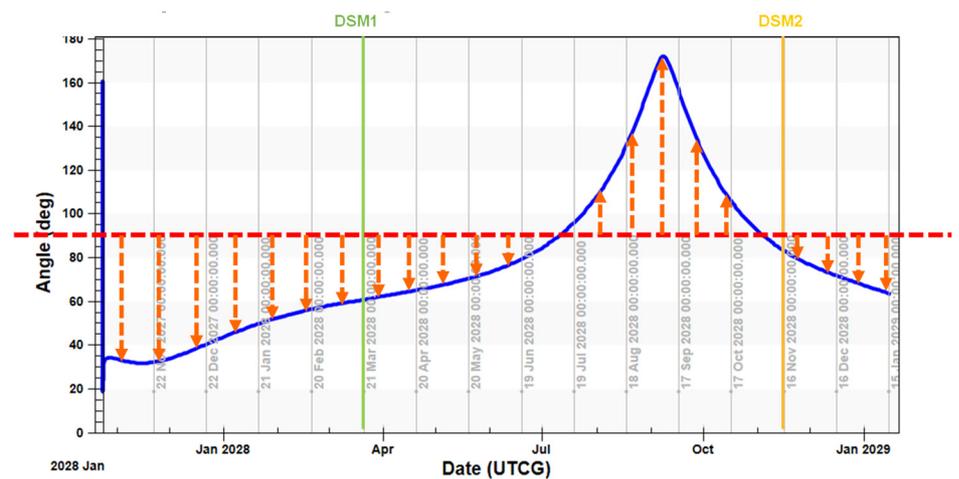


Fig. 6. Earth-probe-sun angle profile for KARI's apophis probe.

## 2.3 표준 심우주 탐사선 확장형

표준 심우주 탐사선 확장형의 형상은 Fig. 7에 나타냈으며, 표준 심우주 탐사선 기본형 대비 추진제 탱크와 산화제 탱크를 각각 1개에서 2개로 변경한 것인데, 다중목표 임무 탐사선 (multi-target mission probe)나 착륙선과 같이 연료를 많이 필요로 하는 탐사선에 적용할 수 있다. 코어 모듈의 형상을 8각 구조로 채택하였는데, 이는 행성 착륙선으로의 적용을 고려한 것으로서, 추가적인 4면에 랜딩기어를 장착할 수 있으며, 또한, 착륙선의 8각 측면에 고정형 태양전지판을 배치하면 4각형의 착륙선보다 태양 방위각(azimuth angle) 변화에 따른 태양전지 생성전력이 상대적으로 작은 변화를 갖기 때문이다. 코어 모듈 외에는 기본형과의 동일성을 위해 1개의 상부 모듈과 2개의 측면 모듈을 갖도록 하였다. 확장형은 기본형과 동일하게 8각형의 코어 모듈에는 추진계 품목을 위주로 배치하며, 상부 모듈에는 서비스 유닛들을 배치하고, 측면 모듈에는 비-서비스 유닛들을 배치하면 된다.

표준 심우주 탐사선 확장형을 “로버를 포함하는 착륙선”으로 적용할 경우에는 한쪽 측면 모듈에 로버와 로버 전개장치를 배치하면 된다. 물론, 로버 크기가 작아서 자유낙하 방식으로 로버를 전개하게 된다면, 측면 모듈 하단에 고정형 로버 전개장치를 구현하여 로버를 행성 표면에 자유낙하시키면 된다. 또한, 측면의 회전형 태양전지판은 없애고 착륙선 상부 또는 측면에 태양전지판을 배치시켜야 하는데, 만약, 경량화를 위해 고정형 태양전지판만을 적용한다면, 임무기간 중의 태양빛 입사각의 변화에 따라 태양전지판을 측면에 부착할지 상부면에 부착할지 결정해야 한다. 예를 들어, Fig. 8(a)과 같이, 한 변의 길이가  $x$ 인 정팔각형 기둥의 형태로 달 착륙선을 구현한다면, 태양빛이 비추게 될 상부면 전체 면적은  $S = (2 + 2\sqrt{2})x^2$ 이 되며, 태양빛이 측면을 비추게 될 면적은  $S = (1 + \sqrt{2})xh$ 가 된다. 측면 면적에는 양쪽 좌우면이  $45^\circ$  꺾여 있는 것이 반영되었다. 결국, 높이  $h$ 가 정팔면체 한 변의 길이  $x$ 의 2배라고 한다면, 실질적인 태양전지판 면적은 동일하다. 따라서, Fig. 8(b)와 같이, 달 착륙선( $2x = h$ )이 달 표면 위도  $\pm 45^\circ \sim \pm 90^\circ$ 에 착륙할 경우에는 측면 태양전지판 장착이 유리하며, 달 표면 위도  $-45^\circ \sim +45^\circ$ 에 착륙할 경우에는 상부면 태양전지판 장착이 유리하다. 여기에서, 달의 자전 축이  $6.68^\circ$  기울어진 것은 무시하였다.

