

한국형 달탐사선 개발을 위한 탐사선의 자세제어 및 항법 기술에 관한 현황 연구

권순규* · 김우성* · 고상호** · 이상철** · 류동영*** · 주광혁***

A survey study on navigation and attitude control technology for the development of Korean lunar probe

Soon-Kyu Kwon* · Woo-Sung Kim* · Sang-Ho Ko** · Sang-Chul Lee**
Dong-Young Rew*** · Gwang-Hyeok Ju***

ABSTRACT

After the first successful Apollo program, many countries around the world launched their own programs for exploring the moon. This paper surveys various navigation and attitude control systems of several past lunar exploration programs for the purpose of preparing a program for the first Korean lunar probe. For this first we investigate successful programs by introducing the sensors and actuators used for these programs, particularly focusing on those of Clementine and SMART-1 of USA and EU, respectively. Then based on the study, we suggest the necessary components of navigation and attitude control systems suitable for our lunar probe program.

key words : Lunar probe, Attitude control, Navigation, Sensor, Actuator

1. 서 론

최근 우주탐사에 대한 열기가 고조되고 있는 가운데, 항공우주 과학 기술에 대한 국내의 관심도 또한 높아지고 있다. 이러한 이유로 심 우주(Deep space)탐사의 기초 연구이며 항공우주 기술의 척도인 달 탐사에 대한 연구는 전 세계 각국에서 노력과 투자가 계속 진행되고 있다.

미국은 1950년대 후반부터 달 탐사에 대한 연구를 시작하여 60년대에 아폴로계획의 선행 기술인 서베이어호(Surveyor)를 통하여 대략적인 달 표면 지도를 획득하였으며 탐사선의 달 표면 연착륙(soft landing) 가능성을 확인 하였다[1]. 이후 60년대 후반에, 최초의 유인 달 탐사 계획인 아폴로 계획(Apollo Program)을 성공적으로 수행하였으며[2-4] 미 국방부 하의 전략방위구상 계획으로 쏘아올린 달 탐사용 인공위성인 클레멘타인(Clementine)호[5-8]를 비롯하여 달의 극지방 탐사를 위해 1998년 발사한 루나 -

* 학생회원, 한국대학교 항공우주 및 기계공학과

** 정 회원, 한국대학교 항공우주 및 기계공학과

*** 정 회원, 한국항공우주연구원(KARI)

연락처, E-mail: sanghoko@kau.ac.kr

프로스펙터 (Lunar Prospector)와 같은 달 탐사 위성을 통하여 지속적인 달 탐사 연구를 수행하고 있다[9]. 이후 미 항공우주국(NASA)은 달 탐사에 대한 연구보다 심 우주에 대한 연구가 주로 진행되었으며 뉴 밀레니엄 계획으로 발사된 무인 심 우주 탐사선인 딥 스페이스 1호 (Deep Space-1)를 비롯한 우주 탐사 연구를 수행하고 있다[10-12]. 미국은 최근 10년만의 달 탐사 위성인 LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter)를 통하여 달 탐사에 대한 연구를 다시 시작하였으나[13], 정부 지침의 변경으로 달 탐사 연구는 이내 화성(Mars) 탐사로 변경되어 현재 새로운 달 탐사 시도는 활발하게 진행되지 않는다.

반면 소련은 1960년대에 인류 최초의 달 인공 위성을 성공적으로 쏘아 올렸으며, 또한 미국과 경쟁적으로 무인탐사선을 이용한 달 탐사선을 목표로 루나 프로그램(Lunar program)을 발전시켜 왔으나 소련 체제 붕괴에 따라 도태되었다.

한편 유럽에서는 유럽 우주국(ESA)의 주관으로 달 궤도 인공위성인 스마트-1 (SMART-1) 호 [14-17]를 발사한 바 있으며 최근에는 무인 달 착륙선인 NEXT Lunar Lander[18,19] 프로그램을 진행 중이다.

그 외에 인도 최초의 달 탐사 위성인 찬드라얀 1호(Chandrayaan-1)[20]가 2008년 성공적으로 발사 되었으며, 아시아권에서는 일본의 달 탐사 위성 ‘카구야’가 2007년에, 중국의 ‘창어-2호’가 2010년에 성공적으로 발사 되는 등, 세계적인 연구가 꾸준히 진행되고 있다.

달 탐사선에 주어진 임무를 성공적으로 이행하기 위해서는 반드시 정밀한 항법과 자세제어 기법의 연구가 선행되어야 한다. 자세제어 및 항법 시스템의 주요 임무는 위성체가 발사체로부터 분리되는 순간부터 임무가 종료될 때까지 위성체에 부착되어 있는 센서들로 수행하는 모든 임무 수행시간 동안 위성체에 요구되는 지향 요구조건을 만족할 수 있도록 자세를 결정하고 제어하는 것이다.

우리나라 항공 우주 과학을 선도하는 한국항공우주 연구원은 이미 수차례의 지구 궤도 위성을 성공적으로 운행하고 있으며 한국형 발사체 나로호(KSLV-1)의 3차 발사를 계획하는 한편, 후속 기술인 행성 및 위성탐사에 대한 기초연구 및 조사를 수행하고 있다[21].

이런 기초연구의 일환으로 이 논문은 앞에서 언급한 미국, 구소련, 유럽, 중국, 일본, 인도의 성공적인 달 탐사 사례를 분석하고 한국형 달 탐사선에 필요한 자세제어 및 항법계 센서와 구동기를 제안한다.

