

행성탐사 항행해 결정을 위한 동역학 모델 개발

박은서^{1†}, 송영주¹, 유성문¹, 박상영¹, 최규홍¹, 윤재철², 임조령², 최준민², 김병교²

¹연세대학교 천문우주학과

²한국항공우주연구원

DYNAMIC MODEL DEVELOPMENT FOR INTERPLANETARY NAVIGATION

Eun-Seo Park^{1†}, Young-Joo Song¹, 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: pes93@galaxy.yonsei.ac.kr

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

요 약

본 논문에서는 행성탐사선의 항행해 결정을 위한 동역학 모델을 개발에 대한 내용을 다뤘다. 탐사선이 우주공간을 항행할 때 받는 섭동력으로써, 지구의 비대칭 중력장, 지구의 극축운동, 태양과 달이외의 태양계 행성에 의한 중력, 태양의 의한 상대성효과, 태양복사압 그리고 지구 대기 저항에 대한 동역학 모델을 구성하여, 특수섭동론인 코웰 방법에 의거한 탐사선의 궤적 전파기를 개발하였다. 힘 또는 가속도 항으로 표현되는 탐사선의 운동방정식은 아담스 코웰 11차 예측자-수정자 방법에 의해 수치 적분된다. 구성된 전파기를 이용하여 2003년 발사된 화성탐사선인 Mars Express의 실제 임무설계에 사용된 초기궤적요소를 기준으로 임무 궤적을 산출하여 각 섭동력의 영향을 비교해 보았다. 이러한 비교는 항행해 결정 시스템의 구성 시 요구 정밀도에 따라 고려해야할 섭동력의 기준을 제시해 주기 때문이다. 또한, 개발된 동역학 모델의 성능시험을 위해 화성 최소 근접거리에서의 위치와 속도를 계산하여 화성 도착여부를 판단하였다. 모의실험을 통해 탐사선의 위치가 화성 작용권구 내에 도달하며 상대속도가 화성에 대한 탈출속도 미만이므로 화성에 포획됨을 확인하였으며, STK(Satellite Tool Kit)를 이용해 산출된 결과와 비교함으로써 본 연구결과가 행성탐사 임무지원에 적합함을 검증하였다.

ABSTRACT

In this paper, the dynamic model development for interplanetary navigation has been discussed. The Cowell method for special perturbation theories was employed to develop an interplanetary trajectory propagator including the perturbations due to geopotential, the Earth's dynamic polar motion, the gravity of the Sun, the Moon and the other planets in the solar system, the relativistic effect of the Sun, solar radiation pressure, and atmospheric drag. The equations of motion in dynamic model were numerically integrated using Adams-Cowell 11th order predictor-corrector method. To compare the influences of each perturbation, trajectory propagation was performed using initial transfer orbit elements of the Mars Express mission launched in 2003, because it can be the criterion to choose proper perturbation models for navigation

[†]corresponding author

upon required accuracy. To investigate the performance of dynamic model developed, it was tested whether the spacecraft can reach the Mars. The interplanetary navigation tool developed in this study demonstrated the spacecraft entering the Mars SOI(Sphere of Influence) and its velocity relative to the Mars was less than the escape velocity of the Mars, hence, the spacecraft can arrive at the target planet. The obtained results were also verified by using the AGI Satellite Tool Kit. It is concluded that the developed program is suitable for supporting interplanetary spacecraft mission for a future Korean Mars mission.

Keywords: interplanetary navigation, dynamic model, trajectory propagation, special perturbation theories

1. 서 론

우주의 생성과 신비에 대한 인간의 근본적인 호기심과 우주 신천지를 향한 인류의 원초적인 도전정신에 기초하여 행성탐사는 1960년대 이후 미국과 소련에 의해 급속히 추진되어, 베일에 가려져 있던 행성에 관한 새로운 지식을 얻게 되었다. 특히, 화성은 태양계에 존재하는 다른 행성보다 지구와 가장 유사한 환경조건을 갖고 있는 것으로 분석되고 있으며 아울러 외계 생명체의 존재 가능성 연구를 위해 지속적인 탐사임무 대상으로 선정되고 있다. 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>). 우주개발 선진국 중의 하나인 미국의 항공우주국 NASA는 이미 탐사선 추적을 위해 1958년 심 우주 추적 망을 설치하였고 고유 행성탐사 시스템을 갖추고 있으며, 유럽우주국 (European Space Agency, ESA)과 더불어 가장 활발한 탐사임무를 수행하고 있다. 아울러 일본 우주 항공연구 개발기구(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)도 이미 1986년 화성탐사선인 노조미(NOZOMI)임무지원을 위한 항행해 결정 시스템을 개발 운영하고 있다(Nishimura & Hato 1986). 이러한 선진 우주기술의 이전범위는 협소하고 소요되는 경비가 막대하기 때문에 향후 국내 행성탐사 임무에 대응하기 위해서는 관련기술에 대한 독자적 선행연구는 필수적이다. 이러한 상황에 대응하여 한국 항공우주연구원에서는 2001년 우주비행체 핵심 기술 선행개발 연구의 일환으로 행성탐사선 개발을 위한 기초기술 연구(김병교 외 2001)를 시작하였다. 이후, 단순화된 동역학 모델을 기반으로 탐사선의 임무설계를 위한 최적 발사시간대 연구(유성문 외 2003), 행성 근접 통과를 이용한 탐사선의 비행궤적 설계(송영주 외 2004)를 수행하였다.

