

화성 근접 탐사를 위한 우주선의 궤도전파 소프트웨어

송영주^{1†}, 박은서¹, 유성문¹, 박상영¹, 최규홍¹,
윤재철², 임조령², 김한돌², 최준민², 김학정², 김병교²
¹연세대학교 천문우주학과
²한국항공우주연구원

AN ORBIT PROPAGATION SOFTWARE FOR MARS ORBITING SPACECRAFT

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

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

²Korea Aerospace Research Institute(KARI), Daejeon 305-600, Korea

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

(Received October 30, 2004; Accepted November 15, 2004)

요 약

향후 우리나라의 화성 근접 탐사 임무를 대비한 우주선의 궤도전파 소프트웨어의 개발 및 검증
을 실시하였다. 이를 위해 화성 주위를 비행하는 우주선의 동역학 모델에 대한 연구가 선행 되었
으며, 탐사 우주선의 모든 위치 정보는 화성 중심 좌표계를 사용하여 나타내었다. 정밀한 탐사 우
주선의 위치 계산을 위하여 화성의 세차 및 장동 운동에 의한 영향도 고려하였다. 화성의 작용권
구 안으로 진입한 탐사 우주선은 화성 주위에서의 다양한 섭동에 의한 영향을 받게 되는데 본 연
구에서는 정밀한 동력학 모델의 계산을 위해 가능한 모든 섭동들을 고려하였다. 특히 화성의 비
대칭 중력장에 의한 영향을 계산하기 위해 Jet Propulsion Laboratory(JPL)의 Mars50c 모델을
적용하였고 화성 대기 항력에 의한 영향의 경우 Mars-GRAM 2001 모델을 사용하여 계산하였
다. 태양을 비롯한 다른 행성의 위치를 계산하기 위해서 JPL의 DE405 정밀 천체력을 이용하였
고 화성 위성들(포보스 와 다이모스)의 천체력 계산은 해석적인 방법으로 하였다. 개발 소프트웨
어의 성능 검증을 위하여 Mars Global Surveyor의 화성 지도 작성을 위한 초기 궤도 요소를 사
용하였으며, Satellite Tool Kit(STK)의 Astrogator모듈을 이용하여 산출된 결과와 본 논문에서
개발한 소프트웨어의 결과 값과 비교 하였다. 비교 결과 우주선의 모든 위치성분(반경방향, 궤도
진행방향 그리고 진행수직방향)은 화성 근접 탐사 우주선이 화성 주위를 12번 공전(약 1 화성일)
하는 동안 최대 $\pm 5m$ 이내의 오차를 보여 주었다. 이는 본 연구를 통해서 개발된 소프트웨어의
성능에 대한 신뢰도가 매우 높다는 것을 의미한다. 따라서 개발된 알고리즘과 소프트웨어는 향
후 우리나라의 화성 근접 탐사를 위한 우주선의 임무 설계시 활용 될 수 있다.

ABSTRACT

An orbit propagation software for the Mars orbiting spacecraft has been developed
and verified in preparations for the future Korean Mars missions. Dynamic model
for Mars orbiting spacecraft has been studied, and Mars centered coordinate systems
are utilized to express spacecraft state vectors. Coordinate corrections to the Mars

[†]corresponding author

centered coordinate system have been made to adjust the effects caused by Mars precession and nutation. After spacecraft enters Sphere of Influence (SOI) of the Mars, the spacecraft experiences various perturbation effects as it approaches to Mars. Every possible perturbation effect is considered during integrations of spacecraft state vectors. The Mars50c gravity field model and the Mars-GRAM 2001 model are used to compute perturbation effects due to Mars gravity field and Mars atmospheric drag, respectively. To compute exact locations of other planets, JPL's DE405 ephemerides are used. Phobos and Deimos's ephemeris are computed using analytical method because their informations are not released with DE405. Mars Global Surveyor's mapping orbital data are used to verify the developed propagator performances. After one Martian day propagation (12 orbital periods), the results show about maximum ± 5 meter errors, in every position state components (radial, cross-track and along-track), when compared to these from the Astrogator propagation in the Satellite Tool Kit. This result shows high reliability of the developed software which can be used to design near Mars missions for Korea, in future.