2. 아폴로 계획 (Apollo Program)

1966년에 구 소련에게 최초의 달 궤도 인공위성의 영광을 빼앗긴 미국은 달 착륙만큼은 인류최초를 기대하며 아폴로 계획을 수립하였다. 이전에 발사된 서베이어호(Surveyor)를 통하여 달 표면의 지리 정보와, 달 표면의 연착륙 가능성을 확인한 미 항공우주국(NASA)은 달에 인간을 보내는 유인 달 탐사 계획인 아폴로 계획을 통하여 인류 최초의 달 탐사를 성공하였다. 아폴로호의 조종사들은 달 표면에 착륙, 달 표면 지질표본을 채취하여 안전하게 귀환하였으며 1972년 12월 아폴로 17호를 마지막으로 모두 여섯 번의 달 탐사를 성공적으로 완료했다[2].

2.1 유도항법 및 제어 시스템(GN&C system)

아폴로의 유도항법 및 제어 시스템(Guidance Navigation and Control System : GN&C system)은 미션 수행을 위한 우주선의 자세제어 및 항법을 관장하는 통합 시스템으로, 주요 장착 센서는 관성 측정 장치(Inertia Measurement Unit : IMU)와 별 관측과 인식을 관장하는 광학 보조 시스템(Optical Subsystem)으로 구성되었으며, 자세제어에 사용되는 제일 센서로써 관성측정 장치(IMU)가 사용된다. 관성측정 장치는 자이로와 가속도 측정 장치로 구성되어 있으며 자세 변화율과 가속도 변화에 대한 정보를 제공한다.

또한 광학 보조 장치는 기준 별 위치를 파악하여 현재의 우주선의 자세각 방향에 대한 정보를 제공한다[2,3].

아폴로의 자세 결정은 관성 측정 장치에서 측정된 시간 증분에 대한 자세 증분의 측정치를 탑재 컴퓨터에서 계산한 자세 추정치와 비교하여 현재 자세가 결정되며 반작용 추력기에 의해 3축 자세제어를 수행한다[4].

아폴로의 관성측정 장치는 시간 경과에 따른 누적 오차를 고려하여 임무수행에 필요한 요구조건보다 높은 성능을 갖는 자이로와 가속도계를 사용한다.

3. 클레멘타인 (Clementine)

클레멘타인호는 미국 국방부 전략방위구상(SDI) 계획의 하나이며 미국의 아폴로 프로그램 이후 22년만의 달 탐사 프로그램으로서 1994년 1월 발사되어 최신 경량 이미징 센서와 자세대 국방부 우주선을 위한 탑재 구성품을 우주상에서 시험하였으며 달 표면의 정밀한 고해상도 지도를 작성하기 위해 70여 일 동안 달 궤도에 머무르며 달의 새로운 지형과 그 내부 구조 관측 및 소행성 관측 임무를 완료하였다. 이후 소행성 Geographos 의 근접 촬영을 위해 접근 중 장착 컴퓨터의 오작동으로 인해 자세제어용 추력 연료를 소진하고 임무 종결되었다.

3.1 자세결정 및 제어 시스템(ADCS)

3.1.1 ADCS 패키지

클레멘타인의 자세 결정 및 제어 시스템 (Attitude Determination and Control System : ADCS)은 제트 추력기, 반작용 휠, 별 추적 카메라, 관성측정 장치로 구성된다. 특히 장시간의 비행으로 인한 높은 요구조건을 갖는 시스템을 만족하기 위하여 고성능 자이로를 장착한 관성 측정 장치 대신, 2개의 광 시야각-경량 별 추적 카메라와 2개의 저성능 자이로를 탑재한 관성측

정 장치의 조합을 이용하였다. 별 추적 카메라는 3축 자세 제어 결정에 필요한 이미지 정보를 제공하며 카메라 이미지 갱신기간 동안의 자세 전파(Attitude propagation)를 위해 저성능 자이로스코프를 장착한 관성측정 장치를 사용한다.

별 추적 카메라의 적절한 작동을 위한 최대 허용 기체 회전율은 $0.25^\circ / \text{s}$ 로, 만일 기체 기동이 이를 초과하면 관성측정 장치와 제어 구동기를 사용하여 기체 회전율을 허용 범위 이내로 감소시킨다. 이때 자세제어를 위한 제어 구동기는 12개의 제트 추력기(Jet thruster)와, 4개의 반작용 휠(Reaction Wheel)이며 제트 추력기는 10개의 1 lbs 추력기와 2개의 5 lbs 추력기로 이루어져 정밀한 제어가 가능하다(Fig.1)[7].

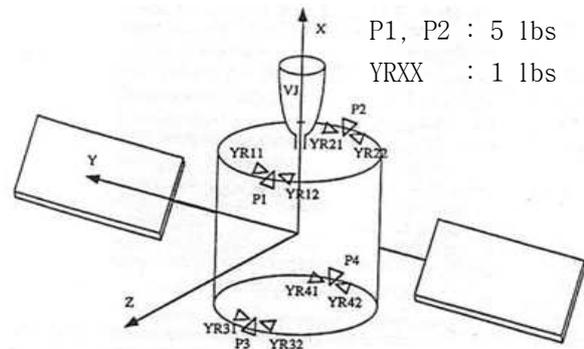


Fig. 1 자세 제어용 제트 추력기 [7]

클레멘타인의 자세제어에 중추적인 역할을 하는 별 추적 카메라는 위성의 자세 정보 제공을 위해 일련의 과정을 반복 수행한다. 별 추적기의 카메라는 별 촬영 후 영상을 디지털 이미지로 변환하여 제어기로 전송한다. 별 인식 알고리즘에 따라 디지털 이미지를 처리하여 가장 밝은 요소를 식별한 후 요소들로 이루어진 삼각형을 탑재된 목록과 비교한 후 이로부터 측정된 자세 쿼터니언과 칼만 필터를 이용하여 비행체의 자세를 추정한다. 이 과정은 매 10초마다 갱신된다[7].