장시간, 장거리 임무의 행성탐사선이 목표행성까지 운행하기 위해서는 발사 전 사전 임무설계와, 이에 준한 운행여부 확인 및 수정단계를 밟아야 한다. 그러므로 기본적으로 요구되는 시각에서의 탐사선의 위치와 속도를 기술할 수 있어야 하며, 이는 탐사선의 동역학 모델 구성을 통해 산출된다. 그림 1은 항행해 결정 시스템에서의 동역학 모델의 역할과 임무설계와의 관계에 대한 정리이며 내용은 다음과 같다. 행성 간 탐사선의 항행해 결정시스템은 탐사선에 가해지는 힘을 정밀하게 구현한 동역학 모델, 원거리 통신을 위한 심 우주 추적 망(Deep Space Network, DSN)의 실제 관측과 유사한 관측 값을 생성하는 관측모델(김해연 외 2004) 그리고 실제 관측 값과 비교하여 탐사선의 위치, 속도

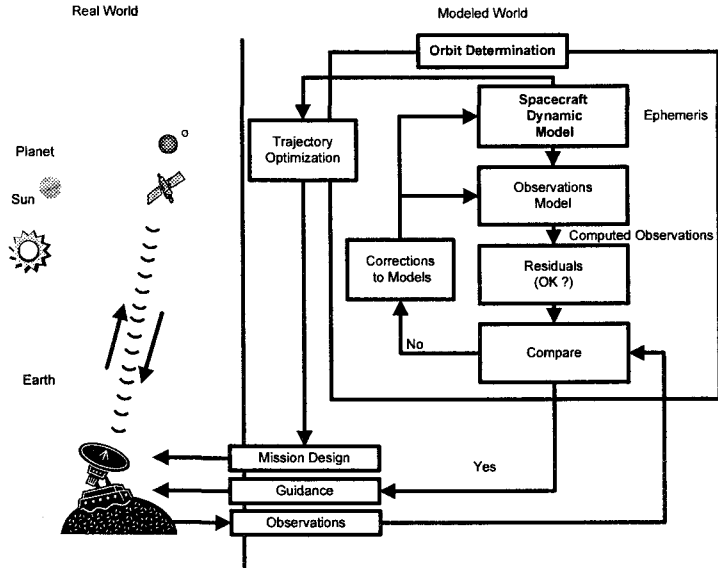


그림 1. 항행해 결정 시스템에서의 동역학 모델의 역할과 임무설계와의 관계.

표 1. 기준 좌표계.

좌표계 명칭	원점	기준면	기준 방향
지구적도 좌표계	지구 중심	지구적도면	지구준분점 방향
황도 좌표계	태양 중심	황도면	지구준분점 방향
지구고정 좌표계	지구 중심	지구적도면	본초자오선과 적도의 교점 방향

그리고 모델을 이루는 파라미터를 결정하는 추정이론으로 구성된다. 동역학 모델은 가속도 형태의 2계 미분방정식으로 표현되며 수치적분에 의해 주어진 초기값을 기준으로 임의의 시각에서의 위치와 속도를 예측할 수 있는 궤적 전파기(Trajectory Propagator)로 독립적으로 사용할 수 있으며, 발사 전 임무설계를 위한 최적궤적산출(Trajectory Optimization) 그리고 관측모델 수립의 기반이 되는 핵심 구성 요소이므로 우선적으로 구성 및 검증되어야 한다. 그러므로 본 연구에서는 향후 한국형 행성탐사 임무에 적용 가능한 임무 궤적의 최적화 연구지원과 항행해 결정 시스템 구성을 위한 정밀 동역학 모델의 독자적 개발 및 검증을 목적으로 한다.

