

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2023.27.6.059>

심우주 탐사 프로그램에 적용된 우주비행체의 기동 시스템 및 항법

조동재^a · 강윤형^a · 김정수^{b,*}

Propulsion System and Navigation of the Spacecrafts Applied to Deep Space Exploration Program

Dong Jae Jo^a · Yun Hyeong Kang^a · Jeong Soo Kim^{b,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea

^bSchool of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

ABSTRACT

Space probes encounter difficulties in maintaining their flight trajectory originating from the external disturbances such as solar wind and initial thrust errors, as well as the internal effect of device elasticity accumulation. Therefore, the probes are equipped with actuators to control behavioral changes, using them efficiently based on mission objectives. Meanwhile, navigating solely on the Hohmann transfer along with the maneuvering system alone exhibits some limitations stemming from a prolonged exploration period and substantial propellant consumption. Consequently, the deep space probe has become capable of changing the speed and trajectory with minimal propulsion energy by employing the navigation utilizing the planetary environment such as gravity and atmosphere.

초 록

탐사선은 행성 간 항행 중 태양풍, 초기 추력 오차 등의 외부 섭동과 내부 장치 탄성 누적 등의 영향으로 인해 비행 궤적을 유지하기 어렵다. 따라서, 탐사선은 거동 변화를 제어하기 위해 액추에이터들을 탑재하고 임무 목적에 따라 효율적으로 사용한다. 반면에, 호만 전이 궤도만을 따른 운항은 오랜 탐사 기간과 많은 추진제 소모를 요구하여 기동 시스템만으로는 한계성을 보인다. 그러므로, 심우주 탐사선은 행성의 환경을 이용한 항법을 도입함으로써, 최소한의 추진에너지로 속도와 궤적 변경이 가능해졌다.

Key Words: Space Probe(탐사선), Reaction Control System(반응 제어 시스템), Trajectory Correction Maneuver(궤적 수정 기동), Flyby(플라이 바이), Aerobraking(에어로 브레이크)

1. 서 론

Received 24 October 2023 / Revised 5 December 2023 / Accepted 9 December 2023
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1957년 최초로 궤도 비행에 성공한 소련의 인공위성 Sputnik 1호를 시작으로 우주개발 선도

국들의 경쟁이 가속화되어 심우주 탐사가 시작되었다.

탐사선은 Table 1에서 보이는 바와 같이 임무 유형에 따라 flyby 관측선, 충돌선, 궤도선, 그리고 착륙선으로 분류되고, 다양한 임무를 수행하여 지구와는 다른 환경에 적응이 가능한 기술의 개발, 새로운 자원의 발견, 그리고 지구 대기의 예측 및 재해예방 등의 연구로 인류의 지평을 넓혀왔다.

발사체로부터 탈출 속도를 부여받아 지구 중력장을 벗어난 탐사선은 태양풍(solar flare), 초기 추력 오차 등의 외부 섭동력과 임무에 사용되는 장치의 탄성, 연료 슬로싱 등의 내부 요인의 영향으로 불규칙한 거동이 발생한다[1]. 탐사선은 비행 간 지구와의 교신, 태양전지판의 태양 지향과 같은 포인팅 임무뿐만 아니라, 계획된 궤도 운항을 위해 자세제어와 TCM (Trajectory Correction Maneuver)을 필수적으로 수행해야 한다. 이를 위해, 탐사선은 별 추적기(star tracker), 태양 센서, IRU (Inertial Reference Unit) 등의 센서들로부터 위치 정보를 제공받고, 액추에이터(actuator)를 작동하여 동체의 거동을 보정한다.

탐사선 자세 안정화 방법은 임무 목적에 따라 스핀 안정화(spin stabilization)와 3축(롤, 피치, 요) 안정화 두 가지로 나뉘어 적용된다. 스핀 안정화는 한 축을 기준으로 동체를 일정 속도로 회전시켜 다른 축에 비해 큰 각속도를 유지함으로써 교란에 저항하는 방법이며, 3축 안정화는 각축에 대응하는 방향으로 배치된 액추에이터를 사용하여 변화율을 지속적으로 보정하는 방법이다. 일반적으로 사용되는 액추에이터는 RW (Reaction Wheel)와 추력기가 있다. RW는 각 축에 대응하는 휠의 회전과 동체와의 운동량 교환으로 정밀한 제어가 가능하여, 관측 임무가 요구되는 3축 안정화 탐사선에 탑재되는 장치이다[2]. 추력기는 주로 비추력이 우수한 화학 추진 방식이 적용되어, 크기와 추진제의 종류에 따라 각기 다른 특성으로 작은 보정 기동뿐만 아니라 큰 속도 변화 등 폭넓은 임무 수행이 가능해 탐사선에 필수적으로 탑재되는 장치이다. 액추에이

터들은 효율적인 임무 수행을 위해 최적화되어 탑재되며, 예비 액추에이터를 추가로 구성하여 작동 수명을 연장한다.

초기 행성 탐사에는 호만 전이 궤도(Hohmann transfer orbit)의 개념만을 사용하여 궤적 설계가 이루어졌다. 이를 통한 외부 행성 탐사는 비행 중 태양 중력장의 영향으로 태양 거리에 비례하는 속도 변화를 겪을 뿐만 아니라 목표 궤도가 지 순차적인 고도 변경이 요구되어 오랜 탐사 기간과 많은 추진제를 필요로 하였다. 탑재되는 추진제의 양은 발사체의 크기와 비용으로 직결되어 제한적이므로, 기동 수행에 한계가 있었다. 그러므로, 장치의 작동을 최소화하기 위해 행성의 환경을 이용한 항법들이 고안되었다[3].

그중 하나의 방법인 flyby는 탐사선이 행성의 중력장이 아닌 SOI (Sphere Of Influence)에 진입하여 위치에너지를 행성과의 에너지 교환을 통해 운동에너지로 변환하는 항법으로, 탐사선의 속도와 궤적 변경이 가능하여 탐사의 폭을 넓힐 수 있었다[4]. 또한, 행성 궤도에서의 임무 수행이 요구될 때 추진제 절약을 목적으로 사용되는 aerobraking은 행성 대기와 탐사선 표면에 발생하는 마찰을 사용하여 속도와 궤도 고도를 점차 낮추어 목표 궤도를 달성하는 항법이다[5]. 위 항법들은 행성 위치 및 대기 조건 등을 충족시켜야 적용할 수 있지만, 액추에이터의 제약은 보완할 수 있어 탐사에 중요하게 사용된다.

따라서, 본 논문에서는 행성 탐사에 사용되는 액추에이터와 항법을 소개하고, 이를 적용한 탐사선의 행성 탐사 개요를 정리하였다.

2. 자세제어 시스템

항행 중 태양풍, 초기 추력 오차 등의 외부 섭동력과 장치의 탄성, 연료 슬로싱 등의 내부 방해 요인으로 불규칙적인 거동이 발생하는 탐사선은 통신 안테나, 태양 전지판 등 임무 장치들의 포인팅을 위해 거동 변화율을 지속적으로 제어하고, 계획된 궤도 운항을 위해 TCM을 필수적으로 수행해야 한다[1]. 그러므로, 탐사선은 별

Table 1. Time table of space probes[6-8].

발사 시기	탐사선 명칭	개발 국가	발사체	탐사 임무 유형
1959년	Luna 3	소련	8K72	달 flyby
1960년	Pioneer 5	미국	Thor Able IV	태양 궤도선
1961년	Venera 1	소련	Molniya + Blok L	금성 충돌선
1962년	Mariner 2	미국	Atlas Agena B	금성 flyby
1965년	Mariner 4	미국	Atlas Agena D	화성 flyby
1966년	Luna 9	소련	Molniya-M + Blok L	달 착륙선
1969년	Apollo 11	미국	Saturn IV	달 착륙선
1970년	Venera 7	소련	Molniya-M + Blok NVL	금성 착륙선
1971년	Mars 3	소련	Proton-K + Blok D	달 궤도선/착륙선
1972년	Pioneer 10	미국	Atlas Centaur	목성 flyby
1975년	Venera 9	소련	Proton-K + Blok D-1	금성 궤도선/착륙선
1977년	Voyager 2	미국	Titan IIIE-Centaur	목성, 화성, 천왕성, 해왕성 flyby
	Voyager 1	미국	Titan IIIE-Centaur	목성, 화성 flyby
1989년	Magellan	미국	STS-30R Atlantis	금성 궤도선
	Galileo	미국	STS-34R Atlantis	목성 궤도선/대기 진입
1990년	Ulysses	미국,ESA*	STS-41 Discovery	태양 주회 궤도선
1997년	Cassini-Huygens	미국,ESA*, ASI**	Titan 401B-Centaur	토성 궤도선, 타이탄 착륙선
2001년	Mars Odyssey	미국	Delta 7925-9.5	화성 궤도선
2003년	Hayabusa	일본	M-V	소행성 샘플 반환
	Mars Express	ESA	Soyuz-FG + Fregat	화성 궤도선/착륙선
2004년	Rosetta	ESA	Ariane 5G+ (V158)	혜성 궤도선
	Messenger	미국	Delta 7925H	명왕성 flyby
2006년	New Horizons	미국	Atlas V 551	베스타, 세레스 궤도선
2007년	Dawn	미국	Delta 7925H-9.5	달 궤도선
	Chang'e 1	중국	Chang Zheng 3A	달 궤도선
2008년	Chandrayaan 1	인도	PSLV-XL	달 궤도선/충돌선
2011년	Juno	미국	Atlas V 551	목성 궤도선
	Curiosity	미국	Atlas V 541	화성 착륙선/로버
2020년	Perseverance	미국	Atlas V 541	화성 착륙선/로버
2022년	다누리	대한민국	Falcon 9	달 궤도선

