

소련 위성 COSMOS 1402호의 낙하 추정***

이정숙 · 최규홍
연세대학교 천문기상학과

김천휘
천문우주과학연구소

(1989년 7월 20일 접수; 1989년 9월 22일 수리)

ESTIMATION OF ORBITAL DECAY FOR THE SOVIET SATELLITE COSMOS 1402***

Jeong-Sook Lee and Kyu-Hong Choi

Dept. of Astronomy and Meteorology, Yonsei University, Seoul 120-749
and

Chun-Hwey Kim

Institute of Space Science and Astronomy,
36-1, Whaam-dong, Sub-gu, Daejeon, 302-348, Korea
(Received July 20, 1989; Accepted September 22, 1989)

Abstract

The algorithm was developed for the estimation of orbital decay of the Soviet Satellite COSMOS 1402 which divided into three body—COSMOS 1402-A, B and C—and fell down early in 1983. The perturbation effects due to the nonspherical geopotential and air drag were considered and the standard atmospheric model were built for obtaining the atmospheric density as a function of the height. The orbital elements of NASA GSFC during orbital decay used in estimation of orbital decay. We compared the estimation values with the published ones of the American State Department. In the case of COSMOS 1402-C, the estimated values accorded with the published ones but, in the case of COSMOS 1402-A, the decay time and the approximated position differed respectively one minute and two degrees in both latitude and longitude from the published ones.

* Yonsei University Observatory Contribution No. 85.

** 이 연구는 과학기술처 특정연구사업 사업비의 지원을 받았음.

요 약

1983년 초 세 부분—COSMOS 1402-A, B, C—으로 분리되어 추락한 소련 위성 COSMOS 1402호의 낙하를 추정하기 위한 알뜰이즘을 개발하였다. 이 인공위성의 궤도에 영향을 미치는 섭동력으로는 지구의 비대칭 중력포텐셜과 지구의 대기 저항에 의한 섭동력이 고려되었고, 고도에 따른 지구의 대기 밀도를 구하기 위해 표준대기모형을 만들었다. COSMOS 1402호의 낙하시 NASA GSFC가 보내온 궤도요소 자료를 이용하여 COSMOS 1402-A와 C의 낙하시각과 낙하지점을 추정하고, 미국우성의 발표와 비교해 보았다. COSMOS 1402-C의 경우 모두 잘 일치함을 보이나 COSMOS 1402-A의 경우 낙하시각이 1분, 낙하지점은 경위도 각각 2도씩의 오차를 보였다.

I. 서 론

지구 주위를 돌고 있는 인공위성은 연료의 유한성으로 인해 일정한 수명을 가지게 된다. 그리고 수명이 끝난 인공위성은 일반적으로 800km 이상의 고도로 재발사하여 위성에 탑재된 핵물질의 수명이 다할 때까지 우주공간에 두거나 우주왕복선으로 회수한다. 그러나 연료의 소모와 무관하게 인공위성의 기능이 정지되거나 지상으로부터의 명령이 전달되지 않아 조정이 불가능할 때에는 인공위성의 궤도에 영향을 미치는 여러 가지 섭동력으로 인해 더 이상 일정한 궤도를 유지하지 못하고 지상에 추락하거나 대기권 진입시 연소되어 소실된다. 이러한 경우에 대한 인공위성의 체공시간에 관한 연구가 Garfinkel(1958)과 Westermann(1963) 등에 의해 이루어졌으며, 궤도의 변화에 대한 연구가 여러 학자들에 의해 수행되었다. 특히 Chakravarty(1980)는 각 궤도요소의 변화를 해석적으로 설명했다.

인공위성이 우주공간에 머물 수 있는 체공시간을 늘리기 위해 소련에서는 대부분의 저고도 위성에 핵연료를 사용하고 있다. 그러므로 이러한 인공위성이 지상에 추락하였을 때, 방사능에 대한 피해를 줄이기 위하여 인공위성의 낙하를 추정하는 것은 중요하다. COSMOS 1402호 역시 핵연료를 사용한 인공위성으로 1982년 8월 30일에 발사되어 같은 해 12월 28일 COSMOS 1402-A(위성동체)와 COSMOS 1402-C(원자로) 등 세 부분으로 분리되어 원래 궤도를 벗어나 낙하하기 시작하였다. 그 중 COSMOS 1402-B는 낙하 직후 소멸되었다. 미국우성은 처음 발견할 당시 이 인공위성의 고도가 약 250km이고, 궤도 평면은 지구 적도에 대해 약 65°의 기울기를 가지고 하루에 지구 주위를 16회 정도 돌고 있다고 추측하였다.