2. 항행해 결정을 위한 동역학 모델

행성탐사선의 동역학 모델링을 위해 운동방정식의 기준이 되는 시간계와 좌표계가 정의되어야 한다. 행성탐사는 지구근접 단계뿐만 아니라 지구의 작용권 구를 벗어나 운행하는 탐사선의 위치, 속도 및 가속도를 표현해야 하기 때문에 다양한 좌표계와 시간계에 대한 대응이 필요하다. 본 연구에서 고려한 좌표계는 표 1과 같다. 행성탐사 임무는 탐사선과 태양계 천체의 상대적 운동을 정확하게 기술해야하므로, 태양 중심을 기준으로 태양계 행성간의 뉴턴의 운동법칙과 중력법칙에 따르는 천체의

표 2. 고려 시간계 및 용도.

시계 명	약칭	프로그램 내의 용도
역학시	TDB/TDT	운동방정식의 적분 및 천체추산위치의 계산
세계시	UT 1	지구자전각의 계산
협정세계시	UTC	프로그램 외부 입출력

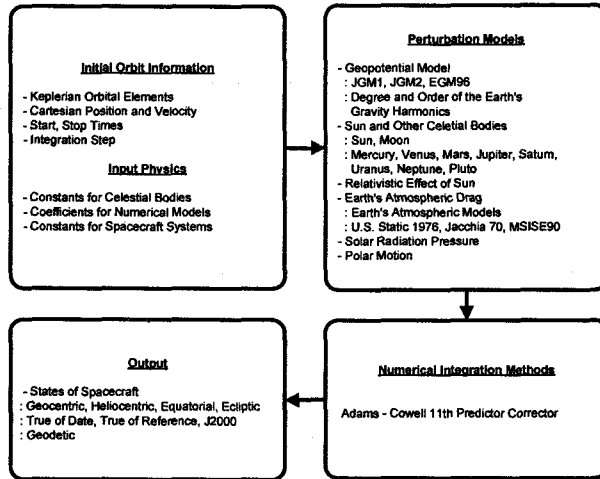


그림 2. 궤적 전파기 구성 알고리즘의 흐름도.

궤도운동을 상대론으로 수정한 질량 중심 역학적 시간(Barycentric Dynamical Time, TDB)를 사용하였다. 보조적 시간척도로 지구 중심 역학적 시간(Terrestrial Dynamical Time, TDT)을 정했는데, TDT는 지구중심에 대한 겉보기 시간이며, 지구중심을 기준으로 한 운동방정식에 사용한다(Moyer 2000). 이외 적용된 시간에 대한 표현은 표 2와 같다.

탐사선의 운동방정식을 기술하기 위해, 지구의 비대칭 중력 및 극축운동의 영향, 달과 태양 그 밖의 8개 태양계 행성의 중력, 태양 복사압, 지구대기항력, 태양 중력에 의한 일반상대성 효과(Moyer 1971) 등에 대한 섭동력을 모델링하였다. 지구 비대칭 중력 모델은 JGM3(Tapley et al. 1996)과 EGM96(Lemoine et al. 1998)을 선택적으로 사용할 수 있으며, 다른 행성의 영향을 기술하기 위해 NASA JPL에서 배포하는 정밀 천체력인 DE405(Standish 1998)를 사용하였다. 지구대기에 의한 섭동의 경우, 대기밀도의 정밀한 값을 구하기 위하여 시간에 따른 지자기 데이터와 태양의 F10.7cm 플럭스 데이터를 이용한 MSISE-90(Hedin 1991) 그리고 Revised Jacchia 70(Hickey 1988) 모델 등을 적용할 수 있도록 설계하였다.

3. 행성탐사 임무 탐사선의 궤적 전파 모의실험 및 결과

2장에서 다룬 동역학 모델은 임무기간 중 탐사선에 미치는 힘을 기술함으로써, 탐사선의 운동방정식을 수립하는 기반이 된다. 2계 미분 방정식 형태의 운동방정식을 아담스 코웰 11차 예측자-수정

표 3. Mars Express의 지구 출발 쌍곡선 궤도의 초기 요소.

