

B-평면 조준법을 이용한 화성 탐사선의 궤적 보정을 위한 최적의 기동 설계

송영주^{1†}, 박은서¹, 유성문¹, 박상영¹, 최규홍¹, 윤재철², 임조령², 최준민², 김병교²
¹연세대학교 천문우주학과
²한국항공우주연구원

OPTIMAL TRAJECTORY CORRECTION MANEUVER DESIGN USING THE B-PLANE TARGETING METHOD FOR FUTURE KOREAN MARS MISSIONS

Young-Joo Song^{1†}, Eun-Seo Park¹, Sung-Moon Yoo¹, Sang-Young Park¹, Kyu-Hong Choi¹
Jae-Cheol Yoon², Jo Ryeong Yim², Joon-Min Choi², and Byung-Kyo Kim²

¹Dept. of Astronomy and Space Science, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

²Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 305-600, Korea

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

(Received November 8, 2005; Accepted November 25, 2005)

요 약

향후 우리나라의 화성 탐사선 개발을 대비하여 B-평면 조준법(B-plane targeting method)을 이용한 최적 궤적 보정 기동(Optimal Trajectory Correction Maneuver, TCM)의 설계에 대한 연구를 수행하였다. 궤적 보정 기동을 설계하기 위하여 요구되는 화성 탐사 임무의 각 단계별 비행 궤적 및 궤도 정보 역시 이 연구를 통해 개발된 알고리즘을 이용하여 산출 할 수 있으며, 관련 정보는 임무 설계시 필요로 하는 최소의 섭동력들을 고려한 상황에서 산출 되었다. 항행 단계에서의 탐사선은 다양한 섭동력에 의한 영향 또는 순간 기동의 오차로 기인된 비행 궤적의 오차로 인하여 목표한 위치에 도달하지 못할 수 있다. 따라서 탐사선의 적절한 비행 궤적을 유지하고 목표하고자 한 지점에 정확하게 도달시키기 위하여 도착 행성의 위치에 대하여 설정된 B-평면 좌표계를 이용하여 탐사선의 방향을 조준하여 줄 필요가 있다. NPSOL 소프트웨어를 사용하여 관련 최적해를 도출 하였으며 임무동안 수행되는 기동의 총 크기를 최소화 시키도록 목적함수를 설정 하였다. 수행되는 기동의 횟수는 설계자가 임의로 설정(1 ~ 5회)할 수 있도록 하였으며 그 시기 역시 조정 변수로 설정 할 수 있다. 마지막으로 화성 도착시 설정된 B-평면 좌표의 위치가 최종 구속조건으로 적용되어 최적화 문제를 완성 하게 된다. 이 연구를 통하여 지구 출발에서부터 화성 도착, 그리고 임무 수행을 위한 포획궤도에 이르기까지 전반적인 임무 설계 및 해석이 가능하게 되었으며, 항행 단계에서 이루어지는 궤적 보정 기동의 최적 시기 및 크기 또한 분석이 가능하게 되었다. 이 연구를 통하여 개발된 알고리즘을 이용하여 향후 우리나라의 화성 탐사 임무의 설계, 분석이 가능하다.

ABSTRACT

Optimal Trajectory Correction Maneuver (TCM) design algorithm has been developed using the B-plane targeting method for future Korean Mars missions. For every mission phase, trajectory informations can also be obtained using this developed algorithms which are essential to design optimal TCM strategy. The information were

[†]corresponding author

computed under minimum requiring perturbations to design Mars missions. Spacecraft can not be reached at designed aim point because of unexpected trajectory errors, caused by many perturbations and errors due to operating impulsive maneuvers during the cruising phase of missions. To maintain spacecraft's appropriate trajectory and deliver it to the designed aim point, B-plane targeting techniques are needed. A software NPSOL is used to solve this optimization problem, with the performance index of minimizing total amount of TCM's magnitude. And also executing time of maneuvers can be controlled for the user defined maneuver number (1 ~ 5) of TCMs. The constraints, the Mars arrival B-plane boundary conditions, are formulated for the problem. Results of this work show the ability to design and analyze overall Mars missions, from the Earth launch phase to Mars arrival phase including capture orbit status for future Korean Mars missions

Keywords: Mars, mission design, optimal trajectory correction maneuver

1. 서 론

인류 최초의 인공위성인 스푸트니크호가 1957년 발사된 이후, 인류는 경쟁적으로 우주 개발을 시도하였다. 인류의 끝없는 호기심으로 인하여 지구 근접이 아닌 태양계 행성으로의 탐사를 시작하게 되었고, 태양계를 구성하는 9개의 행성 중 화성이 현재까지 가장 많은 탐사의 대상이 되었다. 현재까지 진행된 행성 탐사 임무의 경우 관련 기술 선진국 즉 미국, 유럽연합, 구소련의 전유물이었다. 하지만 새로운 우주개발 경쟁 시대를 맞이하여 일본을 비롯한 중국, 그리고 인도까지 달 및 화성 탐사 임무 계획을 발표하고 있다. 미국은 2030년까지 달에 유인 기지를 건설할 것이라고 발표하였으며, 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 구도 속에서도 국제적인 협력 체제를 구축하고 있다. 이에 우리나라도 우주 개발 중장기 계획을 수립하여 관련 분야에 대한 기초 기술 연구를 진행하고 있다. 행성간 탐사선의 임무 설계는 일반적으로 단계별로 나누어져 이루어진다. 각 단계는 지구 출발 단계, 태양 중심 항행 단계, 마지막으로 목표 행성에 도착하는 단계와 임무를 수행하는 단계이다(Brown 1998). 행성간 탐사 임무를 위한 비행 궤적에 대한 연구는 1925년 Hohmann이 "Transfer"라는 개념을 제안함으로써 시작되었다(Vallado et al. 1997). 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). 1969년에 발사된 두 번째 화성 탐사선인 Mariner 6호의 임무 설계 결과(Kohlhase 1969)를 보더라도 모든 임무 단계에서의 탐사선의 비행 궤적, B-평면을 이용한 목표점, 탐사선의 구체적 구성, 임무의 구체적 목적, 나아가 탐사로 인한 화성의 오염 여부까지 분석하였다. 이는 관련 기술 선진국과 현 우리나라의 기술 수준의 차이를 대변하고 있는 좋은 예이다. 우리나라는 현재 임무 설계시 가장 기본이 되는 천이 비행 궤적에 대한 설계(백지훈 2001)가 구면