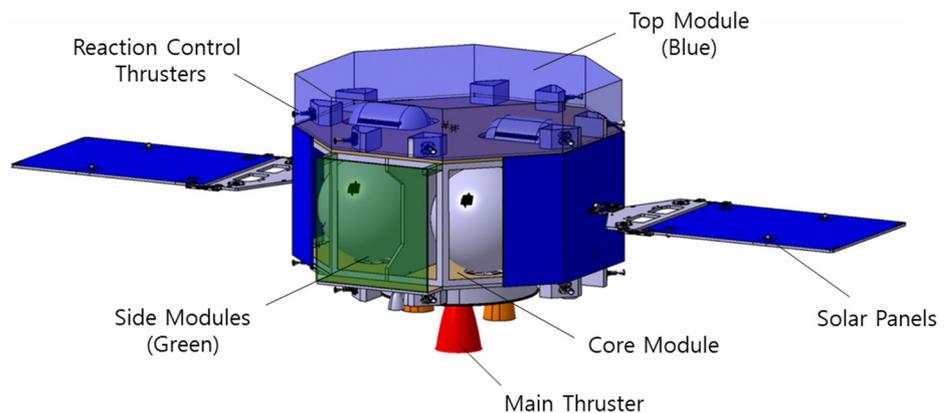


Fig. 7. Deep-space probe reference model (expansion type).

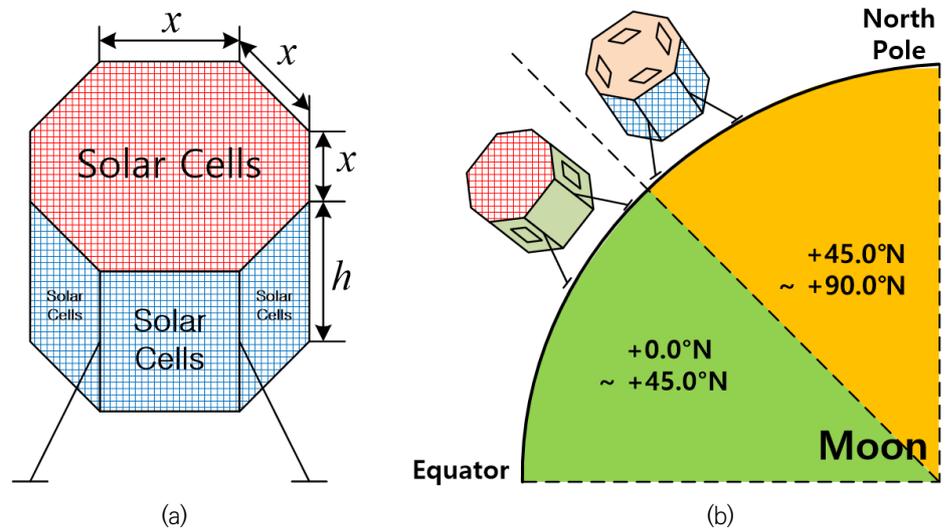


Fig. 8. Solar panel mounting location (left) according to latitude of landing site (right).

