

행성간 탐사를 위한 심우주 추적망 관측모델 개발

김해연^{1†}, 박은서¹, 송영주¹, 유성문¹, 노경민¹, 박상영¹,
최규홍¹, 윤재철², 임조령², 최준민², 김병교²
¹연세대학교 천문우주학과, ²한국항공우주연구원

DEEP SPACE NETWORK MEASUREMENT MODEL DEVELOPMENT FOR INTERPLANETARY MISSION

Hae-Yeon Kim^{1†}, Eun-Seo Park¹, Young-Joo Song¹, Sung-Moon Yoo¹,
Kyung-Min Rho¹, Sang-Young Park¹, Kyu-Hong Choi², Jae-Cheol Yoon²,
Jo-Ryeong Yim², Jun-Min Choi², 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: specialk@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received November 2, 2004; Accepted November 15, 2004)

요 약

본 연구에서는 행성간 탐사선의 정밀궤도결정에 필수적인 심우주 추적망(Deep Space Network, DSN) 관측모델을 개발하였다. DSN 관측모델은 DSN 관측시 발생하는 오차를 모델링하여 실제 DSN 관측값과 동일한 관측값을 생성하는 역할을 수행한다. 본 연구의 목적은 행성간 탐사선 정밀궤도결정 과정의 일환인 DSN 관측모델을 개발하는 것이다. DSN 관측모델에는 대류층, 이온층과 안테나 오프셋 오차 모델을 포함시켰으며 임무에 따라 변하는 파라미터 값도 적용하였다. 또한 DSN 관측모델을 3개의 DSN 지상국에서 방위각-고도 마운트를 사용하는 모든 안테나에 대해 구현하였다. 고려한 오차모델의 결과값과 JPL 결과값을 비교해 본 결과, 모든 오차모델 값이 JPL에서 제시한 허용오차 범위인 10% 내에 있음을 확인하였다. 오차모델과 파라미터를 고려하여 실제 관측과 동일한 DSN 관측값을 생성하였으며, 이를 통해 본 연구에서 개발된 관측모델이 향후 우리나라 행성간 탐사 임무시 정밀궤도 결정을 위한 관측모델로 활용 가능성을 확인하였다.

ABSTRACT

The DSN(Deep Space Network) measurement model for interplanetary navigations which is essential for precise orbit determination has been developed. The DSN measurement model produces fictitious DSN observables such as range, doppler and angular data, containing the potential observational errors in geometric data obtained from orbit propagator. So the important part of this research is to model observational errors in DSN observation and to characterize the errors. The modeled observational errors include the range delay effect caused by troposphere, ionosphere, antenna offset, and angular refraction effect caused by troposphere. Non-modeled errors are justified as the parameters. All of these results from developed models show about 10% errors compared to the JPL's reference results, that are within acceptable error range.

Keywords: measurement model, DSN, observational errors

[†]corresponding author

1. 서 론

행성간 탐사선의 정밀 궤도결정을 위해서는 탐사선에 가해지는 힘을 정밀하게 구현한 동역학 모델, 관측 오차를 모델링하여 실제 관측과 동일한 관측값을 생성하는 관측모델 그리고 임무 특성에 따라 변화하는 파라미터들을 추정하는 필터로 구성된 지상처리 소프트웨어 개발이 필수적이다. 이 중 관측모델은 관측시 발생하는 오차항을 모델링하여 실제 관측과 동일한 관측값을 생성하고, 이를 바탕으로 실제 관측 데이터를 처리하여 탐사선의 정밀궤도결정을 가능하게 한다. 본 연구에서는 심우주 추적망(Deep Space Network, DSN)을 이용한 관측모델을 개발하였다. 실제 기술 선진국에서는 오차모델과 관측모델에 관한 연구가 일찍부터 진행되어 왔다. 미국에서는 1958년 DSN 구축 이후로 꾸준히 오차모델 및 DSN 관측모델에 대한 연구가 진행되어 이미 정밀 DSN 관측모델이 개발된 상태이며 현재 Mars Odyssey 미션에 적용하고 있다. 또한 일본도 1986년도에 이미 DSN 관측모델을 포함한 탐사선의 궤도결정 소프트웨어를 개발하였다(Nishimura & Hato 1986).

