

인공위성의 위치획득 오차보정을 위한 몬테카를로 분석¹

김지영 · 최규홍

연세대학교 천문대기과학과

MONTE CARLO ANALYSIS FOR STATION ACQUISITION ERROR CORRECTION OF SATELLITE

Ji-Young Kim and Kyu-Hong Choi

Department of Astronomy and Atmospheric Science

Yonsei University, Seoul 120-749

email: oscar@satellit.yonsei.ac.kr

(Received October 17, 1995; Accepted November 30, 1995)

요 약

근지점 모터의 발사목적은 3단 로켓을 이용해 인공위성을 전이궤도로 진입시키는 것이고 원지점 모터 발사의 목적은 위성을 전이궤도로부터 정지궤도로 진입시키기 위해 전이궤도의 반장경을 높여주고 적도면과의 기울기를 줄여주는 것이다. 그러나, 여러가지 원인에 의해 원지점 모터 발사는 항상 오차를 수반하게 되고, 이에 따라 위성은 임무궤도, 즉 정지궤도에 진입하지 못하고 거의 정지궤도에 근사한 표류궤도에 진입하게 된다. 그러므로, 이 표류궤도를 정지궤도로 교정하기 위해서는 또 한번의 궤도 조정이 필요로 하는데 이를 위치획득이라 한다. 인공위성의 경비절감과 임무 수행을 위해서 위치획득에 필요한 속도 증분과 그에 알맞은 연료의 양을 미리 예측해 보아야 한다. 그러나 근지점 모터와 원지점 모터의 발사 오차로 인한 표류궤도 부정확성으로 정확한 속도 증분을 구하기 어렵기 때문에 통계적인 방법인 몬테카를로 모의 실험을 통해서 99% 신뢰도로 경비 절감을 위한 최적의 속도증분과 연료의 양을 구한다. 1995년 8월 Delta-2 발사체로 발사한 무궁화 위성에 대해서 위치획득에 이르기까지 여러가지 궤도 요소와 위치획득에 필요한 속도증분과 연료의 양을 몬테카를로 분석을 통하여 99% 신뢰도로 구해 보았다.

ABSTRACT

The purpose of perigee kick motor firing is to place a satellite into transfer orbit and that of apogee kick motor firing is to place the satellite into geosynchronous

¹이 연구는 한국과학재단 ERC인 KAIST 인공위성 연구센터의 연구비로 수행된 것임.

orbit in order to increase the semi-major axis of the transfer orbit and reduce the inclination of the transfer orbit. Because apogee motor firing is always accompanied with injection errors, the satellite is not placed into geosynchronous orbit but into a near-geosynchronous orbit, also known as a drift orbit. Thus, the orbital maneuver to correct drift orbit into geosynchronous orbit is required, this maneuver is called the station acquisition. For reduction of expenditure and performance of mission, we estimate ΔV budget and required fuel allowance for station acquisition. As the uncertainty of drift orbit by injection error of perigee and apogee kick motor firing prevents us from obtaining exact ΔV budget, statistical Monte Carlo simulation technique is used in order to get optimal ΔV budget and required fuel allowance with a probability of 99%. With respect to Korea satellite launched by Delta-2 launch vehicle in 1995, Monte Carlo analysis is used in order to get various orbital parameters, ΔV budget and required fuel allowance for station acquisition with a probability of 99%.

1. 서 론

이 논문의 목적은 정지 위성의 여러 임무 수행중 주차 궤도에서부터 위치 획득까지 일어나는 일련의 사건들을 몬테카를로 방법을 통해서 모의 실험 해본후 분석해 보는 것이다.

주차궤도에서 일정한 연소 시간 구간을 지낸 우주선이 근지점 모터를 발사해서 maneuver 지점에 이르면 발사체의 3단 로켓인 근지점 모터를 발사해 전이 궤도에 이르게 되는 과정을 계산한다. 그리고 근지점 모터 발사 maneuver 수행 후 궤도 상태 벡터와 근지점 모터 발사 maneuver에 필요한 속도 증분과 관련된 여러 변수들을 계산한다. 전이궤도에서 일정 시간을 보낸 우주선이 원지점 모터를 발사해 maneuver 지점에 이르게 되면 원지점 모터를 발사해 표류궤도에 이르게 되는 과정을 계산하고 다시 원지점 모터 발사 maneuver 수행후 상태 벡터와 상태 벡터와 관련된 계산을 한다. 그리고 필요한 속도증분과 다른 상태벡터에 의존하는 변수들도 계산한다.