### 3. 표준 심우주 탐사선 전기시스템 설계

표준 심우주 탐사선 개념 및 형상 설계가 2장에서 제시되었으므로, 본 장에서는 도출된 표준 심우주 탐사선 형상에 구현될 전기시스템 설계에 대해 논하였다. 부분체 상세설계는 시스템 설계의 범위를 벗어나므로 본 논문에 포함되지 않았다.

표준 심우주 탐사선 전기시스템 블록도를 Fig. 9에 나타냈는데, 흰색 박스는 소행성 터치다운과 같은 근접 임무를 수행하는 경량형 탐사선에 해당되는 유닛을 나타내고, 녹색 박스는 기본형 탐사선을 위해 추가되는 박스를 나타내며, 오렌지색 박스는 착륙임무를 수행하는 확장형 탐사선을 위해 추가되는 박스를 나타낸다.

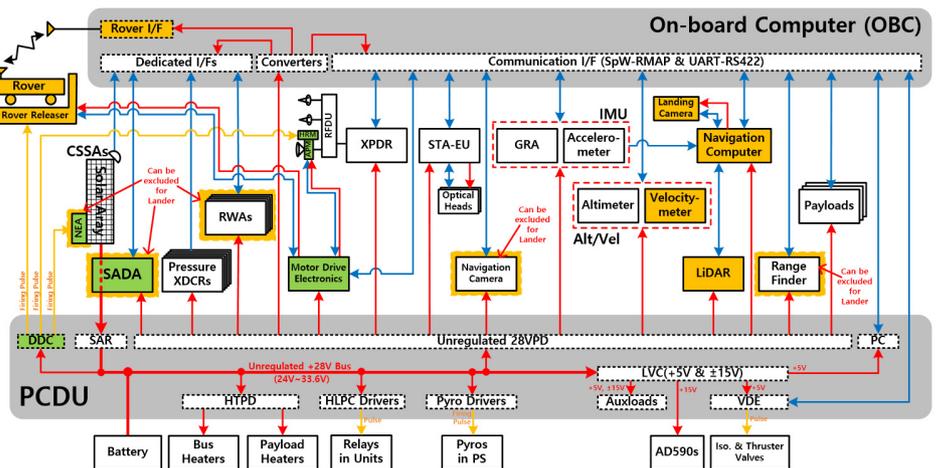


Fig. 9. Electrical system block diagram for deep-space probe reference model (green and orange box represent additions for basic and expansion types, respectively).

경량화를 위해서 기본적으로는 이중화(redundancy) 설계를 고려하지 않고 블록도를 도출하였지만, 필요시 임무기간 등을 고려해서 완전 이중화(full redundancy)를 적용하거나 과거 고장빈도가 높은 구성품에 한하여 부분적 이중화(partial redundancy)를 적용할 수 있다[14]. 전력시스템 역시 경량화를 위해서 단일 전력버스인 비정전압(unregulated) 28 V를 채택하였고, 통신 인터페이스는 확장성과 설계 편의성을 제고하기 위해 SpW-RMAP과 UART-RS422의 두 가지 프로토콜로 제한하였다. 그리고, 로버 전개장치(rover releaser)에 모터를 이용한다는 가정하에, 모터를 이용하는 antenna pointing mechanism과 함께 단일 motor drive electronics를 통해 모두 컨트롤할 수 있도록 설계하였다. 그리고, 착륙선의 경우, 고정형 태양전지판을 사용한다면, solar array drive assembly와 non-explosive actuator가 제거될 수 있으며, 반작용 휠, 거리측정기(range finder), 및 항법카메라 역시 제거될 수 있다.

태양전력변환기(solar array regulator)의 경우, PPT(power point tracking) 방식과 shunt 방식을 적용할 수 있는데, PPT 방식은 shunt 방식 대비 전력 변환 효율은 상대적으로 낮으며, 소비전력은 상대적으로 크며, 무게도 상대적으로 무거운 단점이 있는 반면, 태양전지판 전력을 항상 최대로 생성할 수 있는 장점이 있으므로 태양전지판 무게를 최적화할 수 있으며, 배터리 충전을 빨리 할 수 있으므로 배터리 무게를 최적화할 수 있다는 장점이 있다[15].