삼각법을 이용하여 이루어졌으며, 섭동항의 영향을 고려하여 비선형 최적화 기법을 이용한 연구(이성섭 2002) 또한 진행되었다. 이러한 연구를 바탕으로 최적의 발사 가능 시기(Launch window)의 산출이 가능하게 되었으며, 이후 발사장의 위치를 고려하여 최적의 발사 가능 시간대(Daily launch window)를 산출하는 연구(유성문 외 2003)가 진행되었다. 하나의 행성만을 고려한 직행임무가 아닌 행성의 근접 통과를 이용하여 임무 수행시 요구되는 에너지를 절감 할 수 있는 탐사 임무에 대한 연구(송영주 외 2004a)가 진행되었다. 이밖에도 행성 탐사선을 위한 심우주 추적망(Deep Space Network) 관측모델에 대한 연구(김해연 외 2004), 화성 근접 탐사선을 위한 궤도 전파 소프트웨어 개발(송영주 외 2004b)이 이루어 졌다. 이 연구는 현재 우리나라에서 이루어지지 않고 있었던 지구 출발 및 목표 행성(화성) 도착 단계에서의 탐사선의 쌍곡선 비행 궤적 설계를 부분을 포함하고 있으며, 화성 도착 후 임무 수행을 위한 포획궤도(Capture orbit)에 대한 설계도 포함하고 있다. 또한 항행 단계에서 이루어지는 궤적의 보정을 위한 기동의 설계를 B-평면 조준법을 이용하여 실시하였다. 이 연구의 목표는 지구 출발부터 화성 도착 단계에 이르는 모든 임무 단계에서의 비행 궤적 및 궤도에 대한 설계와 해석을 독자적으로 가능하게 한다는데 있다.

2. 궤적 보정 기동 설계를 위한 기본 설정

화성 탐사를 위한 임무의 설계는 크게 세단계로 나누어 질 수 있다. 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적을 가지고 지구의 작용권구 안을 비행하는 지구 출발 단계, 지구의 작용권구를 벗어나 화성의 작용권구로 향하는 태양 중심 항행 단계, 그리고 마지막으로 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적을 가지고 화성의 작용권구 안을 비행하는 화성 도착 단계이다. 근화점에 이른 탐사선은 원하고자 하는 임무를 수행하기 위한 궤도로의 진입을 위하여 추가적인 순간 기동(Impulsive maneuver)을 한 뒤 목표하고자 하는 궤도 즉, 화성중심 포획궤도를 이룩하여 임무를 수행하게 된다(Hale 1994). 이러한 일련의 임무를 설계하기 위해서는 각각의 임무 단계에 해당되는 다양한 좌표계, 시간계, 그리고 섭동력들이 반드시 고려되어야만 한다.

2.1 천체력

행성 탐사 임무를 설계하고자 할 때 가장 먼저 고려해야할 부분은 바로 지구를 비롯한 다양한 행성들의 위치와 속도에 대한 정보 즉, 천체력에 대한 계산이 선행되어야 한다. 이는 목표하고자 하는 행성의 정확한 위치를 파악할수록 성공적인 임무를 수행 할 수 있는 확률이 높아지기 때문이다. 또한 탐사선의 동력학 모델에 대한 연구 분야에 있어서도 탐사선에게 작용하는 다양한 섭동력 중 행성과 탐사선의 상호거리 벡터에 의존하고 있는 행성의 중력에 의한 영향이 가장 크게 탐사선에게 작용하기 때문이다. 이 연구에서는 JPL에서 제공하고 있는 DE405 천체력(Standish 1998)을 이용하여 정밀한 행성의 위치를 산출하였다.

2.2 좌표계와 시간계

앞서 서술한 바와 같이 화성 탐사 임무는 세단계로 나뉘어져 설계가 된다. 따라서 좌표계 역시 각각의 임무 단계별로 나뉘어져 설계 되어야 한다. 지구 출발 단계에서는 E-EME2000 좌표계(Earth centered Earth Mean Equator and equinox of epoch J2000)을 사용한다. 이 좌표계의 기준면은 지구의 평균 적도면, 기준 축은 지구의 평균 춘분점, 그리고 중심은 지구 중심이 된다. 태양 중심의 항행