요소	값
기산일 (YYYY/MM/DD hh:mm:ss, UTC)	2003/06/01 17:36:19.5
임무기간 (day)	207
장간경 (km)	-44871.919
이심률 (deg)	1.146644
경사각 (deg)	64.70994
근지점이각 (deg)	35.05
승교점 이각 (deg)	169.18
탐사선 질량 (kg)	1123
탐사선 질량 대 면적비 (m ² /kg)	0.009

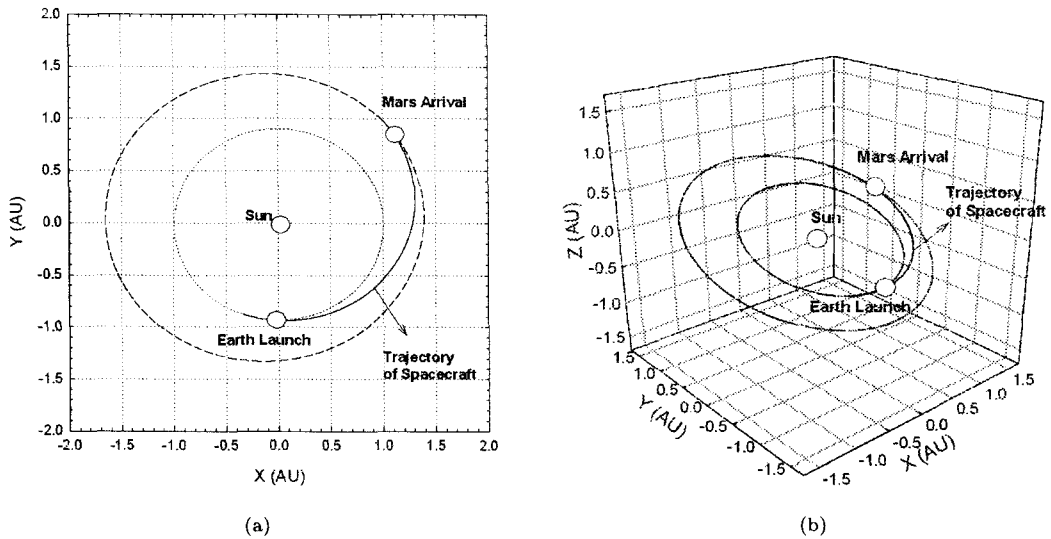


그림 3. 임무기간 중 우주선의 궤적. (a) J2000 태양 중심좌표계에서의 2D 궤적, (b) J2000 태양 중심좌표계에서의 3D 궤적.

자 수치적분(Maury & Brodsky 1969)을 통해 요구시각에서의 해 즉, 탐사선의 위치와 속도를 산출하고, 이는 기준 시작점이 주어진 이후 요구 시각까지의 탐사선의 위치와 속도를 예측하는 궤적 전파기(Trajectory Propagator)로의 의미를 갖게 된다.

개발된 궤적 전파기 알고리즘의 흐름도는 그림 2와 같으며, 전파기에 대한 세부 사양을 나타냈다. 구성된 궤적 전파기를 이용하여, 각 섭동항의 영향을 상대적으로 비교하고, 목표 행성 도착시기의 탐사선의 위치를 계산하여 목표행성의 영향권(Sphere of Influence, SOI) 내에 존재하는가를 검증하며 AGI 사의 STK(Satellite Tool Kit)에 포함된 Astrogator 궤적 전파기와의 결과 비교를 수행한다.

3.1 궤적 전파기를 이용한 각 섭동항의 영향비교 결과

궤적 전파를 위해 사용된, 기준시각에서의 초기조건은 2003년 발사된 ESA의 행성탐사 탐사선

표 4. 궤적전파에 적용된 섭동항 및 모델.

섭동항	모델
지구 비대칭 중력에 의한 영향	EGM96(70 × 70)
지구 대기항력에 의한 영향	MSISE-90, 관 모양의 탐사선 모형
태양, 달 그리고 태양계 8개 행성의 영향	DE405 천체력
태양 복사압	관 모양의 탐사선 모형
태양의 상대성 효과	Moyer(1971)

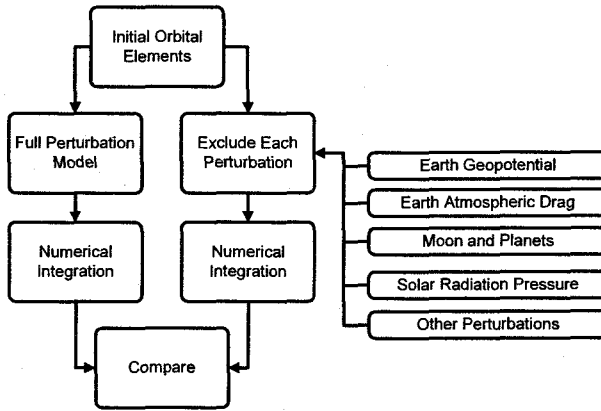


그림 4. 각 섭동항의 영향비교 방법.

