

## KSLV-III를 이용한 한국형 화성 탐사 임무의 설계

송영주<sup>1†</sup>, 유성문<sup>1</sup>, 박은서<sup>1</sup>, 박상영<sup>1</sup>, 최규홍<sup>1</sup>, 윤재철<sup>2</sup>, 임조령<sup>2</sup>, 최준민<sup>2</sup>, 김병교<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>연세대학교 천문우주학과  
<sup>2</sup>한국항공우주연구원

### KOREAN MARS MISSION DESIGN USING KSLV-III

Young-Joo Song<sup>1†</sup>, Sung-Moon Yoo<sup>1</sup>, Eun-Seo Park<sup>1</sup>,  
Sang-Young Park<sup>1</sup>, Kyu-Hong Choi<sup>1</sup>, Jae-Cheol Yoon<sup>2</sup>,  
Jo Ryeong Yim<sup>2</sup>, Joon-Min Choi<sup>2</sup>, and Byung-Kyo Kim<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Department of Astronomy and Space Science, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

<sup>2</sup>Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 305-600, Korea

E-mail: yjsong@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received October 12, 2006; Accepted November 13, 2006)

#### 요 약

이 논문에서는 KSLV-III(Korea Space Launch Vehicle-III)를 이용한 향후 우리나라의 화성 탐사 임무 설계를 제시한다. 우리나라 최초의 발사장인 “나로 우주센터(NARO Space Center)”를 발사장으로 가정하였으며, 현재 개발중인 KSLV 시리즈와 건설중인 우주센터의 완공기간 그리고 안정성 수립 기간을 고려하여 임무 수행 가능 기간을 약 2033년경으로 선정하였다. 화성 탐사 임무 수행시 각 단계에 따라 차별화 되어 요구되는 각종 기동(maneuver)의 양 즉, 화성 천이(Trans Mars Injection, TMI)기동, 궤적 보정 기동(Trajectory Correction Maneuver, TCM), 화성 궤도 진입(Mars Orbit Insertion, MOI)기동 및 임무 수행 궤도를 이룩하기 위한 기동(Orbit Trim Maneuver, OTM)은 NPSOL 소프트웨어 이용하여 비선형 최적화 문제를 풀어 직접 산출하였다. 이렇게 산출된 최적 기동의 양을 바탕으로 KSLV-III를 이용하여 화성 탐사 임무를 수행할 경우에 대비, 구체적인 발사체 상단부(Upper stage)와 최대 탑재 가능한 탐사선의 질량에 대한 설계가 이루어졌다. 임무 설계 결과 향후 우리나라는 2033년 4월 16일 12시 17분 26초(UTC)부터 약 27분간 나로 우주센터에서 화성 탐사선을 발사 할 수 있다. 이때 최적의 기동량을 바탕으로 계산된 최대 가능 탐사선의 총 질량은 탑재되는 추력기의 비추력을 290초로 가정하였을 때 약 206kg(추진제: 109kg + 구조체: 97kg)이며, 발사체 상단부는 비추력 및 구조비를 290초와 0.15로 가정 하였을 때 약 1293kg(추진제: 1099kg + 구조체: 194kg)으로 나타났다. 하지만 최적의 기동량에 10%의 여유분을 고려한다면 탐사선은 약 148kg, 발사체 상단부는 약 1352kg의 질량을 갖는 것으로 나타났다. 이 연구를 통하여 제시된 각종 자료들은 향후 우리나라의 독자적인 화성 탐사선 개발을 위하여 많은 사전 정보를 제공해 줄 것이다.

#### ABSTRACT

Mission opportunities and trajectory characteristics for the future Korean Mars mission have designed and analyzed using KSLV-III(Korea Space Launch Vehicle-III). Korea's first space center, "NARO space center" is selected as a launch site. For launch opportunities, year 2033 is investigated under considering the date of space

<sup>†</sup>corresponding author

center's completion with KSLV series development status. Optimal magnitude of various maneuvers, Trans Mars Injection (TMI) maneuver, Trajectory Correction Maneuver (TCM), Mars Orbit Insertion (MOI) maneuver and Orbit Trim Maneuver (OTM), which are required during the every Mars mission phases are computed with the formulation of nonlinear optimization problems using NPSOL software. Finally, mass budgets for upper stage (launcher) for KSLV-III and spacecraft are derived using various optimized maneuver magnitudes. For results, daily launch window from NARO space center for successful Korean Mars mission is available for next 27 minutes starting from Apr. 16. 2033. 12:17:26 (UTC). Maximum spacecraft gross mass which can delivered to Mars is about 206 kg, with propellant mass of 109 kg and structure mass of 97 kg, when on board spacecraft thruster's Isp is assumed to have 290 sec. For upper stage, having structure ratio of 0.15 and Isp value of 280 sec, gross mass is about 1293 kg with propellant mass of 1099 kg and structure mass of 194 kg. However, including 10% margins to computed optimal maneuver values, spacecraft gross mass is reduced to about 148 kg with upper stage's mass of 1352 kg. This work will give various insights, requiring performances to developing of KSLV-III and spacecraft design for future Korean Mars missions.

*Keywords:* Mars, mission design, KSLV-III

## 1. 서 론

인류 최초의 성공적인 화성 탐사선은 1964년 발사된 Mariner 4호이다. Mariner 4호는 화성을 근접 통과하여 다양한 화성의 이미지를 지구로 전송하였으며 추후의 화성 탐사 임무를 위한 다양한 정보를 제공하여 주었다(Kohlhase 1969). Mariner 4호 이후 2007년에 미 항공우주국(NASA)이 성공적으로 발사한 Mars Exploration Rover까지 인류는 총 22회의 화성 탐사 임무를 시도하였으며 이중 임무를 성공적으로 수행한 횟수는 16회에 다다른다. 이러한 화성을 포함한 대부분의 행성 탐사 임무의 경우 관련 기술 선진국 즉 미국, 유럽연합, 구소련이 현재까지의 대부분의 임무를 도맡아 수행하고 있다. 일본도 비록 실패는 하였지만 이미 1998년 “Nozomi”라 명명된 화성 탐사 임무를 시도하였고 이와 관련된 기술을 축적해 나가고 있다(<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary>). 새로운 우주개발 경쟁 시대를 맞이하여 일본을 비롯한 중국, 그리고 인도까지 달 및 화성 탐사 임무 계획을 앞 다투어 발표하고 있다. 미국은 2030년까지 달에 유인 기지를 건설할 것이라고 발표 하였으며, 중국의 경우 2007년에 “창어”(Chang'e)라 명명된 달 탐사 임무, 2020년까지 화성 탐사를 계획하고 있다고 하였다. 인도 역시 2007년, “찬드라야1”(Chandrayaan-1) 달 탐사 임무를 계획하고 있다(<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary>). 현재 인류는 새로운 우주 개발 경쟁 시대를 맞이하여 다양한 경쟁 구도 속에서도 국제적인 협력 체제를 구축하고 있다. 이에 우리나라도 세계 10위의 우주기술 보유국 진입을 목표로 “국가 우주 개발 중장기 기본계획”을 수립하여 진행하고 있다. 이러한 계획의 일환으로 전라남도 고흥군 봉래면 외나로도에 우리나라 최초의 발사장인 “나로 우주센터”를 건

설 중에 있으며 2015년 까지 총 9기의 지구 저궤도 위성을 발사 할 예정이다(이효근과 류정주 2004). 전라남도 고흥군 봉래면에 위치한 나로 우주센터는 동경 약 127.3°, 북위 34.26°에 위치하고 발사 가능한 방위각은 약 160° ~ 175°에 이를 것으로 예상하고 있다(한국개발연구원 2000). 이와 함께 우리나라는 현재 최초의 실용 발사체인 KSLV(Korea Space Launch Vehicle) 시리즈를 개발 중에 있다. KSLV-I은 약 100kg의 탐사선을 지구 저궤도에 올릴 수 있는 성능을 갖을 것으로 예상하고 있으며, KSLV-II와 KSLV-III는 각 1,000kg과 1,500kg의 탐사선을 지구 저궤도에 올릴 수 있는 성능을 갖을 것으로 예상하고 있다(오범석 외 2002). 또한 향후 있을 우리나라의 행성 탐사 임무에 대비하여 행성 탐사 임무를 위한 기초 기술 연구를 진행 중에 있다. 하지만 행성 탐사 임무 관련 기술은 그 기술 보유국들이 철저히 관리하고 있으며 대부분이 대외비 혹은 수출 금지 품목으로 지정되어 있다(한동석 2006). 실제로 지난 2003년 MEX(Mars EXpress)를 성공적으로 발사한 유럽우주국(ESA)의 경우도 관련 기술은 독자적으로 개발하였고 개발된 기술의 검증은 미국의 제트추진연구소(JPL)의 도움을 받아 이루어진 것으로 알려졌다(Han et al. 2004) 따라서 우리나라가 향후 행성 탐사 임무의 독자적 수행 혹은 관련 선진국들과 함께 공동으로 임무 수행을 시도하려 한다면 관련 기술의 자체 개발은 필수적이다.