Keywords: Mars, orbit propagation software, Mars coordinate system, perturbations near Mars

1. 서 론

태양계의 수많은 행성 중 인류가 현재까지 가장 많은 호기심을 갖고 또한 탐사를 진행한 행성은 바로 화성이다. 인류 최초로 1964년 미국의 Mariner 4호가 화성을 근접 통과 하면서 그 모습을 전송해 왔으며 1971년 구소련에 의해서 발사된 Mars 2호는 화성의 표면에 착륙선을 보내 인류 최초로 화성의 대기 성분과 표면 온도 등을 탐사 하는데 성공 하였다. 2004년 현재까지 전 세계적으로 약 21번의 화성 탐사를 위한 임무가 수행되었으며 향후 인간을 직접 화성으로 보내고자 하는 임무를 계획하고 있다(<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary>). 행성 탐사를 위한 임무는 일반적으로 단계 별로 나누어 설계를 진행한다. 각 단계는 크게 탐사 우주선의 지구 출발 단계, 태양 중심의 항행 단계 그리고 행성 도착 단계로 나누어 질 수 있다(Brown 1998). 행성 도착 단계의 탐사 우주선은 다시 임무의 성격에 따라서 다음과 같은 두 가지의 비행 궤도를 갖게 된다. 행성 근접 궤도를 공전하며 각종 관측 및 탐사를 진행하는 공전임무(Orbiter mission)를 위한 궤도와 행성 표면에 직접적인 착륙선을 내려 보내는 착륙임무(Lander mission)를 위한 궤도 이다(Sergeyevsky et al. 1983). 위의 두 가지 궤도 중 어떠한 궤도를 선택하여도 목표 행성 주위 탐사를 위한 우주선의 동력학 모델에 대한 연구는 필수적이다. 실제로 기술 선진국의 경우 화성 주위 탐사선의 동력학 모델 연구를 위해 화성의 비대칭 중력장 모델 개발을 이미 1980년대에 시작(Rosborough & Lemoine 1991) 하였으며 화성의 대기 모델에 관한 연구 역시 이미 Mariner와 Viking 임무의 성공 직후부터 시작해 왔다(Justus & Johnson 2001). 이미 많은 기술 선진국들은 탐사 우주선을 화성에 보내어 임무를 수행하고 있다. 하지만 관련 기술의 경우 도입시 많은 경비가 소요되며 그 범위가 극히 제한적임을 감안하여 볼 때, 향후 우리나라의 화성 근접 탐사 임무에 대비한 관련 기술에 대한 독자적인 연구는 반드시 선행 되어야 할 사항이다. 따라서 본 논문에서는 향후 우리나라의 화성 근접 탐사를 대비하여 탐사 우주선의 화성 근접에서의

동력학 모델에 대한 연구를 실시하였고, 이에 따른 비행 궤도 전파 소프트웨어의 개발 및 검증을 실시하였다. 동력학 모델의 가장 기본이 되는 각종 좌표계를 화성탐사를 위한 화성 중심 좌표계로 나타내었으며 화성 주위에서 탐사 우주선이 받을 수 있는 다양한 섭동에 대한 영향 즉, 태양을 비롯한 다른 행성들의 중력, 화성 위성(포보스 와 다이모스)들의 중력, 화성의 대기 항력, 화성의 비대칭 중력장, 태양 복사 압력에 의한 영향들을 고려하였다. 본 연구의 궁극적 목표는 선진 우주기술을 국산화 하는데 있으며, 특히 화성 탐사선의 공전 임무를 수행하는데 필요한 궤도 전파 소프트웨어를 개발하는데 있다.

2. 화성 중심 좌표계의 종류와 좌표계의 보정

화성 탐사 우주선이 화성의 작용권 안으로 진입하였을 경우에는 그 위치를 표현하는데 있어서 화성 중심으로 표현되는 좌표계를 사용한다. 이는 탐사 목적에 따른 임무 해석이 용이하기 때문이다(Mase 1999). 화성 중심으로 표현되는 좌표계는 크게 화성 중심 관성 좌표계와 화성 중심 고정 좌표계로 나누어 볼 수 있으며(Vaughan 1995), 보다 정밀한 탐사 우주선의 좌표 계산을 위하여 본 연구에서는 화성의 세차운동과 장동운동에 따른 화성 중심 좌표계의 보정을 Hilton(1991)의 해석적인 방법을 사용하여 실시하였다.