몬테카를로 모의실험을 위해서 근지점 모터와 원지점 모터의 발사 방향 오차, 발사 속도 오차 그리고 발사 시간 오차 등이 정규 분포를 이룬다고 가정하고 컴퓨터의 random 함수를 이용해서 오차가 포함된 근지점과 원지점 모터의 발사 속도들을 구한다. 일어날 수 있는 가능한 모든 경우의 수를 나타내기 위해 충분히 많은 반복 계산을 해서 얻어진 표류궤도들로부터 위치획득에 이르는 속도 증분 값들을 구한 후 각각의 값들을 각 구간별로 나누어 빈도수를 구해 히스토그램과 통계적인 계산을 한다.

1995년 8월 Delta-2 발사체로 발사한 무궁화 위성에 대해서 위치획득에 이르기 까지 여러가지 궤도 요소와 위치획득에 필요한 속도증분과 연료의 양을 몬테카를로 분석을 통하여 99% 신뢰도로 구해 보았다.

2. 위치획득

위치획득 maneuver는 크게 in-plane maneuver와 out-of-plane maneuver로 나누어 진다. 이때 in-plane maneuver는 표류궤도의 원지점이나 근지점에서 행해지고 호만궤도에서 표류궤도의 반장경과 이심률을 정지궤도와 일치시켜 주기위한 것이다. In-plane maneuver는 표류궤도의 근지점에서 원지점의 고도를 정지궤도의 반장경으로 바꾸어 주기위한 근지점 maneuver, 원지점에서 근지점 고도를 정지궤도 반장경과 일치시키기위한 원지점 maneuver, 그리고 표류궤도의 표류율을 조정해서 기간내에 인공위성이 위치획득 경도 위치에 도착하도록 하는 maneuver 세가지가 있다. Out-of-plane maneuver는 표류궤도와 원하는 정지궤도가 만나는 지점에서 행해지며 표류궤도의 궤도 경사각과 승교점 적경을 정지궤도와 일치시켜 주는 것이다. 그래서 최소 3번의 in-plane maneuver와 1번의 out-of-plane maneuver가 필요하다. 이러한 maneuver들은 연소시간이나 지상 관측소에서 부과된 구속조건에 위반되지 않는 범위에서 최소의 연료를 쓰도록 계획되어진다(Pocha 1985).

3번 행해지는 in-plane maneuver에서 각 maneuver의 순서에 따라서 여섯개의 가능한 조합이 있다. 6번 모두 마지막 maneuver는 위치획득 경도와 정지궤도의 고도를 가지도록 하는 같은 목적을 가진다. 각각의 6번의 경우에서 maneuver는 여러가지 가능한 시간간격이 있다고 하더라도 표류궤도에서 maneuver가 행해지는 위치는 고정되어 있기 때문에 maneuver 사이에서 궤도 회전수의 선택은 자유롭게 선택할 수 있다. 보통 모든 구속조건을 만족하면서 최소 속도증분이 이루어지도록 선택되어진다(Fortescue & Stark 1991).

보통 원지점 모터 발사 후 일정 기간내에 위치획득에 도달해야 한다. ECS(European Communications Satellite)와 MARECS(Maritime ECS) 경우 이 시간은 21일 이다. 보통 21일인 이유는 21일 전에는 위치획득에 필요한 속도 증분은 꾸준히 감소되나 21일 후에는 감소율이 거의 없기 때문이다. 무궁화 위성의 경우에는 15일이다. 위치획득시 무궁화 위성의 궤도 경사각은 2도이고 승교점 경도는 270도이다. 2도의 궤도 경사각은 태양과 달의 중력으로 약 2년간에 걸쳐 0.05도 까지 줄어들어 위치보존 범위에 이르게 되고 이때부터 남북 위치보존을 위한 maneuver를 실시하여 무궁화 위성이 수명이 다하게 되는 약 10년간 행해지게 된다. 동서위치보존은 처음부터 12년간 계속 행해진다(KOREASAT GETSCO Proposal 1991a).