1958년에 구축된 NASA(National Aeronautics and Space Administration)의 DSN은 행성간 탐사 임무를 지원하는 국제 무선 안테나 네트워크로 지구자전에 관계없는 지속적인 관측을 위해 경도 120도 간격으로 분포된 세 개의 지상국(골드스톤, 캔버라, 마드리드)을 갖추고 있다(<http://www2.jpl.nasa.gov/basics/bsf18-1.html>). 각각의 DSN 지상국은 26, 34, 70 미터급의 안테나를 갖추고 상하향 링크에 S, X, Ka 밴드를 사용하며, 안테나를 통해 관측하는 관측값은 거리, 도플러와 각도 관측값이다. 본 연구는 현재 DSN 지상국에 구축된 방위각-고도 마운트 안테나에 대해 이루어졌으며, DSN 관측시 발생하는 오차항을 모델링하고 이를 통해 실제 관측과 동일한 관측값을 생성하는 관측모델을 구현하였다. 관측모델에 대한 연구는 이미 많은 선진국에서 실시되고 있으나 기술이전에 소요되는 경비가 막대하고 그 범위가 극히 제한적이기 때문에 향후 우리나라의 행성간 탐사 임무에 대비하기 위해서는 관련기술에 대한 독자적인 연구의 선행이 필수적이다. 따라서 본 연구의 궁극적 목표는 선진 우주기술을 국산화 하는데 있으며, 특히 DSN 관측모델 소프트웨어를 개발하는데 있다.

2. DSN 관측 오차 모델링

DSN의 다양한 관측값을 시뮬레이션 하기 위해서는 전자기파 신호의 송수신 시각과 그 시각에서의 지상국 및 탐사선의 위치, 속도와 가속도를 알아야 한다. 전자기파 전파시간 방정식(Light-time Equation)은 이러한 값을 구하는 최초의 단계로서 이 과정을 통해 전자기파가 송신지상국에서 탐사선 혹은 탐사선에서 수신지상국으로 전파되는데 필요한 시간을 계산하였다(Moyer 1971). 이 과정에서 사용된 지상국-탐사선의 천체력은 동역학 모델로부터 계산된 기하학적 위치, 속도, 가속도 값을 사용하였다.

DSN 관측시 전자기파가 송신지상국 또는 탐사선에서 송신되어 지상 안테나에 수신되는 과정에서 여러 오차가 발생한다. 이 오차로 인해 탐사선의 정밀궤도 결정이 어려워지므로, 정밀한 오차 구현 과정이 필요하다. 본 연구에서는 오차 구현을 위해 오차 모델링과 파라미터 입력의 방법을 사용하였으며, 고려한 오차항과 각 오차항이 영향을 미치는 관측값은 표 1과 같다. 모델링에 필요한 대기 정보는 각 지상국별로 30분 간격으로 제공되는 DSN 평균 대기정보를 사용하여 원하는 시간의 정보를 내삽을 통해 계산하였다.

전자기파 신호가 받는 중성 대기에 의한 대표적인 효과에는 대류층 굴절과 지연 효과가 있다. 이

표 1. 관측시 발생 가능한 오차항.

| 모델링유무 | 오차항 | 관측값 | | | | |
|---------|-----------------|-----|---------|---------|-----|----|
| | | 거리 | 단방향 도플러 | 양방향 도플러 | 방위각 | 고도 |
| 모델링 | 대류층 지연 | ○ | ○ | ○ | | |
| | 이온층 지연 | ○ | ○ | ○ | | |
| | 안테나 옵셋 지연 | ○ | ○ | ○ | | |
| | 대류층 굴절 | | | | | ○ |
| 파라미터 입력 | 거리 바이어스 | ○ | | | | |
| | 거리 변화율 바이어스 | | | ○ | | |
| | 단방향 도플러 옵셋 | | ○ | | | |
| | 단방향 도플러 주파수 변화율 | | ○ | | | |
| | 시간 바이어스 | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ |

효과에는 중성 대기의 다른 영역인 성층권의 영향도 포함되어 있으나 대류층에 의한 영향이 절대적이다. 거리와 도플러 관측값은 전파지연에 의한 효과를 크게 받으며 각도 관측값은 대기굴절에 의한 효과를 크게 받는다(Hofmann-Wellenhof, Lictengger, & Collins 1992). 대류층은 크게 건조공기와 수증기로 구분되기 때문에 지연효과 역시 이에 해당하는 두 부분으로 나누어 계산하였다. 대류층 지연 효과 모델은 사용한 매핑 함수에 따라 구분되며 본 연구에서는 Hopfield 모델(Hofmann-Wellenhof, Lictengger, & Collins 1992), Modified Hopfield 모델(Hofmann-Wellenhof, Lictengger, & Collins 1992), Saastamonien 모델(Mendes 1999), Niell 모델(Mendes 1999), D. L. Cani 모델(Nishimura & Hato 1986), Chao 모델(Chao 1974)을 사용하였다. DSN 각도 관측값 중에서 대류층 굴절효과의 영향을 받는 것은 고도이며 Lanyi 모델(Moyer 2000)과 D. L. Cani 모델(Nishimura & Hato 1986)을 사용하였다. 지구로부터 50 ~ 1000km 떨어진 거리에 분포되어 있는 이온층에 의한 지연 효과도 고려하였다. 본 연구에서는 이온층 지연효과 모델로 IRI(International Reference Ionosphere) 모델을 사용하였고, IRI 모델 내에서 수직방향의 총 전자수(Total Vertical Electron Contents, TVEC)를 구하는 방법으로 CCIR(International Radio Consultative Committee) 모델과 URSI(International Union of Radio Science) 모델을 사용하였다. 안테나 옵셋 지연효과는 지상국과 안테나 2차 회전축이 일치하지 않음으로 생기는 오차이며, 기하학적 거리계산시 신호를 받는 안테나 2차 회전축이 지상국과 같다고 가정하기 때문에 기하학적 거리와 실제 관측 거리는 차이가 생기게 된다. 이 효과는 유일하게 음의 값을 갖으며 본 연구에서는 방위각-고도 마운트를 사용하는 안테나만을 고려하였다.

3. DSN 관측값 생성

오차 모델이 적용된 DSN 관측값을 계산하는 과정은 그림 1과 같다. 먼저 동력학 모델을 통해 탐사선의 기하학적 데이터를 계산하였다. 본 연구에서 사용한 동력학 모델에는 지구의 중력 포텐셜에 의한 섭동력, 달과 태양 및 지구의 태양계 행성들의 중력에 의한 섭동력, 지구 대기항력에 의한 섭동력, 태양 복사압에 의한 섭동력, 일반 상대성 이론의 효과에 의한 가속도가 고려되었으며 적분 방법은 런지쿠타 7, 8계 방법을 사용하였다. 기하학적 데이터 계산 후 전자기파 전파시간 방정식을 통해 신호 송수신시각을 계산하고 각 시각에서의 고도를 결정하였다. 고도 제한 각(Elevation Cutoff Angle)은 10°로 정하여 탐사선의 고도가 10°보다 작을 때는 관측 불가능한 것으로 인식하였다. 관

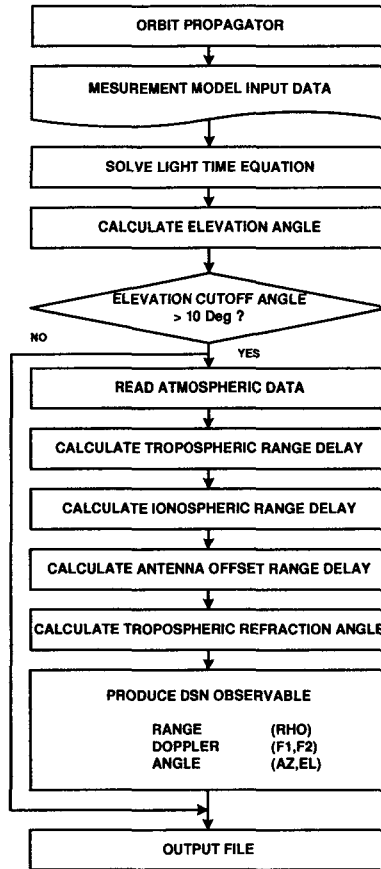


그림 1. DSN 관측모델.

측 가능 시간대가 결정되면 그 시간대에서의 각 오차모델을 계산하여 DSN 관측값인 거리,도플러와 각도 관측값을 생성하였다.