단계에서는 탐사선의 위치 정보가 태양 중심에서 표현된 좌표계로 표현이 된다. 이때 사용되는 좌표계는 S-EMO2000 (Sun-centered Earth Mean Orbit and equinox of epoch J2000) 이며, 기준면은 지구의 평균 공전 궤도면, 기준 축은 지구의 평균 춘분점, 그리고 중심은 태양 중심이 된다. 화성 탐사 우주선이 화성의 작용권 안으로 진입하였을 경우 화성 중심으로 표현되는 좌표계를 사용하여 우주선의 위치를 표현하는데 이는 탐사 목적에 따른 임무 수행 해석이 용이하기 때문이다. 화성 중심으로 표현되는 좌표계는 M-MME2000 (Mars-centered Mars Mean Equator and IAU-vector of epoch J2000) 좌표계가 사용된다. 이는 화성의 평균 적도면을 기준 평면으로 하고 기준 축은 국제천문연맹(International Astronomical Union, IAU)이 정의한 IAU 벡터 축을 기준 축으로 하며, 중심은 화성 중심이다. 화성 중심 관성 좌표계의 기준 축은 과거에 화성의 춘분점을 사용하였으나 그 기준의 불명확성으로 인하여 IAU에서 새롭게 정의한 IAU 벡터 축을 기준 축으로 변경하였다(Mase 1999). 이 밖에도 정밀한 행성의 위치를 계산하기 위한 시간계의 변환은 필수적이다. 이 연구에서는 현재 모든 행성의 정밀한 운동이 질량중심 역학시(Barycentric Dynamic Time, TDB)를 통해 계산됨으로 TDB 시간계로의 일련의 변환 과정을 거쳐 정밀한 행성의 위치를 산출하였다.

2.3 섭동력

화성 탐사선이 탐사를 위하여 순항하는 동안 탐사선의 동력학 모델에 영향을 끼치는 각종 섭동력에 의한 영향은 매우 다양하다. 각각의 섭동력들은 탐사선의 진행 단계에 따라 나누어 볼 수 있다. 출발한 탐사선은 지구의 작용권 안에서 지구의 중력에 의한 영향을 포함한 지구의 달 및 다른 행성들 즉, 제3체들에 의한 영향을 받는다. 이밖에도 지구의 비대칭성, 지구 대기, 태양 복사압에 의한 영향을 받게 된다. 지구의 작용권을 벗어난 탐사선은 태양 중심의 항행 단계에 접어들게 되며 이때 탐사선에게 가장 큰 영향을 미치는 섭동력은 태양 중력이다. 또한 태양 이외의 행성들 즉, 3체에 의한 영향을 받게 되며 태양 복사압에 의한 영향 역시 받게 된다. 마지막으로 화성의 작용권으로 진입한 탐사선은 태양 및 화성의 달에 의한 영향을 포함한 다른 행성들의 중력에 의한 영향들을 받게 되며, 화성의 대기 항력에 의한 영향, 화성의 비대칭 중력장에 의한 영향, 태양 복사 압력에 의한 영향을 받게 된다. 이 연구의 경우 임무 설계를 위한 소프트웨어의 개발이 최종 목표이다. 따라서 화성 탐사 임무 설계 단계에서 고려해야할 최소의 섭동력인, 태양, 지구, 화성, 목성, 지구의 달, 지구 J2항, 화성 J2항에 의한 섭동력까지만 고려하였다(Hechler 2004).

3. B-평면 조준법을 이용한 최적 궤적 보정 기동의 설계

도착하고자 하는 행성에서의 탐사선의 위치를 정확하게 파악하며 적절한 탐사선의 비행 궤적을 설계하기 위해서는 B-평면 좌표계를 이용한다. 항행 단계에서의 탐사선은 다양한 섭동력에 의한 영향 또는 순간 기동의 오차로 기인된 비행 궤적의 오차로 인하여 목표한 위치에 도달하지 못할 수 있다. 따라서 적절한 비행 궤적을 유지하기 위하여 도착 행성의 위치에 대한 탐사선의 방향을 조준(Targeting)하여 줄 필요가 있다(<http://www.cbboff.org/UCBoulderCourse/documents/b-plane.PDF>). 이는 도착하고자 하는 행성에서의 쌍곡선 비행 궤적의 진입 점근선(Incoming asymptote)의 위치를 적절하게 유지함으로써 이루어지는데, 탐사선의 방향 조준은 대체적으로 탐사선의 중간 비행 궤적을 보정하는 기동을 수행함으로써 이루어진다. B-평면 좌표계는 탐사선이 임의의 행성의 작용권 안으로 진입하여 비행 하는 과정의 궤적에 대한 설계 및 분석을 가능하게 하며 탐사선의 방향을 목표하고자 하

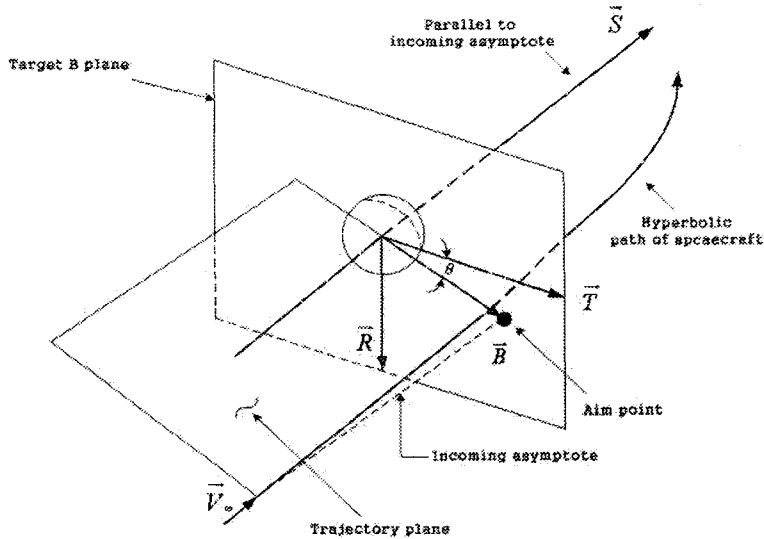


그림 1. B-평면 좌표계의 기하학적 모습(Sergeyevsky et al. 1983).