Out-of-plane maneuver를 in-plane maneuver 사이에 끼여 넣는 방법은 각각의 maneuver의 크기에 달려있다. Out-of-plane maneuver가 in-plane maneuver의 크기에 비해 적다면 먼저 2번의 in-plane maneuver 행해진 후 out-of-plane maneuver가 일어나야 한다. Out-of-plane maneuver가 행해질때는 이러한 2번의 maneuver 후에 발생한 out-of-plane 성분도 함께 보정되어야 한다. Out-of-plane maneuver가 in-plane maneuver보다 크다면 out-of-plane maneuver를 먼저 수행해야 한다. 왜냐하면 보통 궤도 경사각을 보정하는데 연료가 더 많이 필요함으로 실패할 경우를 대비해서 연료가 더 풍부할때 행해져야 하기 때문이다. 그리고 나서 결과적으로 생긴 in-plane 성분도 보정되어야 한다(Prichard *et al.* 1993).

3. 몬테카를로 분석

3.1 오차의 종류

위성이 원지점모터 발사후 정지궤도에 진입하지 못하고 표류궤도에 진입하는 원인은 크게 전이궤도의 부정확성과 원지점모터의 부정확한 발사로 대표된다. 전이 궤도의 부정확성은 발사체의 3단 로켓을 이용한 근지점 모터의 발사 오차와 지상국에서 자료를 수집해서 결정하는 궤도요소 오차에 기인한다(Werts & Larson 1991). 표 1에는 위치획득 오차의 종류를 나타냈다.

표 1. 위치획득 오차의 종류.

오차의 종류(PKM 와 AKM)	오차 모델
발사 방향	Normal distribution
발사 크기	Normal distribution
발사 시간	Normal distribution

(1) 발사 방향 오차

- 인공위성의 회전축과 중력 중심에 대해서 모터를 장착하는데 모터의 추진 벡터의 방향이 일치하지 않기 때문에 인공위성은 주축을 중심으로 토크가 일어나게 되고 이것은 인공위성의 회전축 중심으로 장동이 일어나게 되어 실제 추력 방향과 다른 방향으로 발사된다. 즉 원지점 모터를 장착할때 생기는 오차와 실제 추력 방향의 부정확성에 따라서도 발사방향에 오차가 생긴다.

- 회전축의 정확한 방향을 알 수 없기 때문에 발사방향에 오차가 생긴다.

- AKM 발사를 위해 적합한 자세로 변환해야 하는데 이때 오차가 생길 수 있다.

(2) 발사크기 오차

AKM이 낼 수 있는 추력의 크기도 여러 가지 요인에 의해 달라지는데 특히 추진제의 비추력의 부정확성에 의한 요인이 크다.

(3) 발사시간 오차

PKM 발사오차에 의한 전이궤도 진입에 오차가 생길 수 있고 지상에서 실제 전이궤도를 측정 할 때 생기는 오차때문에 실제 원지점 통과 시간을 정확히 예측할 수 없고 지상국에서 원지점 모터의 발사를 명령하는 신호를 보내는데도 약간의 시간오차가 포함된다.

3.2 몬테카를로 분석

위치 획득을 다루는데 가장 중요하게 여겨지는 것은 99% 신뢰도로 위치 획득에 필요한 연료의 양을 미리 예상하는 것이다. 연료의 양을 알기위해서는 속도 증분을 알아야 되고 속도 증분을 계산하는데는 보통 두가지 방법이 쓰인다.

첫번째 방법은 가장 나쁜 경우를 선택해서 분석하는 방법이다. 이 경우는 가장 많은 속도 증분이 필요한 입력 요소를 선택하는 방법인데 어떤 경우가 가장 최악의 경우인지를 파악하는데 어려움이 따른다(Rao 1978).