3.2 자세결정 및 제어 보조 시스템 (Attitude Determination and Control Subsystem)

3.2.1 자세결정

클레멘타인에 탑재된 2개의 관성 측정 장치는 중복된 3축 비행체 관성회전정보를 일반적인 쿼터니언 전과 알고리즘에서 사용되는 증가 각도 (incremental angles) 형태로 제공하며, 별 추적 카메라는 관성 측정 장치의 변화율 편향 (Rate bias)을 매 10초마다 보정한다. 이 과정은 관성 측정 장치 기반 쿼터니언과 별추적 카메라 기반의 쿼터니언을 입력 값으로 하는 칼만 필터에 의해 수행된다.

작은 비행체 변화율과 오차 쿼터니언의 가정하에 얻어지는 필터 알고리즘은 오차 쿼터니언과 변화율 편향(rate bias)을 2개의 상태량으로 하는 3개의 분리되고(uncoupled) 고정 이득(fixed gain)의 칼만 필터로 구성되며, 이러한 칼만 필터는 작은 비행체 변화율 가정에 근거하기 때문에 일반적으로 관성지향모드나 달 매핑 모드에서는 유효하나 상대적으로 빠른 미끄럼운동 (Slew motion)시에는 위의 가정이 유효하지 않으므로 칼만필터를 비활성 상태로 두거나 유효하지 않은 모드에서 작동하도록 한다(Fig. 2) [7].

3.2.2 정밀 지향 제어

클레멘타인은 모든 임무에 대해 여섯 개의 유도 모드와 두 개의 제어 모드 중 한 개를 각각 사용한다. 6개의 유도 모드는 지구 지향(Earth pointing)모드, 달 매핑(Lunar mapping)모드, 별 지향(Star pointing)모드, 관성 지향(Inertia pointing)모드, 별 추적(Star tracking)모드, 종단 유도(Terminal guidance) 모드로 구성된다. 한편 2개의 제어모드는 반작용 휠을 이용한 모드와 추력기를 이용한 제어모드로 나뉜다[7].

3.2.3 달 매핑시의 자세제어 모드

클레멘타인의 주요 임무중 하나는 달 지도 획득이며, 이 임무는 달 매핑 모드에서 이루어진다. 임무 수행 과정에서 3축 제어를 위한 제어 구동기로 반작용휠을 이용하며, 이 반작용휠 제

어 시스템은 비선형 리야푸노프(Lyapunov) 안정성 이론과 고전 선형 제어 원리인 쿼터니언 피드백 PID 제어기를 이용하여 구현된다. 이 시스템은 센서 및 구동기의 동역학적 특성과 시스템 지연을 무시하고 동체 회전율은 매우 작다는 가정 하에 안정함이 증명 되었다. 반면 무시할 수 없는 큰 동체 회전율이 필요한 미끄럼 기동 중에는 제어기에서 뱅-코스트-뱅(bang-coast-bang) 명령을 생성하여 탐사선의 자세를 제어한다. 히드라진(Hydrazine) 추력기는 궤도 수정과 운동량 교환이 요구될 때 사용되며, 단순한 On/Off의 제어로 이루어진다[8].

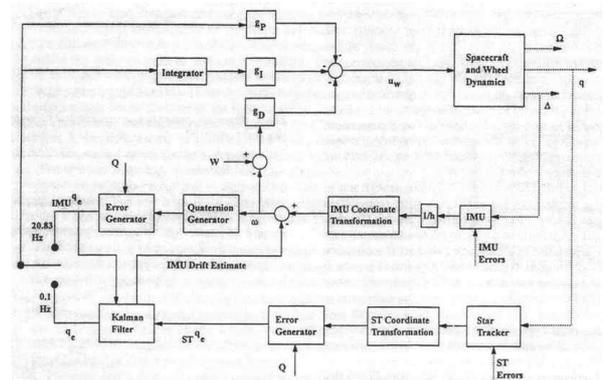


Fig. 2 달 매핑 모드의 자세제어 블록 선도 [8]

4. SMART-1

스마트원(Small Mission for Advanced Research in Technology -1: SMART-1)은 스웨덴이 설계한 유럽우주국(ESA)의 달 궤도 인공위성으로서 차세대 신기술을 적용한 우주선 구성품의 성능시험 및 우주통신, 자동항법기술의 시험을 수행하였으며, 달 궤도 진입 후 달의 남극 촬영 등 19개월간 임무를 수행하고 2006년 9월에 달표면에 충돌하는 임무인 루나 임팩트를 마지막으로 모든 임무가 종결되었다[14, 15].

4.1 자세 및 궤도 제어 시스템(AOCS)

4.1.1 AOCS 패키지

스마트원(SMART-1)의 자세 및 궤도 제어 시스템(Attitude and Orbit Control System: AOCS)의 목적은 임무 목표에 따라 요구되는 궤적과 자세를 만족시키며, 솔라 패널의 방향이 태양을 지향하고, 소모 에너지를 최소화하는 것이다. 이를 위해 AOCS는 회전을 감쇠, 태양 지향, 태양 패널 회전, 모멘텀 감소, 3축 자세제어에 대한 함수들로 구성되며 4개의 반작용휠(reaction wheel)과 8개의 히드라진(hydrazine) 추력기, 5개의 회전 변화율 감지센서(angular rate sensor:ARS), 3개의 태양 감지센서(Sun Acquisition sensor :SAS), 2개의 별 추적 센서(Autonomous star tracker)로 구성된다(Fig. 3)[16].