는 곳으로 조준하는데 매우 유용하게 사용 된다(Brown 1998).

3.1 B-평면 좌표계의 정의

B-평면은 임의의 목표 행성의 중심을 통과하며 진입 속도인 v 와 직각을 이루는 평면으로 정의된다. 임의의 행성 도착시 쌍곡선 비행 궤적의 진입 점근선과 B-평면이 만나는 점을 목표점(Aim point)라 정의 하며, B-평면 좌표계를 이루기 위하여 3가지 축이 정의 되어야 한다. 축의 경우, 진입 속도와 평행하며 원점이 목표 행성의 중심에 놓인 벡터 축이다. 축은 B-평면 위에 놓이면서 다른 하나의 기준평면을 정의하여 그 평면위에 동시에 놓여지는 벡터인데, 이때 정의되는 다른 하나의 기준평면은 목표 행성의 적도면 혹은 황도면이 사용된다. 마지막으로 축은 위의 두 벡터와 직교 좌표계를 이루기 위하여 B-평면 위에 놓이는 축으로 정의된다(Sergeyevsky et al. 1983). 이 연구에서는 화성의 평균 적도면이 기준면으로 설정 되었다. 그림 1은 앞서 설명된 전형적인 B-평면 좌표계의 모습을 보여 주고 있다.

3.2 NPSOL을 이용한 최적화

NPSOL(Nonlinear Programing SOLver)은 비선형 시스템의 최적화 문제를 풀기 위해 미국의 Stanford 대학에서 개발한 프로그램이다. NPSOL은 매개변수 최적화 방법 중 구속조건이 있는 비선형 시스템의 최적화 문제를 다루는 알고리즘인 연속 2차 계획법(Sequential Quadratic Programming, SQP)을 이용하여 그 해를 구하고 있다(Hong et al. 1992).

최적화를 수행하기 위하여 위성의 상태 벡터는 태양 중심에서 표현된 위치(\mathbf{x}^p)와 속도(\mathbf{x}^v)를 포함한 다음의 식 (1)과 같은 미분 방정식의 형태를 갖는다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(t, \mathbf{x}) \quad (1)$$

이때 $\mathbf{x} = (\mathbf{x}^p; \mathbf{x}^v)$ 이다. 궤적 보정 기동을 수행하는 시각을 $T_i, (i = 1, 2, \dots, n-1)$ 라고 하였을 때, 이

연구를 통하여 개발된 알고리즘은 임무 설계자가 그 횡수를 설정 할 수 있도록 하였으며, 각각의 기동의 수행 시각 역시 검색 범위, T_i^{sdur} , ($i = 1, 2, \dots, n - 1$)를 설정하여 조절 변수로 할 수 있도록 설계 하였다. 또한 궤적 보정 기동과 상관없이 탐사선의 위치 상태 벡터는 다음의 식(2)와 같은 연속성을 유지 하여야 하는 제한 조건이 주어지게 된다.

$$\mathbf{x}_i^p(T_i) = \mathbf{x}_{i+1}^p(T_i) \quad (i = 1, 2, \dots, n - 1) \quad (2)$$

궤적 보정 기동은 다음의 식(3)과 같이 탐사선의 속도 성분의 불연속성에 의해서 정의 될 수 있으며,

$$\Delta \mathbf{v}_i = \mathbf{x}_{i+1}^v(T_i) - \mathbf{x}_i^v(T_i) \quad (i = 1, 2, \dots, n - 1) \quad (3)$$

최적화 되어야 하는 목적함수는 식(4)와 같이 정의 된다.

$$J = \sum_{i=1}^n \|\Delta \mathbf{v}_i\| \quad (4)$$

마지막으로 화성의 작용권구 도착 시점(t_f)에서의 최종 상태 벡터, $\mathbf{x}(t_f)$ 는 B-평면상의 위치 성분, $\mathbf{B}^T(t_f)$, $\mathbf{B}^R(t_f)$ 으로 각각 변환되어 앞서 계산된 B-평면상에서의 목표점과의 구속조건을 식 (5)와 같이 만족하여야한다.

$$\begin{aligned} \mathbf{B}^T(t_f) &= \mathbf{B}_{target}^T \\ \mathbf{B}^R(t_f) &= \mathbf{B}_{target}^R \end{aligned} \quad (5)$$

4. 개발 알고리즘의 흐름

제 2장과 제 3장에서 설명된 다양한 기본 설정과 최적화 과정을 이용한 개발 알고리즘의 흐름도를 그림 2와 그림 3에 나타내었다. 그림 2는 최적 궤적 보정 기동을 설계하기 위하여 선행되어야 하는 각종 비행 궤적 및 궤도에 대한 정보를 산출하는 과정에 대한 흐름도이다. 이 과정에서 Lambert 이론을 이용한 최적의 임무 수행 시기가 결정되고, 지구 출발 및 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적에 대한 정보가 얻어진다. 이로부터 궤적 보정 기동을 위한 초기조건 및 제한조건 등이 결정되게 된다. 그림 3은 궤적 보정을 위한 최적의 기동을 설계하는 대략적인 시스템의 흐름을 보여 주고 있으며, 이 단계에서 사용자는 항행 단계 동안 수행할 기동의 횡수를 결정한 뒤 NPSOL을 이용하여 각각의 기동에 대한 최적의 시기와 양을 결정하게 된다.