일반적으로 행성 탐사 임무는 지구 출발, 태양 중심 항행, 목표 행성 도착 단계의 세단계로 나뉘어져 임무가 수행된다(Brown 1998). 또한 성공적으로 발사된 탐사선의 비행 궤적의 결정을 위하여 심우주 추적망(Deep Space Network, DSN)을 통하여 그 비행 궤적이 추적된다. 화성 탐사 임무 설계를 위하여 우리나라에서는 임무 설계시 가장 기본이 되는 천이 비행 궤적에 대한 설계(백지훈 2001)가 구면 삼각법을 이용하여 최초로 이루어 졌다. 또한 천이 비행 궤적을 설계함에 있어서 각종 섭동항의 영향을 고려하고 비선형 최적화 기법을 도입한 연구(이성섭 2002)가 진행 되었다. 이러한 연구들을 통하여 최적의 발사 가능 시기(Launch opportunity)를 설정 할 수 있게 되었다. 이렇게 산출된 최적의 발사 가능 시기 즉, 발사 가능 날짜를 중심으로 우리나라 발사장의 지리적 위치를 고려한 발사 가능 시간대(Daily launch window)에 대한 연구가 후속으로 이루어 졌다(유성문 외 2003). 최적의 발사 가능 시기에 대한 연구에 있어서 하나의 행성만을 고려한 직행 임무(Direct mission)가 아닌 다른 행성의 근접 통과(Flyby)를 이용하여 임무 수행시 요구되는 에너지를 절감 할 수 있는 비행 궤적에 대한 연구(송영주 외 2004b) 또한 진행된 바 있다. 이밖에도 향후 행성간 탐사선의 추적을 대비하여 행성간 탐사선을 위한 심우주 추적망 관측모델에 대한 연구(김혜연 외 2004)가 이루어지기도 하였으며 항행해 결정을 위한 동력학 모델(지구 비대칭 중력장, 지구 극축운동, 태양과 달 이외의 행성에 의한 중력, 태양에 의한 상대성 효과, 태양 복사압 그리고 지구 대기 저항을 포함한 모델)이 개발되었다(박은서 외 2005). 화성에 도착한 탐사선의 비행 운동에 대비한 연구의 일환으로 화성 근접 탐사선이 겪는 다양한 섭동력(화성의 비대칭 중력장 및 화성 대기 항력에 의한 영향 포함)을 고려한 궤도 전파 소프트웨어 또한 개발되었다(송영주 외 2004a). 화성 탐사선 자체의 기동(Maneuver)에 대한 연구는 탐사선이 태양 중심의 항행 단계에서 겪는 다양한 섭동력에 기인한 오차와 임무 설계시 목표한 지점에 정확하게 도달하기 위하여 수행되는 궤적 보정 기동(Trajectory Correction Maneuver, TCM)에 대한 연구가 B-평면 조준법(B-plane targeting method)을 이용하여 송영주 외(2005)에 의해서 수행 되었으며 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적 및 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적 그리고 화성 도착 후 임무 수행을 위한 포획 궤도(Capture orbit)의 설계에 대한 연구 또한 포함되어 진행되었다. 마지막

으로 향후 우리나라의 화성 탐사선을 KSLV-II를 이용하여 발사한다는 가정 하에 탐사 임무 종류별 탐사선의 질량을 산출하는 연구가 진행된 바 있다(Lee et al. 2004).

이 연구는 향후 우리나라의 화성 탐사 임무를 대비하여 나로 우주센터에서 탐사선을 KSLV-III를 이용하여 발사한다는 가정 하에 이루어 졌다. 일반적으로 행성 탐사선은 지구의 중력권을 벗어나게 하는 큰 에너지를 요구함으로 최소한 3단 이상의 발사체가 사용되어야 한다. 따라서 현재 개발 중 혹은 개발 예정인 우리나라의 KSLV 시리즈 중에서 행성 탐사선을 발사하기 위해서는 KSLV-III 발사체가 가장 적합하다. 이에 본 연구에서는 KSLV-III를 이용하여 화성 탐사선을 발사할 경우에 대비하여 최대 탑재 가능한 탐사선의 질량 및 발사체 상단부(upper stage)에 대한 설계가 이루어 졌으며 관련 비행 궤적 자료 및 임무 수행 시간에 대한 정보도 함께 산출 되었다. 이러한 결과는 화성 탐사 임무 수행시 각 단계별로 요구되는 각종 기동의 양에 대한 산출이 최적화 과정을 통하여 직접 이루어 짐으로서 가능하였으며 해당 기동의 양들을 직접 산출하지 않고 단순히 NASA에서 제공한 결과를 이용한 Lee et al.(2004)의 연구와 차별이 된다. 또한 지구 출발시 반드시 고려되어야 하는 지구 주차 궤도(parking orbit)의 특성 역시 나로 우주센터를 고려하여 산출되었으며 화성 도착시 임무 수행을 위한 궤도 수립을 위하여 다양한 포획 궤도를 설정함으로써 송영주 외(2005)의 연구를 더욱 확장시켰다. 아울러 이 연구는 우주센터의 건립기간과 발사체의 개발 기간 및 성능 안정화 기간 그리고 독자적인 탐사선의 개발 기간 등을 고려하여 약 2033년경에 우리나라의 자력으로 화성 탐사선을 발사한다는 가정 하에 결과가 산출되었음을 참고하기 바람에 사용된 시간은 모두 협정 세계시(UTC) 기준이다. 본 연구를 통하여 산출된 결과는 향후 우리나라의 화성 탐사 임무 설계시 발사체를 비롯한 탐사선 그리고 각종 임무 비행 궤적에 있어 다양한 사전 정보를 제공해 줄 것이다.

## 2. 각 단계별 순간 기동값의 설계

향후 우리나라가 KSLV-III를 이용하여 화성 탐사 임무를 수행한다고 가정한다면 임무 수행을 위한 탐사선의 설계가 반드시 필요하다. 또한 탐사선의 구체적 설계를 위해서는 최대한 화성까지 보낼 수 있는 탐사선의 총 질량이 우선적으로 산출되어야만 탐사선의 구조, 탑재체의 종류, 추진제의 양 등 구체적인 설계가 가능하다. 이러한 일련의 설계과정은 화성 탐사 임무 수행시 각 단계별로 요구되는 최적화된 기동량의 산출이 반드시 선행 되어야 하며 이를 이용하여 최대의 가능한 탐사선의 질량이 산출되어진다. 일반적으로 화성 탐사 임무 설계는 크게 세 단계(지구 출발, 항행 단계, 화성 도착)로 나뉘어지며(Hale 1994) 각 단계별로 요구되는 기동의 양은 각기 다르게 산출되어진다. 이 연구에서는 필요한 경우 각 단계별 최적의 기동량을 산출하기 위해 미국의 Stanford 대학에서 개발한 NPSOL(Nonlinear Programming SOLver)을 이용, 최적화를 수행하였다. NPSOL은 비선형 시스템의 최적화 문제를 풀기 위해 개발된 프로그램이며 비선형 시스템의 최적화 문제를 다루는 알고리즘인 연속 2차 계획법(Sequential Quadratic Programming, SQP)을 이용하여 그 해를 구하고 있다(Gill et al. 1998).

### 2.1 화성 천이를 위한 기동의 설계

화성 탐사 임무 설계시 지구 출발 단계라 함은 발사장에서의 발사, 발사체의 비행, 지구 주차 궤도로의 진입, 화성 천이 기동(Trans Mars Injection, TMI), 발사체와 탐사선의 분리, 심우주 추적망을 통한 초기 비행 정보의 획득 등의 모든 과정을 포함한다(Roncoli & Lunwinski 2002). 지구 탈출을

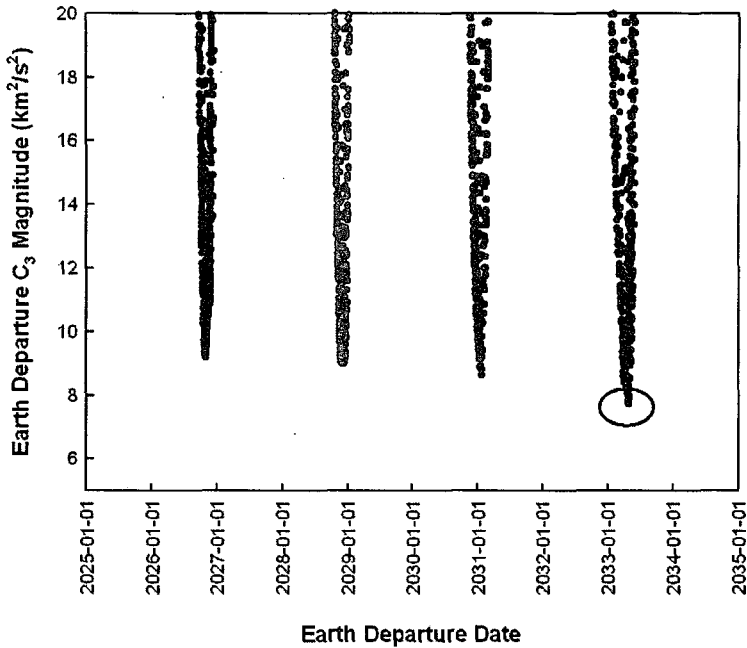


그림 1. 2025년부터 2035년 까지 10년간 화성 탐사시 요구되는 지구 출발 에너지의 크기. 2033년과 2034년 사이에 지구를 출발 하는 것이 가장 적은 에너지를 요구하는 것을 알 수 있다.