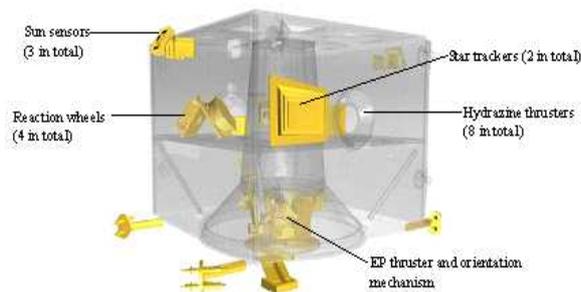


Fig. 3 AOCS의 센서 및 구동기 [16]

4.1.2 AOCS 센서 및 구동기

AOCS의 제1 센서 및 구동기로서 별 추적기와 반작용휠이 각각 사용된다. 그 외의 센서는 별 추적기와 함께 사용되어 부가적인 정보를 제공하며 자세 추정과 모멘텀 관리에 사용된다.

4개의 반작용휠은 피라미드 형태로 정렬되어 있으며 AOCS의 주요 구동기로 사용된다. 또한 AOCS의 주요 센서로서 2개의 별 추적 센서가 사용되며, 별 추적센서는 1개의 공칭 처리 장치(nominal processing unit)과 1개의 중복처리 장치(redundant processing unit) 그리고 모든 장치에서 작동 가능한 2개의 카메라로 이루어진다. 한편 태양 감지 센서는 태양 존재 유무를 탐지하고 태양벡터의 계산을 수행하며, 회전 변

화율 감지 센서는 동체의 회전 변화율을 감지하여 자세 결정에 대한 정보를 제공한다. AOCS의 또 다른 구동기인 8개의 1N급 히드라진 추력기 시스템은 자세 제어 및 모멘텀 관리에 사용된다 [16].

4.2 자세 및 궤도 제어 보조 시스템(AOCS subsystem)

4.2.1 자세결정

스마트원의 자세 및 궤도 제어 시스템은 소모 연료에 따른 질량중심의 변화를 자동으로 찾도록 설계되었다. 또한 동체의 자세와 회전율을 추정할 수 있는 모듈이 탑재되어 있으며(attitude and rate estimation module), 이 모듈은 자세 및 동체 회전율, 태양 센서에 기반한 태양벡터, 업링크(up-link)된 체비체프 계수(Chebyshev coefficient)로부터 기준자세(reference attitude)와 관성 태양 방향(inertial sun direction)을 추정하여 현재 위성의 위치와 자세를 결정한다[16].

4.3 AOCS 모드(AOCS Mode)

4.3.1 제어 운영 모드 (Operation mode)

스마트원의 AOCS는 앞서 언급한 제어 함수와 보조 시스템들로 이루어진 몇 개의 작동 모드 위에서 이루어지며 주어진 임무 및 단계에 따라 다른 제어기법이 요구된다.

AOCS의 운영 모드는 디텀블 모드(Detumble mode), 세이프 모드(Safe mode), 사이언스 모드(Science mode), EP 제어 모드(Electric propulsion control mode)로 구분되며 각각의 모드는 현재 위성의 자세 정보에 따라 자동적으로 혹은 명령에 의해서 전환이 이루어진다(Fig. 4).

디텀블 모드의 제어 목적은 위성의 높은 회전율을 허용 가능한 수준까지 낮추는 것이다. 다른 모드 운영중에 모멘텀 축적으로 인해 높은 회전율이 발생하거나, 발사체로부터 분리된 순간 위성은 디텀블 모드에 자동으로 진입하여 회전변화율 감지 센서의 정보에 근거하여 P-제어

기를 적용한 히드라진 추력기로 허용 가능한 범위 내로 동체 회전을 안정화 시킨다.

세이프 모드는 다른 모드들의 기저 모드이며 비상상황 발생 시 작동 가능 상태로 복구하는 역할을 담당한다. 이 모드의 제어 목적은 위성에 탑재된 최소한의 자원을 사용하여 동력 및 자세 회복과 지상과의 통신을 확보하는 것이며, 이때 고-태양각(large sun angle)에 대하여 뱅-뱅(bang-bang strategy) 명령으로 자세가 제어되며 상대적인 저-태양각(small sun angle)에 대하여 PID 제어기를 적용한 반작용휠에 의해 자세를 회복한다. 이 모드에서 주요한 센서 및 구동기로서 별 추적기와 반작용휠이 사용된다.

사이언스 모드에서는 지상에서 제공되는 자세 정보와 별 추적기로부터 제공되는 2개의 자세 정보가 존재하며, 2개의 자세 정보에 근거한 한 개의 제어 시스템이 선택적으로 운영된다. 이때 제어 구동기로서 반작용휠과 히드라진 추력기가 사용되며, 궤도 수정을 위한 전자 추력기의 제어는 EP제어모드에서 운영된다[17].