5. 검증 및 결과

화성 탐사 임무를 설계하는데 있어서 지구 출발 단계의 쌍곡선 비행 궤적, 화성 도착 단계에서의 쌍곡선 비행궤적 그리고 임무 수행을 위한 포획궤도에 대한 설계는 전체적인 화성 탐사 임무 설계를 하는데 있어서 간과할 수 없는 필수적인 요소들이다. 이에 이 연구를 통해서 개발된 알고리즘은 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적을 비롯한 화성 도착 쌍곡선 비행궤적 그리고 임무 수행을 위한 포획궤도에 대한 설계가 가능하도록 하였다. 또한 항행 단계에서 이루어지는 최적 궤적 보정 기동을 설계하는 기능도 포함하고 있다.

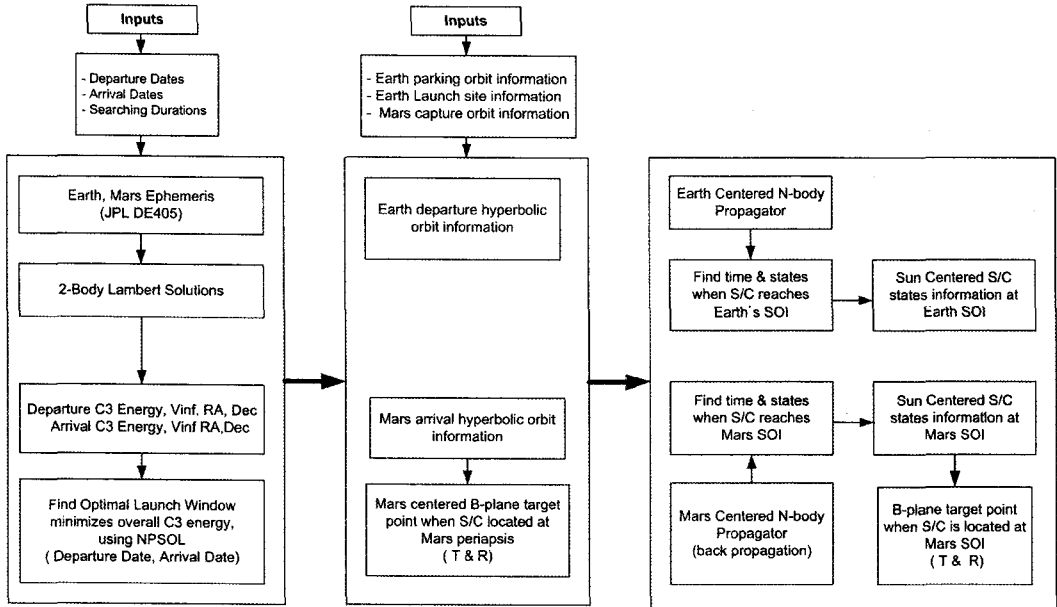


그림 2. 개발 알고리즘의 흐름도 I. 이 부분에서는 비행 궤적의 보정을 위한 최적의 기동을 설계하기 위하여 산출되어야 하는 기본적인 변수들, 즉 최적의 지구 출발 날짜와 화성 도착 날짜 그리고 각 단계에서의 쌍곡선 비행 궤적들에 대한 데이터가 계산되며 아울러 B-평면상에서의 목표점이 계산된다.

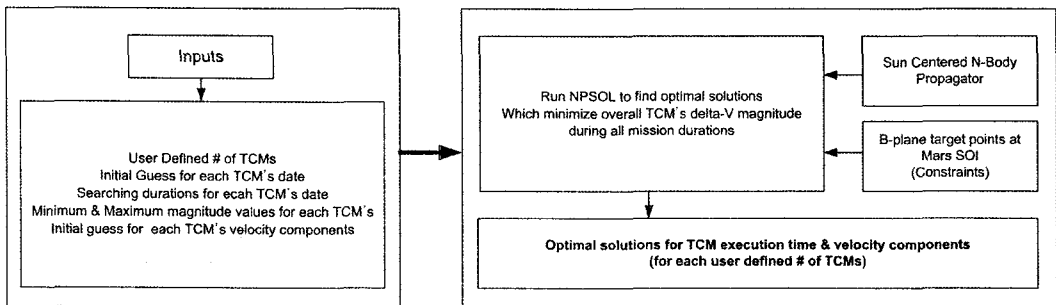


그림 3. 개발 알고리즘의 흐름도 II. 이 부분에서는 임무 설계자가 지정한 보정 기동의 횟수를 이용, NPSOL 소프트웨어를 사용하여 각각의 기동들에 대한 최적의 시기 및 크기를 결정한다.

5.1 쌍곡선 비행 궤적의 설계 결과

행성 탐사 임무를 위한 발사 가능 시기(Launch window)를 결정하는데 있어서 패치 코닉(Patched conic) 방법과 Lambert 이론을 적용하여 태양 중심의 항행 단계에 대한 탐사선의 비행 궤적을 산출할 수가 있다. 또한 이 과정에서 지구 출발 V_{∞} 벡터의 크기, 적경(RLA), 적위(DLA)값의 산출이 가

표 1. 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적 데이터(Mars Express의 경우).

	Hechler & Yanes(1999) 결과	연구 결과
지구출발날짜(년/월/일)	2003/06/01	2003/06/01
화성도착날짜(년/월/일)	2003/12/26	2003/12/26
지구 출발 쌍곡선 궤적 경사각(deg)	64.709	64.709
지구출발 V_{∞} 벡터의 위도(deg)	-5.232	-5.685
지구출발 V_{∞} 벡터의 경도(deg)	Not given	352.242
지구출발 V_{∞} (km/s)	2.987	2.999
지구출발 쌍곡선 궤적의 승교점 이각(deg)	170.096	169.545
지구출발 쌍곡선 궤적의 근지점 이각(deg)	34.473	35.736

표 2. 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적 데이터(Mars Global Surveyor의 경우).