위하여 가해지는 기동, 즉 화성 천이 기동은 지구 주차 궤도상에서 이루어지며 식 (1)과 같다(Kemble 2006).

$$\Delta V_{TMI} = v_{hyp} - v_{prk} \tag{1}$$

여기서  $v_{hyp}$ 는 근지점에서의 쌍곡선 비행 궤적의 속도벡터 성분이며  $v_{prk}$ 는 주차궤도상의 근지점에서의 속도벡터 성분이다. 이 기동을 통하여 탐사선은 쌍곡선 비행 궤적을 그리며 지구의 작용권구를 벗어나게 된다. 하지만 화성 천이 기동은 임무 설계시 정해진 목표 접속점(Target Interface Point, TIP)를 고려하여 수행되어야 하는데 이때 목표 접속점은 지구 출발시 요구되는 에너지인  $C_3$  값, 지구 출발 벡터의 적경(RLA) 그리고 적위(DLA)로 구성된다. 이때  $C_3$  값은 지구 출발 벡터 크기의 제곱값으로 정의된다(Brown 1998). 발사체의 성능을 고려한 최적의 목표 접속점 산출은 패치 코너 방법을 이용하여 산출되며 이를 통해 최적의 발사 가능 날짜(Launch opportunity)가 선정되게 된다. 또한 선정된 최적의 발사 가능 날짜를 중심으로 발사장의 발사 가능 방위각(azimuth firing angle)과 발사장의 위도와 경도를 중심으로 최적의 발사 가능 시간대(Daily launch window) 역시 설정된다(Sergeyevsky et al. 1983). 이러한 과정을 통하여 산출된 최적의 발사 가능 시간대와 목표 접속점을 통하여 지구 주차 궤도의 특성이 결정되게 되는데, 일반적으로 지구 주차 궤도에는 장표류 궤도(Long coast orbit)와 단표류 궤도(Short coast orbit)가 있으며 발사 가능 시간대와 목표 접속점을 통하여 주차 궤도의 특성 및 화성 천이 기동 시각이 결정되게 된다(Roncoli & Lunwinski 2002).

이 연구에서는 최적의 발사 가능 날짜의 선정 및 목표 접속점의 산출을 위하여 가장 기본이 되

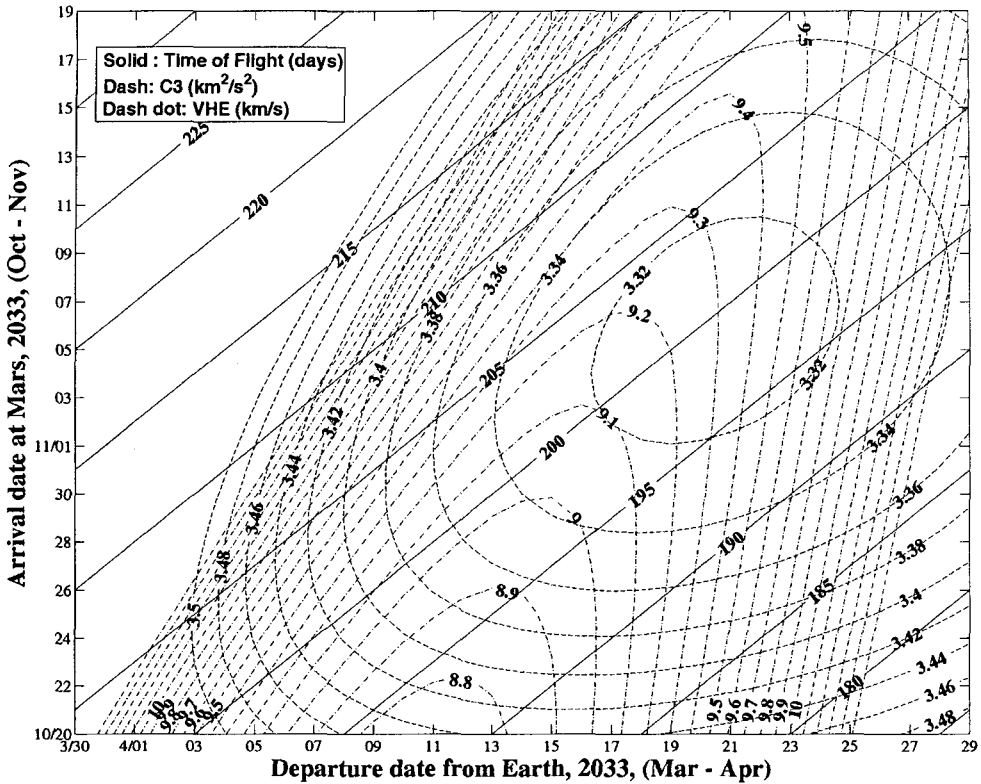


그림 2. 2023년 수행 가능한 화성 탐사 임무의 시기. 2023년 4월 13일부터 19일경까지 지구 출발을 하고 2023년 10월 30일부터 11월 5일경까지 화성에 도착하는 것이 임무 수행시 요구되는 전체 에너지 측면에서 가장 효율적인 기간임을 알 수 있다.

는 행성의 위치 산출은 JPL에서 제공하고 있는 정밀 천체력인 DE405(Standish 1998)를 사용하였으며 이때 사용된 좌표계는 E-EME2000(Earth centered Earth Mean Equator and equinox of epoch J2000) 좌표계이다. 화성 천이 기동 값을 산출하기 위하여서는 화성 탐사 임무 수행을 위한 최적의 발사 날짜 및 발사장의 위치를 고려한 최적의 발사 가능 시간대를 우선적으로 산출하여야 한다. 이에 우리나라의 발사체 개발 기간과 나로 우주센터의 건설 기간 그리고 탐사선의 개발 기간을 고려하여 향후 2025년부터 2035년까지를 발사 가능 시기로 가정하였다. 이 기간 동안 화성 탐사 임무를 수행하기 위하여 요구되는 지구 출발 에너지( $C_3$ ) 값을 산출하여 본 결과, 2023년경에 임무를 수행하는 것이 위 기간 동안 가장 적은 지구 출발 에너지를 요구하는 것으로 나타났으며 이러한 결과는 그림 1에 보여 지고 있다. 향후 우리나라가 2023년경에 화성 탐사 임무를 수행한다고 가정하고 지구 출발 값(지구 탈출을 위한 비행 궤적의 요구 속도량)과 화성 도착 값(화성 진입을 위한 비행 궤적의 요구 속도량)을 모두 고려하여 구체적인 임무 수행 가능 날짜를 선정하여 보았다. 아울러 앞서 설명된 두  $V_\infty$  값은 태양중심에서 표현된 각 해당 행성(지구와 화성)의 궤도에 대한 상대속도 값으로 표현된 값을 참고하기 바란다.

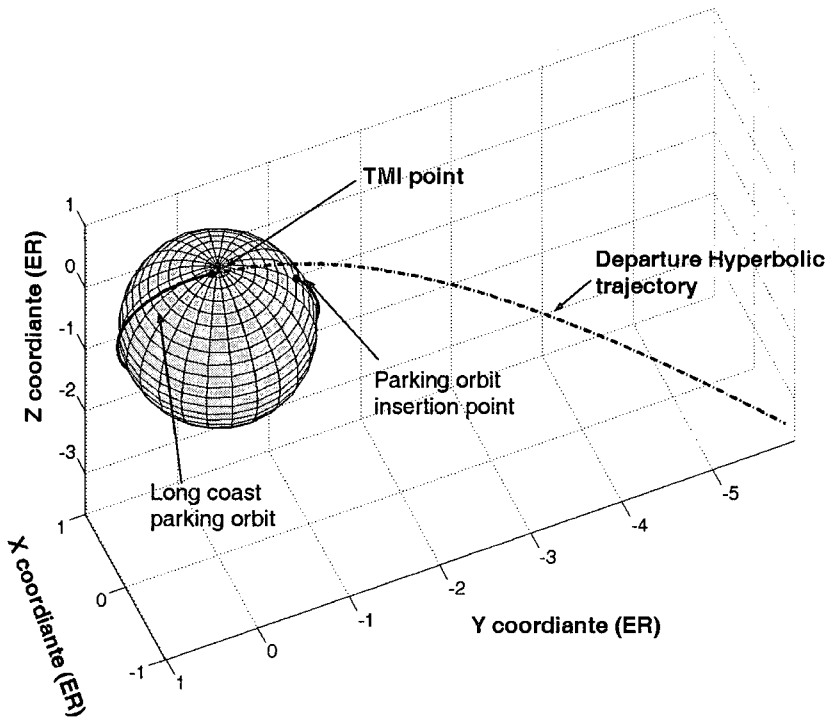


그림 3. 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적의 모습. 2033년 4월 16일 나로 우주센터에서 발사된 화성 탐사선은 약 84.43°의 궤도 경사각을 갖는 장표류 주차 궤도를 통하여 약 3.628km/s의 화성 천이 기동( $\Delta V_{TMI}$ )을 실시한 뒤 지구의 작용권구를 벗어나게 된다.