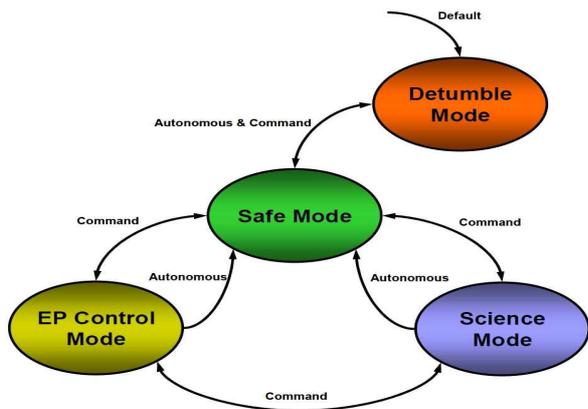


Fig. 4 SMART-1의 AACS 모드 구조 [17]

4.3.2 사이언스 모드의 자세제어

앞서 언급한 바와 같이 사이언스 모드는 두 개의 서로 다른 자세정보에 대한 제어기가 존재하며 제어오차(control error)의 크기에 따라 서로 다른 두 개의 제어기중 한 개가 활성화된다. 이런 제어기 사이의 전환을 Fig. 5의 모드 논리(Mode logic)상자가 나타낸다.

또한 안전모드와 마찬가지로 히드라진 추력기는 반작용휠의 각운동량이 허용 저장 범위 이상으로 증가될 때 외부로 운동량을 전파하기 위해 작동되며, 이런 추력기 제어 명령과는 별도로 자세제어 시스템이 운영된다.

사이언스 모드의 AACS에는 별 추적기가 자세정보를 전달 할 수 없는 아주 짧은 기간 동안의 자세 정보를 예측하기 위한 추정기가 내장되어 있다. 추정기는 태양 벡터 신호의 필터링과 동체의 회전 변화율의 계산을 수행하며, 별 추적기와 자세 변화율 감지 센서를 입력으로 하는 칼만 필터를 포함한다.

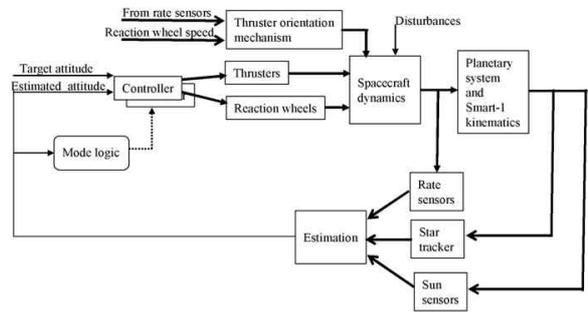


Fig. 5 사이언스 모드의 AACS [17]

5. Deep Space -1

딥스페이스1호는 미항공우주국의 NMP(New Millennium Program)의 첫 번째 우주선으로서 자사의 위험도가 높은 신 기술을 적용한 탐재물의 시험을 위한 계획으로 1998년 10월 발사되어 소행성 9969 Braille의 추적을 목표로 비행하였다[10,12].

5.1 자세제어 시스템(ACS)

딥스페이스 1호의 자세제어 시스템 (Attitude Control System:ACS)은 한 대의 별 기준 장치 (Stellar Reference Unit: SRU)와 한 대의 관성 측정 장치(Inertia Measurement Unit: IMU), 8개의 추력기로 이루어진 반작용 제어 보조 시스템 (Reaction Control Subsystem), 한 대의 태

양 감지 센서(Sun Sensor Assembly:SSA)로 구성된다(Fig. 6).

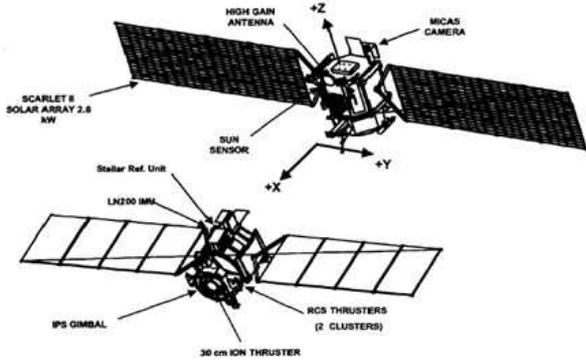


Fig. 6 DS-1 의 센서 및 제어 구동기 [11]

딥스페이스 1호에 탑재된 별 추적 센서는 인식된 별 패턴으로 부터 자세와 동체 회전 정보를 제공한다. 또한 별 추적 센서는 태양 센서와 함께 태양 지향 모드에서 태양 패털의 태양지향을 위해 사용되며, 관성 측정 장치(IMU)와 함께 긴급 상황에서 자세 안정화를 위해 사용되는 등 광 범위하게 이용된다.

딥스페이스 1호의 ACS는 별 추적 센서에 기반한 자세 제어 시스템을 구축하고 있다. 딥스페이스 1호는 임무 기간이 매우 길기 때문에 장시간의 비행을 고려한 높은 요구조건이 만족되어야 한다. 이러한 요구조건을 만족하기 위해 자세제어용 센서로서 별 추적기와 관성측정 장치를 복합적으로 사용하여 탑재 컴퓨터에 걸리는 부하를 최소화 하였다.

관성 측정 장치는 우주선의 동체 회전율에 대한 정보를 제공하지만 신호의 잡음이 심하며 임무시간 증가에 따른 누적 오차로 인해 매우 불안정하다. 한편 태양 센서는 상대적으로 정확한 태양방향을 계산할 수 있으나 우주선의 회전에 대해서는 충분한 정보 제공이 어렵다.

별 추적기는 0.25초 마다 초기 자세 쿼터니언을 제공하며 관성측정 장치의 자세 정보를 보정하여 장시간의 비행에 안정적인 자세정보 제공이 가능하다[11].

6. NEXT Lunar Lander program

NEXT Lunar Lander 프로그램은 현재 개발중인 유럽 최초의 달착륙 계획으로 유럽우주국(ESA)의 주도 하에 진행되고 있다.