거리(Range) 관측값은 송신지상국, 탐사선, 수신지상국간의 왕복거리를 의미하며 전자기파 왕복 시간(Round Trip Light Time, RTLT)을 이용하여 계산하였다. 계산시 상하향 구간거리와 상하향 링크의 상대론적 시간 지연을 고려하였다. 또한 역표시(Ephemeris time)를 국시(Station time)로 변환하는 과정도 고려하였으며, 이 과정에서 세계 협정시(UTC)와 국시의 차이를 표현하는 (UTC-ST) 항은 시간 바이어스를 이용하여 계산하였다(Nishimura & Hato 1986). 송수신시각의 안테나 옵셋, 대류층, 이온층 지연효과와 더불어 거리 바이어스도 고려하였다(Moyer 2000). 고려된 안테나 옵셋 지연값은 안테나에 따라 달라지며 이온층 지연값은 상하향 링크에 사용되는 밴드영역에 따라 달라지는 값이다.

도플러(Doppler) 관측값은 신호전달 시간 내 탐사선의 움직임에 따른 수신 주파수 변화 즉, 도플러 이동을 나타내는 값으로 신호전달 시간 내 거리 변화율(Range Rate)을 나타낸다. 단방향 도플

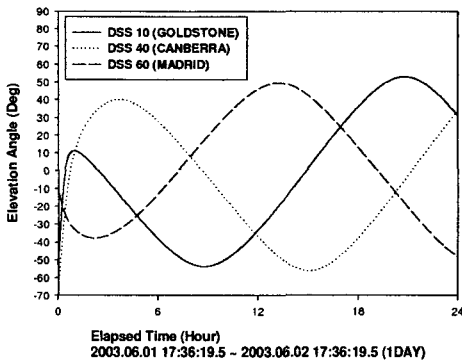


그림 2. 지상국별 탐사선의 고도변화.

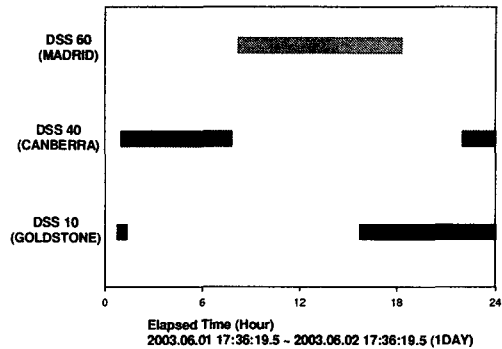


그림 3. 지상국별 관측 가능 시간대.

표 2. Mars Express 지구출발 쌍곡선 궤도요소.

| Index | Values |
|-----------|-----------------------|
| 기산일 | 2003:06:01:17:36:19.5 |
| 장반경(km) | -44871.919 |
| 이심률 | 1.14644 |
| 경사각(°) | 64.70994 |
| 승교점 이각(°) | 169.18 |
| 근지점 이각(°) | 35.05 |
| 진근점 이각(°) | 0 |

러(One-way Doppler)는 탐사선에서 송신되어 수신지상국에서 수신된 신호의 도플러 이동값을 나타내며 양방향 도플러(Two-way Doppler)는 송신지상국에서 송신되어 수신지상국으로 수신된 신호의 도플러 이동값을 나타낸다. 본 연구에서는 도플러 관측값 계산시 차분 거리(Differenced-Range) 방법을 사용하였다(Moyer 1.71). 또한 단방향 도플러 관측값 계산시 단방향 도플러 옵셋과 단방향 도플러 주파수 변화율 파라미터를 고려하였고, 양방향 도플러 관측값 계산시 거리 변화율 바이어스를 고려하였다. 각도(Angle) 관측값은 지상국에서 탐사선까지의 방향을 나타내는 척도로 방위각과 고도이다(Nishimura & Hato 1986). 각도 관측값 중에서 오차모델을 포함하는 것은 고도로 대류층 굴절모델을 사용하여 계산하였다.