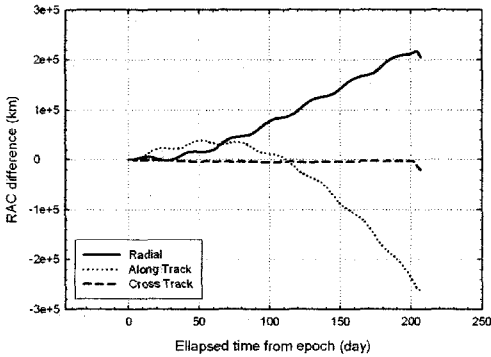


그림 5. 달의 영향에 의한 반경, 진행, 교차 성분의 차이.

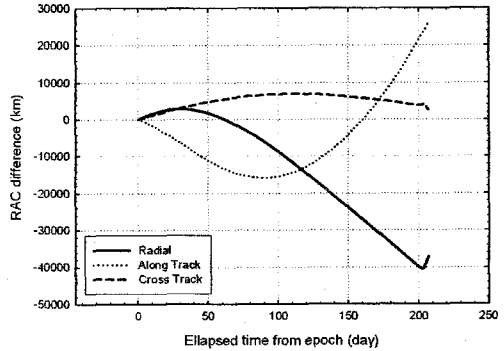


그림 6. 지구 비대칭 중력에 의한 반경, 진행, 교차 성분의 차이.

Mars Express의 초기 출발 쌍곡선의 궤도요소(Hechler & Yanez 1999)를 사용하였으며 표 3에 정리하였다. 그림 3은 표 4에 정리된 섭동항을 모두 고려하여 J2000 태양 중심 좌표계에서 표현된 결과로 궤도조정 없이도 목표행성인 화성으로 도착함을 알 수 있으며 궤적 전파기 구성이 올바르게 되었다는 것을 간접적으로 나타낸다. 또한 그림 4에서는 임무기간동안 동역학 모델을 이루는 각 섭동항의 상대적인 영향을 비교하기 위해, 구성된 모든 섭동모델들을 포함시켜 임무기간 동안 탐사선의 궤

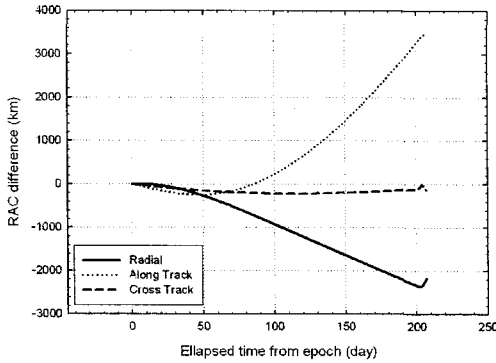


그림 7. 지구 대기항력에 의한 반경, 진행, 교차 성분의 차이.

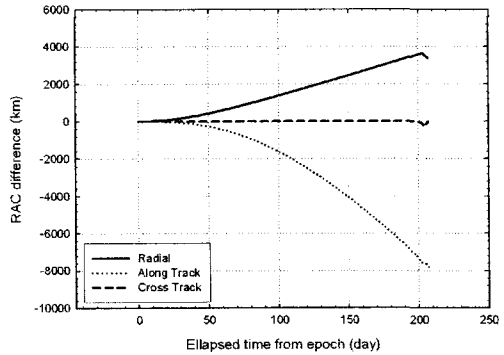


그림 8. 태양복사압에 의한 반경, 진행, 교차 성분의 차이.

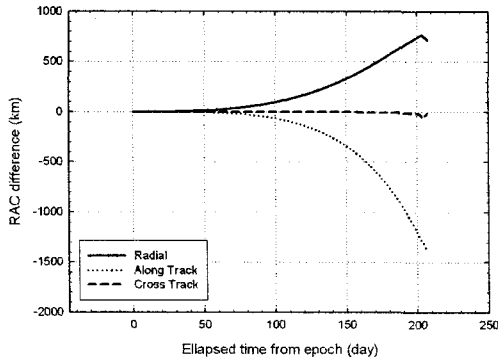


그림 9. 지구, 화성 외 7개 행성에 의한 반경, 진행, 교차 성분의 차이.