구체적인 임무 수행 가능 날짜의 선정 결과 2033년 4월 16일에 지구를 출발하고 2033년 10월 31일 경에 화성에 도착하는 것이 가장 효율적인 임무 수행 가능 시기로 나타났으며 이때 요구되는 값은 지구 출발시 약 3.006km/s, 화성 도착시 약 3.328km/s이다. 그림 2는 2033년에 임무 수행이 가능한 구체적인 날짜 선정에 대한 결과를 보여주는 그래프이다. 그림 2에서 x축은 지구 출발 가능 날짜, y축은 화성 도착 날짜를 보여주고 있으며 지구 출발시 필요한 에너지( $C_3$ ) 값과 화성 도착 값을 적절히 고려하여 최적의 임무 수행 가능 시기가 선정되게 된다. 또한 나로 우주센터에서의 발사를 고려하여 최적의 발사 시간대를 산출한 결과, 2033년 4월 16일 12시 17분 26초부터 12시 54분 56초까지 약 27분 동안 나로 우주센터의 발사 방위각과 목표 접속점(TIP)의 조건을 만족하며 발사가 가능하다. 나로 우주센터에서의 화성 탐사선의 발사 가능 시간대는 다른 나라 발사장에서의 발사 보다 상대적으로 매우 짧다. 이는 나로 우주센터의 지리적 위치에 기인한 발사 방위각의 제한으로 인하여 나타는 현상이며 향후 임무 수행시 반드시 고려되어야 하는 사항이기도 하다. 위에서 언급한 시간에 화성 탐사선을 발사한다면 요구되는 목표 접속점의 조건은 지구 출발  $V_\infty$  벡터의 적경(RLA)이 약 267.44°, 적위(DLA)가 약 -55.52°이다. 만약 2033년 4월 16일 12시 17분 26초에 나로 우주센터에서 화성 탐사선을 발사한다면 발사 방위각은 173.25°가 가능하며 가능한 주차궤도의 경사각은 84.43°이다. 이

표 1. 화성 천이 기동량과 관련 자료.

산출내용	산출결과
발사 일자 (Launch date)	2033년 4월 16일
발사 시각 (Lift off time)	12시 17분 26초 (UTC)
발사 방위각	173.25deg
지구 출발 요구 에너지 ( $C_3$ )	9.037km <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>
지구 출발 적경 (RLA)	267.44deg
지구 출발 적위 (DLA)	-55.52deg
화성 도착 $V_\infty$ 벡터 크기	3.328km/s
화성 도착 적경 (RAP)	221.07deg
화성 도착 적위 (DAP)	9.67deg
주차궤도 표류 종류	장표류 궤도 (Long coasting)
주차궤도 기울기	84.43deg
주차궤도 진입 시각	12시 26분 36초 (UTC)
화성 천이 기동 시각	13시 41분 37초 (UTC)
화성 천이 기동량 $\Delta V_{TMI}$	3.628km/s
총 임무 기간	198days

때 주차 궤도의 고도는 200km로 가정하였으며 발사 후 주차 궤도의 진입은 약 550초 후인 12시 26분 36초에 이루어지는 것으로 가정하였다.

주차 궤도에 진입한 화성 탐사선은 약 4,501초(75분)동안 주차 궤도(장표류 궤도)에 머물 것이며 13시 41분 37초에 쌍곡선 비행 궤적의 근지점에 이르게 된다. 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적의 근지점에 이른 탐사선은 지구 작용권구를 탈출하기 위한 화성 천이 기동(TMI)을 실시하며 이때 요구되는 화성 천이 기동의 크기는 약 3.628km/s이다. 그림 3에서 이와 같은 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적의 모습을 보여 주고 있으며 표 1에서 화성 천이 기동과 관련된 자료를 보여주고 있다. 표 1에서 제시된 관련 자료의 산출 방법에 대한 자세한 내용은 유성문 외(2003)와 송영주 외(2005)의 연구를 참고하기 바란다.

## 2.2 항행 궤적 보정 기동의 설계

지구의 작용권구를 벗어난 탐사선은 태양 중심의 항행단계를 통하여 목표행성인 화성으로 항하게 된다. 항행 단계에서 탐사선은 다양한 섭동력의 영향 또는 순간 기동의 오차로 기인된 비행 궤적의 오차로 인하여 원하고자 하는 목표점에 도달하지 못할 수가 있다. 이에 성공적인 임무 수행을 위하여 항행 기간중에 탐사선의 위치를 적절한 방향으로 조준(Targeting)하여 줄 필요가 있다(Kemble 2006). 이러한 조준법은 B-평면 좌표계의 개념을 도입하여 이루어지며 도착하고자 하는 행성에서의 쌍곡선 비행 궤적의 진입 점근선(Incoming asymptote)의 위치를 적절하게 유지함으로써 이루어진다(Brown 1998). 앞서 설명된 B-평면 조준법을 위하여 탐사선은 궤적의 보정을 위한 기동을 수행하며 이는 식 (2)와 같이 항행 단계에서의 탐사선의 속도 성분의 불연속성에 의하여 정의 될 수 있다.

$$\Delta V_{TCM_i} = v_{i+1}(T_i) - v_i(T_i) \quad i = 1, 2, \dots, n-1 \quad (2)$$

여기서  $T_i$ 는  $i$ 번째 기동이 이루어지는 시각을 나타내며,  $V_i$ 는  $i$ 번째 기동이 이루어지는 시각에서의 탐사선의 속도 성분 벡터를 나타낸다. 탐사선이 근화점(Mars periapsis)에 도착한 시점( $t_f$ )에서의 목표 지점(Aim point)은 이미 임무 설계시 B-평면상의 위치 성분인  $B^T(t_f)$ ,  $B^R(t_f)$ 으로 각각 변환되



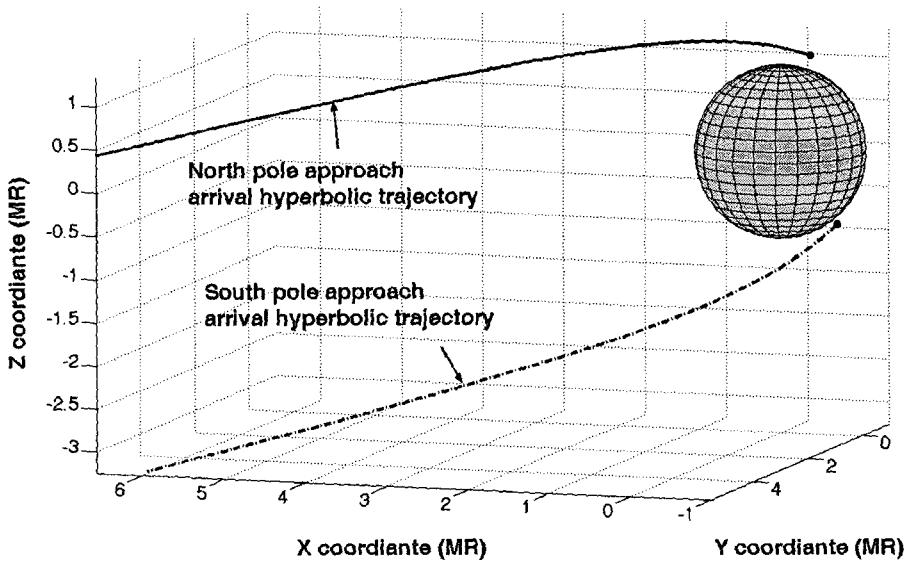


그림 4. 화성 도착시 쌍곡선 비행 궤적의 모습. 92.87°의 궤도 경사각을 갖는 화성 도착 쌍곡선의 비행 궤적은 화성의 북쪽에서 접근하는 비행 궤적과 남쪽으로 접근하는 비행궤적 두 가지가 가능하다.