*European Space Agency, **Italian Space Agency

추적기, 태양 센서, IRU, 가속도계 등의 센서들로부터 제공받은 위치 측정값을 토대로 액추에이터를 가동하여 거동을 보정한다.

비행간 탐사선의 안정화 방식 중에서 스핀 안정화는 특정 방향을 지향할 때 사용되며, 시스템

이 단순하여 구조 경량화 측면에서 강점을 지닌다[9,10]. 그러나, 회전축에 발생하는 각운동량은 기동성을 제한하므로, 임무 수행에 제약이 발생한다. 교란에 의해 발생하는 변화량을 액추에이터를 가동하여 지속적으로 제어하는 3축 안정화

는 정확한 측정이 요구될 때 사용되고 액추에이터로는 일반적으로 RW와 추력기가 사용된다.

2.1 RW (Reaction Wheel)

RW는 휠을 회전시켜 동체의 운동량과 교환을 통해 자세제어를 하는 장치이다. RW는 전력을 필요로 하므로 추진제 탑재량을 줄일 수 있으며, 정밀한 제어가 가능해 광학 측정 장치와 레이더 등의 높은 포인팅 정확도를 요구하는 대부분의 탐사선에 탑재된다[2,11,12].

3축 안정화에 탑재되는 RW의 경우 1개의 휠이 한 축을 담당하므로 3개의 휠로 구성되며, 일반적으로 예비 휠을 추가로 구성하여 작동 수명을 연장한다[11,13]. Fig. 1은 Cassini호에 탑재된 예비 RW의 형상으로 ARWA (Articulated Reaction Wheel Assembly)라 불리며, 관절형 모터에 부착되어있어, 기존 휠의 고장 시 회전축을 고장 휠의 축 방향으로 일치시켜 제어 동작을 이어갈 수 있다[14].

휠의 회전 속도는 한정 범위 내에서 작동하므로, 필요 이상의 제어가 요구되면 포화상태에 도달하게 된다. 항행 중 휠은 빈번하게 포화상태가 되어 자세제어 기능을 잃게 되므로, 추력기 등의 액추에이터를 통한 모멘텀 털어내기(dumping) 기동이 수행되어야 한다[13,16]. 또한, 휠은 일정 속도보다 낮거나 높은 속도의 작동이 지속될 경우, 기기 내에 마찰의 발생으로 오작동을 유발할 수 있으므로 일정 범위 내의 속도를 최대한 유지해야 한다[18,19].

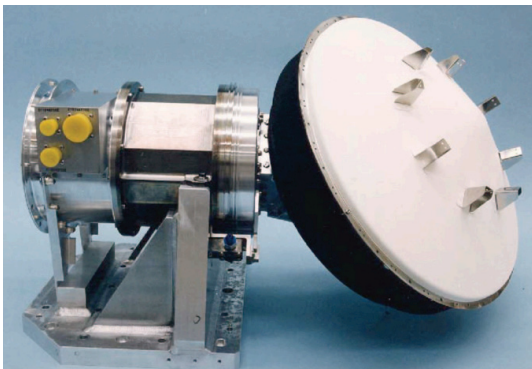


Fig. 1 ARWA on Cassini-Huygens[15].

2.2 추진시스템

2.2.1 추력기

추력기는 비교적 큰 힘을 생성하고, 빠른 대응이 가능하여 자세제어뿐만 아니라 TCM, OTM (Orbit Trim Maneuver), 그리고 하강 스테이지의 감속 등 대부분의 기동 수행에 사용되므로 탐사선에 필수적으로 탑재되는 액추에이터이다 [20,21]. 추력기는 추진제와 크기에 따라 각기 다른 특성으로 인해 임무 목적에 따라 구분되어 탑재된다. Fig. 2는 Cassini호의 자세제어에 사용된 RCS 추력기의 형상으로, 이와 같은 단일추진시스템(monopropellant propulsion system)은 단순성이 뛰어나 소규모 기동에 사용된다. Fig. 3은 Cassini호의 주엔진 형상으로 많은 양의 속도 변화(ΔV)와 긴 연소 기간이 요구되는 기동에 사용되며, 주로 비추력이 뛰어난 이원추진시스템



Fig. 2 RCS thruster of Cassini-Huygens[15].

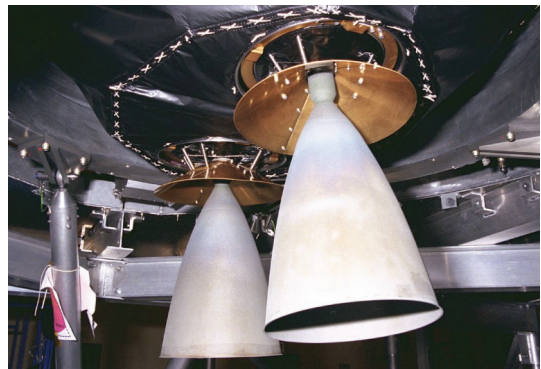


Fig. 3 Main engines of Cassini-Huygens[15].

(bi-propellant propulsion system)이 적용된다. 또한, 효율적인 제어를 위해 두 시스템을 복합적으로 결합한 이중 모드 추진시스템(dual-mode propulsion system)은 같은 연료의 사용으로 연료 탱크의 공유가 가능하여, 시스템의 무게를 감소시킬 수 있다. Fig. 4는 Cassini호에 탑재된 RCS 추력기 배치도를 나타낸 것으로, 선정된 추력기는 불필요한 ΔV 를 배제하기 위해 모멘트 암과 회전축을 고려하여 배치되어야 한다.

추력기의 연료 공급 방법은 압력 조절 모드 (pressure-regulator system)와 블로우다운 모드 (blowdown mode)가 있으며, 단일추진시스템과

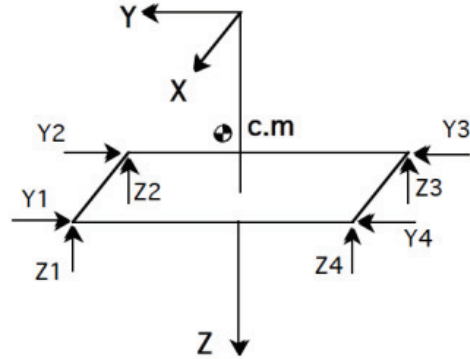


Fig. 4 Cassini thruster location and orientations[17].

Table 2. Characteristics of the thrusters used in the space probes[23-26].

Space Probe	Model No.	Thrust (N)	I_{sp} (s)	Length (mm)	Diameter (mm)	Dry mass (kg)	Propellant	Expansion ratio	Flow rate (g/s)
Cassini Huygens	R-4D-15	445	321	628 or 726	325 or 362	5.20 or 5.44	MMH /NTO	300:1 or 375:1	-
	MR-103H	0.9	-	-	-	-	Hydrazine	-	-
Perseverance	MR-111C	1.3-5.3	215-229	169	38	0.33	Hydrazine	74:1	-
	MR-107U	182-307	223-229	-	-	1.38	Hydrazine	21.5:1	-
	MR-80B	3,603-3,631	200-225	562	196	168	Hydrazine	27.2:1	-
Mars Odyssey	LEROS-1B	587-707	317	540	289	4.5	Hydrazine /NTO	-	-
	MR-106B	22	-	-	-	-	Hydrazine	-	-
	MR-103D	0.22-1.02	209-224	146	34	0.33	Hydrazine	100:1	0.09-0.5
MRO	MR-107N	109-296	229-232	213	66	0.74	Hydrazine	20.7:1	49-131
	MR-106E	11.6-30.7	229-235	182	34	0.52	Hydrazine	60:1	5.0-13.1
	MR-103D	0.22-1.02	209-224	146	34	0.33	Hydrazine	100:1	0.09-0.5
Juno	LEROS-1B	587-707	317	540	289	4.5	Hydrazine /NTO	-	-
	MR-111C	1.3-5.3	215-229	169	38	0.33	Hydrazine	74:1	-
New Horizons	MR-111C	1.3-5.3	215-229	169	38	0.33	Hydrazine	74:1	-
	MR-103H	0.9	-	-	-	-	Hydrazine	-	-

이원추진시스템에 모두 적용이 가능하다. 그러나, 이원추진시스템에 블로우다운 모드 적용 시 추진제의 소모에 따라 공급 압력의 변경으로 추력 감소와 혼합 비율의 변화 등이 발생하게 된다[22]. 이로 인해, 시스템 내부에는 압력 공급 탱크가 추가로 탑재하여 연료 탱크의 압력을 유지한다.