화성 중심 관성 좌표계(Mars Centered Inertial coordinate system, MCI)의 기준점은 화성의 질량 중심, 기준 평면은 화성의 적도면, 그리고 기준 축은 국제천문연맹(International Astronomical Union, IAU)에서 정의한 벡터 축을 사용한다. 이 좌표계의 기준 축은 과거에 화성의 춘분점을 사용하였으나 그 기준의 불명확성으로 인하여 IAU에서 새롭게 정의한 IAU 벡터 축(Q)을 기준 축으로 변경하였다. IAU 벡터 축은 지구의 적도면과 화성의 적도면이 교차하는 지점의 벡터로 정의된다(Mase 1999). 화성 중심 고정 좌표계(Mars Centered Mars Fixed coordinate system, MCMF)의 기준점은 화성의 질량중심, 기준 평면은 화성의 적도면, 그리고 기준 축은 화성의 자오선(Prime Meridian)을 사용한다. 이때 화성의 자오선(경도 0° 인 지점)은 남위 약 5° 에 위치하고 있는 Airy-0 분화구로 정의된다(Vaughan 1995). 화성 근접 탐사 우주선의 위치를 화성 중심 관성 좌표계를 통하여 표현하려 할 경우, 일련의 좌표 변환 과정을 통하여 그 위치를 표현 할 수 있다. 지구의 북극축 방향을 기준으로 표현된 화성 북극축의 방향을 알고 있고 이를 기반으로 IAU 벡터 축을 정의 하여 좌표계를 완성할 수 있다. 이때 화성 북극축의 위치는 지구의 북극축의 방향을 기준으로 적경(α), 적위(δ)로 표현되어 나타나며(Davies et al. 1992), 화성 IAU 벡터 축은 지구 북극축의 단위 벡터와 화성 북극축의 단위 벡터의 외적으로 쉽게 구해 질 수 있다(Mase 1999). 화성 중심 고정 좌표계는 앞서 정의된 IAU 벡터 축과 화성의 자오선과의 상호 관계에 의해서 정의되어 진다. IAU는 화성의 자오선이 화성 적도면을 가로지르는 지점인 결절점(Q)과 이루는 각(W)을 선형화된 식으로 정의 하여 발표하고 있다(Davies et al. 1992). 본 연구에서는 기본적으로 화성 근접 탐사 위성의 상태 벡터를 화성 중심 관성 좌표계를 사용하여 나타냈으며, 탐사 위성의 지상 궤적을 산출하기 위해 화성 중심 고정 좌표계를 이용하였다.

3. 천체력 계산과 화성 주위에서 우주선의 궤도에 미치는 섭동항들

화성을 비롯한 기타 행성의 위치 계산을 위하여 JPL에서 제공하는 DE405 정밀 천체력을 기본

적으로 이용하였다. 하지만 2개의 화성의 위성 즉, 포보스와 다이모스는 DE405와 함께 정밀 천체력이 제공되지 않고 있기 때문에 Chapront-Touze(1990)의 해석적인 방법을 이용하여 계산하였다. 화성 탐사를 위한 우주선이 화성의 작용권구 안으로 진입함에 따라서 우주선의 비행 궤적은 화성 주위에서의 다양한 섭동의 영향을 받게 된다. 화성의 달을 포함한 제3체에 의한 영향은 식(1)로 표현이 가능하며, 각 천체(태양을 비롯한 8개의 행성과 지구의 달)의 위치 계산을 위해서는 앞서 언급한 바와 같이 JPL의 DE405 및 해석적인 방법을 이용하였다.

$$\mathbf{F}_i = -G \sum_{j=1, j \neq i}^n m_i m_j \frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j}{r_{ij}^3} \quad (1)$$

이때, G 는 만유인력 상수, m_i 및 m_j 는 i, j 번째 천체의 질량, \mathbf{r}_i 및 \mathbf{r}_j 는 각각의 화성 중심에서 천체까지의 거리 벡터이다.

화성의 비대칭 중력장에 의한 영향을 고려하기 위해서 JPL의 Mars50c(50×50)모델을 적용하였다. 이는 JPL의 B. Sjogren과 A. Konopliv에 의해서 개발(Vaughan 1995)되었고, Mars Pathfinder 임무에서 적용된 화성의 비대칭 중력장 모델이다. 화성의 비대칭 중력장에 의한 영향은 식(2)와 같이 표현된다(Vaughan 1995).

$$U(r, l, L) = \frac{Gm}{r} \left[1 + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R}{r} \right)^n P_{nm}(\sin l) (C_{nm} \cos(mL) + S_{nm} \sin(mL)) \right] \quad (2)$$

식(2)에서 우변의 첫 항은 화성을 점 질량으로 가정하였을 때의 중력퍼텐셜을 나타내며, 나머지 두 항이 각각 zonal, tesseral 조화항으로 궤도의 섭동항이 되어 우주선의 궤도에 섭동력으로 작용하게 된다. 여기서, l 은 위도, L 은 경도, m 은 화성질량, R 은 화성의 적도단면에서의 장반경, r 은 우주선과 화성중심과의 거리를 나타내고, P_{nm} 은 버금 르장드르(associated Legendre) 다항식, C_{nm} 과 S_{nm} 은 두 조화항들의 크기를 결정하는 계수로서 우주선의 운동 특성을 관측함으로써 결정할 수 있다.