어 최적화 문제의 제한 조건으로 적용된다. 또한 이 과정에서 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적의 산출이 필요한데 이는 화성 도착 벡터의 크기, 화성 중심 좌표계로 표현된 적경(RAP), 적위(DAP) 값과 쌍곡선 궤도의 경사각( $i_{ahyp}$ )을 이용하여 산출된다. 추가적으로 탐사선이 근화점에 위치하여야 한다는 제한조건 즉, 비행각(flight path angle)이 0°로 유지 되어야 하며, 이러한 조건들을 통해 최적의 도착 시각(Arrival time)이 계산되게 된다.

이 연구에서는 화성 탐사 임무 설계시 항행 단계에서 최소한으로 적용되어야 하는 섭동력인 태양, 지구, 화성, 목성, 지구의 달, 지구 J2항, 화성의 J2항만을 고려하여 궤적 전파를 실시하였으며(Hechler 2004) 좌표계의 경우 S-EMO2000(Sun centered Earth Mean Orbit and equinox of epoch J2000) 좌표계와 M-MME2000(Mars centered Mars Mean Equator and IAU vector of epoch J2000) 좌표계가 각각 태양 중심 단계 및 화성 중심 단계에서 사용되었다. 항행 궤적 보정 기동의 설계 방법에 대한 자세한 내용은 송영주 외(2005)의 연구에서 자세하게 다루고 있다. 2.1절에서 계산된 화성 천이 기동을 통하여 성공적으로 지구의 작용권구를 벗어난 탐사선은 태양 중심의 항행 단계에 접어든다. 이때 탐사선은 목표한 임무 수행을 위해서 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적의 상대적 진입 위치를 우선적으로 설정하게 된다. 이 연구에서는 MGS(Mars Global Surveyor)의 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적의 기울기인 92.87°와 근화점 고도 553km를 기본 가정(Beerer & Dallas 1994)으로 하여 화성 도착 쌍곡선의 비행 궤적 설계를 수행하였다. 도착 쌍곡선 비행 궤적의 기울기가 92.87° 이면서 화성 도착시 설정된 목표점을 만족하는 쌍곡선 비행 궤적은 그림 4에서 나타난 것처럼 화성의 극지방을 북쪽 혹은 남쪽에서 진입하는 두 가지 비행 궤적이 가능하다. 이때 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적은 화성에 대한 탐사선의 상대적 위치를 나타내기 위해 도착  $V_{\infty}$  벡터의 적경(RAP)과 적위(DAP) 그리고 도착  $V_{\infty}$  벡터

표 2. 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적 요소와 B평면 좌표값.

산출내용	산출결과
장반경	-3866.222km
이심률	2.021
기울기	92.87deg
근화점 이각	109.98deg
승고점 이각	40.58deg
진근점 이각	0.00deg
B평면 좌표 (T축)	-344.747km
B평면 좌표 (R축)	-6781.082km
B평면각	267.09deg

의 크기 및 근화점 고도를 이용하여 산출(Kemble 2006)되어 지며 이러한 값들은 최적의 날짜 선정 시 미리 계산되어 궤적 보정을 위한 기동의 설계시 이용된다. 이 연구에서는 MGS의 경우처럼 화성의 북극 지방쪽으로 탐사선이 진입한다는 가정하에 관련 자료를 산출하였다. 이러한 가정하에 산출된 쌍곡선 비행 궤적의 관련 요소와 함께 천이 비행 궤적의 보정 기동 설계를 위하여 근화점에서 탐사선의 위치를 표현한 B-평면 좌표계의 성분들은 표 2에 나타나 있다. 표 2에 나타난 B평면 좌표계의 축(T축과 R축) 그리고 B평면각에 대한 자세한 정의는 송영주 외(2005)의 연구를 참고하기 바란다.

일반적으로 화성 탐사선은 임무 설계시 5~6번의 천이 비행 궤적 보정을 위한 기동을 실시하는 것으로 설계를 한다(한동석 2006). 하지만 실제로 임무를 수행 할 경우에는 설계시 미리 계산된 횟수보다 더 작은 기동만을 이용하는 것이 통상적이며 그 크기 역시 계산된 값보다 다른 양상을 보인다(Hechler 2004). 이에 이 연구에서는 앞서 산출된 B평면 목표점에 정확하게 도달하기 위하여 5번의 궤적 보정 기동을 실시한다고 가정하였다. 그 시기는 미국이 지난 2007년 성공적으로 화성 탐사를 실시한 MER(Mars Exploration Rover)임무 즉, 쌍둥이 화성 탐사선의 임무 설계시 제안된 시기를 기본으로 하였다. 따라서 첫 번째 기동의 시기는 지구 출발후 10일(L+10days) 마지막 기동인 5번째 TCM은 화성 도착 전 2일(A-2days)로 고정하였고 중간 단계에서 이루어지는 기동의 경우 최적의 시기를 산출하기 위하여 일정한 탐색기간을 주어 그 시기를 산출하였다. 이는 MER 임무의 경우에도 두 탐사선의 TCM 시기가 첫 번째와 마지막 기동의 시기는 고정되었지만 중간 단계의 기동 시기는 각각 다른 시기에 실시하는 것으로 설계되었기 때문이다. 따라서 두 번째 TCM 시기는 지구 출발후 75일(L+75days)을 기준으로  $\pm 10$ 일의 탐색기간을 주었고, 세 번째 TCM 시기는 화성 도착 전 60일(A-60days)를 기준으로  $\pm 10$ 일의 탐색기간, 네 번째 시기는 화성 도착전 7일(A-7days)을 기준으로  $\pm 2$ 일의 탐색기간을 각각 주었다. 이때 각 해당 TCM의 시기는 지구 출발 후의 경우 Launch after를 의미하는 “L+” 기호를 사용하여 나타내며 화성 도착전은 Arrival before를 의미하는 “A-” 기호를 사용하여 표현한다. 최적의 TCM 시기의 산출 결과 두 번째 TCM의 기동 시기는 지구 출발 후 71일(L+71days)후, 세 번째는 화성 도착전 65일(A-65days), 네 번째는 화성 도착전 8일(A-8days)에 이루어져야 한다는 결과가 산출되었다. 위와 같은 과정을 통하여 산출된 궤적 보정 기동의 양과 화성 도착 지점, 화성 도착 시각 그리고 화성 도착시 비행각에 대한 자료는 표 3에 나타나 있다. 산출결과 화성의 근화점에 탐사선은 2033년 10월 31일 11시 37분 02초에 근화점에 도달할 것으로 예상되

표 3. 천이 비행 궤적 보정 기동량과 관련 결과 값.

산출내용	산출결과
근화점 도착 시각 (YYYY/MM/DD hh:mm:ss)	2033/10/31 11:37:02
$\Delta V_{TCMs}$	$\Delta V_{TCM} 1 L+10days$ 35.722m/s
(TCM: Trajectory Correction Maneuver)	$\Delta V_{TCM} 2 L+71days$ 0.905m/s
	$\Delta V_{TCM} 3 A-65days$ 0.727m/s
	$\Delta V_{TCM} 4 A-8days$ 0.212m/s
	$\Delta V_{TCM} 5 A-02days$ 0.104m/s
	전체 $\Delta V_{TCMs}$ 양 37.670m/s
근화점 도착시 비행각	0.005deg
근화점 도착시 B 평면 좌표 (T축)	-344.748km
근화점 도착시 B 평면 좌표 (R축)	-6781.082km

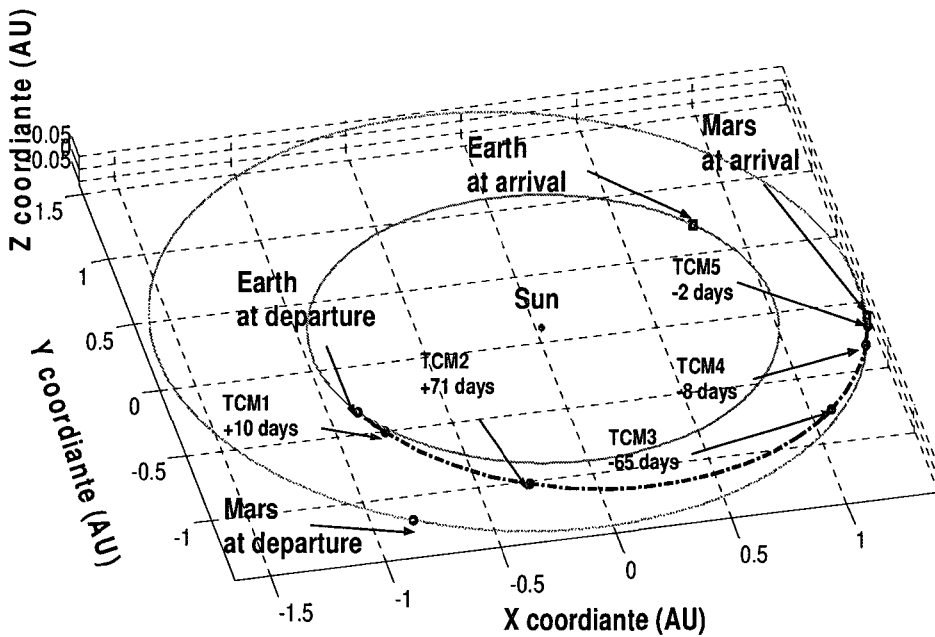


그림 5. 화성 탐사선의 천이 비행 궤적 모습. 지구의 작용권구를 벗어난 탐사선은 태양 중심의 항행 단계를 거쳐 화성으로 향하며 이 단계에서 천이 비행 궤적의 보정 기동( $\Delta V_{TCM}$ )을 실시한다. 이 연구에서는 총 5번의 보정 기동을 실시하는 것을 가정하였으며 그 총량은 약 37.670m/s 이다.