두 번째 방법은 몬테카를로 방법으로서 보다 실제적이고 효과적인 방법이다. 이 방법은 수학적 모델의 비선형성과 비정규 분포를 설명할 수 있다. 기본적으로 이 방법은 같은 과정을 계속 반복하는데 각 과정에서 다른점은 다른 분산값을 가진다는 것이다. 이 분산값들은 구체적인 확률 분포에 따른다고 가정한다. 그리고 random number는 그들이 일어날 수 있는 확률이 확률분포와 일치하도록 선택되어진다(Porcelii & Vogel 1980). 이 모의 실험에서는 10,000개의 난수를 발생시켜서 계산했다.

보통 몬테카를로 모의실험의 계산 절차는 다음과 같다.

- (1) 발사체의 3단 로켓에 의한 전이 궤도 진입 오차를 고려해서 N개의 실제 가능한 전이 궤도를 설정한다.
- (2) (1)에서 설정된 N개의 실제 전이궤도를 이용하여 원지점 모터 발사 오차를 고려한 N개의 실제 가능한 표류궤도를 구한다.
- (3) (2)에서 얻어진 N개의 표류궤도 각각에서 위치획득을 하는데 필요한 각각의 속도 증분을 얻는다.
- (4) N개의 위치획득을 위한 속도 증분의 확률 분포를 조사해서 99% 신뢰도로 위치 획득에 필요한 속도 증분의 값을 얻는다. 그리고 이러한 자료는 필요한 추진제의 양을 결정하는데 직접적으로 쓰인다.

표 2. 각 변수들의 계산 결과값들.

변수	평균	표준 편차	3σ 오차
PKM 속도증분	2445.4 m/s	6 m/s	2445.4 ± 14m/s
AKM 속도증분	1626.1 m/s	2.4 m/s	1626.1 ± 6.4m/s
표류궤도를 정지 궤도로 바꾸기위한 in-plane ΔV	20.9 m/s	13.6 m/s	20.9 ± 34.7m/s
표류궤도를 정지 궤도로 바꾸기위한 out-of-plane ΔV	23.1 m/s	14 m/s	23.1 ± 36.9m/s
표류궤도를 정지 궤도로 바꾸기위한 총 속도 증분	44 m/s	25.3 m/s	44 ± 67.3m/s
위치 획득을 위해 쓰여진 Hydrazine 연료량	16.2 kg	9.2 kg	16.2 ± 24.2kg

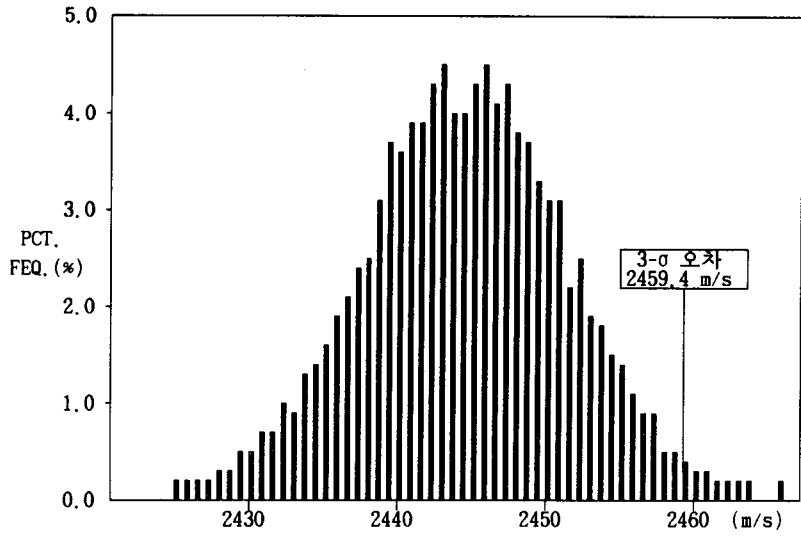


그림 1. 근지점 모터 오차 히스토그램.