	Beerer & Dallas(1994) 결과	연구 결과
지구 출발 날짜(년/월/일)	1996/11/03	1996/11/03
화성 도착 날짜(년/월/일)	1997/09/10	1997/09/10
지구 출발 쌍곡선 궤적 경사각(deg)	28.104	28.104
지구 출발 V_{∞} 벡터의 위도(deg)	19.608	19.599
지구 출발 V_{∞} 벡터의 경도(deg)	173.595	172.894
지구 출발 V_{∞} (km/s)	3.306	3.285
지구 출발 쌍곡선 궤적의 승교점 이각(deg)	Not given	2.579
지구 출발 쌍곡선 궤적의 근지점 이각(deg)	Not given	10.125

표 3. 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적 데이터(Mars Global Surveyor의 경우).

	Hechler & Yanes(1999) 결과	연구 결과
지구 출발 날짜(년/월/일)	1996/11/03	1996/11/03
화성 도착 날짜(년/월/일)	1997/09/10	1997/09/10
화성 도착 쌍곡선 궤적 경사각(deg)	92.869	92.869
화성 도착 V_{∞} 벡터의 위도(deg)	-21.906	-21.584
화성 도착 V_{∞} 벡터의 경도(deg)	137.394	139.182
화성 도착 V_{∞} (km/s)	2.899	2.900
화성 도착 쌍곡선 궤적의 승교점 이각(deg)	318.561	320.172
화성 도착 쌍곡선 궤적의 근지점 이각(deg)	146.213	145.906

능하다. 지구 출발 벡터와 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적의 궤도 경사각(i_p)과의 상호 관계를 이용하여 행성 탐사를 위한 지구 출발 쌍곡선 비행궤적의 설계가 가능하게 된다. 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적 경우 역시, 화성 도착 V_{∞} 벡터의 크기, 적경(RAP), 적위(DAP)값과 포획 궤도의 경사각(i_c)을 이용하여 비행 궤적 요소의 산출이 가능하다. 표 1과 표 2는 각각 유럽우주국의 화성 탐사선 MEX(Mars Express)와 미 항공우주국의 화성 탐사선 MGS(Mars Global Surveyor)의 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적 데이터 및 이 연구 결과를 이용하여 산출된 해당 데이터를 비교한 표이다. 또한 표 3에서는 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적의 데이터를 이 연구를 통해 산출된 값과 MGS 임무 설계시 제시되었던 데이터와 비교하여 보여주고 있다. 각각의 데이터를 살펴보면, 대부분의 각(angle)의 경우, 최대 약 $\pm 1^\circ$ 범위에서의 오차를 보여 주고 있는 것을 확인 할 수 있다. 이는 알고리즘의 설계시 사용된 각종 상수의 크기 및 좌표계의 설정 부분에서 생긴 오차에 기인하는 결과라 판단된다. 다음의 표 4는 각각 향후

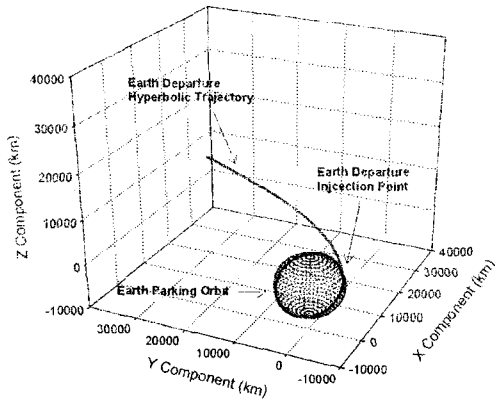


그림 4. 지구 출발 쌍곡선 비행 궤적의 모습.

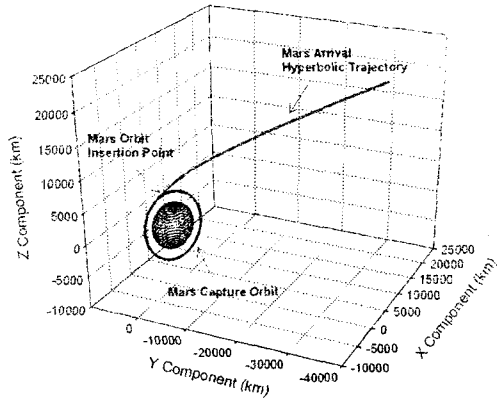


그림 5. 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적의 모습.

표 4. 지구 출발 및 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적 데이터(2026년 임무 설계 결과).

	연구 결과
지구 출발 날짜 (년/월/일)	2026/10/31
화성 도착 날짜 (년/월/일)	2027/09/06
지구 출발 쌍곡선 장반경(km)	-43,038.45
지구 출발 쌍곡선 궤적 경사각(deg)	81.74
지구 출발 V_{∞} 벡터의 위도(deg)	28.99
지구 출발 V_{∞} 벡터의 경도(deg)	133.48
지구 출발 V_{∞} (km/s)	3.04
지구 출발 쌍곡선 궤적의 승교점 이각(deg)	318.09
지구 출발 쌍곡선 궤적의 근지점 이각(deg)	0.51
화성 도착 쌍곡선 궤적 장반경 (km)	-6,846.62
화성 도착 쌍곡선 궤적 경사각(deg)	60.00
화성 도착 V_{∞} 벡터의 위도(deg)	-16.56
화성 도착 V_{∞} 벡터의 경도(deg)	114.37
화성 도착 V_{∞} (km/s)	2.57
화성 도착 쌍곡선 궤적의 승교점 이각(deg)	284.48
화성 도착 쌍곡선 궤적의 근화점 이각(deg)	143.60