화성 대기 항력에 의한 영향의 경우 Mars-GRAM 2001(Mars Global Reference Atmospheric Model 2001)모델을 사용하였다(Justus & Johnson 2001). Mars-GRAM 2001은 미 항공우주국(NASA)에서 개발한 화성의 대기 모델로서 MGS(Mars Global Surveyor)의 화성 대기를 이용한 진입 속도의 감속(aerobreaking)시 얻어진 자료를 통해 더욱 정밀한 값을 획득하였다. 대기의 저항에 의해 우주선이 받는 가속도 $\ddot{\mathbf{r}}_{AD}$ 은 우주선의 형상이나 자세를 고려하지 않은 상태에서 화성 중심 관성 좌표계로 표현 하면 식(3)으로 나타난다.

$$\ddot{\mathbf{r}}_{AD} = -\frac{1}{2} \rho C_D \left(\frac{A_s}{m_s} \right) \mathbf{v}_r \cdot \mathbf{v}_r \quad (3)$$

여기에서 A_s 는 우주선의 유효 단면적, m_s 는 우주선의 질량, C_D 는 우주선의 대기저항 계수, ρ 는 우주선의 위치에서의 대기 밀도, \mathbf{v}_r 은 대기에 의한 우주선의 상대 속도로 정의 된다.

이밖에도 정밀한 화성 탐사 우주선의 비행 궤도 전과를 위하여 태양 복사압에 의한 영향을 고려하였으며 이를 화성 중심 관성좌표계로 표현하면 식(4)와 같다(Hong et al. 1992).

$$\ddot{\mathbf{r}}_{SRP} = \frac{S_0 C_R}{m_s r^2} (\mathbf{A}_{sc} \cdot \mathbf{r}) \mathbf{r} \quad (4)$$

이때, $\ddot{\mathbf{r}}_{SRP}$ 는 우주선이 태양 복사압에 의해서 받는 가속도, S_0 는 태양상수($1.35 \times 10^3 \text{ W/m}^2$), C_R 우주선의 반사계수, \mathbf{A}_{sc} 는 직교 벡터로 표시된 우주선의 유효 단면적, m_s 는 우주선의 질량, r 은 태양

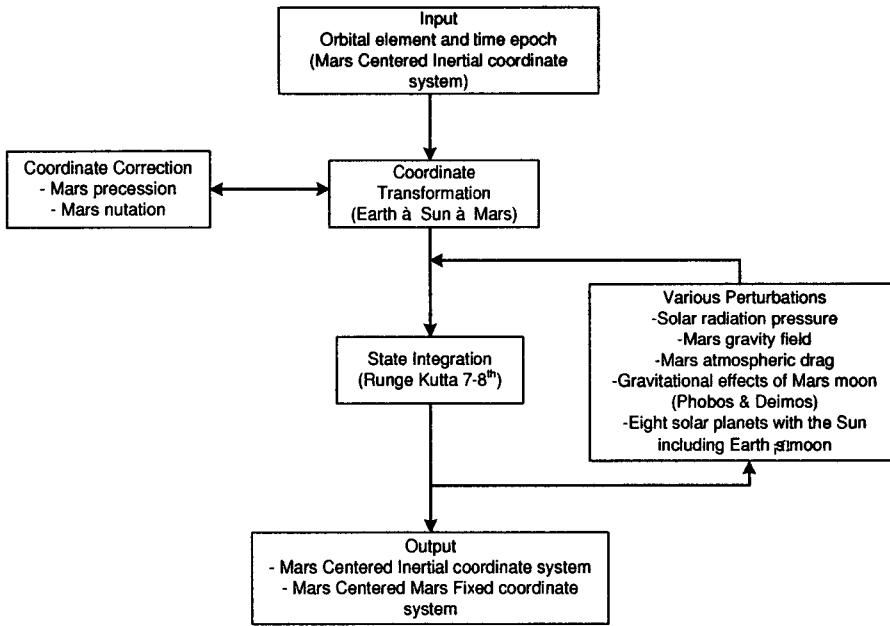


그림 1. 개발 소프트웨어의 알고리즘 순서도.