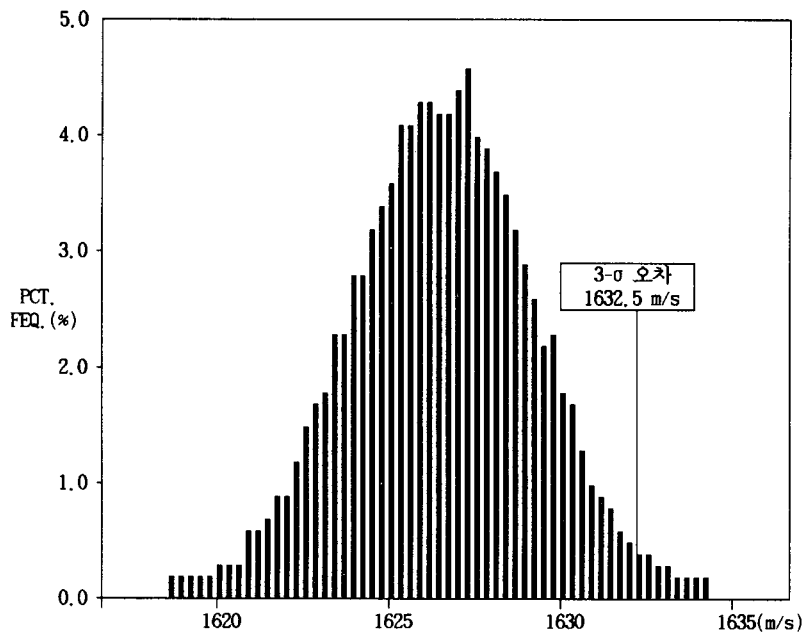


그림 2. 원지점 모터 오차 히스토그램.

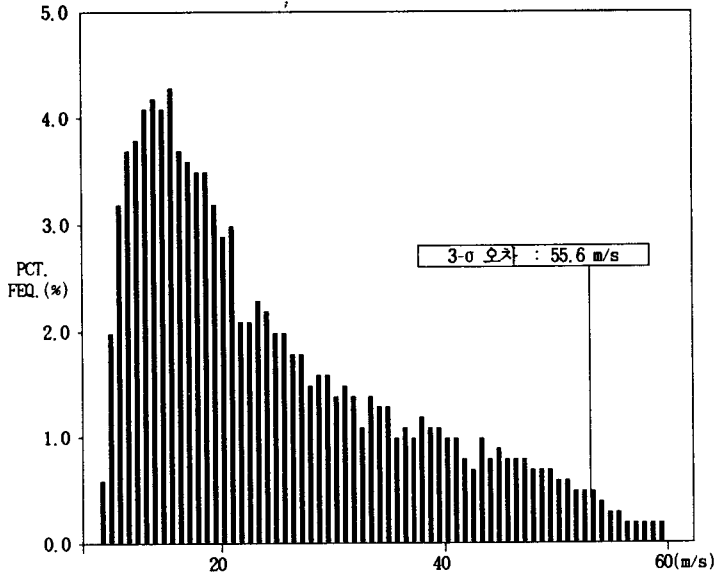


그림 3. In-plane maneuver 속도증분 히스토그램.

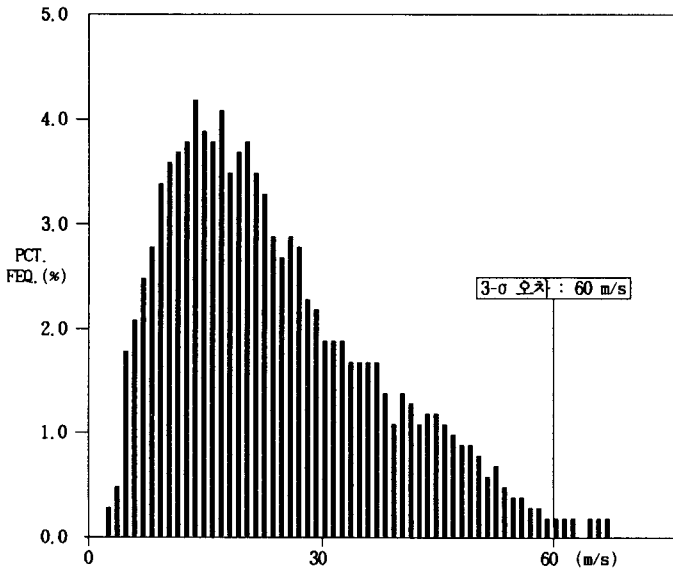


그림 4. Out-of-plane maneuver 속도증분 히스토그램.