4. 시뮬레이션 및 결과 검증

본 연구에서는 ESA에서 제공하는 Mars Express 초기궤도요소(Hechler & Yanez 1999)를 이용하여 2003년 6월 1일 17시 36분 19.5초에 지구를 출발하여 2003년 12월 26일 17시 36분 19.5초에 화성에 도착하는 탐사선을 가정하여 시뮬레이션 하였다. 탐사선의 지구출발 쌍곡선궤도 요소는 표 2와 같다. 먼저 각 지상국에서의 탐사선 관측가능 시간을 알아보기 위해 탐사선 지구 출발 후 하루 동안의 고도변화를 시뮬레이션 해보았다. 그림 2는 각 지상국별 탐사선의 고도변화를 보여준다. 지구 자전에 의해 탐사선의 고도가 사인곡선을 이루며 변하는 모습을 확인하였다. 고도 제한 각(Elevation

표 3. 오차항 모델링 시뮬레이션 입력값.

| Index | Values |
|----------------------------------|-----------------------|
| 시뮬레이션 시작 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS) | 2003:06:01:18:37:19.5 |
| 시뮬레이션 마침 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS) | 2003:06:02:00:20:19.5 |
| 관측 지상국 | 40 (켄버라) |
| 관측 안테나 | 33 |
| 상향링크 밴드(Uplink Band) | S (2116.381944 MHz) |
| 하향링크 밴드(Downlink Band) | S (2298.333333 MHz) |
| 주파수 채널(Frequency Channel) | 23 |
| 카운트 시간 간격(sec) | 30 |
| 고도 cutoff angle(deg) | 10 |
| 이온층 최대 높이(m) | 1100000 |
| 이온층 평균 높이(m) | 350000 |

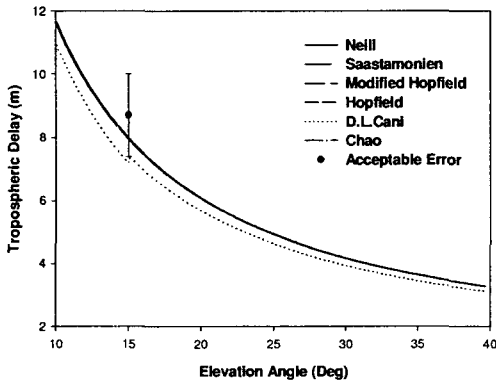


그림 4. 대류층 지연효과.

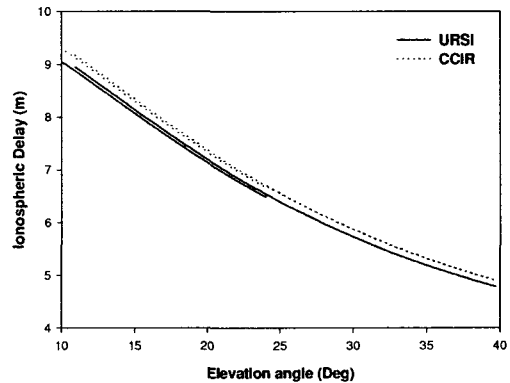


그림 5. 이온층 지연효과.

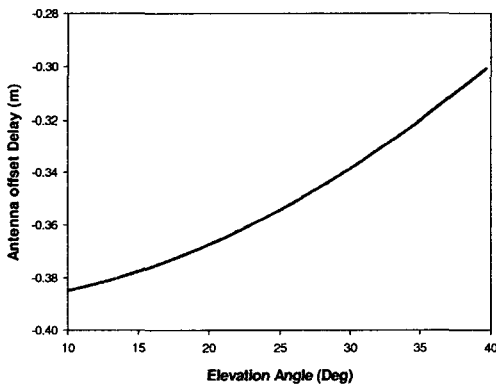


그림 6. 안테나 옵셋 효과.

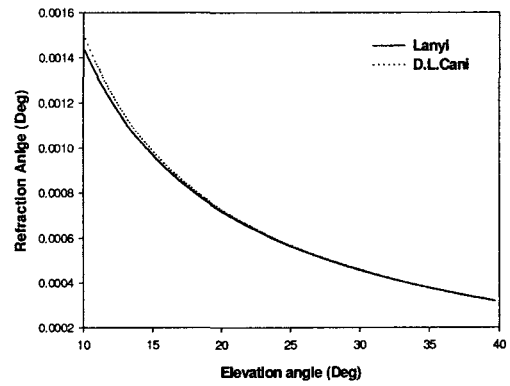


그림 7. 대류층 굴절 효과.