Table 2는 행성 탐사에 사용된 추력기의 특성을 정리한 것으로, 추력 성능에 따라 추력기와 엔진의 구분이 가능하며, 이원추진시스템이 단일추진제보다 높은 비추력을 지닌 것을 알 수 있다. 또한, Mars Odyssey와 Juno의 경우 하이드라진 연료를 사용한 이중 모드 추진시스템이 적용된 것을 확인할 수 있다.

2.2.2 추진제

추진제는 높은 비추력, 우수한 운용성 및 비용 절감이 요구된다.

단일추진제는 주로 접촉 점화(hypergolic) 계열의 하이드라진(hydrazine)을 사용한다. 이는 촉매와의 반응으로 분해되면서 고온, 고압의 가스를 형성하고, 노즐을 통해 팽창, 가속되면서 추력을 발생시킨다. 단일추진제는 외부 점화시스템 없이 유체를 조절하는 밸브만을 필요로 하여, 시스템 구성이 단순하므로 총중량을 감소시킬 수 있다. 또한, 비추력이 비교적 높고, 저장성이 용이할 뿐만 아니라 on/off 제어가 쉬워 펄스 모드(pulse mode)로 작동하는 수정 기동에 적합하다[27-30]. 그러나, 하이드라진의 빙점은 약 2도로 저온 시동(cold start)을 유발할 가능성이 높아 안정적인 발화 및 연소 거동을 위해 히터의 사용이 권장된다.

이원추진제는 연료와 산화제의 화학반응으로 추력을 생성하며, 화학 추진시스템에서 가장 높은 성능을 낸다. 주요 탐사선에 사용된 이원추진제인 MMH (monomethylhydrazine)와 NTO (nitrogen tetroxide)는 비교적 넓은 범위에서 액체 상태로 존재하여 극한의 우주 환경에 적합하다는 장점이 있다. 그러나, 이원추진제의 연료와 산화제는 별도의 탱크를 필요로 하며, 다소 복잡한 구조 설계가 필요하다.

3. 항 법

3.1 Flyby

지구를 벗어난 탐사선은 태양 중력장의 영향으로 태양 거리에 비례한 속도 변화가 발생한다. 이때, 호만 전이 궤도가 적용된 궤적을 따라 비행하는 탐사선은 목표 지점까지 순차적인 궤도 변경이 필요하다. 이러한 복합적인 요소는 오랜 탐사 기간이 소요되며, 한정된 추진제 탑재량으로 인해 기동 수행에 제약이 발생하게 된다. 그러므로, 이를 해결하고자 행성의 중력을 이용한 flyby 항법이 고안되었다[3].

Flyby는 탐사선이 행성의 SOI에 진입하여 행성으로부터 추가적인 기동 능력을 부여받는 항법이다. flyby를 수행하는 탐사선은 쌍곡선 궤도를 따라 비행하여 행성의 궤도에 포착되지 않고, 중력의 영향권으로 진입한다. 이때, 탐사선의 위치에너지는 행성과의 에너지 교환으로 인해 운동에너지로 변환되어 별다른 에너지 소모 없이 운항 궤도와 속도 변경이 가능하다. 이러한 과정은 탐사선이 행성에 진입하는 방향에 따라 여러 결과를 낳으며, 항행 중 조우하는 행성의 위치에 따라 반복적인 수행이 가능하다. 그러나, flyby는 행성의 정렬에 매우 의존하는 항법이므로, 발사 시간이 행성의 위치에 따라 정해지게 되며, 다중 flyby의 계획 시 매우 복잡한 궤적 설계가 필요하다[4,31-34].

Fig. 5는 Voyager 1, 2호가 수행한 flyby 궤적을 나타낸 것이다. Voyager 1호는 목성과 토성의 flyby로 가속되어 성간 공간에 먼저 도달하였으며, Voyager 2호는 175년 주기로 발생하는 행성의 정렬로 인해 목성, 토성, 천왕성, 그리고 해왕성 flyby로 성간 공간에 도달하였다. Fig. 6은 Voyager 2호가 항행 간 조우하는 행성과의 flyby를 수행하여 얻은 속도 변화를 그래프로 도시한 것으로 태양 중력장으로 인한 감속을 행성의 운동량으로 보상받은 것을 확인할 수 있다. 이에 반해, 수성 탐사선인 Bepicolombo호의 경우, 행성에 근접할수록 가속되고, 수성의 희박한 대기로 aerobraking 항법의 적용이 어려워 지구, 금성, 그리고 수성을 이용한 총 9번의 flyby 항

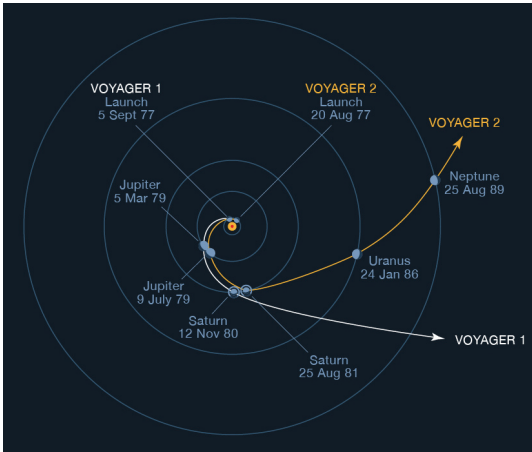


Fig. 5 Flyby trajectory of Voyager 1 and Voyager 2[3].

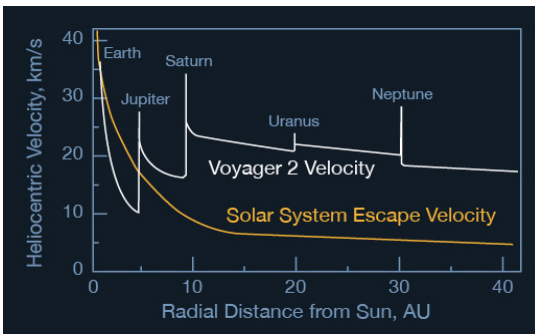


Fig. 6 Velocity change of the Voyager 2 using flyby[3].
법을 통한 감속을 계획하였다[35,36].

3.2 Aerobraking

Aerobraking은 행성 진입 시 대기와 탐사선 표면에 발생하는 마찰로 궤도 에너지를 줄여 고도와 속도를 낮추는 항법으로, 궤도 임무가 요구되는 경우 추진제 절약을 목적으로 한다[5].

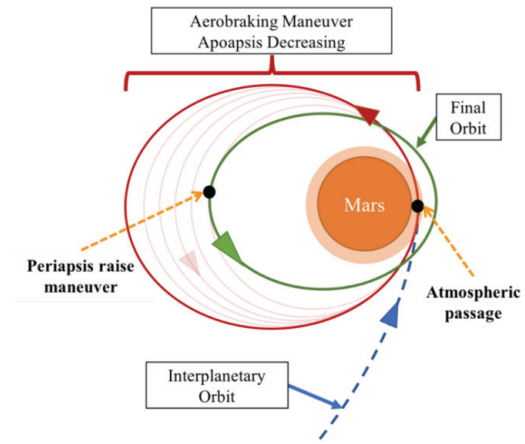


Fig. 7 Process of aerobraking[39].

Fig. 7은 Aerobraking의 진입부터 최종 궤도까지의 궤도 기동 과정을 나타낸 것으로, 기동 단계는 walk in, main phase, 그리고 walk out 등의 3가지 단계로 세분된다. walk in 단계는 행성 대기를 분석하여 aerobraking의 적절성을 판단하는 보정 단계이다. main phase 단계는 점진적인 궤도 고도 변경이 행해지는 기간이며, OTM은 탐사선이 견딜 수 있는 온도 범위 이내에서 수행되어야 한다. 마지막 walk out 단계는 주엔진 연소로 PRM (Periapsis Raise Maneuver)를 수행하여 근점을 목표 궤도까지 높여 원형 궤도를 달성하는 단계이다[37,38].