며 B평면 상에서 표현된 목표점과의 위치 오차는 T축 0.9m, R축 0.2m인 것으로 나타났다. 또한 이 때 요구되는 천이 비행 궤적의 보정을 위한 기동의 총량은 약 37.670m/s이다. 탐사선의 태양 중심 항행 비행 궤적의 모습과 함께 궤적 보정이 이루어지는 위치는 그림 5에 나타나 있다.

### 2.3 화성 진입 및 임무 수행 궤도 설정 기동의 설계

화성 탐사 임무는 크게 착륙(Lander)임무와 궤도비행(Orbiter)임무로 나뉘어 볼 수 있다. 또한 착

륙임무 역시 지구와의 교신을 위한 궤도비행선(Orbiter module)을 필요로 한다. 이에 근화점에 도착한 탐사선은 임의의 화성 진입 기동(Mars Orbit Insertion maneuver, MOI)를 통하여 화성 포획 궤도(Mars capture orbit)를 이루게 된다(Sergeyevsky et al. 1983). 화성에 포획된 탐사선을 원하고자 하는 임무 수행 궤도(Mapping orbit)에 진입시키는 방법 역시 임무의 성격 및 목적에 따라 다양하게 분류가 된다. 그 중 한가지 방법으로는 탐사선의 연료를 직접 소모(일련의 기동을 줌)함으로써 진입을 시도하는 경우이며, 다른 하나의 방법은 화성의 대기를 이용하여 점차적으로 진입시키는 방법이 있다(Zike 1998). 화성 착륙 임무와 화성의 대기를 이용한 목표 궤도로의 진입법은 매우 복잡한 설계를 요구하며 처음으로 화성 탐사 임무를 시도하는 경우에는 적절하지가 않다(Hechler 2004). 따라서 이 연구는 착륙선이 아닌 화성 궤도 비행 및 일련의 기동을 이용하여 임무 수행 궤도를 이룩하는 것을 가정하였다. 실제로 유럽우주국의 화성탐사선 MEX(Mars Express)의 경우 임무 설계시 화성의 대기를 이용 목표 궤도를 달성하려 하였으나(Hechler & Yanez 1999), 대기 이용시 탐사선의 태양 전지판에 가해지는 물리적인 손상을 우려하여 일련의 기동을 통하여 목표 궤도를 이룩하였다(한동석 2006). 쌍곡선 비행 궤적의 형태로 근화점에 도착한 탐사선은 화성에 포획되기 위한 기동을 실시한다. 포획을 위하여 실시하는 기동은 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적 속도의 역방향으로 가해지게 되며 식 (3)과 같이 간략하게 정의된다.

$$\Delta V_{MOI} = v_{ahyp} - v_{acap} \quad (3)$$

여기서  $v_{ahyp}$ 는 화성 도착 쌍곡선 궤적의 근화점에서의 속도벡터 성분이며  $v_{acap}$ 는 탐사선이 처음으로 포획된 궤도의 근화점에서의 속도벡터 성분이다. 이후 탐사선은 임무 설계시 설정된 다양한 주기를 갖는 포획궤도를 이루기 위한 기동을 실시하는데 일반적으로 이 기동은 각 해당 포획 궤도의 근화점 및 원화점에서 실시된다(Beerer & Dallas 1994). 따라서 이 연구 역시 해당 포획 궤도의 근화점과 원화점(Mars apoapsis)에서 두 번의 기동을 실시한다고 가정하였고, 그 시기는  $T_{(i)p}$ 와  $T_{(i)a}$ 로 나타낼 수 있는데 이는 각각 탐사선이  $i$ 번째 포획궤도의 근화점과 원화점에 이르는 시각을 의미한다. 또한 이 시각은 해당 포획 궤도의 주기  $P_{(i)}$ 를 통하여 계산 되어 질 수 있다. 아울러 탐사선의 근화점에서 화성 중심 좌표계로 표현된 위치( $x_{(i)p}$ )와 속도( $v_{(i)p}$ )를 포함한 상태 벡터  $X_{(i)p} = (x_{(i)p}; v_{(i)p})$ 는 임무 설계시 미리 설정된 각 해당 포획 궤도의 근화점에서의 기준 상태 벡터  $X_{(i)r} = (x_{(i)r}; v_{(i)r})$ 와 일치하여야 한다는 제한조건이 최적화 문제의 설립시 주어지게 되며 이때 각 포획궤도의 근화점에서 정의되는 기준 상태 벡터는 임무 요구 조건에 따라 변경되게 된다. 이러한 제한 조건은 식 (4)와 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} x_{(i)p}(T_{(i)p}) &= x_{(i)r}(T_{(i)p}) \\ v_{(i)p}(T_{(i)p}) &= v_{(i)r}(T_{(i)p}) \quad (i = 1, 2, \dots, n) \end{aligned} \quad (4)$$

식 (4)의 제한 조건에 의하여 원화점에서 주어지는 순간 기동(Periapsis Adjustment Maneuver, PAM)의 양,  $\Delta V_{(i)PAM}$ 이 결정되게 되며 이는 식 (5)와 같이 표현된다.

$$\Delta V_{(i)PAM} = v_{(i)a}^+(T_{(i)a}) - v_{(i)a}^-(T_{(i)a}) \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (5)$$

이때 위첨자 +와 -는 각각 번째 포획궤도의 원화점에서 순간 기동이 주어진 후의 탐사선의 속도와 순간 기동이 이루어지기전의 탐사선의 속도를 나타낸다. 근화점에서 주어지는 순간 기동(Apoapsis

표 4. 화성 궤도 진입 및 임무 수행 궤도 설정을 위한 기동의 양.

포획 궤도의 분류	각 기동의 값	산출 결과 (m/s)
48시간 주기 궤도	$\Delta V_{MOI}$ (Mars Orbit Insertion)	903.807
	$\Delta V_{1PAM}$ (Periapsis Adjust Maneuver)	0.034
24시간 주기 궤도	$\Delta V_{2AAM}$ (Apoapsis Adjust Maneuver)	88.301
	$\Delta V_{2PAM}$ (Periapsis Adjust Maneuver)	0.027
12시간 주기 궤도	$\Delta V_{3AAM}$ (Apoapsis Adjust Maneuver)	143.908
	$\Delta V_{3PAM}$ (Periapsis Adjust Maneuver)	0.021
6시간 주기 궤도	$\Delta V_{4AAM}$ (Apoapsis Adjust Maneuver)	238.950
	$\Delta V_{4PAM}$ (Periapsis Adjust Maneuver)	0.018
4시간 주기 궤도	$\Delta V_{5AAM}$ (Apoapsis Adjust Maneuver)	211.898
	$\Delta V_{5PAM}$ (Periapsis Adjust Maneuver)	0.016
임무 수행 궤도 (2.11시간 주기, 원궤도)	$\Delta V_{6AAM}$ (Apoapsis Adjust Maneuver)	523.328
	$\Delta V_{6PAM}$ (Periapsis Adjust Maneuver)	0.018
전체 요구 $\Delta V$		2110.326

Adjustment Maneuver, AAM),  $\Delta V_{(i)AAM}$ 은 서로 다른 포획궤도 상의 공통 근화점 속도 성분 즉,  $i$ 번째 및  $i + 1$ 번째 포획궤도의 근화점 속도 성분의 차이로부터 산출되어지며 이는 식 (6)과 같이 표현된다.

$$\Delta V_{(i)AAM} = v_{(i)r}(T_{(i)p}) - v_{(i+1)r}(T_{(i+1)p}) \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (6)$$