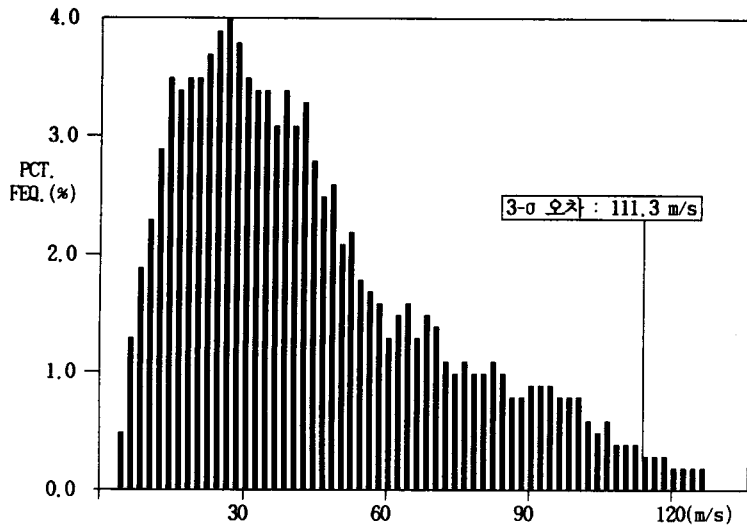


그림 5. 위치획득 총 속도증분 히스토그램.

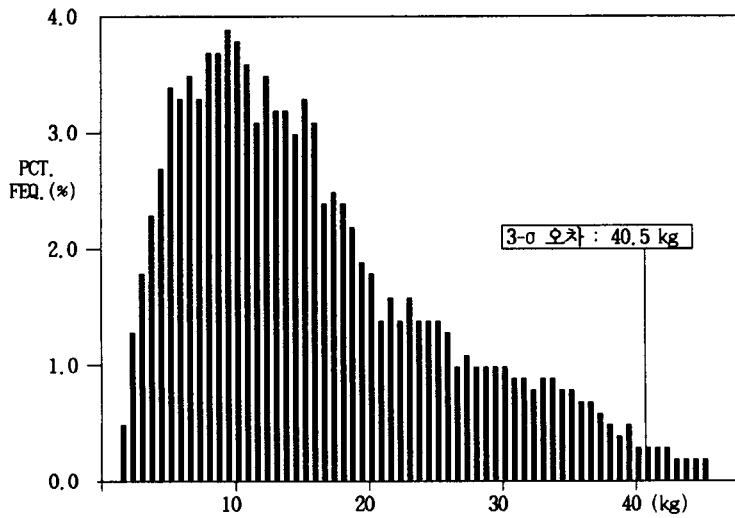


그림 6. 위치획득에 쓰인 하이드라진 연료량의 히스토그램.

4. 모의실험과 계산 결과

표 2는 각 파라미터들의 평균, 표준편차 그리고 3σ 값들을 요약해서 나타내고 다음 그림 1~6은 각각의 파라미터중 전이궤도와 표류궤도 요소 그리고 위치획득 속도 증분들의 히스토그램과 3σ 오차를 나타내고 있다. 그림 1~6에서 가로축은 각 파라미터들의 10,000개의 오차 범위를 나타내고 있고 세로축은 70구간으로 나눈 각 구간당의 빈도수의 퍼센트를 나타낸다.

5. 토의 및 결론

보통 3σ 오차값을 얻기 위해 2,000번 정도 반복계산을 해주면 충분한 근사치를 얻을 수 있으나 계산의 정확도를 높이기위해 반복수를 10,000번으로 했다. 과거에는 프로그램을 실행시키는 컴퓨터의 성능이 떨어져 2,000번 정도 계산하는데도 많은 시간이 걸렸으나 유닉스 기종(Sun-Sparc 10)에서는 10,000번 정도 실행하는데 약 20분 정도의 시간밖에 걸리지 않았다.