표 4. Mars Express 탐사선의 DSN 관측값 시뮬레이션 입력값.

| Index | Values |
|---|------------------------|
| 시뮬레이션 시작 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS) | 2003:06:01:17:36:19.5 |
| 시뮬레이션 마칩 시각(YYYY:MM:DD:HH:MM:SS) | 2003:12:26:17:36:19.5 |
| 관측 지상국 | 10(골드스톤) |
| 관측 안테나 | 16 |
| 상향링크 밴드(Uplink Band) | S(2116.381944MHz) |
| 하향링크 밴드(Downlink Band) | S(2298.333333MHz) |
| 주파수 채널(Frequency Channel) | 23 |
| 카운트 시간 간격 변화 날짜(day) | 10 |
| 카운트 시간 간격 1(sec) | 30 |
| 카운트 시간 간격 2(sec) | 600 |
| 고도 제한각(deg) | 10 |
| 이온층 최대 높이(m) | 1100000 |
| 이온층 평균 높이(m) | 350000 |
| 대류층 지연 모델 | Neill 모델 사용 |
| 이온층 지연 모델 | URSI 모델 사용 |
| 안테나 옵셋 지연 모델 | 사용 |
| 대류층 굴절 모델 | Lanyi 모델 사용 |
| 시간 바이어스(Timing Bias, sec) | 1 |
| 거리 바이어스(Range Bias, m) | 5 |
| 거리 변화율 바이어스(Range Rate Bias, m/s) | 0 |
| 단방향 도플러 옵셋(One-way Doppler Offset, Hz) | -5×10^{-9} |
| 단방향 도플러 주파수 변화율 (One-way Doppler Frequency Rate, Hz/s) | -5.83×10^{-9} |

Cutoff Angle)이 10°이므로 각 지상국별로 그림 2에서 고도가 10° 이상인 시각에서만 관측이 가능하며 이를 토대로 각 지상국별 관측 가능 시간을 나타낸 것이 그림 3이다. 시뮬레이션을 실행한 하루 동안 한 개 이상의 지상국에서 대부분 관측 가능함을 확인 하였다.

두 번째로 오차 모델의 검증을 위해 첫 번째 시뮬레이션을 통해 구한 캔버라 지상국 관측 가능 시간 2003년 6월 1일 18시 37분 19.5초부터 2003년 6월 2일 00시 20분 19.5초까지 6시간 43분 동안 오차 모델을 시뮬레이션 해보았다. 시뮬레이션을 위한 입력값은 표 3과 같다. 그림 4는 고도변화에 따른 6개의 대류층 지연 모델의 지연값 변화를 보여주며 고도가 증가함에 따라 지연값이 감소하는 것을 알 수 있다. 대기층에 의한 효과는 고도가 높아질수록 통과 해야하는 대기층의 길이가 짧아지므로 천정부근에서 가장 작다. 고도 15°에서의 지연값을 JPL 결과값(Moyer 1971)과 비교해 본 결과 D. L. Cani 모델을 제외한 Hopfield 모델, Modified Hopfield 모델, Saastamonien 모델, Niell 모델, D. L. Cani 모델, Chao모델의 지연값이 JPL에서 허용가능 범위라고 제시한 10% 오차내에서 만족함을 확인하였다. 5개의 모델간 차는 0.05m 이내로 D. L. Cani 모델을 제외한 어느 모델을 사용해도 큰 무리가 없음을 확인하였고 D. L. Cani 모델은 고도가 증가함에 따라 다른 모델들과의 차가 작아지므로 높은 고도에 적합한 모델로 판단하였다. 그림 5는 고도변화에 따른 2개 이온층 지연모델의 지연값 변화를 보여주며, 대류층에 의한 지연과 같은 이유로 고도가 증가함에 따라 지연값이 감소하

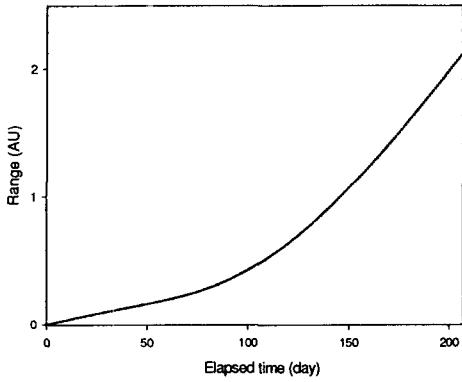


그림 8. 거리 관측값.