일반적으로  $i+1$ 번째 포획궤도는  $i$ 번째 포획궤도보다 더 작은 주기를 갖는 궤도로 설정 됨으로 근화점에서 주어지는 순간 기동은 탐사선의 속도를 줄이는 방향 즉, 역추진을 하게 된다. 이 연구에서는 화성으로의 진입, 다양한 포획 궤도의 이륙, 그리고 임무 수행 궤도로의 진입을 위한 기동 설계에 있어서 화성 J2섭동력을 고려하여 궤적 전과를 실시하였으며 탐사선의 상태벡터는 모두 M-MME2000 좌표계로 변환되어 계산되었다. 또한 이 연구에서는 5개의 포획궤도를 통하여 원하고자 하는 임무 수행 궤도에 탐사선이 진입한다고 가정하였다. 각 포획궤도의 궤도 주기는 48시간, 24시간, 12시간, 6시간 그리고 4시간을 갖는 화성 중심의 타원궤도로 가정하였으며 최종 임무 수행 궤도는 MGS의 최종 임무 수행 궤도와 동일한 이심률( $e = 0.0072$ )을 갖는 궤도로 하였다. 탐사선은 각 포획궤도의 근화점과 원화점에서 두 번의 순간 기동을 가하여 원하고자 하는 목표점에 도달하도록 하였다. 따라서 최종의 임무 수행 궤도를 달성하고자 실시되는 총 기동의 숫자는 화성 궤도 진입 기동을 포함하여 총 12번이다. 기동량의 산출 결과 총 2,110.326m/s의 기동이 화성 궤도 진입 및 임무 수행 궤도 진입을 위하여 필요한 것으로 나타났다. 다음의 표 4에서 이러한 기동들에 대한 최적의 양을 보여 주고 있으며, 그림 6에서는 이러한 기동을 통하여 이륙되는 포획 궤도 및 임무 수행 궤도의 형상을 보여주고 있다.

### 3. 발사체 상단부와 탐사선의 질량 설계

#### 3.1 순간 기동을 이용한 질량 설계

2장에서 설명된 각 기동들의 양을 이용하면 임의의 발사체에 대한 발사체 상단부(upper stage or launcher)와 탐사선 자체의 질량 설계가 가능하다. 일반적으로 화성 탐사 임무의 경우 지구 탈출에 필요한 속도 증분 즉, 화성 천이 기동( $\Delta V_{TM}$ )을 발사체 상단부를 통하여 하게 된다. 또한 발사체 상

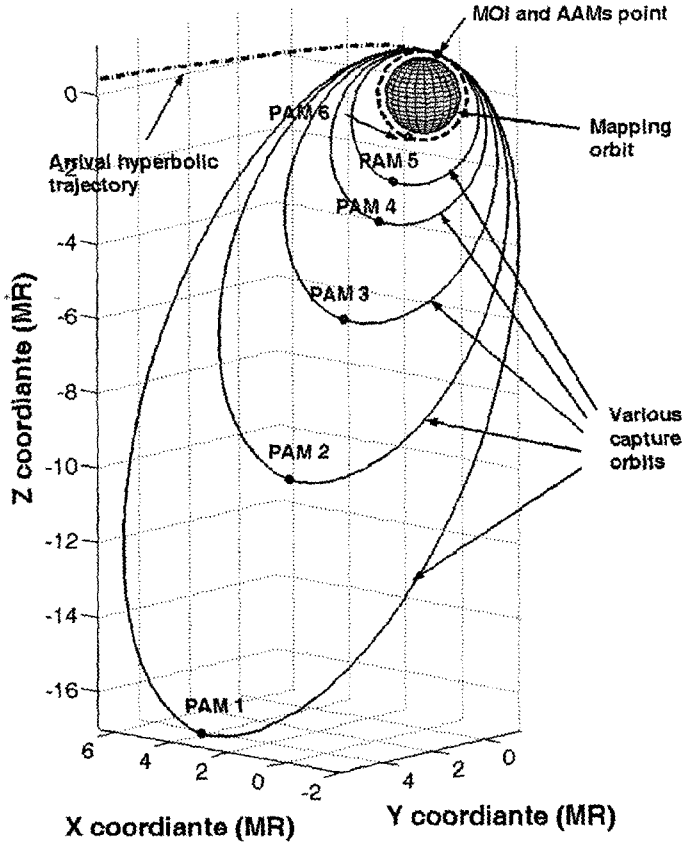


그림 6. 화성 도착시 화성 궤도 진입 및 임무 수행 궤도 수립을 위한 포획 궤도의 모습. 화성에 도착한 탐사선은 일련의 포획궤도를 통하여 목표하고자 하는 임무 수행 궤도를 수립하게 된다. 이 연구에서는 총 5개의 타원 포획궤도를 통하여 최종 원궤도인 임무 수행 궤도를 형성하는 것을 가정하였으며 이때 요구되는 총 기동의 양은 약 2,110.326m/s이다.

단부는 탑재 가능한 추진제(propellant) 질량에 제한이 있으며 이에 따라 탑재 가능한 탐사선의 질량 또한 결정되게 된다. 최대 탑재 가능한 추진제의 질량에 대한 발사체 상단부의 최대 초기 질량  $m_{omax}^L$ 은 식 (7)과 같다(Kemble 2006).

$$m_{omax}^L = \frac{m_{fuelmax}^L}{\left\{ 1 - \exp\left(\frac{-\Delta V_{TMI}}{I_{spL} \times g_0}\right) \right\}} \quad (7)$$

이때  $m_{fuelmax}^L$ 는 발사체 상단부의 최대 탑재 가능한 추진제의 질량이며  $I_{spL}$ 는 발사체 상단부의 비추력, 그리고  $g_0$ 는 지구 중력 가속도이다. 또한 발사체 상단부의 구조비(structure ratio)  $\lambda$ 를 이용하여 발사체 상단부의 구조체 질량  $m_{dry}^L$ 을 식 (8)과 같이 구할 수 있다.

$$m_{dry}^L = \frac{\lambda m_{fuelmax}^L}{1 - \lambda} \quad (8)$$

식 (7)과 (8)을 통하여 발사체 상단부의 최대 성능을 활용할 경우에 대한 최대 가능 화성 탐사선의 질량  $m_{scmax}$ 은 식 (9)와 같다.

$$m_{scmax} = m_{omax}^L - m_{fuelmax}^L - m_{dry}^L \quad (9)$$

식 (9)를 통하여 산출된 탐사선의 최대 질량에는 항행 단계에서의 궤적 보정을 위한 기동( $\Delta V_{TCMi}$ ), 화성 궤도 진입을 위한 기동( $\Delta V_{MOI}$ ) 및 임무 수행 궤도 설정을 위한 기동( $\Delta V_{(i)PAM}$ ,  $\Delta V_{(i)AAM}$ )에 대한 추진제의 질량 및 탐사선 자체의 구조체 질량이 포함된다. 앞서 설명된 다양한 기동을 위한 탐사선 자체의 추진제 질량  $m_{scfuel}$ 은 식 (10)을 통해 산출되며, 탐사선의 구조체 질량  $m_{scdry}$ 은 식 (11)을 통하여 산출되어 질 수 있다.

$$m_{scfuel} = m_{scmax} \left\{ 1 - \exp \left( \frac{-(\Delta V_{TCMi} + \Delta V_{MOI} + \Delta V_{(i)PAM} + \Delta V_{(i)AAM})}{Isp_{sc} \times g_0} \right) \right\} \quad (10)$$

$$m_{scdry} = m_{scmax} - m_{scfuel} \quad (11)$$

이때  $Isp_{sc}$ 는 탐사선 자체의 비추력, 그리고  $g_0$ 는 지구 중력 가속도이다.

### 3.2 질량 산출 결과

향후 개발될 KSLV-III는 약 1.5톤의 위성체를 지구 저궤도에 올려놓을 수 있는 성능을 가질 것으로 예상하고 있다. 이러한 KSLV-III를 이용하여 화성 탐사 임무를 수행 하려면, 화성 천이 기동을 할 수 있는 상단 발사체(upper stage)를 따로 개발 하여야 하며, 전체 질량(상단 발사체 전체 질량 + 탐사선 전체 질량)이 1.5톤을 초과해서는 안 된다는 제약이 따르게 된다. 여기서 상단 발사체 질량은 상단 발사체의 구조체 질량 및 화성 천이 기동을 위한 추진제 질량을 모두 포함하게 되며 탐사선의 전체 질량에는 탐사선의 구조체 질량과 화성 탐사 임무 기간 중 요구되는 다양한 기동에 필요한 탐사선 자체에 탑재되는 추진제 질량을 포함하게 된다.