Table 3은 aerobraking의 수행으로 탐사선이 획득한 값을 정리한 것으로 상당한 추진제가 절약된 것을 확인할 수 있다. 그러나, 행성 대기 밀도는 위도와 경도에 따라 극심한 변동성을 보이므로 aerobraking 항법은 위험성을 동반한다[40]. 그러므로, 탐사선의 GN&C (Guidance, Navigation

Table 3. Performance and parameter change for using aerobraking[37,38,41,42].

Space Probe	Pre-aerobraking orbit			Post-aerobraking orbit			ΔV saving (km/s)	propellant saving (kg)
	h_p^* (km)	h_a^{**} (km)	Period (h)	h_p^* (km)	h_a^{**} (km)	Period (h)		
Magellan	170	8,500	3.2	197	541	1.6	1.22	490
Odyssey	110	26,200	18.6	201	503	1.9	1.08	320
MRO	450	45,000	34	120	486	1.9	1.19	580

*Periapsis altitude, **Apoapsis altitude

& Control) 시스템은 비행 환경을 실시간으로 판단하고 해당 환경에 신속하게 대응할 수 있어야 한다. 또한, 탐사선은 기동 중 발생하는 상당한 복사 및 대류 부하로부터 시스템을 보호하는 TPS (Thermal Protection System) 및 구조체의 설계가 중요하다 할 수 있다[43,44].

4. 행성 탐사 개요

4.1 Cassini - Huygens

Cassini-Huygens호는 토성 궤도선인 Cassini와 토성 위성인 타이탄에 착륙하는 Huygens로 구성되며, 총질량이 6 ton에 가까운 3축 안정화형 탐사선이다. Fig. 8은 탐사선의 시스템 개략도를 도시한 것으로, 원격 감지 카메라, 분광계, 안테나 등 12개의 주요 임무 장치와 전력 공급 장치인 3개의 RTG (Radioisotope Thermoelectric Generator)가 탑재되었다[45].

항행 중 탐사선의 선회 및 궤도 보정의 제어 권한과 포인팅 유지는 별 추력기, 5개의 IRU, 태양 센서, 가속도계, 그리고 액추에이터로 구성된 AACS (Attitude and Articulation Control Subsystem)가 담당하였다[45-47]. 그 중, 기동 임무에 중추적인 역할을 맡는 액추에이터는 RW와 추진시스템으로 구성되었다. 자세제어 및 소규모 TCM은 등거리에 위치한 4개의 RW와 1 N급 하이드라진 RCS 추력기 8개가 사용되었으며, 속도

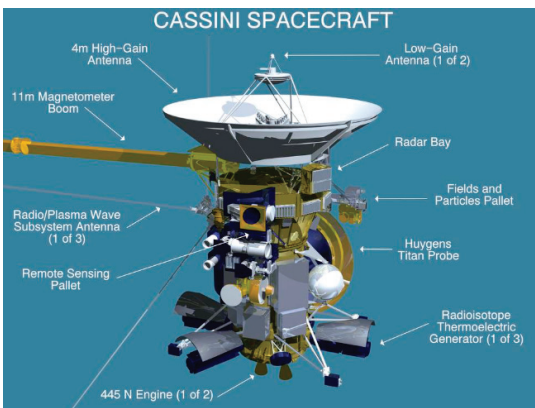


Fig. 8 Schematic of Cassini-Huygens[46].

변경이 필요한 TCM과 비교적 큰 임무에는 이중 추진시스템이 적용된 445 N 주엔진 1개가 사용되었다. 탐사선에는 예비 추력기가 추가로 구성되어 총 18개의 추력기가 탑재되었으며, RW 저속 및 고속 제어를 위해 RBOT (Reaction wheel Bias Optimazation Tool) 프로그램이 사용되었다[47,50].

RCS 추력기는 4개가 1조의 클러스터로 구성되어 블로우다운 모드로 작동되었고, 태양 탐사, probe 방출 등 디텀블(detumble) 제어를 담당하였으며, 헬륨을 통해 한 번의 압력 충전이 행해졌다. 주엔진은 블로우다운 모드와 정압모드가 모두 사용되었으며, 짐벌에 장착되어 가동 중에는 TVC (Thrust Vector Control)를 통해 피치, 요 제어가 수행되었고, RCS 추력기가 롤 제어를 담당하여 자세를 조정하였다[45,46,51].

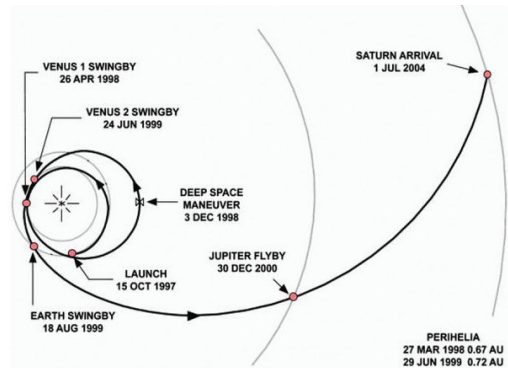


Fig. 9 Interplanetary trajectory timeline[48].

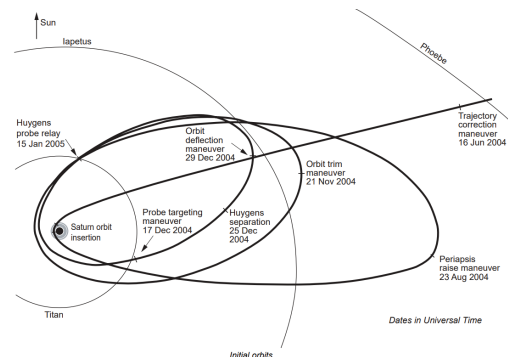


Fig. 10 SOI to Huygens entry[49].

Cassini-Huygens 호는 Titan 401B 발사체에 탑재되어 비행을 시작하였다. 행성 간 항행 중 탐사선은 Fig. 9와 같이 금성, 지구, 그리고 목성을 통해 4번의 flyby를 수행하였으며, flyby 궤적에 진입하기 위해 88분간 주엔진을 작동시켜 DSM (Deep Space Maneuver)를 수행하였다[48].

Fig. 10은 타이탄 궤도 진입부터 Huygens의 사출 과정을 나타낸 것으로 탐사선은 토성 궤도 진입 전 궤도에 포착되기 위해 96분간의 주엔진 연소로 감속하였고, 진입 후 OTM 기동을 수행하였다. 탐사선은 초기 OTM에서 Huygens 착륙선 사출 및 궤도선의 후속 flyby를 위해 주엔진을 51분간 작동시켜 PRM으로 궤적을 조정하였고, 다가오는 3번째 궤도에서 PTM (Probe Targeting Maneuver)을 성공적으로 수행하였다 [49,52-54].

분리된 Huygens는 기동 수행 능력이 없어 스핀 안정화를 위해 7 rpm으로 회전하여 타이탄 대기에 진입하였고, Cassini 궤도선은 타이탄 궤도에서 벗어나기 위해 ODM (Orbiter Deflection Maneuver)으로 편향되어 타이탄 Flyby로 궤도를 변경하였다[45,55].

Fig. 11은 Huygens의 착륙 과정으로, 착륙선은 대기 진입 시 발생하는 열로부터 열 차폐 쉴드에 의해 보호됨과 동시에 감속되었다. 이후, 탐사선 속도가 마하 1.5에 도달하여 직경 2.6 m의 파일럿 낙하산이 전개되었고, 후면 덮개가 함께 분리되었다. 이어서 직경 8.3 m 주 낙하산이 전개되어 완만하고 안정적인 하강을 하였으며, 2.5 시간의 공칭 강하 시간, 배터리 용량, 타이탄

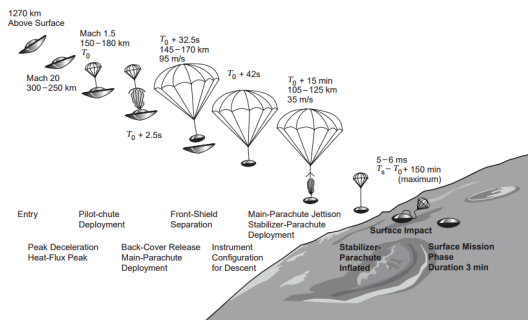


Fig. 11 Huygens descent to Titan[49].