표 1. 개발 소프트웨어의 시스템 설계 명세.

적용 모델	
천체력의 종류	JPL DE405 및 해석적 방법(화성의 위성)
궤도 전파 방법	코웰 방법
궤도 적분 방법	Runge-Kutta 7 - 8 th
화성 주위에서의 섭동항	태양을 포함한 8개 행성과 지구의 달에 의한 영향 화성의 위성(포보스와 다이모스)에 의한 영향 태양 복사압에 의한 영향 화성 대기항력에 의한 영향 (Mars-GRAM 2001) 화성 비대칭 중력에 의한 영향 (Mars50c)
좌표계의 보정	지구의 세차와 장동 화성의 세차와 장동
출력 좌표계	화성 중심 관성 좌표계 화성 중심 고정 좌표계

중심으로 본 우주선까지의 거리를 나타낸다. 그림 1에서는 본 연구를 통해 개발된 소프트웨어 알고리즘의 개괄적인 순서도를 보여주고 있다. 화성 중심 관성 좌표계로 표현된 초기 궤도요소가 입력되면 가장 먼저 좌표계의 설정을 위하여 지구 중심의 좌표계로부터 화성 중심 좌표계로의 변환이 이루어진다. 이때 지구 및 화성의 세차와 장동에 의한 효과도 고려하게 된다. 변환된 좌표계와 입력된 초기 궤도요소를 이용하여 탐사 위성의 상태 벡터의 적분이 이루어지는데, 적분 과정에서 탐사 위성에게 미치는 다양한 섭동들이 고려되게 된다.

표 2. 성능 검증을 위해 사용된 궤도 요소.

	Beerer & Dallas(1994)	JPL(2001)
기준좌표계	화성 중심 관성좌표계	화성 중심 관성좌표계
기산시각 (YYYY/MM/DD hh:mm:ss)	1998/01/01 00:00:00 (UTC)	2001/01/01 01:21:02 (UTC)
장반경 (km)	3766.159	3766.875
이심률	0.00405	0.00538
기울기 (deg)	92.87	93.01
근화점이각 (deg)	-90.00	269.25
승교점이각 (deg)	-39.16	355.56
진근점이각 (deg)	0.000	0.000

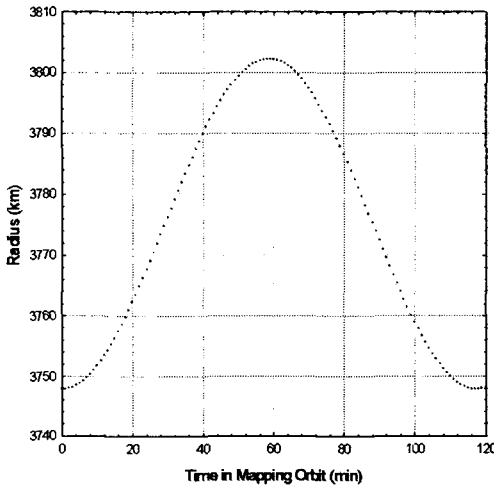


그림 2. MGS의 시간에 따른 거리의 변화.

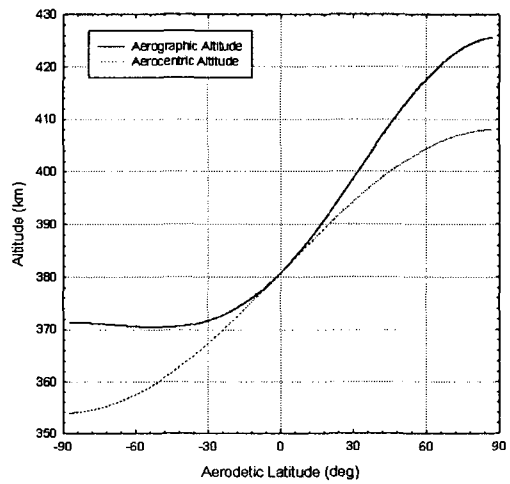


그림 3. MGS의 위도에 따른 고도의 변화.

적분된 탐사 위성의 상태 벡터는 사용자가 요구한 화성 중심의 좌표계(관성 혹은 고정)로 변환되어 결과 값을 출력하게 된다. 표 1은 개발된 소프트웨어의 전체적인 시스템 설계 명세를 보여주고 있다.