Shunt 방식은 Fig. 10(a)와 같이, 태양전지판 전압과 버스전압을 다이오드를 통해 직접 연결하는 방식이라고 할 수 있는데, Fig. 10(b)와 같이, 온도가 높아질수록 태양전지셀의 개방회로 전압(open circuit voltage,  $V_{oc}$ )와 최대 전력점 전압(maximum power point voltage,  $V_{mp}$ ) 값이 감소하므로 태양전지판 최고온도시점의  $V_{mp}$ , 즉,  $V_{mp}$  최소값이 비정전압 +28 V 전압 범위보다 높도록 태양전지셀의 직렬 연결 수량을 결정해야 한다. 이렇게 shunt 방식은 최악의 경우(worst case)를 고려하여 태양전지셀의 직렬 연결 수량을 결정하므로, 최상의 경우(best case), 즉, 온도가 가장 낮을 때에는 태양전지셀의 최대 출력 전력의 일부분만을 사용하는 문제가 있다. 따라서, 온도 변화량이 높은 환경을 겪는 탐사선일수록 shunt 방식보다는 PPT 방식을 적용하면 필요한 태양전지판의 면적이 줄어들 수 있다[15].

Fig. 11은 PPT 방식 대비, shunt 방식 채택에 따른 태양전지판 온도 변화량 별 태양전지판 무게 증가량 분석에 대한 예시를 나타낸다. 탐사선이 태양으로부터 1.15억 km에서 1.7억 km까지 이동한다고 가정했고, 1.7억 km의 온도는 +59°C이고, 1.15억 km의 온도는 +104°C에서 +144°C까지로 가정하였다. 태양셀은 ZTJ(GaAs) 태양 셀을 가정하였는데[16], 면적은

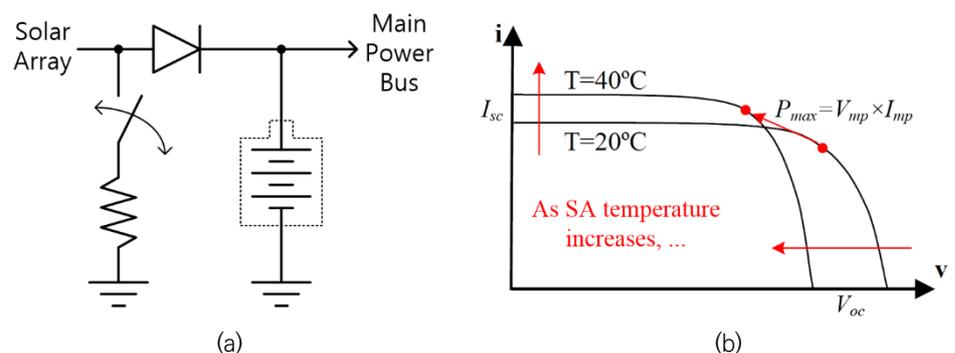


Fig. 10. Shunt-type solar array regulator (SAR) topology (left) and solar cell I-V characteristic curve (right).

① S/A 온도 (@1.15억km)	② 필요한 직렬 셀 수	③ $V_{oc}$	④ $V_{mp}$	⑤ $V_{oc}$ (@1.7억km temp.(+59°C))	⑥ $V_{mp}$ (@1.7억km temp.(+59°C))	⑦ Min.손실율 (=⑥-32.8V)/⑥	최소 추가 필요 셀 수 (=⌈(224/②)×⑦⌉×②)	추가무게 (37.85/cell)
+144°C ( $\Delta T=86^\circ C$ )	24	44.104V	35.548V	52.582V	49.459V	33.68%	96 (3.14strings→4strings)	3.63kg
+134°C ( $\Delta T=76^\circ C$ )	23	43.769V	35.572V	55.183V	47.353V	30.73%	69 (2.99strings→3strings)	2.61kg
+124°C ( $\Delta T=66^\circ C$ )	22	43.302V	35.461V	52.784V	45.248V	27.51%	66 (2.80strings→3strings)	2.50kg
+114°C ( $\Delta T=56^\circ C$ )	21	42.705V	35.216V	50.384V	43.142V	23.97%	63 (2.56strings→3strings)	2.38kg
+104°C ( $\Delta T=46^\circ C$ )	20	41.978V	34.835V	47.985V	41.036V	20.07%	60 (2.25strings→3strings)	2.27kg

Fig. 11. Additional solar panel weight with shunt-typed regulator comparing PPT-typed one. PPT, power point tracking.