대기로 인해 하강 모듈(descent module)에 부과되는 열 등의 제약으로 일정 속도로 감속 후, 열 차폐 쉴드와 함께 분리되었다. 행성 착륙 최종단계에는 직경 3 m의 보조 낙하산이 전개되고 Huygens의 안정성을 확보하여 착륙에 성공하였다[49,55-58].

4.2 Perseverance

Perseverance호는 2011년 11월 26일 발사된 MSL(Mars Science Laboratory)의 디자인을 기반으로 제작되었으며, Jezero 분화구로 착륙 지점을 계획한 화성 착륙선이다[59]. Fig. 12와 같이 탐사선은 크루즈 스테이지, 백 쉘(back shell)과 열 차폐막(heat shield)으로 구성된 에어로셸(aeroshell), 그리고 하강 스테이지로 나누어져

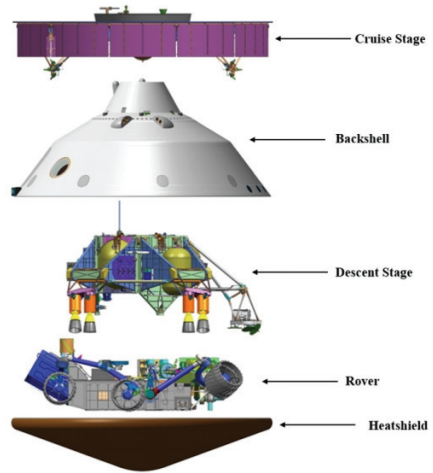


Fig. 12 Perseverance configuration[60].

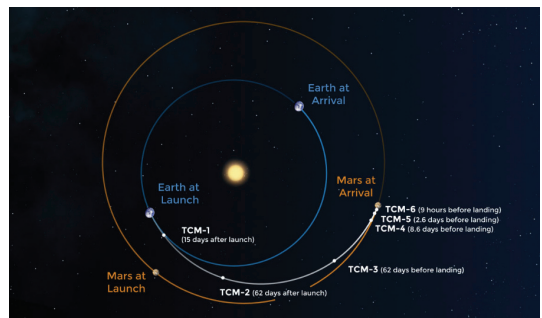


Fig. 13 Interplanetary trajectory timeline[61].

순항, 진입 및 착륙의 과정을 분담하였다[63]. 행성 표면에서 임무를 수행하는 로버는 에어로셀 내부에 탑재되어 비행 중 안전을 보장받았다.

탐사선은 발사체인 Atlas V 541의 상단부(upper stage)와 분리 후, 2 rpm으로 회전하여 스핀 안정화되었고, MMRTG (Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator)로부터 전력을 공급받았다[62]. 행성 간 운항 중 탐사선은 별 추적기, IMU (Inertial Measurement Unit), 태양 센서로부터 위치 정보를 제공받았고, 회전 속도 제어와 TCM을 위해 크루즈 스테이지의 4개의 4 N급 RCS 추력기로 구성된 2조의 클러스터를 사용하였다. TCM 기동은 Fig. 13과 같이 백업 기동과 비상 기동을 포함하여 총 6개의 기동이 계획되었으나, 적은 오차로 인해 3번의 TCM이 취소되었다[63,64].

Fig. 14는 탐사선이 행성 대기 진입부터 착륙까지의 과정을 요약한 것이다. 화성 접근 단계는 화성과의 조우 45일 전에 시작되었으며, 로버 충전, 구성 요소 예열, 자율 비행 소프트웨어 준비가 행해졌다. 진입 전 탐사선은 크루즈 스테이지

를 분리하였고, 백 셀에 탑재된 8개의 170-250 N RCS 추력기로 de-spin 기동을 수행하였고, 탐사선의 진입 방향을 조정하였으며, GN&C를 활성화하였다[65]. 또한, 탐사선은 양력과 항력을 제공받기 위해 Fig. 15에 도시된 2개의 70 kg EBM (Entry Balance Masses)을 방출하였다. 이러한 유도 진입 방식은 대기 및 공기역학적 불확실성의 영향을 줄여 낙하산 고도를 증가시키고 착륙 범위 오차를 감소시킬 수 있었다[60].

대기에 진입한 탐사선은 MEDLI2 (Mars Entry, Descent and Landing Instrumentation 2) 시스템을 통해 에어로셀의 온도, 열 유속, 그리고 압력 측정이 시작되었으며, Fig. 16에 도시된 뱅크 각(bank angle)의 조절로 리프트 벡터를 변경하여 탐사선의 하강 궤도를 제어하였다[62,66,67]. 다음으로 TDS (Terminal Descent Sensor)를 지면 방향에 위치시키기 위해 25 kg CBM 6개를 배출해 받음각(attack of angle)을 0도로 설정하는 SUFR (Straighten Up and Fly Right) 기동을 수행하였다[60,65,68,69].

탐사선의 본격적인 감속 기동에는 Range

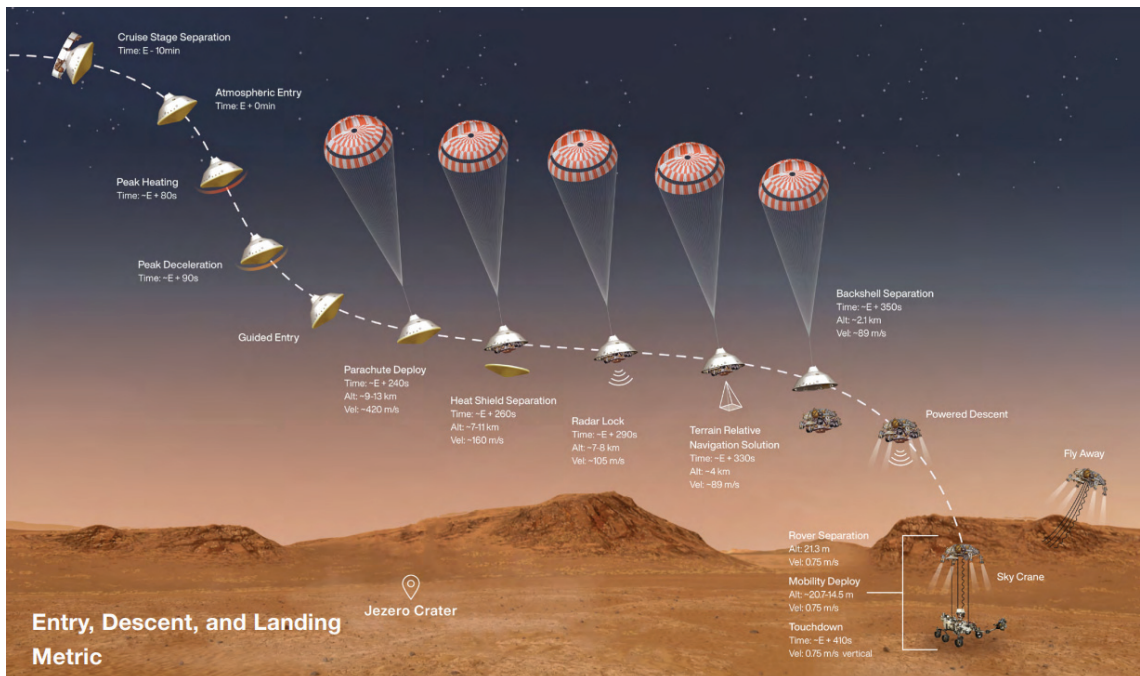


Fig. 14 Descent stage timeline[62].

trigger 기술이 적용되었다. 이로 인해 탐사선은 목표 지점까지의 거리를 계산하고, 이상적인 시간에 21.5 m의 낙하산을 전개하여 착륙 정확도를 높일 수 있었다. 이후, 열 차폐막이 분리되었고, 탐사선은 TRN (Terrain Relative Navigation) 을 통해 지형 정보를 빠르게 파악하여 위험지역으로부터 회피 기동을 수행하였다[59,62,63,65]. 충분한 감속 후, 낙하산은 백 셀과 함께 분리되었다. 이때, 탐사선은 자유 낙하하여 백 셀의 하강 궤도에서 벗어나 낙하산과의 충돌을 방지하

였다. 최종 하강 단계에는 8개의 300-3000 N 급 MLE (Mars Landing Engines)가 가동되어 추가적인 감속을 하였으며, 21 m 고도에 도달한 후, 효율적인 기동을 위해 4개의 MLE의 연소가 중단되었다[65,69]. 이후, 로버는 20 m 상공에서 하강 스테이지와 분리되었고, 연착륙을 위해 BUD (Bridle, Umbilical and Descent rate limiter)에 연결되어 하강하였다. BUD는 로버의 터치다운이 감지된 후, 절단되었다. 분리된 하강 스테이지는 MLE의 최대 출력으로 flyaway 기동을 시행하였으며, 로버로부터 안전한 거리의 지표면에 충돌하여 착륙 임무를 종료하였다[60,63].