4. 검증 및 결과

화성 근접 탐사 임무를 위해 개발된 우주선의 궤도전파 소프트웨어의 성능을 검증하기 위하여 1996년 11월 7일 발사된 미국의 화성 탐사선 MGS의 화성 지도 작성을 위한 초기 궤도 요소(Mapping orbital elements)를 이용하였다. MGS의 임무 설계 당시 Beerer & Dallas(1994)가 발표한 초기 궤도 요소를 이용하여 대략적인 검증을 실시하였으며, 추후 MGS의 성공적인 임무 후 발표된 JPL의 초기 궤도 요소를 이용 STK(Satellite Took Kit)의 Astrogator 모듈을 통해 산출된 결과 및 JPL에서 제공한 결과를 이용하여 추가적인 검증을 실시하였다. 각각의 경우에 대한 초기 궤도 요소는 표 2에 나타나 있다. Beerer & Dallas(1994)가 제시한 MGS의 초기 궤도 요소를 이용하여 약 120분(우주선의 1 화성 공전주기)동안 비행 궤도를 전파한 비행 궤적의 전파 결과는 그림 2~4에 나타나 있다.

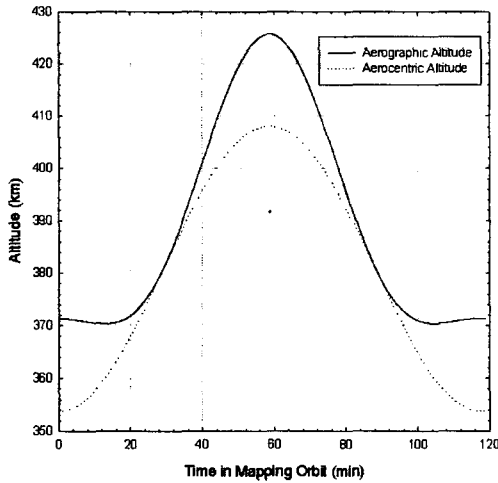


그림 4. MGS의 시간에 따른 고도의 변화.

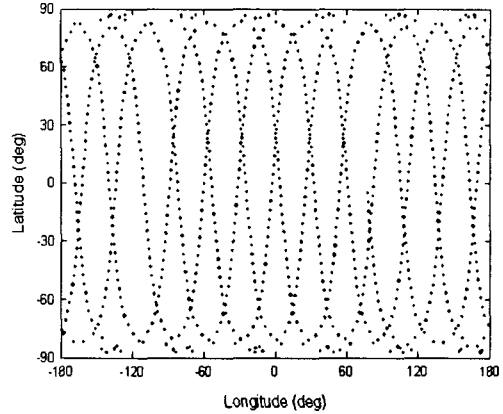


그림 5. MGS의 화성 지표 궤적.

표 3. 궤도 전파 후의 궤도 요소 비교(12 공전 주기).

	STK 결과	JPL 발표	본 연구결과
궤도 장반경(km)	3767.119	3767.182	3767.114
이심률	0.01148	0.01151	0.01149
경사각(deg)	93.004	93.002	93.002
승교점 이각(deg)	355.578	355.582	355.582
근화점 이각(deg)	268.645	268.576	268.596
진근점 이각(deg)	179.984	180.000	179.986
궤도 주기(hour)	1.94996	1.95000	1.94996

그림 2의 경우 공전 시간에 따른 화성 중심으로부터 본 MGS까지의 거리 변화를 나타낸 그림이며, 그림 3의 경우 MGS 비행 궤도의 위도 변화에 따른 고도의 변화를 나타낸 그림이다. 이때 점선은 Aerocentric altitude로서 화성의 편평도(J_2 섭동항)를 고려하지 않은 경우에 대한 MGS의 고도를 나타내며, 실선은 Aerographic altitude로 화성의 편평도를 고려한 경우에 대한 고도를 나타낸다. 또한 우주선의 위치 정보가 지구를 제외한 다른 행성의 중심으로 표현되었을 경우 “Geo” 대신 “Aero”의 표현이 사용됨을 참고하기 바란다. 그림 3을 통해 화성의 편평도를 고려한 경우와 고려하지 않은 경우에 따른 화성 근접 탐사 우주선의 고도가 양 극지방에서는 약 18km 정도의 차이가 날 수 있음을 알 수 있다. 그림 4는 공전 시간에 따른 우주선의 고도변화를 나타내며, 역시 화성의 편평도를 고려한 경우와 아닌 경우에 따라 최대 약 18km의 고도의 차이가 있음을 알 수 있다. 이는 IAU에서 발표한 화성의 기준 표면(화성의 평균 적도반경 3393.4km, 화성의 평균 극반경 3375.8km)이 완전한 구가 아닌 편원의 형태(Vaughan 1995)이기 때문에 나타난 결과이다. 그림 2~4를 통한 개발 소프트웨어의 검증 과정에서 산출된 결과가 Beerer & Dallas(1994)의 결과와 일치 하였다. 그림 5는 개발 소프트웨어로 산출된 MGS의 화성지표궤적(ground track)을 보여준다. 앞서 산출된 결과는 구체적인 수치적 값들이 제시 되지 않은 관계로 MGS의 성공적인 임무 수행 후 JPL에서 발표한 초기 궤도 요소를