이 연구에서는 상단 발사체의 경우 기존 KSR-III의 설계 능력을 바탕으로 하여 구조비( $\lambda$ )는 0.15로 하였으며 상단 발사체의 비추력은 진공상태에서 약 280초로 가정하였다. 또한 탐사선에 탑재되는 추력기의 비추력은 현재 우리나라의 기술력으로 제작이 가능한 값인 진공상태에서 약 290초를 갖는다고(Lee et al. 2004) 가정하였다. 하지만 이러한 가정들은 향후에 개발된 KSLV-III를 고려한다면 더욱 향상 될 수 있을 것이다. 2.1절~2.3절을 통하여 산출된 각 단계별 최적의 기동량은 상단 발사체 및 탐사선 자체에서 요구되는 기동의 총량으로 정리되며 표 5에서 해당 값들을 보여 주고 있다. 또한 여러 요인에 의해서 발생 할 수 있는 기동오차에 대비하여 각 기동의 양에 10%의 여유를 산정한 총량 역시 산출되었다. 산출된 최적의 기동량은 발사체 상단부에서 약 3,628.000m/s, 탐사선 자체에서 약 2,147.996m/s로 나타났으며, 10%의 여유값을 포함하면 발사체 상단부에서 약 3,990.800m/s, 탐사선 자체에서 약 2,362.796m/s의 기동이 성공적인 화성 탐사 임무 수행을 위해서 요구되는 것으로 나타났다. 표 5에서 보여진 각 기동량을 바탕으로 KSLV-III를 이용하여 최대한 탑재할 수 있는 탐사선의 질량을 산출한 결과, 향후 우리나라가 2033년에 화성 탐사 임무를 수행 한다면 약 148.01 ~ 206.30kg의 탐사선을 화성에 보낼 수 있으며 이때 탐사선의 구조체 질량 및 추진제 질량은 각 64.51 ~ 96.96kg과 83.50 ~ 109.34kg이다. 발사체 상단부 및 탐사선의 질량에 대한 자세한 자료는 표 6에 나타나 있다.

표 5. 각 부분별 요구 기동량.

해당 부분	기동량 산출 결과 (m/s)	
	최적값	10% 여유값 포함
발사체 상단부	3,628.000	3,990.800
탐사선	2,147.996	2,362.796

표 6. 발사체 상단부 및 탐사선의 질량 산출 결과. ( )의 값은 10% 여유를 고려한 값.

해당 부분	구조체 질량(kg)	추진제 질량(kg)
발사체 상단부	194.03 (202.75)	1099.50 (1148.90)
탐사선	96.96 (64.51)	109.34 (83.50)
전체 (상단부+탐사선)	1499.83 (1499.66)	

#### 4. 결론

이 연구에서는 향후 우리나라의 화성 탐사 임무를 대비하고자 KSLV-III 발사체를 이용하여 가상의 임무 설계를 실시하였다. 탐사선의 발사장으로는 현재 건설중인 전라남도 고흥에 위치하고 있는 나로 우주센터를 선정하였으며, 화성 탐사 임무 수행시 요구되는 각종 기동(화성 천이 기동, 궤적 보정을 위한 기동, 화성 궤도 진입을 위한 기동 그리고 임무 수행 궤도 설정을 위한 기동)들에 대한 최적값을 비선형 최적화 방법을 통하여 직접 산출 하였다.

임무 설계 결과 향후 2033년 4월 16일 12시 17분 26초(UTC)에 나로 우주센터에서 약 27분 동안 화성 탐사선을 발사 할 수 있는 발사 가능 시간대가 존재하며, 약 84.43°의 경사각을 갖는 장표류 주차 궤도를 통하여 우리나라의 화성 탐사선은 지구의 작용권구를 벗어날 수 있다. 이때 지구의 작용권구를 벗어나기 위하여 발사체 상단부로부터 요구되는 최적의 화성 천이 기동의 양은 약 3,628.000m/s, 10%의 여유분을 고려하였을 때는 약 3,990.800m/s이다. 또한 탐사선의 항행 단계에서 이루어지는 궤적 보정의 위한 기동과 화성 궤도 진입을 위한 기동 그리고 임무 수행 궤도 설정을 위한 기동들을 모두 포함하여 총 2,147.996m/s의 기동(10% 여유값을 포함한 경우, 2,362.796m/s)이 탐사선 자체의 추력기에 의해서 이루어 져야 한다. 따라서 총 1.5톤의 위성체를 지구 저궤도에 진입 시킬 수 있는 성능으로 개발중인 KSLV-III 발사체를 이용한다면 향후 우리나라는 약 1293.53 ~ 1351.65kg(구조체 194.03 ~ 202.75kg + 추진제 1099.50 ~ 1148.90kg)의 질량을 갖는 발사체 상단부를 개발 하여야 하며, 이를 이용한 최대 가능한 화성 탐사선 자체의 질량은 약 148.01 ~ 206.30kg(구조체 64.51 ~ 96.96kg + 추진제 83.50 ~ 109.34kg)이 된다. 하지만 이러한 결과는 향후 우리나라가 개발할 KSLV-III 발사체의 구조비 및 추력값 그리고 탐사선의 탑재될 추력기의 성능이 더욱 향상될 것임을 감안한다면 이 연구에서 제시하고 있는 탑재체 중량값보다 더 큰중량의 탑재체를 우리나라가 향후 화성으로 보낼 수 있다는 결론을 얻을 수 있다.

이 연구는 지구 출발부터 화성에 도착해 임무 수행 궤도의 수립까지의 모든 단계를 우리나라가 독자적으로 연구하여 관련 자료를 산출하였다는데 큰 의의가 있다. 나아가 이 연구를 통하여 산출된 결과는 향후 우리나라의 화성 탐사 임무 설계시 발사체를 비롯한 탐사선 그리고 각종 임무 단계별 비행 궤적에 있어 다양한 사전 정보를 제공해 줄 것이다.



## 참고문헌

- 김해연, 박은서, 송영주, 유성문, 노경민, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 최준민, 김병교 2004, 한국 우주과학회지, 21, 361
- 박은서, 송영주, 유성문, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 최준민, 김병교 2005, 한국우주과학회지, 22, 463
- 백지훈 2001, 석사학위논문, 연세대학교
- 송영주, 박은서, 유성문, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 김한들, 최준민, 김학정, 김병교 2004a, 한국우주과학회지, 21, 351
- 송영주, 박은서, 유성문, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 최준민, 김병교 2005, 한국우주과학회지, 22, 451
- 송영주, 유성문, 박은서, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 김방엽, 김한들, 최준민, 김병교 2004b, 한국우주과학회지, 21, 153
- 오범석, 이준호, 노웅래, 조미옥, 박정주, 조광래 2002, 한국항공우주학회지, 30, 130
- 유성문, 송영주, 박은서, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 김방엽, 김한들, 최준민, 김병교 2003, 한국우주과학회지, 20, 299
- 이성섭 2002, 석사학위논문, 연세대학교
- 이효근, 류정주 2004, 한국항공우주학회지, 32, 123
- 한국개발연구원 2000, 2000년도 예비타당성 조사보고서-우주센터 개발사업 (서울: 한국개발연구원), p.241
- 한동석 2006, 개인서신
- Beerer, J. G. & Dallas S. S. 1994, Mars Global Surveyor Trajectory Characteristic Documents (California: JPL), pp.5.1-5.23
- Brown, C. D. 1998, Spacecraft Mission Design Second Edition (Virginia: AIAA), pp.95-122
- Gill, P. E., Murray, W., Saunders, M. A., & Wright, M. H. 1998, User's Guide for NPSOL 5.0: A Fortran Package for Nonlinear Programming, Technical Report SOL 86-1 (California: Stanford University), pp.1-8
- Hale, F. J. 1994, Introduction to Space Flight (New Jersey: Prentice Hall), pp.83-124
- Han, D. S., Highsmith, D., Jah, M., Craig, D., Border, J., & Kroger, P. 2004, Mars Express interplanetary navigation from launch to Mars orbit insertion: The JPL experience. In proceeding of the 18th International Symposium on Space Flight Dynamics, eds. O. Montenbruck & B. Batrrick (Noordwijk: ESA), pp.195-200
- Hechler, M. 2004, private communication
- Hechler, M. & Yanez, A. 1999, Mars Express Consolidated Reports on Mission Analysis (Darmstadt: ESOC), pp.30-35
- Kemble, S. 2006, Interplanetary mission analysis and design (Chichester: Springer), pp.23-49
- Kohlhase, C. E. 1969, J. of Spacecraft and Rocket, 6, 537
- Lee, E. S., Chang, K. S., & Park, C. 2004, KSAS International Journal, 5, 2, 54

- Roncoli, R. B., & Lunwinski, J. M. 2002, Mission design overview for the Mars exploration rover mission. In a collection of the AIAA Astrodynamics Specialist Conference Technical Papers, vol.2 (Virginia: AIAA), pp.841-864
- Sergeyevsky, A. B., Snyder, G. C., & Cunniff, R. A. 1983, Interplanetary Mission Design Handbook, vol.1, Part 2 (California: JPL), pp.20-22
- Standish, E. M. 1998, JPL planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405 (California: JPL), pp.1-6
- Zike, S. B. 1998, M.S. dissertation, Naval Post Graduate School, Monterey California