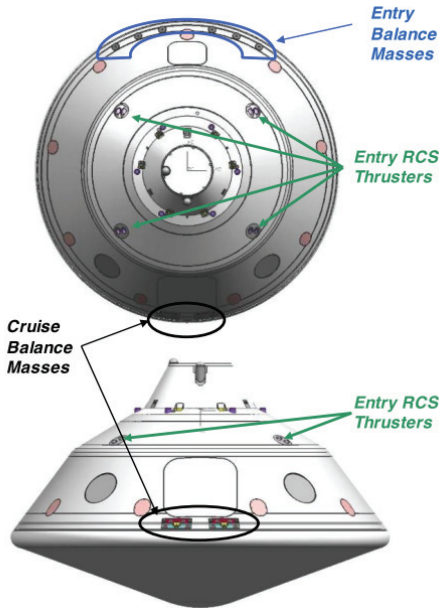


Fig. 15 Thrusters and CBM on back shell[65].

4.3 Mars Odyssey

Odyssey호는 화성 궤도선으로 착륙선을 위한 화성 환경 조사 및 화산 활동 등의 증거 탐지 임무를 위해 Fig. 17과 같이 HGA (High Gain Antenna), GRS (Gamma Ray Spectrometer), THEMIS (Thermal Emission Imaging System) 등으로 구성되었다.

탐사선은 Delta 7925-9.5 발사체에 탑재되어 비행을 시작하였다. 탐사선은 행성과 충돌 확률을 낮추기 위해 주입(orbit injection) 목표 지점이 화성에서 벗어나게 설정되었다[70]. TCM은 Fig. 18과 같이 총 5차례가 수행될 예정이었으나, TCM5는 취소되었다[3]. 항행 중 3축 안정화를 위해 사용된 액추에이터는 자세제어에 사용된 예비 휠을 포함한 4개의 RW, 4개의 1 N RCS 추력기, 그리고 TCM에는 22 N 추력기가 탑재되었다. RCS 추력기는 TCM 추력기와 Fig. 19와 같이 REM (Rocket Engine Modules)으로 구성되었으며, 고장 시 TCM 추력기가 임무를

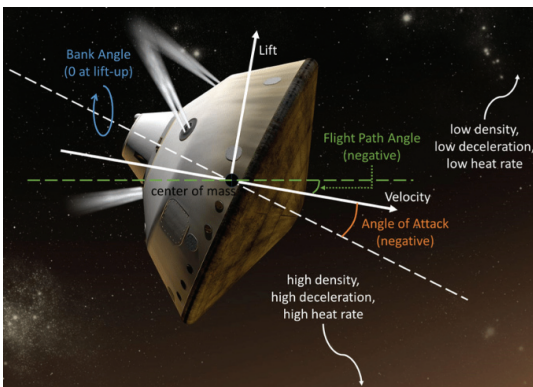


Fig. 16 Entry guidance[67].

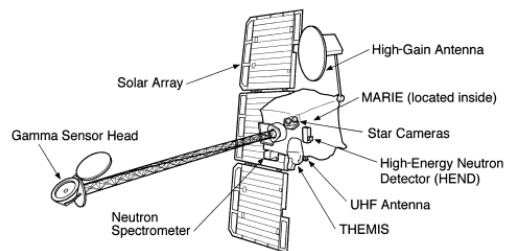


Fig. 17 Schematic of Odyssey[71].

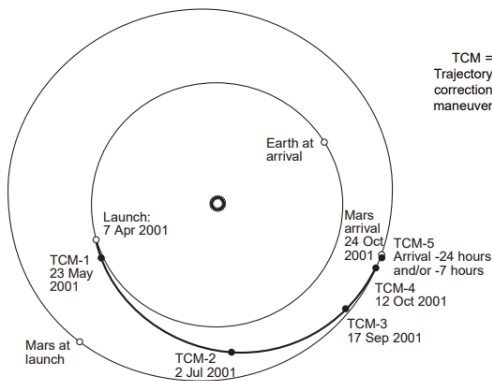


Fig. 18 Interplanetary trajectory timeline[72].

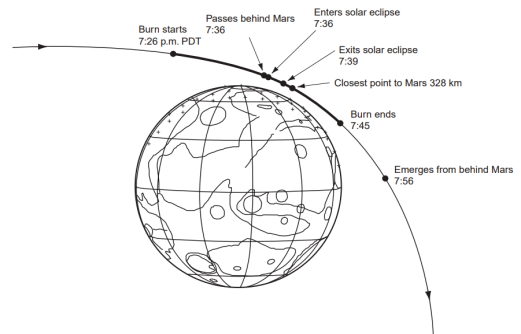


Fig. 20 SOI timeline[72].

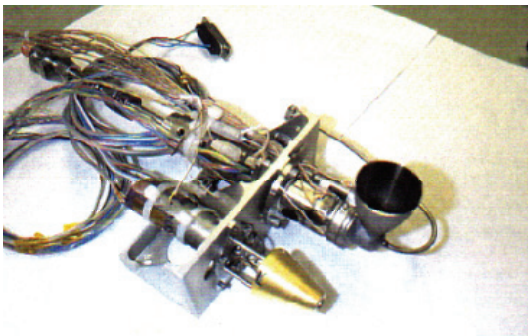


Fig. 19 REM[73].

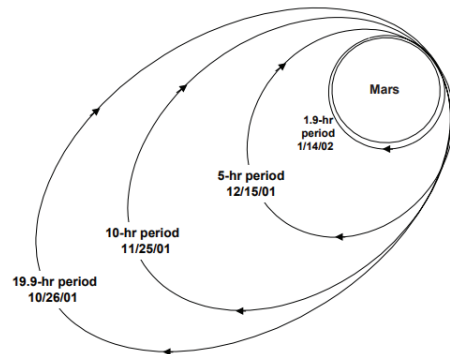


Fig. 21 Aerobraking orbits[72].

대체하도록 설정되었다[71,72,74].

Fig. 20은 탐사선의 궤도 진입 과정을 나타낸 것이다. 진입 전, 추진제 탱크 가압과 배관 라인이 히터로 예열되었으며, 이후, 탐사선은 약 20분간 645 N급 주엔진 가동으로 감속되어 화성 궤도에 삽입되었다[72,74].

탐사선은 Fig. 21에서 보이는 바와 같이 임무 수행이 가능한 원형 궤도를 달성하기 위해 aerobraking을 수행하였다. 이때, aerobraking 시작 가능한 궤도 포획 시간은 최대 22시간으로, 초과 시 궤도 주기를 허용 가능한 수준으로 줄이기 위해 PM (Period-reduction Maneuver)을 수행해야 한다. 그러나, 탐사선은 18.6 시간 궤도로 삽입되어 주기 감소 기동은 취소되었다[74].

Aerobraking에는 태양 전지판이 drag suit의 역할을 수행하였고, walk in, main phase, 그리고 walk out 단계로 진행되었다[1]. OTM 기동

중 추력기는 탐사선 z 축을 속도 벡터와 일치시켰고, RW는 중지되었으며, OTM이 끝난 후 재가동되었다. 탐사선은 총 332회의 OTM을 통해 2시간 미만의 궤도 주기를 가진 원형 궤도를 달성하였으며, 총 200 kg 가량의 연료 탑재량을 줄일 수 있었다[74,75].

5. 결 론

행성 탐사선에 필수적으로 사용되는 자세제어 시스템과 행성의 중력 및 대기를 이용한 항법들을 소개하고, 탐사선 임무 목적에 따라 적용된 탐사 사례를 정리하였다.

탐사선의 자세 안정화 방법은 스핀 안정화와 3축 안정화 방식으로 나뉘며, 액추에이터로는 RW와 추력기가 사용된다. 액추에이터는 임무 수행 방식에 따라 정밀함과 높은 토크 생성 측

면에서 분류되고 최적화되어 탑재된다. 현재까지 탐사선의 항행 간 가장 많이 사용되는 액추에이터는 추력기이며, 추진제를 소모하여 자세제어, 궤적의 보정과 변경 등 여러 임무 수행에 기여한다. 탑재되는 추진제의 양은 한정되어 임무 수행에 한계가 있으므로 flyby와 aerobraking 항법의 적용은 큰 기동 임무가 수행되는 착륙선 및 궤도선에 중요한 역할을 한다. 그러나, 탐사선의 항법 적용에는 행성의 환경 조건을 고려해야 하며, 이에 따라 발사 시간 등 제약 조건이 뒤따른다. 따라서, 탐사선은 항법에 덜 의존하도록 높은 비추력을 생성하는 추력기와 장치들의 내구성 향상 등 꾸준한 개발이 필요하다고 판단된다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주교육센터(2022M1A3C2085070)의 지원을 받아 수행된 연구결과임.