우리나라의 임무를 대비, 2026년에 화성 탐사 임무를 수행한다고 가정하고 생성된 지구 출발 및 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적 데이터를 보여주고 있다. 산출된 최적의 지구 출발일 및 화성 도착일은 각각 2026년 10월 31일, 2027년 9월 6일이다. 그림 4와 5는 각각 앞서 산출된 2026년 화성 탐사 임무 설계 결과를 바탕으로 그려진 지구 출발 및 화성 도착 쌍곡선 비행 궤적의 모습이며, 지구 출발의 주차 궤도 및 화성 도착시 임무 수행을 위한 포획궤도는 각각의 쌍곡선 비행 궤적과 동일한 궤도 경사각을 갖는 원궤도로 가정하였다. 이때 각 궤도의 장반경은 지구의 경우 6,578km, 화성의 경우 5,000km로 가정하였다. 추가적으로 이러한 가정 하에서 근지점 및 근화점 에서 임무를 수행하기 위하여 요구되는 순간 기동의 속도 크기는 각각 3.63km/s, 1.94km/s로 나타났다.

5.2 최적 궤적 보정 기동의 설계 결과

최적 궤적 보정 기동을 설계하기 위해서는 앞서 설명된 바와 같이 B-평면 조준법을 이용한다.

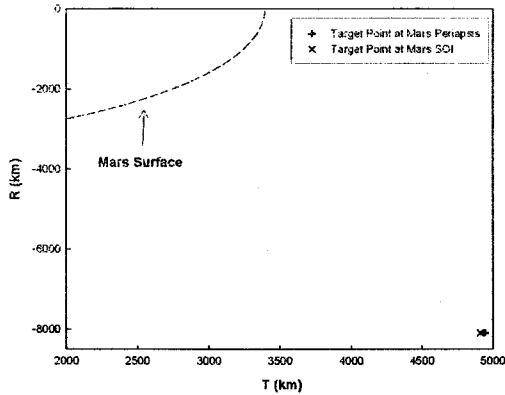


그림 6. B-평면상에서의 목표점의 모습. 근화점에서의 목표점은 (+)로, 탐사선이 화성의 작용권구에 진입 할 때의 목표점은 (x)로 각각 나타나 있다.

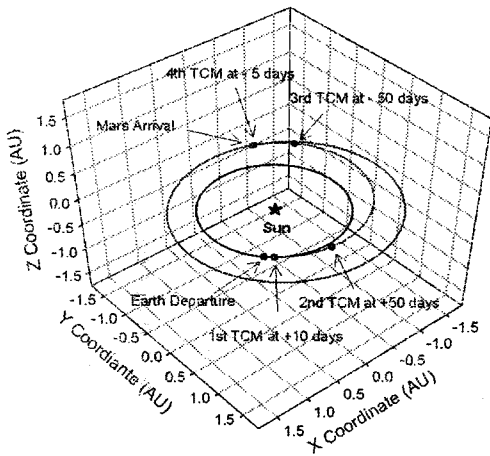


그림 7. 보정 기동의 시기가 고정되어 기동의 크기만 최적화된 경우. 지구 출발 10일 후와 50일 후, 화성 도착 50일 전과 5일 전에 각각 4번의 보정 기동을 한다는 가정 하에 산출된 천이 비행 궤적의 모습.

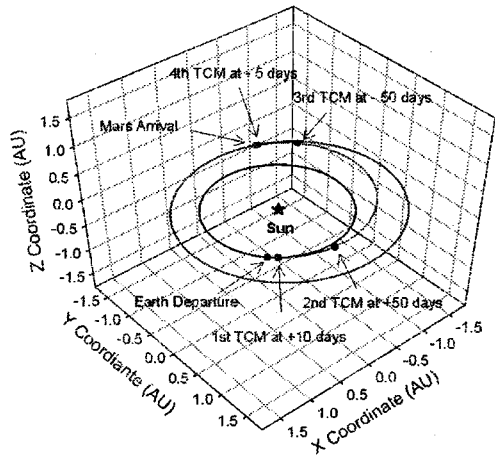


그림 8. 보정 기동 시기에 검색 범위를 주어 최적의 기동 시기 및 크기가 산출 된 경우. 지구 출발 10일 후와 100일 후, 화성 도착 150일 전과 7일 전에 각각 기동을 주는 것이 최적의 결과이며 이에 따라 산출된 천이 비행 궤적의 모습.

이에 B-평면상에서의 목표점을 우선 설정하여야 하는데, 그림 6에서 설정된 목표점을 보여 주고 있다. 근화점에서의 목표점은 (+)로, 탐사선이 화성의 작용권구에 진입 할 때의 목표점은 (x)로 각각 나타나 있다. 화성의 작용권구 상에서의 목표점은 근화점에서의 목표점으로부터의 역전파(back propagation)을 이용하여 산출되어지며, 2026년 임무를 가정하여 설정된 최적 보정 기동을 설계하기 위한 목표점은 각각 T축이 4,914.42km, R축이 -8,084.99km로 나타났다.