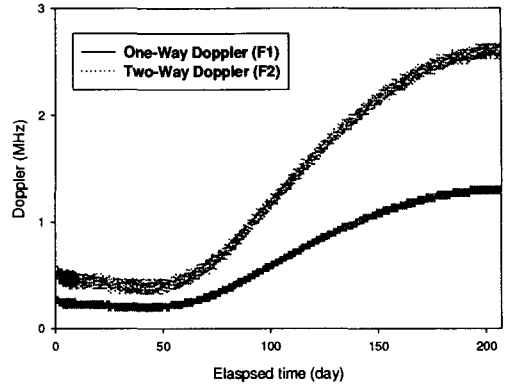


그림 9. 도플러 관측값.

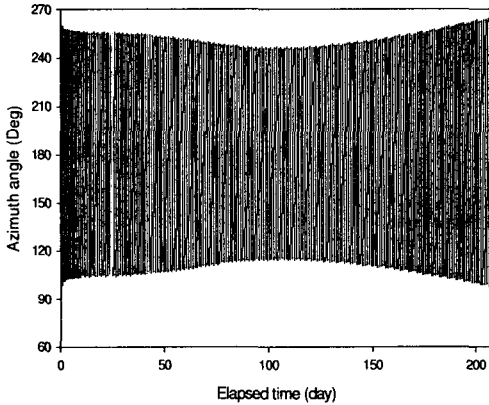


그림 10. 방위각 관측값.

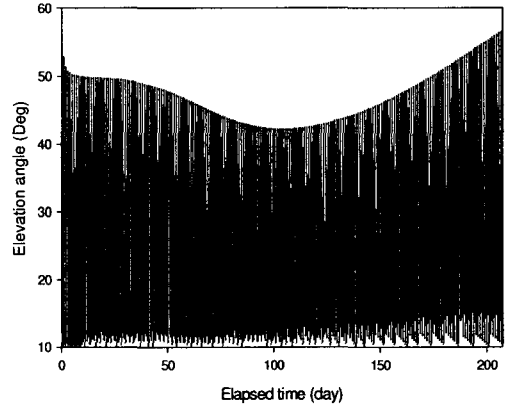


그림 11. 고도 관측값.

는 것을 알 수 있다. 결과값이 두줄로 나타나는 이유는 시뮬레이션 시간 동안 탐사선이 같은 고도를 두 번 갖기 때문이며, 탐사선의 고도가 같더라도 매 순간 대기정보가 다르기 때문에 다른 결과가 나타난다. 이온층 지연효과에서 가장 중요한 수직방향의 총 전자수(TVEC)는 태양 흑점주기, 계절적, 주간적 변화, 탐사선의 시야방향, 관측장소 등의 영향을 받는 매우 복잡한 값이다. 이러한 효과를 모두 적용시킨다면 이온층 지연값은 0.15 ~ 50m 정도의 값으로 계산된다(Clynch & Coco 1986). 그림 5에서의 지연값은 5 ~ 9m 정도로 Clynch & Coco(1986)의 결과를 만족하며 JPL 결과값(Thornton & Border 2003)과 비교해본 결과도 허용 가능한 오차범위인 10% 내에서 만족하였다. 그림 6은 고도에 따른 33번 안테나 옵셋 지연값의 변화를 보여준다. 오차모델 중 유일하게 음의 값을 보이나 절대값으로 볼때 대류층, 이온층과 마찬가지로 고도가 증가함에 따라 지연 절대값이 감소하는 것을 알 수 있다. 그림 7은 고도에 따른 2개의 대류층 굴절모델의 굴절각 변화를 보여주며 고도 20° 이상에서는 두 모델의 결과값이 거의 일치함을 알 수 있다.

마지막으로 오차모델을 고려하여 탐사선이 지구를 출발하여 화성에 도착할 때까지의 DSN 관측값을 시뮬레이션 하였다. 시뮬레이션을 위한 입력값은 표 4와 같다. 본 연구에서 사용한 파라미터