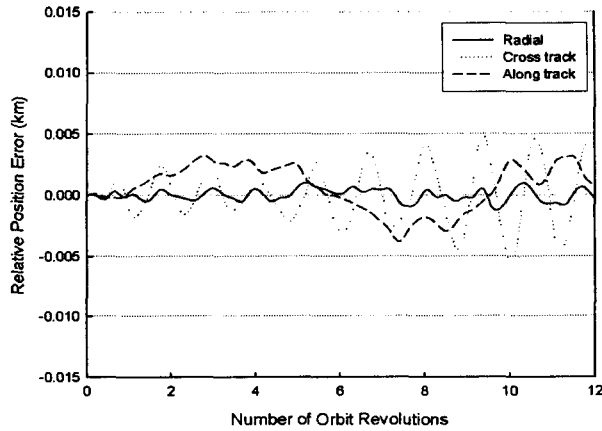


그림 6. 12 공전주기 동안의 위치성분 오차변화.

이용, 추가적인 성능 검증을 실시하였다. 산출된 결과는 STK의 Astrogator 모듈을 이용해 산출된 결과 및 JPL의 결과와 비교하여 보았다. 이때 궤도 전파 시간의 경우 MGS의 화성 12 공전 주기 동안 실시하였으며, 이는 약 화성의 하루(지구 시간으로는 약 24시간 39분)에 해당되는 시간이다. 표 3에서 앞서 설명된 조건하에 전파된 궤도 요소에 대한 결과 값을 보여주고 있다. JPL의 값은 실제 MGS의 궤도 결정 후 산출된 값이고 STK의 값은 동일 조건하에 산출된 궤도전파 결과 값이다. 표 3에서 STK의 결과 및 본 연구의 시뮬레이션 결과를 JPL의 결과와 비교하여 보면 모든 궤도 요소에서 약 0.001%~0.2%의 오차를 보임을 알 수 있다. 이는 실제 MGS의 경우 우주선의 비행 궤도의 보정을 위한 기동(Orbit Trim Maneuver)을 실시(Lee et al. 1996)한 것에 따른 오차로 판단된다. 그림 6은 개발 소프트웨어를 이용하여 전파된 우주선의 궤도와 STK의 Astrogator 모듈을 이용하여 전파된 경우를 비교하여 발생한 우주선의 위치성분오차를 분석한 그림이다. 그림 6을 통해서 우주선이 화성 주위를 12번 공전하는 동안에 발생하는 두 전파 소프트웨어의 상호 오차가 우주선의 반경방향(radial), 진행수직방향(cross track) 그리고 궤도진행방향(along track) 모두 $\pm 5\text{m}$ 이내에 있음을 알 수 있다. 하지만 우주선의 모든 위치성분들이 상대적으로 조금씩 진동하고 있으며 진행수직방향의 변화량이 다른 위치성분에 비해 다소 크게 일어남을 알 수 있다. 이러한 결과는 다양한 원인으로부터 기인된 것이라고 할 수 있다. 우선 좌표계의 변환과정 즉, 지구 중심 좌표계로부터 화성 중심 좌표계로의 변환과정에서 나타난 오차이다. 앞서 설명된 바와 같이 좌표계의 변환 과정은 다양한 좌표변환 과정을 수반하게 되며, IAU는 계속해서 화성 좌표계에 대한 정보를 시간의 함수 형태로 새롭게 정의하여 발표하고 있다. 본 연구에서 사용된 화성 좌표계의 경우, 1992년 IAU에서 정의한 함수(Davies et al. 1992)를 사용하였으며 비교 대상인 STK의 Astrogator 모듈이 사용한 함수와의 오차로 인하여 발생한 것으로 판단된다. 다음으로 시간계의 변환 과정에서 발생한 오차이다. 본 연구에서 사용된 초기 궤도 요소의 기산시각은 UTC(Universal Coordinate Time) 기준이다. 하지만 정밀 천체력인 DE405를 이용한 화성의 정밀 위치 계산을 위해서는 TDB(Barycentric Dynamical Time)를 사용하고, 시간의 함수 형태로 나타나는 화성 좌표계로의 변환을 위해서는 TDT(Terrestrial Dynamical Time)를 사용한다. 따라서 개발 소프트웨어와 STK의 Astrogator 모듈간의 시간계 변환 과정에서 발생한 오차로 인하여 나