6.1 영상기반 항법 시스템

NEXT Lunar Lander는 안전하고 정밀한 달 표면 착륙을 위해 영상기반 항법 시스템을 개발 중이다. 이러한 영상기반 항법은 영상기반 카메라 시스템과 라이다(LIDAR: Light Detection And Ranging)와 같은 영상 센서에 근거하여 이루어진다.

달면에 접근하는 과정(Fig. 7)은 하강 모드와 착륙 모드로 나뉜다. 달 궤도상에서 얻은 미리 선정된 착륙지점의 고해상도 사진에 근거하여 착륙을 시도하더라도 실제의 착륙지점에는 위험요소가 존재하며, 안전한 착륙을 위해 이런 위험 요소를 인식하고 회피하는 기법이 필요하다.

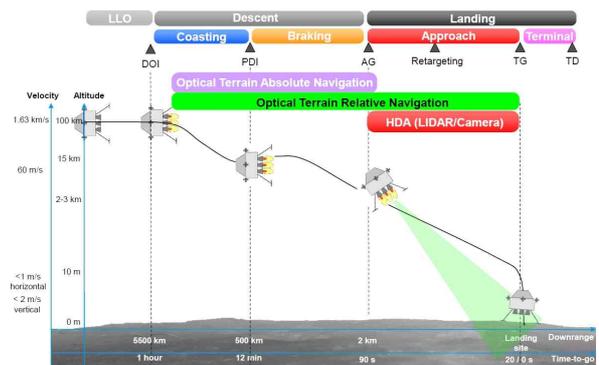


Fig.7 달착륙선의 달면 접근 과정 [18]

NEXT Lunar Lander에 사용될 자세제어 및 항법계 센서와 구동기로서 관성측정 장치, 별 추적기, 광학 카메라, LIDAR, 레이더 고도계와 EAM 500N급 주 추력기, ATV 220N급 트림 추력기, 10N급 자세제어 추력기가 이용된다[19].

하강 과정 중 달면 근처에서 착륙선의 위치 정보제공을 위해 영상 카메라와 라이다, 레이더 고도계가 사용되며, 특히 영상 카메라는 2차원

지형정보 획득과 위험요소 감지, 라이더는 3차원 지형정보 획득과 위험요소 감지를 위해 사용된다.

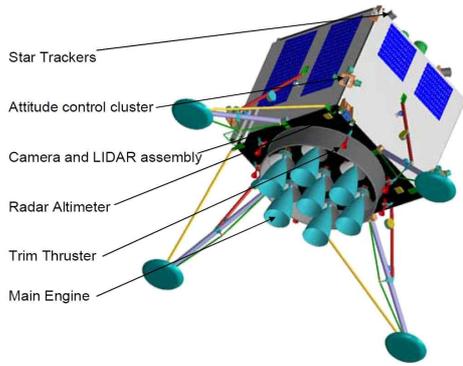


Fig.9 자세제어/항법 시스템 구성품[19]

7. LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter)

LRO는 루나-프로스펙터 이후 미 항공우주국(NASA)의 10년만의 달 탐사 위성으로, 달 남극을 포함한 표면 지형의 3차원 모델 획득과 극지방의 물과 얼음의 존재 여부를 조사하기 위한 목적으로 발사되었다. LRO는 2009년 6월에 달 착륙선인 LCROSS(Lunar Crater Observation and Sensing Satellite)와 함께 발사되어 LRO는 달 표면 약 50km 상공에서 지형 관측 임무를 수행하였으며, LCROSS는 달 남극 근처의 크레이터로 탐침하여 남극에 존재하는 얼음성분을 발견했다.

LRO는 자세제어 시스템은 2개의 별 추적 센서와 저정밀 태양센서(coarse sun sensor), 관성 기준 장치(Inertia Reference Unit:IRU), 반작용 휠, 5-lbf급 8개와 20-lbf급 4개의 추력기들로 구성되며 제어 목적에 따라 Delta-H와 Delta-V 제어 모드로 나누어진다. Delta-H 모드는 주로 정밀 자세 제어와 모멘텀 관리 및 고-각 미끄럼 기동(large-angle slew maneuver)을 목적으로 P-제어기를 적용한 반작용 휠과 PD-제어기를 적용한 추력기를 이용하여 제어임무를 수행한다. 반면 Delta-V 모드는 궤도 수정을 위

한 목적으로 P-제어기를 적용한 반작용 휠과 PID-제어기를 적용한 추력기를 이용하여 제어임무를 수행한다.

한편 LRO는 별 추적기와 관성 기준 장치의 변화율 전파(rate propagation), 칼만 필터의 해로부터 현재 탐사선의 자세가 결정된다[13].

8. Chandrayaan -1

찬드라얀 1호는 인도 최초의 달 탐사 위성으로써, 달 표면 지도 획득을 목적으로 2008년 7월에 발사되어, 2년여 동안 달 상공 100km를 공전하며 달 표면 영상을 관측하였다.

찬드라얀1호는 임무 수행을 위한 자세제어를 위해 자이로, 2개의 별 추적기, 지구 센서(Earth sensor), 4개의 반작용휠, 자세제어용 추력기가 3축 제어를 위해 사용되었다. 별 센서는 자이로의 자세 정보를 업데이트하며, 자세제어용 추력기는 위성의 궤도 변경 및 자세제어를 위해 사용되거나, 반작용 휠이나 자이로와 같이 구동되어 시간 누적에 따른 모멘텀 편향(momentum bias)을 없애는데 사용된다[20].