References

1. Guo, Y., Thompson, P., Wirzburger, J., Pinkine, N., Bushman, S., Goodson, T., Haw, R., Hudson, J., Jones, D., Kijewski, S., Lathrop, B., Lau, E., Mottinger, N., Ryne, M., Shyong, W.J., Valerino, P. and Whittenburg, K., "Execution of Parker Solar Probe's unprecedented flight to the Sun and early results," *Acta Astronautica*, Vol. 179, pp. 425-438, 2021.
2. Andreea, B., "Understanding reaction wheels," retrived 11 Sep. 2022 from <https://aerospace.honeywell.com/us/en/about-us/blogs/understanding-reaction-wheels>.
3. "Gravity Assist Section 1," retrived 20 Sep. 2022 from <https://solarsystem.nasa.gov/basics/chapter-4-1/>.
4. "Gravity Assist," retrived 20 Sep. 2022 from <https://www.planetary.org/articles/20130926-gravity-assist>.
5. "Aerobraking," retrived 23 Sep. 2022 from <https://mars.nasa.gov/odyssey/mission/timeline/mtaerobraking/>.
6. Siddiqi, A.A., A CHRONICLE OF DEEP SPACE EXPLORATION, 2th ed., NASA History Program Office., U.S.A., 2018.
7. "KPLO" retrived 22 Aug. 2022 from https://www.kari.re.kr/kor/sub03_07.do.
8. "NASA Major Launch Record history.nasa.gov." retrived 22 Aug. 2022 from <https://history.nasa.gov/pocketstats/sect%20B/MLR.pdf>.
9. Muller, P., Sack, A. and Poschel, T. "Misconceptions about gyroscopic stabilization," *American Journal of Physics Physics*, Vol. 88, No. 3, pp. 75-81, 2019.
10. "SPACECRAFT ATTITUDE CONTROL DURING THRUSTING MANEUVERS," NASA SP-8059, Feb. 1971.
11. Froelich, R. and Papapoff, H., "REACTION WHEEL ATTITUDE CONTROL FOR SPACE VEHICLES," *IRE Transactions on Automatic Control*, Vol. 4, No. 3, pp. 139-149, 1959.
12. Ye, D., Sun, Z. and Wu, S., "Hybrid thrusters and reaction wheels strategy for large angle rapid reorientation with high precision," *Acta Astronautica*, Vol. 77, pp. 149-155, 2012.
13. Ismail, Z. and Varatharajoo, R., "A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control," *Advances in Space Research*, Vol. 45, No. 6, pp. 750-759, 2010.
14. Brown, T.S., "In-Flight Position Calibration of the Cassini Articulated Reaction Wheel Assembly," *Acta Astronautica*, Minneapolis, M.N., U.S.A., Aug. 2012.
15. "Cassini attitude control hardware photo overview," retrived 13 Sep. 2022 from

- <https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/47191/CL%2316-5132.pdf?sequence=1>.
16. Olivares, A. and Staffetti, E., "Hybrid switched time-optimal control of underactuated spacecraft," *Acta Astronautica*, Vol. 148, pp. 456-470, 2018.
 17. Stupik, J., "Mission Summary of Cassini Spacecraft Guidance and Control Hardware Health and Performance," *Acta Astronautica*, F.L., U.S.A., AIAA 2018-2110, Jan. 2018.
 18. Macala, G.A, Lee, A.Y. and Wang, E.K., "Feasibility study of two candidate reaction wheel thruster hybrid control," *Guidance, Navigation, and Control Conference*, Minneapolis, M.N., U.S.A., AIAA 2012-4541, Jan. 2012.
 19. Son, J.W. and Park, Y.W., "Satellite Attitude Control on Reaction Wheel Low-Speed Region," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 11, pp. 967-974, 2017.
 20. Pasand, M., Hassani, A. and Ghorbani, M., "A Study of Spacecraft Reaction Thruster Configurations for Attitude Control System," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 32, No. 7, pp. 22-39, 2017.
 21. Gobadi, M., Shafaei, M. and Nadoushan, M.J., "Reliability Approach to Optimal Thruster Configuration Design for Spacecraft Attitude Control Subsystem," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 12, e2320., pp. 1-22, 2020.
 22. "Modern Liquid Propellant Rocket Engines, 2000 Outlook," retrieved 13 Sep. 2022 from https://www.researchgate.net/publication/267047129_Modern_Liquid_Propellant_Rocket_Engines_2000_Outlook.
 23. "Bipropellant Rocket Engine," retrieved 15 Sep. 2022 from https://satcatalog.s3.amazonaws.com/components/848/SatCatalog_-_Aerojet_Rocketdyne_-_MR-107U_300N_-_Datasheet.pdf?lastmod=20210710010149.
 24. Morgan, O.M., Fischer, T.L. and Guernsey, C.S., "Delta-Qualification of a 22N (5.0 lbf) MR- 106B Monopropellant Hydrazine Thruster for the Mars Odyssey Spacecraft," 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Salt Lake City, U.T., U.S.A., AIAA 2001-3632, Aug. 2002.
 25. "LEROS 1B Apogee Engine," retrieved 15 Sep. 2022 from <https://www.nammo.com/product/nammo-space-leros-1b-apogee-engine/.No.24>, pp. 9150-9165, 2010.
 26. "Monopropellant Rocket Engine," retrieved 15 Sep. 2022 from http://www.alternatewars.com/BBOW/Space_Engines/2011-H-4232DataSheets.pdf.
 27. Tanaka, N., Matsuo, T., Furukawa, K., Nishida, M., Suemori, S. and Yasutake, A "The "Greening" of Spacecraft Reaction Control Systems," *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, Vol. 48, No. 4, pp. 44-50, 2011.
 28. Davis, S.M. and Yilmaz, N., "Advances in Hypergolic Propellants: Ignition, Hydrazine, and Hydrogen Peroxide Research," *Advances in Aerospace Engineering*, Vol. 2014, Article ID 729313, 2014.
 29. Nufer, B., "HYPERGOLIC PROPELLANTS: THE HANDLING HAZARDS AND LESSONS LEARNED FROM USE," KSC-2010-045R, 2010.
 30. Price, T.W. and Evans, D.D., "The Status of Monopropellant Hydrazine Technology," NASA Technical Report 32-1227, 1968.
 31. "Basics of Space Flight A Gravity Assist Primer," retrieved 20 Sep. 2022 from <https://solarsystem.nasa.gov/basics/primer/>
 32. Dykla, J.J., "Gravitational Slingshot," *American Journal of Physics*, Vol. 72, No. 5, 2003.
 33. Larson, W.J. and Weryz, J.R., "Space Mission Analysis and Design," 3rd ed., Microcosm Inc., El Segundo, C.A., U.S.A., 1999.
 34. "Basics of Space Flight Section 3," retrieved