는 경험적 수치대입방법을 사용하였으며 그 값은 다음과 같다. 시간 바이어스는 1 sec(Nishimura & Hato 1986), 거리 바이어스는 5m(Thornton & Border 2003), 거리변화율 바이어스는 0m/s, 단방향 도플러 옵셋은 -5×10^{-9} Hz(Renshaw & Kallfelz 1998), 단방향 도플러 주파수 변화율은 -5.83×10^{-9} Hz/s(Renshaw & Kallfelz 1998) 값을 사용하였다. 그림 8은 시간에 따른 거리 관측값의 변화를 보여주며, 탐사선이 화성 도착시 송신지상국, 탐사선, 수신지상국 간 왕복거리가 2AU 정도임을 확인하였다. 그림 9는 시간에 따른 도플러 관측값의 변화이며, 지구 출발 근처에서 도플러 관측값이 줄어드는 현상은 지구 출발시 지구자전으로 인해 지구가 화성과 같은 방향으로 진행하기 때문에 나타나는 현상이다. 또한 도플러 관측값에서 나타나는 요동은 도플러 관측값 계산시 사용되는 송신지상국에서의 카운트 시간 간격의 변동으로 인해 발생하는 현상이다. 단방향, 양방향 도플러 결과가 비슷한 추이를 나타내며 그 값은 양방향의 단방향의 2배 정도임을 알 수 있다. 도플러 결과는 거리 변화율로 나타낼 수 있으며, S밴드에서 측정된 1MHz의 단방향 도플러 값은 거리변화율 13.6363km/s으로 변환가능하다(Thornton & Border 2003). 그림 10과 그림 11는 시간에 따른 각도 관측값의 변화를 나타내며 방위각은 $100^\circ \sim 250^\circ$, 고도는 $10^\circ \sim 60^\circ$ 사이값을 나타내는 것을 알 수 있다. 이를 통해 각 지상국에서 관측 가능한 방위각과 고도는 일정 범위 내로 제한되어 있음을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 향후 우리나라의 행성간 탐사 임무에 대비하여 DSN을 이용한 관측 모델을 개발하였다. 관측시 발생 가능한 오차항 계산을 위해 오차 모델과 파라미터 입력 방법을 사용하였다. 고려한 오차모델은 대류층, 이온층과 안테나 옵셋 효과이다. 오차모델 결과를 JPL 결과값과 비교한 결과, 대류층 지연효과 모델인 D. L. Cani를 제외한 모든 모델이 JPL에서 제공하는 오차 허용범위 10% 내에 존재함을 검증하였다. 고려된 파라미터는 거리 바이어스, 거리 변화율 바이어스, 시간 바이어스, 단방향 도플러 옵셋과 단방향 도플러 주파수 변화율이며 경험적 수치 대입방법을 사용하였다. 오차 모델과 파라미터를 고려하여 DSN 관측값을 생성하였으며, 본 연구를 통해 개발된 DSN 관측모델이 향후 우리나라 행성간 탐사 임무시 탐사선의 정밀궤도 결정에 사용될 수 있음을 확인하였다.

참고문헌

- Chao, C. C. 1974, The Troposphere calibration model for mariner Mars 1971 (California: JPL), pp.61-76
- Clynch, J. R., & Coco, D. S. 1986, Error characteristics of high quality geodetic GPS measurements: Clocks, orbits, and propagation effects. in Proceedings of Fourth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Vol.I (Austin: Univ. Texas at Austin), pp.539-556
- Hechler, M., & Yanez, A. 1999, Mars Express Consolidated Report on Mission Analysis (Darmstadt: ESOC), pp.30-55
- Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H., & Collins, J. 1992, GPS Theory and Practice Fifth, revised edition (Wien: Springer-Verlag), pp.87-116
- Mendes, V. B. 1999, Modeling the neutral-atmosphere propagation delay in radiometric space techniques (New Brunswick: Univ. New Brunswick), pp.55-298

- Moyer, T. D. 1971, Mathematical formulation of the Double-precision orbit determination program (DPODP) (California: JPL), pp.59-87
- Moyer, T. D. 2000, Formulation for observed and computed values of deep space network data types for navigation (New Jersey: A John wiley & Sons), pp.277-538
- Nishimura, T., & Hato, T. 1986, Tracking of Sakigake and Suisei and Development of Software package ISSOP for Orbit Determination ISAS report No.42 (Sagamihara: ISAS), pp.130-200
- Renshaw, C. E., & Kallfelz, W. L. 1998, Review of the Anomalous Doppler Data from Pioneer 10 and 11 (Alpharetta: Tele-Consultants, Inc)
- Thornton, C. L., & Border, J. S. 2003, Radiometric Tracking techniques for Deep-Space Navigation (New Jersey: A John wiley & Sons), pp.3-33