9. 결 론

이제 국력의 척도가 된 우주 탐사 기술에 대한 끊임없는 노력과 투자로 해외의 많은 국가들이 성공적으로 달 탐사를 수행하였으며, 지속적인 연구가 진행되고 있다. 과학 선진국인 미국의 경우 아폴로 프로그램, 클레멘타인, 루나-프로스펙터를 이용한 달 탐사를 성공적으로 마친 바 있으며 LRO와 LCROSS를 통하여 달의 지질 성분을 파악하였다. 그러나 달 탐사에 대한 연구가 화성 탐사로 변경되고 향후 새로운 달 유인 탐사 계획이 무산된 까닭으로 정밀한 탐사는 전 세계적인 과제로 남겨진 실정이다.

한편 성공적인 임무 수행을 위해 정밀한 항법과 자세제어 기법이 필요하며, 임무수행에 요구

Table 1 우주 및 달 탐사 사례 및 제어/항법 시스템 패키지

탐사선 명칭	개발 국가	발사 시기	자세제어계 센서 및 구동기	임무
Surveyor [1]	미국	1966	자이로, 태양센서, 카노프스(Canopus) 추적기, 저온 가스 추력기	달면에 연착륙하여 인간의 달 상륙에 필요한 자료를 예비수집
Lunar	소련	1966	-	달면의 연착륙 가능성을 확인하기 위한 무인 달 탐사선
Apollo [2]	미국	1969	관성측정장치, 광학 보조 시스템, 반작용 추력기	인류 최초의 유인 달 탐사
Clementine [7]	미국	1994	관성측정장치, 별 추적기, 반작용 휠, 제트 추력기	달 표면의 정밀한 지도 획득을 위한 달 탐사 위성
Lunar-Prospecter	미국	1998	-	달 극 저궤도 탐사 및 얼음성분, 자기장, 중력장 조사
Deep-Space 1 [11]	미국	1998	관성측정장치, 별 추적기, 태양 센서, 반작용 추력기	첨단기술의 우주상에서의 시연 및 심 우주 탐사
NEXT Lunar Lander	유럽 연합	-	관성측정장치, 별 추적기, 제트 추력기, 광학 카메라, 라이다, 레이더 고도계	달 표면 연착륙과 과학임무 수행을 위한 달 착륙선
SMART-1 [16]	유럽 연합	2003	자이로, 별 추적기, 저정밀 태양 센서, 반작용휠, 제트 추력기	달 표면 탐사를 위한 달 궤도 인공위성
Kaguya [21]	일본	2007	관성측정장치, 별 추적기, 태양센서, 반작용휠, 제트 추력기	달 표면 탐사를 위한 달 관측위성
Chang'e -1	중국	2007	-	달 표면의 탐사 및 달표면 광물의 원소 분석
Chandrayaan-1 [20]	인도	2008	자이로, 별 추적기, 지구 센서, 반작용휠, 제트 추력기	달 표면 촬영 및 달의 광물 자원 탐사
LRO [13]	미국	2009	관성기준장치, 별 추적기, 저정밀 태양 센서, 반작용 휠, 제트 추력기	달 표면의 정밀한 3차원 지형획득 및 남극 지방의 얼음성분 관측
Chang'e -2	중국	2010	-	달 표면 지형 관측 및 달 표면 착륙을 위한 착륙 지점 선정

되는 자세 지향조건을 만족하기 위하여 탐사선에 장착된 센서와 구동기로 제어가 이루어진다. 이때 탐사선의 자세를 판단할 수 있는 센서로써 자이로와 가속도 측정계로 구성된 관성 측정 장치(IMU), 별 추적기(Star tracker), 태양 센서(Sun sensor)가 필수적으로 필요하며, 달착륙선을 고려하여 자세정보 획득 및 착륙지점의 정밀 관측과 위험 탐지 및 회피 기동을 위해 영상기반 카메라[23]와 라이다(LIDAR), 혹은 도플러 레이더와 레이더 고도계가 요구된다(Table 1).

관성 측정 장치를 이용한 자세 정보는 최초의 기준 정보로부터 시간 증분에 따른 자세 변화율을 계산하여 누적하는 방법을 이용하기 때문에

누적 오차를 무시할 수 없으므로 장시간의 임무가 주어진 탐사선은 관성 측정 장치만을 이용한 항법이 매우 불안정하다. 이러한 관성 측정 장치의 단점은 별 추적기와 같은 영상 센서로 보정될 수 있다. 별 추적기는 별 영상에 근거한 별 패턴을 인식하여 누적된 자세정보의 이용 없이 현재 자세정보를 제공한다.

착륙선에 사용되는 영상기반 카메라와 라이다는 달면 하강모드와 착륙모드에서 착륙선의 위치정보를 제공하며, 영상인식기법에 근거하여 위험 요소를 감지한다. 특히, 라이다(LIDAR)는 지형 스캐닝을 통한 3차원 영상 정보에 근거하여 정밀한 위치 정보 제공과 위험요소 탐지가

가능하다.

자세제어를 위한 구동기로는 반작용 휠 (reaction wheel)과 제트 추력기가 사용된다. 반작용휠을 이용하여 3축 정밀 제어가 가능하며, 제트 추력기는 궤도 수정과 모멘텀 관리에 사용된다.

한국형 달 탐사선은 달 궤도를 공전하며 지형 관측의 임무를 갖는 궤도선과, 달면에 안전하게 연착륙(Soft landing)하여 과학임무를 수행하는 달착륙선으로 구분되며 임무 요구 조건에 따라 필요한 자세제어계 구성품을 다음과 같이 요약할 수 있다.