60.26 cm<sup>2</sup>/cell, 효율은 28.96%[@BOL(beginning of life)],  $V_{oc}$ 와  $V_{mp}$ 는 +28°C에서 각각 2.70 V과 2.38 V라고 가정하였다. PPT 방식과 비교하기 위해서, PPT 방식 적용시 필요한 태양 셀은 총 244개(= 28 cells / string × 8 strings)로 가정하였고, 태양전지판 무게는 37.85 g/cell로 가정하였다. 분석결과, 온도 변화가 +46°C에서 +86°C로 변할 때까지 태양전지판 무게는 2.27 kg에서 3.63 kg이 추가되었고, 온도 변화가 크면 클수록 추가되는 태양전지판 무게는 더 증가함을 알 수 있다. 해당 무게 증가량은 shunt 방식 적용에 따른 레귤레이터 무게 감소량과 상대적으로 높은 전력변환 효율로 인한 소비전력 감소에 따른 배터리 무게 절감량을 더한 값과 비교되어야 한다. 물론, 무게 비교 외에도 배터리 충전속도 등의 운영측면 역시 고려하여 PPT 방식과 shunt 방식을 선택하는 것이 적절하다.

항법계 구성품은 기본적으로 자세제어에 이용되는 자이로센서(gyro reference array), 별추적기(STA), 및 반작용 휠(RWA)이 필요하며, 영상항법을 위한 항법 카메라가 필요하다. 정밀항법 및 자동항법 등을 용이하게 하기 위한 가속도계(accelerometer)는 선택적으로 포함될 수 있는데, 운영편이나 안전 등의 관점에서 가속도계를 포함하는 것이 선호될 수 있다. 만약 심우주 탐사선에 가속도계가 포함되어 있지 않다면, 속도증분 측정 등의 정밀 항법 업무를 지구의 지상국에서 수행하는 것이 가능하다. 가속도계를 포함할 경우, 자이로센서와 가속도계를 하나의 관성측정장치(IMU)로 구성될 수 있으며, 이 외에 소행성 근접 접근 및 터치 다운 임무를 위해 고도계(altimeter)와 거리측정기(range finder)가 포함될 수 있다. 착륙임무를 수행하는 확장형 탐사선에는 속도측정을 위한 속도계(velocity-meter), 위험물 회피(hazard avoidance)를 위한 light detection and ranging, 영상항법을 위한 항법카메라가 필요하며, 영상항법 수행을 위해서는 고속 이미지 프로세싱이 필요하므로 전용 항법 컴퓨터인 항법 컴퓨터가 포함하는 것이 적절하다.

#### 4. 결론

본 논문에서는 다양한 심우주 탐사선에 요구되는 공통설계를 기반으로 하는 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형, 및 확장형에 대한 개념 및 형상, 전기시스템 설계를 새롭게 제시하였다. 제시된 표준 우주 탐사선 형상은 모듈화 설계를 통해 확장성 및 설계/구현 효율성을 높였고, 전기시스템 설계는 경량화 설계를 기반으로 확장성이 가능한 구조를 채택하였다. 본 논문에서 제시한 표준 우주 탐사선 모델은 다양한 심우주 탐사선의 개발기간과 비용을 줄일 수

있는 초석이 될 수 있을 것으로 기대되며, 이를 통해 상호 호혜적으로 진행되는 심우주 탐사 시장에서 우리나라가 점차 주도적인 역할을 할 수 있을 것으로 기대한다.