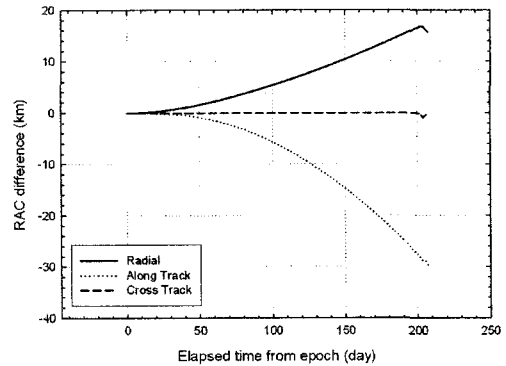
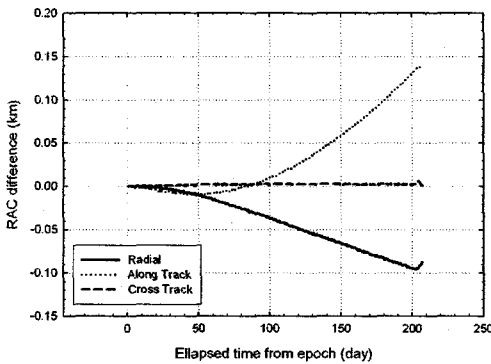


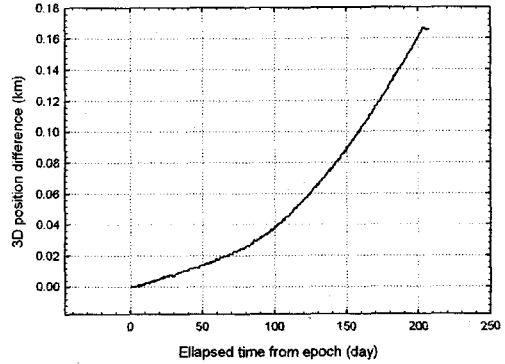
그림 10. 태양의 상대성효과에 의한 반경, 진행, 교차 성분의 차이.

적을 전파한 후 생성된 자료를 기준으로 하고, 영향 비교 대상의 섭동항을 제외시킨 후 전파된 궤적의 결과와의 차이를 도출하는 과정과 방법을 정리하였다.

그림 5에서 그림 10까지 그림 4의 방법에 따라 궤적간의 차이를 J2000 태양중심 좌표계에서의 반경방향(Radial), 진행방향(Along-Track), 교차방향(Cross-Track) 성분의 차이로 나타내었다. 반경방향은 태양중심에서 우주선까지의 벡터로 정의되고 교차방향은 우주선의 태양중심에 대한 각운동량 방향이며, 진행방향은 이 두 축을 기준으로 오른손 법칙에 의해 만들어진 직교좌표계의 한축으로 정의된다. 의한 그림 5는 달의 영향을 나타낸 결과로 3차원 위치 차이가 최대 약 320,000km로 계산됐다. 달의 영향은 특히 지구 출발에서 지구의 작용권내에 탐사선이 진행할 때 상대적으로 가장 큰 효과를 나타낸다. 그림 6과 그림 7은 각각 지구 비대칭 중력과 대기 항력에 의한 효과이며 각각 최대 위치차이가 약 4,600km, 4,100km로 나타났다. 이 두 섭동은 지구근접 운행 시에만 해당함에도 불구하고 상대적으로 큰 차이를 발생시켰다. 이 결과는 장기간 임무의 탐사선의 출발단계에서의 초기 궤적요소의 변화가 도착시간에서 위치속도에 매우 크고 민감한 영향을 주기 때문이며, 출발단계 시 지



(a)



(b)

그림 11. 지구 작용권구 이탈 이후 지구 근접 섭동의 영향에 의한 차이. (a) 반경, 진행, 교차성분의 차이, (b) 3차원 위치 차이.

표 5. 각 궤적 전파기의 사양.

개발 전파기	Astrogator
지구 비대칭 중력 EGM96(70 × 70)	지구 비대칭 중력 JGM2(70 × 70)
지구 대기항력(MSISE-90)	지구 대기항력(Jacchia-Robert)
태양, 달, 태양계 8개 행성의 영향(DE405)	동일
태양 복사압	동일
태양의 상대성 효과	제외
아담스 코델 11차 예측자-수정자 수치적분	런지쿠타 7 ~ 8계 수치적분