■ 달 궤도선(Lunar Orbiter)

- IMU, Star Tracker, Sun sensor
- Reaction Wheel, Jet thruster

■ 달 착륙선(Lunar Lander)

- IMU, Star Tracker, Vision based Camera system, LIDAR, Doppler radar, Radar Altimeter
- Reaction Wheel, Jet thruster

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원의 주요 사업으로 수행되고 있는 「달 탐사선 개념설계 및 달 임무 시뮬레이터 개발」의 일부임을 밝히며 연구지원에 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

- [1] "Surveyor 1", NASA National Space Science Data Center, ID 1966-045A, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1966-045A>.
- [2] David G. Hoag, "APOLLO NAVIGATION, GUIDANCE, AND CONTROL SYSTEMS A PROGRESS REPORT", APOLLO GUIDANCE AND NAVIGATION PROGRAM, National Space Meeting of the Institute of Navigation, 1969.
- [3] Allan R. Klumpp, "APOLLO LUNAR - DESCENT GUIDANCE" , APOLLO GUIDANCE AND NAVIGATION PROGRAM, 1971.
- [4] D. Harold Shelton, Lyndon B. Johnson, "APOLLO EXPERIENCE REPORT - GUIDANCE AND CONTROL SYSTEMS: LUNAR MODULE STABILIZATION AND CONTROL SYSTEM", NASA Technical Note TN D-8086, 1975.
- [5] Trevor C.Sorensen, Dean C.Oswald, Rodney M.Shook, James Van Gaasbeck, "Spacecraft Autonomous Operations Experiment Performed During the Clementine Lunar Mission" , Journal of spacecraft and Rockets, Vol.32, No.6, 1995.
- [6] H.B.Garrett, M.S.johnson, J.M.Ratliff, A.Johnston, A.Anderson, W.J.Stapor, "Single-Event upset Effects on the Clementine Solid-State Data Recorder", Journal of spacecraft and Rockets, Vol.32, No.6, 1995.
- [7] Paul DeLaHunt, Steve Gates, Marv Levenson, Glenn Creamer, "Clementine Attitude Determination and Control System", Journal of spacecraft and Rockets, Vol.32, No.6, 1995.
- [8] Glenn Creamer, Paul DeLaHunt, Steve Gates, Marv Levenson, "Attitude Determination and Control of Clementine During Lunar Mapping", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.19, No.3, 1996.
- [9] Francisco J. Andolz, "LUNAR PROSPECTOR MISSION HANDBOOK",

- LOCKHEED MARTIN MISSILES & SPACE CO., Document No: LMMS/P458481, 1998.
- [10] Sims S. Lisman, Daniel H. Chang, Gurkirpal Singh, and Fred Y. Hadaegh, "AUTONOMOUS GUIDANCE AND CONTROL OF A SOLAR ELECTRIC PROPULSION SPACECRAFT", AIAA, 1997.
- [11] Brian Kennedy, Shyam Bhaskaran, J. Edmund Riedel, Mike Wang, "Deep Space 1 Navigation: Extended Missions", NASA DESCANSO Design and Performance Summary Series, Vol.7, 2003.
- [12] Marc D. Rayman, Philip Varghese, David H. Lehman, and Leslie L. Livesay, "RESULTS FROM THE DEEP SPACE 1 TECHNOLOGY VALIDATION MISSION", 50th International Astronautical Congress, pp. 475, 1999.
- [13] Joseph Garrick, James Simpson, Neerav Shah, "Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) Guidance, Navigation and Control (GN&C) Overview", NASA Technical Report ID 20100014254, 2010.
- [14] Octavio Camino, Maria Alonso, Daniel Gestal, Jurriaan de Bruin, Peter Rathsmann, Joakim Kugelberg, Per Bodin, Sascha Ricken, Rick Blake, Pablo Pardo Voss, Luca Stagnaro, "SMART-1 operations experience and lessons learnt", Acta Astronautica Vol.61, pp 203 - 222, 2007.
- [15] A.E.Marini, G.D.Racca, B.H.Foing, "SMART-1 TECHNOLOGY PREPARATION FOR FUTURE PLANETARY MISSIONS", Ad. Space Res. Vol. 30, No. 8, pp. 1895-1900, 2002.
- [16] Per Bodin, Sten Berge, Martin Björk, Anders Edfors, Joakim Kugelberg, Peter Rathsmann, Giuseppe D. Racca, Luca Stagnaro, Ton van Overbeek, Helmut Meier, "The SMART-1 Attitude and Orbit Control System: Flight Results from the First Mission Phase", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004.
- [17] Karl Henrik Johansson, Martin Torngren, Lars Nielsen, "Vehicle Applications of Controller Area Network".
- [18] C.Philippe, "ESA Lunar Lander Mission: Mission Overview and Precision Landing Technology Challenges", 한국항공우주연구원 제 1회 달탐사 심포지엄, 2010.
- [19] "WORKSHOP ON EXPLORATION AND INNOVATION INDUSTRIAL COMPETITIVE-NESS AND TECHNOLOGICAL ADVANCE", DHB Technology, 2010.
- [20] "Chandrayaan 1 Lunar Orbiter", NASA National Space Science Data Center, ID 2008-052A, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=2008-052A>.
- [21] "Kaguya", NASA National Space Science Data Center, ID 2007-039A, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=2007-039A>.
- [22] 류동영, 주광혁, 이상률, "달 탐사선 시물레이터 개념설계 연구", 한국항공우주공학회 추계학술발표회 논문집, 제 2권, 2010, pp 820-824.