이는 탐사선이 근화점에 이르렀을 때, 포획궤도의 장반경이 5,000km, 경사각이 60°인 원궤도를

이론다는 가정 하에 산출된 결과임을 참고하기 바란다. 항행 단계에서의 보정 기동을 실시하는 횟수의 경우, 총 4회를 실시하는 것으로 가정하였다. 그림 7은 지구 출발 10일 후와 50일 후, 화성 도착 50일 전과 5일 전에 각각 4번의 보정 기동을 한다는 가정 하에 산출된 천이 비행 궤적의 모습이다. 기동의 시간이 위와 같이 고정되어 있는 경우, 목표점에 탐사선이 도달하기 위하여 필요한 보정 기동의 총 크기는 약 21.63m/s 이다. 하지만 보정 기동 시기를 고정하지 않고 최적의 보정 기동 시기를 산출하기 위하여 각각의 기동 시기에 검색 범위를 주어 최적의 기동 시기 및 총 크기를 산출하여 본 결과, 지구 출발 10일 후와 100일 후에 기동을 주고, 화성 도착 150일 전과 7일 전에 기동을 주는 것이 총 14.9m/s의 추가적인 기동을 요구하는 것으로 나타났다. 이는 궤적 보정 기동의 시기가 고정되어 산출된 결과 보다 기동의 시기를 적절하게 조절할 경우, 더 적은 양의 기동, 즉 더 적은 양의 연료로 목표하고자 하는 점에 도달 할 수 있다는 이야기 이다. 또한 이때 탐사선이 최종적으로 도달한 B-평면상의 위치는 T축이 4,914.45km, R축이 -8,085.04km로 나타나 m급의 오차 범위 안으로 탐사선이 목표점에 도달하는 것으로 나타났다. 위의 결과에서도 알 수 있듯이, 화성 탐사 임무 설계시 보정 기동에 있어서 적절한 시기가 결정되어야 임무를 보다 효율적으로 수행 할 수 있다. 하지만 실제 임무를 수행할 경우, 순간 기동들에 의한 관련오차가 발생 할 수 있으므로 이러한 오차에 대비한 임무 설계를 하여야 한다. 실제로 유럽 우주국에서 발사된 MEX의 경우, 임무 설계시 생성된 데이터와 실제 운영시 설정된 데이터는 완전히 다른 값이었다고 밝히고 있다(Hechler 2004). 그림 8에서 기동 시기가 적절하게 조정이 된 경우에 대한 천이 비행 궤적의 모습을 보여 주고 있다.

6. 결론

이 논문에서는 향후 우리나라의 화성 탐사 임무에 대비하여 최적 궤적 보정 기동 설계에 대한 연구를 실시하였다. 기동 설계를 위하여 필요한 좌표계인 화성 중심의 B-평면 좌표계에 대한 분석을 완료 하였으며, 각각의 임무 단계별로 요구되는 모든 좌표계를 설정하여 임무를 설계 하였다. 또한 섭동항의 경우 임무 설계 단계에서 요구되는 모든 섭동항을 고려하였다. 이밖에도 지구 출발 단계부터 시작하여 화성 도착 후 임무 수행을 위한 포획궤도에 이르는 단계에 대한 탐사선의 궤적 및 궤도 정보에 대한 분석이 이루어졌다. 각 단계별 궤도 정보의 경우, 유럽 우주국 및 미 항공우주국의 데이터와 비교하여 그 성능을 검증하였다. 검증결과 지구 출발 및 화성 도착 쌍곡선 궤도의 각(angle)요소들이 최대 약 $\pm 1^\circ$ 범위의 오차를 보여 주고 있었다. 이를 바탕으로 궤적 보정 기동의 최적의 시기와 양의 산출이 가능하게 되었으며, 2026년의 화성 탐사를 가정하여 임무를 설계한 결과, 지구 출발 10일 후와 100일 후에 기동을 주고 화성 도착 150일 전과 7일 전에 기동을 주는 것이 총 14.9m/s의 기동이 필요한 것으로 나타났다. 이는 지구 출발 10일 후와 50일 후, 화성 도착 50일 전과 10일 전에 기동을 줄때 필요한 양인 21.63m/s보다 적은 값이며 탐사 임무 설계시 적절한 기동 시기의 산출이 필요함을 의미한다. 이 연구를 통하여 화성 탐사 임무의 모든 단계에 대한 독자적인 임무 설계 및 해석이 가능하게 되었다. 하지만 실제 임무 수행시는 순간 기동에 따른 오차의 요인이 존재 할 수 있기 때문에 이러한 오차 요인을 고려할 수 있는 추가적인 연구가 진행 되어야 할 것이다.

참 고 문 헌

김해연, 박은서, 송영주, 유성문, 노경민, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 최준민, 김병교 2004, 한국

- 우주과학회지, 21, 361
- 백지훈 2001, 석사학위논문, 연세대학교
- 송영주, 유성문, 박은서, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 김방엽, 김한돌, 최준민, 김병교 2004a, 한국우주과학회지, 21, 153
- 송영주, 박은서, 유성문, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 김한돌, 최준민, 김학정, 김병교 2004b, 한국우주과학회지, 21, 351
- 유성문, 송영주, 박은서, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 김방엽, 김한돌, 최준민, 김병교 2003, 한국우주과학회지, 20, 299
- 이성섭 2002, 석사학위논문, 연세대학교
- 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
- Hale, F. J. 1994, Introduction to Space Flight (New Jersey: Prentice Hall), pp.83-124
- Hechler, M., & Yanez A. 1999, Mars Express Consolidated Reports on Mission Analysis (Darmstadt: ESOC), pp.30-35
- Hechler, M. 2004, private communication
- Hong, P. E., Kent P. D., & Vallado, C. A. 1992, Interplanetary Program To Optimize Simulated Trajectories (IPOST) Volume I User's Guide (Colorado: Martin Marietta Corp.), pp.1-69
- Kohlhase, C. E. 1969, J. of Spacecraft and Rocket, 6, 537
- Mase, R. A. 1999, Update to Mars Coordinate Frame Definitions (California: JPL), pp.6-23
- 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
- Vallado, D. A., McClain, W. D., & Larson, W. J. 1997, Fundamentals of Astrodynamics and Applications (New York: McGraw-Hill), pp.421-445