구 근접 섭동에 대한 정밀 모델설정이 필요함을 간접적으로 나타낸다. 탐사선이 지구의 작용권 구를 벗어나 태양 중력의 지배를 받으며 화성의 작용권 구내에 도착하기 전까지를 순항(Cruising Phase) 단계라 한다(Brown 1998). 그림 8, 그림 9, 그림 10은 각각 항행단계에서 탐사선의 운동에 주로 영향을 끼치는 태양복사압, 지구, 화성 외 7개 행성, 태양의 상대성 효과에 대한 결과이다. 순서대로, 최대 약 8,500km, 1,600km, 34km의 위치차이를 발생시킴을 알 수 있다. 특히, 태양의 상대성 효과는 실제 임무 수행단계에 따라 수십에서 수백 km의 위치 정밀도를 요하는 항행해 결정(Robin et al. 1998)에서 반드시 고려해야할 섭동항임을 알 수 있다. 지구 근접 섭동들의 영향은 탐사선이 항행단계에 이르게 되면 그 영향이 매우 작거나 무시할 수 있게 된다. 그림 11은 궤적 전파를 통해 지구 작용권구 이탈 이후 지구근접 섭동의 영향을 비교하였고, 최대 위치오차는 약 0.16km로 나타났다. 이는 실제 궤도결정시스템에서도 지구의 작용권 구를 기준으로 지구 근접 시 적용되는 섭동항을 제외하여 운영되는 경우(Nishimura & Hato 1986)에 부합됨을 나타낸다.

3.2 STK와의 결과 비교

본 연구에서 개발된 궤적 전파기의 성능을 검증하기 위해 AGI(Analytical Graphics Incorporation) 사의 STK(Satellite Tool Kit) 내에 포함된 모듈 중 타원궤도 이외에 쌍곡선궤도 설계가 가능한 Astrogator를 이용하여, 두 궤적 전파기에 같은 초기요소를 입력하고 목표행성인 화성으로 향하

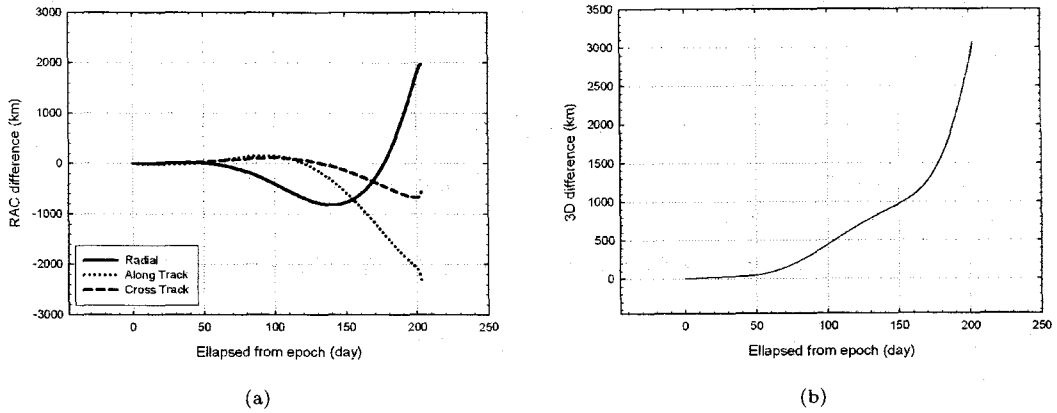


그림 12. Astrogator와의 차이. (a) 반경, 진행, 교차성분의 차이, (b) 위치 차이.

는 궤적을 각각 산출하여 결과를 비교한다. 표 5에 각 전파기의 사양을 비교 정리하였다.

그림 12는 양 궤적 전파기간 비교 결과를 나타낸 그림이다. 지구 출발 약 203일 후 화성도착단계에서 최대 약 3,000km의 위치 차이를 볼 수 있다. 이는 적용된 섭동 모델의 종류 및 적용유무, 내부 계산 시 사용되는 좌표변환 알고리즘 그리고 수치적분기의 차이 등을 원인으로 예상할 수 있다. 그러나 이 결과는 양 전파기의 상대적인 차이이므로 절대적인 정밀도 및 성능을 비교할 수는 없다. 실제 항행해 결정시스템으로부터 도출된 결과와의 비교 또한 임무수행 중 발생하는 궤적 조정(Trajectory Correction Maneuver, TCM)의 영향으로 적용이 불가능하다. 따라서 간접적인 검증방법으로 탐사선과 화성간의 최소 근접거리 및 화성 도착 여부를 비교한다. 즉, 정해진 화성 도착시각에 탐사선이 화성의 작용권구내에 존재하고, 화성에 대한 상대속도가 화성의 탈출속도 미만이며 그리고 얼마만큼 가까이 도달할 수 있는 가를 산출하여 전파기의 성능을 검증한다. Astrogator의 경우 총 임무 기간 207일 중 약 203.5일 지점에서 화성에 가장 가까이 위치하며, 화성간의 거리는 257,937.111km로 산출되었다. 개발된 궤적 전파기 또한 지구 출발 약 203.5일 후 최소 근접거리인 255,685.532km까지 화성에 이르렀다. 이 결과를 통해, 개발된 예측기가 Astrogator의 결과보다 목표행성에 더욱 근접했음을 알 수 있다. 또한, 화성의 영향권구의 반경이 약 578,100km이고, 탐사선의 화성에 대한 상대속도가 약 2.6km/sec로 화성에 대한 탈출속도인 약 5km/sec보다 낮으므로 결국 화성에 도착할 수 있음을 검증하였다.