- 20 Sep. 2022 from <https://solarsystem.nasa.gov/basics/chapter16-1/>.
35. Schuster, A. and Jehn, R., "Influence of the Mercury gravity field on the orbit insertion strategy of BepiColombo," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 39, pp. 546-551, 2014.
 36. "Bepicolombo," retrived 21 Sep. 2022 from <https://www.cosmos.esa.int/web/bepicolombo-flyby>.
 37. Smith, J.C. and Bell, J.L., "2001 MARS ODYSSEY AEROBRAKING," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 42, No. 3, 2005.
 38. "Aerocapture, Aerobraking, and Entry for Robotic and Human Mars Missions," retrived 23 Sep. 2022 from <https://www.intechopen.com/chapters/72944>.
 39. Eismont, N., Ledkov, A. and Nazirov, R., "Spacecraft Transfer from Interplanetary to Low Near Planet Orbit by Use of Aerobraking in Venus Atmosphere," *SpaceOps 2012 Conference*, Stockholm, S.W.E, 2012.
 40. Falcone, G. and Putnam, Z.R., "Aerobraking Trajectory Control Using Articulated Solar Panels," *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Vol. 171, pp. 2391-2413, 2019.
 41. Giorgini, J., Wong, S.K., You, T.H., Chadbourne, P. and Lim, L., "MAGELLAN AEROBRAKE NAVIGATION," *Journal of British Interplanetary*, Vol. 48, No. 3, pp. 111-122, 2013.
 42. Spencer, D.A. and Tolson, R., "Aerobraking Cost and Risk Decisions," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No. 6, pp. 1285-1293, 2007.
 43. Sarli, B.V., Farres, A. and Folta, D.C., "Mars Optimal Aerobrake Maneuver Estimation," *GSFC-E-DAA-TN61081-1*, 2019.
 44. Cooper, D.M. and Arnold, J.O., "Technologies for Aerobraking," *NASA-TM-102854*, 1991.
 45. Barber, T.J. and Cowley, R.T., "Initial Cassini Propulsion System In-Flight Characterization," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Indianapolis, I.N., U.S.A., 2002.
 46. "Cassini Spacecraft Engineering Tutorial," retrived 25 Sep. 2022 from https://atmos.nmsu.edu/data_and_services/atmospheres_data/Cassini/Cassini/1919-3644/6-20060328_C_HARM_Webster.pdf.
 47. Lee, A.Y. and Burk, T.A., "Cassini Spacecraft Attitude Control System: Flight Performance and Lessons Learned, 1997 - 2017," *2019 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Kissimmee, F.L., 2018.
 48. Somawardhana, R.P. and Millard, M.M., "Cassini Main Engine Assembly Cover Flight Management and Performance," *22010 IEEE Aerospace conference*, Big sky, M.T., U.S.A., Mar. 2010.
 49. "Cassini-Huygens Saturn Arrival," retrived 21 Sep. 2022 from <https://solarsystem.nasa.gov/resources/17323/cassini-huygens-saturn-arrival-press-kit/>.
 50. Stupik, J., "Mission Summary of Cassini Spacecraft Guidance and Control Hardware Health and Performance," *2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Kissimmee, F.L., U.S.A., 2018.
 51. Wong, E. and Breckenridge, W., "An attitude control design for the Cassini spacecraft," *Guidance, Navigation, and Control Conference*, Baltimore, M.D., U.S.A., 1995.
 52. "Huygens," retrived 26 Sep. 2022 from <https://solarsystem.nasa.gov/missions/huygens/in-depth/>.
 53. "Cassini-Huygens," retrived 26 Sep. 2022 from <https://sci.esa.int/web/cassini-huygens/-/35709-status-report-no-10>.
 54. Wagner, S.V., Buffington, B.B., Goodson, T.D., Hahn, Y., Strange, N.J. and Wong, M.C., "Cassini-Huygens maneuver experience: first year of Saturn tour," *Astrodynamics*

- Specialist Conference*, Lake Tahoe, C.A., U.S.A., 2005.
55. Lebreton, J.P., Witasse, O., Sollazzo, C., Blancquaert, T., Couzin, P., Schipper, A.M., Jones, J.B., Matson, D.L., Gurvits, L.I., Atkinson, D.H., Kazeminejad, B. and Ayucar, M.P., "An overview of the descent and landing of the Huygens probe on Titan," *Nature*, Vol. 438, pp. 758-764, 2005.
 56. Matson, D.L., Spilker, L.H. and Lebreton, J.P., "The Cassini/Huygens Mission to the Saturnian System," *Space Science Reviews*, Vol. 104, pp. 1-58, 2002.
 57. Standley, S.P., "Cassini-Huygens Engineering Operations at Saturn," *SpaceOps 2006 Conference*, Rome, I.T.A., AIAA 2006-5516, Jun. 2006.
 58. Clausen, K.C., Hassan, H., Verdant, M., Couzin, P., Huttin, G., Brisson, M., Sollazzo, C. and Lebreton, J.P., "The Huygens Probe System Design," *Space Science Reviews*, Vol. 104, pp. 155-189, 2002.
 59. "Mars 2020 Perseverance Rover," retrieved 29 Sep. 2022 from <https://mars.nasa.gov/mars2020/timeline/cruise/>.
 60. Nelessen, A., Sackier, C., Clark, I., Brugarolas, P., Villar, G., Chen, A., Stehura, A., Otero, R., Stille, E., Way, D., Edquist, K., Mohan, S., Giovingo, C. and Lefland, M., "Mars 2020 Entry, Descent, and Landing System Overview," *2019 IEEE Aerospace Conference*, Big sky, M.T., U.S.A., Mar. 2019.
 61. "Perseverance's Route to Mars," retrieved 29 Sep. 2022 from <https://mars.nasa.gov/resources/25156/perseverances-route-to-mars/>.
 62. "Mars 2020 Perseverance Press kit," retrieved 29 Sep. 2022 from <https://mars.nasa.gov/resources/25529/mars-2020-perseverance-landing-press-kit/>.
 63. Abilleira, F., Aaron, S., Baker, C., Burkhart, D., Kruizinga, G., Kangas, J., Jesick, M., Lange, R., McCandles, S.E., Ryne, M., Seubert, J., Wagner, S. and Won, M., "MARS 2020 MISSION DESIGN AND NAVIGATION OVERVIEW," *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Maui, H.I., U.S.A., Jan. 2019.
 64. Seubert J., Gustafson, E., Jesick, M., Kangas, J., Kruizinga, G., Martin-Mur, T., McCandless, S.E., McElrath, T., Mottinger, N., Ryne, M., Wagner, S. and Wong, Mau., "ORBIT DETERMINATION FOR THE MARS 2020 MISSION," *2021 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Big Sky, M.T., U.S.A., Aug. 2021.
 65. Brugarolas, P., "GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL FOR THE ENTRY, DESCENT, AND LANDING OF THE MARS 2020 MISSION," *40th Annual Guidance and Control Conference*, Breckenridge, C.O., Feb. 2017.
 66. "Mars Entry, Descent, and Landing Instrumentation 2 (MEDLI2)," retrieved 29 Sep. 2022 from https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/game_changing_development/projects/MEDLI-2.
 67. "bank angle of MSL aeroshell," retrieves 29 Sep. 2022 from https://www.researchgate.net/figure/Bank-angle-modulation-diagram-shown-with-Mars-Science-Laboratory-aeroshell-MSL-image_fig3_338399630.
 68. Brugarolas, P. and Way, D.W., "MARS 2020 PERSEVERANCE ENTRY CONTROLLER DESIGN AND FLIGHT RECONSTRUCTION," *2021 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Big Sky, M.T., U.S.A., Aug. 2021.
 69. Weiss, J.M. and Guernsey, C.S., "DESIGN AND DEVELOPMENT OF THE MSL DESCENT STAGE PROPULSION SYSTEM," *2009 IEEE Aerospace conference*, Big Sky, M.T., U.S.A., Mar. 2009.
 70. Antreasian, P.G., Baird, D.T., Border, J.S., Burkhart, P.D., Graat, E.J., Jah, M.K., Mase,

- R.A., McElrath, T.P. and Portock, B.M., "2001 Mars Odyssey Orbit Determination During Interplanetary Cruise," *Journal of spacecraft and rockets*, Vol. 42, No. 3, pp. 394-405, 2005.
71. Saunders, R.S., Arvidson, R.E., Badhwar, G.D., Boynton, W.V., Christensen, P.R., Cucinitta, R.A., Feldman, W.C., Gibbs, R.G., Kloss Jr, C., Landano, M.R., Mase, R.A., McSmith, G.W., Meyer, M.A., Mitrofanov, I.G., Pace, G.D., Plaut, J.J., Sidney, W.P., Spencer, D.A., Thompson, T.W. and Zeithlin, C.J., "2001 Mars Odyssey Mission Summary," *Space Science Reviews*, Vol. 110, pp. 1-36, 2004.
72. "2001 Mars Odyssey Arrival," retrived 5 Oct. 2022 from <https://mars.nasa.gov/resources/24897/2001-mars-odyssey-arrival-press-kit/?site=msl>.
73. Morgan, O.M., Fischer, T.L. and Guernsey, C.S., "Delta-qualification of an MR-106B monopropellant hydrazine thruster for the Mars Odyssey spacecraft," *37th Joint Propulsion conference and Exhibit*, Salt Lake, U.T., U.S.A., 2001.
74. Mase, R.A., Antreasian, P.G., Bell, J.L., Martin-Mur, T.J. and Smith Jr, J.C., "Mars Odyssey Navigation Experience," *Journal of spacecraft and rockets*, Vol. 42, No. 3, pp. 386-393, 2005.
75. Hughes, N.H. and Balke, J., "ODYSSEY PREPARATIONS FOR AND ROLE IN CURIOSITY ENTRY DESCENT AND LANDING WITH FOCUS ON ATTITUDE SELECTION," *36th Annual AAS Rocky Mountain Section Guidance and Control Conference*, Breckenridge, C.O., U.S.A., Feb. 2013.