타난 결과로 판단된다. 이밖에도 해석적으로 구해진 화성의 위성들(포보스와 다이모스)에 대한 천체력의 계산 방법, 화성의 세차와 장동운동의 계산 방법, 상호간 사용된 적분기로 인한 끝자름 오차, 그리고 소프트웨어 내부적으로 사용된 상수들의 차이로 인하여 오차가 다소 발생한 것으로 생각된다. 이러한 요인들로 인하여 발생된 오차는 개발 소프트웨어의 추후 보정 작업을 통하여 충분히 개선될 수 있는 사항이며, 본 연구를 통해 개발된 알고리즘은 충분히 신뢰할 수 있다는 사실을 말해 주고 있다. 앞서 기술된 바와 같이 일련의 성능 검증 과정을 통해 개발된 소프트웨어의 결과는 기타 관련 임무 자료들과 일치하고 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 향후 우리나라의 화성 근접 탐사를 위한 우주선의 동력학 모델에 대한 연구를 실시하였다. 화성 근접 탐사를 위한 우주선의 위치 벡터의 경우 모두 화성 중심 좌표계로 표현을 하였으며, 궤도 전파시 우주선에 영향을 미치는 화성 근접에서의 모든 섭동항들을 고려하였다. 이러한 이론을 배경으로 관련 우주선의 비행 궤도를 전파 할 수 있는 소프트웨어를 개발 하였으며, 일련의 과정을 통해 그 성능 또한 검증하였다. 개발된 소프트웨어의 성능을 검증하기 위해 Mars Global Surveyor의 화성 지도 작성을 위한 초기 궤도 요소를 이용하였으며 STK의 Astrogator모듈을 이용한 결과 및 JPL의 결과와 비교 하여 보았다. 비교 결과 화성 근접 탐사 우주선이 화성 주위를 12번 공전(약 1 화성일)하는 동안 우주선의 모든 위치성분오차가 최대 $\pm 5m$ 이내를 보이고 있음을 확인 하였다. 본 연구를 통해 개발된 알고리즘 및 소프트웨어는 향후 우리나라의 화성 근접 탐사를 위한 우주선의 임무 설계시 활용될 수 있다.

참고문헌

- 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.95-98
- Chapront-Touze, M. 1990, A&A, 240, 159
- Davies, M. E., Abalakin, V. K., Brahic, A., Bursa, M., Chovitz, B. H., Lieske, J. H., Seidelmann, P. K., Sinclair, A. T., & Tjuffin, Y. S. 1992, Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 53, 377
- Hilton, J. L. 1991, AJ, 102, 1510
- Hong, P. E., Kent, P. D., & Vallado, C. A. 1992, Interplanetary Program To Optimize Simulated Trajectories (IPOST) Volume II Analytic Manual (Colorado: Martin Marietta Corp.), pp.26
- Justus, C. G., & Johnson, D. L. 2001, Mars Global Reference Atmospheric Model 2001 Version (Mars-GRAM 2001) : Users Guide, pp.1-4
- Lee, W., Beerer, J., & Dallas, S. 1996, Mars Global Surveyor Project Mission Plan Document Final Version, Rev. B (California: JPL), pp.6.1-6.18
- Mase, R. A. 1999, Update to Mars Coordinate Frame Definitions (California: JPL), pp.6-23
- Rosborough, G. W., & Lemoine, F. G., 1991, J. Astronaut. Sci., 39, 327

Sergeyevsky, A. B., Synder, G. C., & Cunniff, R. A. 1983, *Interplanetary Mission Design Handbook*, vol.1, part.2 (California: JPL), pp.18-31

Vaughan, R. 1995, *Mars Pathfinder Project Planetary Constant and Models* (California: JPL), pp.17-57