4. 결론

본 논문에서는 미래 우리나라의 행성탐사 임무 우주선의 항행해 결정을 위한 선행연구로써 탐사선의 동역학 모델개발에 대한 내용을 다뤘다. 개발된 동역학 모델을 기반으로 궤적 전파기를 작성하여 동역학 모델을 이루는 각 섭동간의 영향을 상대적으로 비교하였다. 개발된 소프트웨어의 성능을 시험하기 위해 Mars Express의 지구 출발 초기 요소를 기준으로 STK의 Astrogator 모듈로 산출한 화성 최소 근접 거리와 화성 도착여부를 산출 하였다. 비교 결과 개발 소프트웨어를 통해 계산된 최소 근접거리가 더욱 가까웠음을 확인하였고, 목표 행성인 화성에 도달 할 수 있음을 알 수 있었다. 이

로써, 본 연구를 통해 개발된 알고리즘 및 소프트웨어는 향후 우리나라의 행성탐사선의 항행해 결정에 활용될 수 있음을 검증하였다.

참고문헌

- 김병교, 김학정, 김한들, 김규선, 조영민, 김방엽, 김응현 2001, 행성탐사선 개발을 위한 기초기술연구 (대전: 항공우주연구원), pp.3-110
- 김해연, 박은서, 송영주, 유성문, 노경민, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 최준민, 김병교 2004, 한국 우주과학회지, 21, 361
- 송영주, 유성문, 박은서, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 김방엽, 최준민, 김병교 2004, 한국우주과학회지, 21, 153
- 유성문, 송영주, 박은서, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 김방엽, 최준민, 김병교 2003, 한국우주과학회지, 20, 299
- Brown, C. D. 1998, Spacecraft Mission Design Second Edition (Virginia: AIAA), pp.95-98
- Hechler, M. & Yanez, A. 1999, Mars Express Consolidated Report on Mission Analysis (Darmstadt: ESOC), pp.30-55
- Hedin, A. E. 1991, J. Geophys. Res., 96, 1159
- Hickey, M. P. 1988, An Improvement in the Integration Procedure Used in the Marshall Engineering Thermosphere Model (Washington, D.C.: NASA), pp.8-34
- Lemoine, F. G., Kenyon, S. C., Factor, J. K., Trimmer, R. G., Pavlis, N. K., Chinn, D. S., Cox, C. M., Klosko, S. M., Luthcke, S. B., Torrence, M. H., Wang, Y. M., Williamson, R. G., Pavlis, E. C., Rapp, R. H., & Olson, T. R. 1998, The Development of the Joint NASA GSFC and the NIMA Geopotential Model EGM96 (Washington, D.C.: NASA), pp.1-9
- Maury, J. L. & Brodsky, G. P. 1969, Cowell Type Numerical Integration as Applied to Satellite Orbit Computation (Washington, D.C.: NASA), pp.4-52
- Moyer, T. D. 1971, Mathematical Formulation of the Double-Precision Orbit Determination Program (DPODP) (California: JPL), pp.137-140
- Moyer, T. D. 2000, Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation (New Jersey: A John willy & sons), pp.7-16
- Nishimura, T. & Hato, T. 1986, Tracking of Sakigake and Susei and Development of Software package ISSOP for Orbit Determination ISAS report No.42 (Sagamihara: ISAS), pp.1-78
- Robin, M. V., Pieter, H. K., David, A. S., & Robert, D. B. 1998, AAS, 98, 145
- Standish, E. M. 1998, JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405 (California: JPL), pp.1-8
- Tapley, B. D., Watkins, M. M., Ries, J. C., Davis, G. W., Eanes, R. J., Poole, S. R., Rim, H. J., Schutz, B. E., Shumin, C. K., Nerem, R. S., Lerch, F. J., Marshall, J. A., Klosko, S. M., Pavlis, N. K., & Williamson, R. G. 1996, J. Geophys. Res., 101, 28029