## 감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 자체과제인 “표준 우주 탐사선 기초연구”의 일환으로 이루어졌습니다.

## References

1. An HJ, Park HJ, Lee H, Oh SJ, et al., A study on the status of domestic space industry and policy challenges responding the new space era, STEPI (Science and Technology Policy Institute) Policy Report (2019).
2. NASA, Artemis (n.d.) [Internet], viewed 2022 Feb 20, available from: <https://www.nasa.gov/specials/artemis/>
3. NASA, Moon-to-mars overview (2021) [Internet], viewed 2022 Feb 20, available from: <https://www.nasa.gov/topics/moon-to-mars/overview>
4. Sun Z, Technologies for Deep Space Exploration (Springer, Singapore, 2021).
5. Jeon H, A study on the reference platform for deep space probe, in 2022 KSAS Fall Conference, Jeju, Korea, 16-18 Nov 2022.
6. Jeon H, A study on solar array's mounting position for lightweight deep-space probe, in KSAS 2022 Fall Conference, Jeju, Korea, 2022.
7. Dettleff G, Grabe M, Basics of Plume Impingement Analysis for Small Chemical and Cold Gas Thrusters (NATO Science & Technology Organization, Brussels, Belgium, 2011).
8. He B, Zhang J, Cai G, Research on vacuum plume and its effects, Chi. J. Aeronaut. 26, 27-36 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.cja.2012.12.016>
9. Brown CD, Elements of Spacecraft Design (AIAA, Reston, VA, 2002).
10. Yim J, Kim YB, Yong KL, Analysis of external disturbance torque on a LEO satellite, Aerosp. Eng. Technol. 10, 193-200 (2011).
11. Chen X, Steyn WH, Hodgart S, Hashida Y, Optimal combined reaction-wheel momentum management for earth-pointing satellites, J. Guid. Control Dyn. 22, 543-550 (1999). <https://doi.org/10.2514/2.4431>
12. Oberg J, Why the Mars probe went off course [accident investigation], IEEE Spectr. 36, 34-39 (1999). <https://doi.org/10.1109/6.809121>
13. McCoy TJ, Robinson MS, Nittler LR, Burbine TH, The near Earth asteroid rendezvous mission to asteroid 433 Eros: a milestone in the study of asteroids and their relationship to meteorites, Geochemistry. 62, 89-121 (2002). <https://doi.org/10.1078/0009-2819-00004>

14. Sawai S, Fukuda S, Sakai S, Kushiki K, Arakawa T, et al, Preliminary system design of small lunar landing demonstrator SLIM, *Aerosp. Technol. Jpn.* 17, 35-43 (2018). <https://doi.org/10.2322/astj.JSASS-D-16-00050>
15. Jeon H, A comparison study on the solar power regulator for compact space probe, in *SASE Spring Conference*, Amsterdam, Netherlands, 27-29 May 2022.
16. Fatemi N, Lyons J, Eskenazi M, Qualification and production of Emcore ZTJ solar panels for space missions, in *2013 IEEE 39th Photovoltaic Specialists Conference (PVSC)*, Tampa Bay, FL, 23 Jan 2013.

## Author Information

**김 의 근** ekkim215@kari.re.kr



2017년부터 현재까지 한국항공우주연구원에서 우주환경시험 및 체계 업무를 수행하고 있으며, 충남대학교 항공우주공학과에서 석사학위를 받았다. 이전에는 한국수력원자력 한빛본부 제2발전소 기계팀에서 터빈/발전기를 담당하였다. 한국항공우주연구원 재직기간 동안

정지궤도 복합위성과 다목적 실용위성의 정밀정렬, 차세대중형위성 1호 체계담당 및 발사장업무에 참여하였다. 현재는 달착륙선 등의 관련 선행연구를 수행하고 있다.

**전 현 진** hjjeon@kari.re.kr



중앙대학교 전자전기공학부에서 2005, 2007, 2010년에 각각 학사, 석사, 및 박사학위를 받았으며, 2010년부터 현재까지 한국항공우주연구원에 인공위성 전기시스템 및 전기접속 설계 분야의 업무를 수행하고 있다. 한국항공우주연구원 재직기간 동안, 다목적실용위성 3A호 및

차세대중형위성 1호 개발과제에 참여하여 성공적으로 발사 및 운영되고 있으며, 현재는 아포피스 소행성 탐사선 및 달 착륙선 관련 선행연구를 수행하고 있다.