발생시킨 random 함수가 충분히 균일하지 않음으로 완전한 정규분포를 이루지는 않았으나 근사적으로 거의 비슷한 분포를 이루도록 발생시켰음으로, 그림 1과 2의 오차가 포함된 근지점 모터와 원지점 모터의 히스토그램은 근사적으로 정규분포를 이루었고, 그에 따른 전이궤도와 표류궤도의 궤도 요소들도 각각 근사적으로 정규분포를 이루는 결과가 나왔다.

그러나 그림 3에서 6까지 위치획득을 위한 속도증분과 연료량의 히스토그램에서 비대칭 분포를 이루었다. 표류궤도의 이심률이 비대칭 분포를 이루는 이유는 만일 오차가 전혀 포함되지 않은 경우라면 인공위성은 표류궤도를 거치지 않고 바로 이심률이 0인 원궤도인 정지궤도에 진입하게 된다. 그러나 오차가 포함되는 경우에는 이심률은 0과 1 사이의 타원궤도인 표류궤도가 되고 이심률은 결코 0보다 적은 경우는 없으므로 그림과 같이 평균값의 주로 오른쪽에 분포하는 비대칭 분포가 된다. 마찬가지로 오차가 포함되지 않은 경우는 바로 정지궤도에 진입함으로 위치획득을 위한 속도증분은 0이 되고 그에 따른 연료의 양도 0이 된다. 그러므로 오차가 조금이라도 포함된다면 위치획득을 위한 속도증분이 필요하게 되고 이 값은 언제나 0보다 큰 값임으로 그림과 같이 평균을 기준으로 주로 오른쪽에 분포하는 비대칭 분포를 이루게 된다.

Delta 로켓의 발사체 경우 위치획득을 위한 3σ 속도증분의 크기는 Ariane이나 Atlas 경우보다 3배정도 크며 random number를 발생시키는 random 함수의 성능과 정규분포를 만들어 주는 초기 오차값들의 표준편차에 따라 나온 결과값들은 약간의 차이를 보인다.

위치획득을 위한 총 속도증분값의 3σ 오차값이 in-plane maneuver와 out-of-plane maneuver 속도증분 3σ 오차값 각각을 합친 값과 일치하지 않은 이유는 두 종류의 maneuver가 독립적이지 않고 서로 관련되어 계산되어지기 때문이다.

무궁화 위성의 경우 위치획득을 위한 총 속도증분의 평균값은 $44m/s$ 이고 3σ 오차값은 평균보다 $67.3m/s$ 가 더 필요하고 그에 따른 연료량의 평균은 $16.2kg$ 이고 3σ 오차값은 평균보다 $24.3kg$ 더 필요하다. 그래서 위치획득을 위해서 평균값보다 $24.3kg$ 을 더 가져가면 99% 신뢰도로서 생길 수 있는 모든 오차를 대비할 수 있다.

이 모의실험에서는 고려하지 않았으나 전이궤도의 관측 오차도 포함시켜서 계산해보면 더 정확한 값이 나올 수 있다.

참고 문헌

- Fortescue, P. & Stark, J. 1991, *Spacecraft System Engineering* (John Wiley & Sons: New York), p.145
- KOREASAT GETSCO Proposal 1991a, Vol. 3, Technical Proposal Book 1
- KOREASAT GETSCO Proposal 1991, Vol. 3, Technical Proposal Book 4
- Pocha, J. J. 1985, *An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellite* (D. Reidel Publishing Company: Dordrecht), p.1
- Porcelii, G. & Vogel, E. 1980, *J. of Spacecraft & Rockets*, 17, 3, p.248
- Prichard, W. L., Suyderhoud, H. G. & Nelson, R. A. 1993, *Satellite Communication System Engineering* (Prentice-Hall: New York), pp. 148-199
- Rao, P. P. 1978, *J. of Guidance Control and Dynamics*, 1, 4, p.225
- Werts, J. R. & Larson, W. J. 1991, *Space Mission Analysis & Design* (Space Technology Library: Dordrecht), p.292