ESTIMATION OF ORBITAL DECAY

COSMOS 1402호의 궤도에 영향을 미치는 주요한 섭동력은 지구의 비대칭 중력포텐셜에 의한 섭동력과 지구의 대기 저항에 의한 섭동력이다. 이는 일반적인 인공위성의 중요 섭동력인 삼체(태양, 달, 행성 등)의 인력에 의한 섭동력이 Wertz(1978)에 의해 약 700km 이하에서 무시될 수 있다고 하였으며, 태양 복사압에 의한 섭동력은 Westermann(1963)이 300km 이하에서 대기 저항에 의한 섭동력의 1/10 정도로 무시할 수 있다고 하였기 때문이다.

여기에서는 1983년 초 낙하한 소련위성 COSMOS 1402호의 낙하를 추정하기 위한 알골리즘을 개발하였다. 이 인공위성의 낙하시 입수된 궤도요소 자료를 이용하여 COSMOS 1402-A(위성동체)와 COSMOS 1402-C(원자로)에 대한 낙하시각과 낙하지점을 예측해 보고 결과를 미국무성의 발표와 비교해 보았다.

II. COSMOS 1402호의 궤도에 영향을 미치는 섭동력

섭동력은 지구의 비대칭 중력포텐셜과 대기 저항을 사용하였다. 지구의 대기 저항에 의한 섭동력은 고도 100km 이하에서 가장 중요한 섭동력으로 작용한다. 이 섭동력은 Stern(1960)에 의해

$$F_D = -1/2 C_D A \rho V^2$$

으로 표시된다. 여기서 C_D 는 단위가 없는 저항 상수이며, A 는 인공위성이 대기를 통과할 때 저항을 받는 부분의 평균 단면적이다. ρ 는 인공위성이 위치하고 있는 지점의 대기 밀도이며, V 는 대기 속도에 대한 인공위성의 상대속도이다. 이 때 $C_D A/m$ 을 ballistic coefficient(이하 B 로 약함)로 정의한다. 이 가변 상수는 인공위성의 고유 특성에 의존하며, 대기 저항을 극복하기 위한 인공위성의 용량을 측정하는 값으로 전형적인 인공위성에서는 0.04-0.01m²/kg이다(Wertz 1978). 이러한 대기 저항에 의한 섭동의 가장 중요한 역할은 궤도요소인 장반경과 이심률을 감소시키고 대기의 자전으로 인하여 궤도 기울기에 영년 변화와 승교점 경도, 근지점 인수에 장주기 섭동을 일으키는 것이다(Izsak 1961). 이런 효과에 대한 해석적인 계산이 Segan(1988)과 Iupp(1976)에 의해 이루어졌다.

III. COSMOS 1402호의 낙하 예측 알골리즘

COSMOS 1402호의 낙하시 궤도를 결정하고 예보하기 위하여 인공위성의 궤도에 영향을 미치는 모든 섭동가속도의 합을 직접 수치적으로 적분하는 Cowell 방법을 사용하였다. Co-

well 방법은 Encke 방법에 비해 속도가 느리고 오차가 누적되어 장기예보에 부적당한 단점이 있다. 그러나 모든 섭동가속도를 하나의 운동방정식으로 표현할 수 있고, Encke와 같이 기준 좌표계를 잡아주지 않아도 되므로 간편하다. 이 때 수치적분 방법으로는 비교적 작은 오차를 가지는 4th order Runge-Kutta 방법을 사용하였으며, 이 때 상수는 Runge-Kutta-Fehlberg 상수를 이용하였다(Rabbin 1979).

Cowell 방법에 의해 궤도를 결정하고 예보하기 위하여 먼저 궤도에 영향을 미치는 각 섭동 가속도를 구해야 한다. 지구의 비대칭 중력포텐셜에 의한 섭동가속도는 김천휘 등(1988)에 잘 나타나 있으며, 지구의 대기 저항에 의한 섭동가속도를 구하기 위해서는 지구의 대기 밀도와 B를 알아야 한다.

그러므로 시각과 위치에 따른 지구의 대기 밀도를 결정하는 것은 인공위성의 궤도를 더 정확하게 예보할 수 있게 해 준다. 지구의 대기 밀도를 구할 수 있는 대기 모델은 Harris-Priester 모델이나 Jacchia-Roberts 모델 등 여러 가지가 있으며 김천휘 등(1989)이 이러한 대기 모델을 자세하게 설명하였다. 여기에서는 컴퓨터 알뜰이즘이 간단하고 비교적 효율적인 표준 대기모델을 만들었다. 표준대기모델은 U.S. 표준대기모델(1976)의 고도에 따른 밀도 데이터를 이용하여 기하학적 고도 0km에서 1,000km까지 각 고도에 따른 밀도값을 구할 수 있도록 모델화한 것이다. 표준대기모델의 밀도는 대체적으로 고도에 따라 지수함수적으로 감소함을 알 수 있다.

인공위성의 고유특성인 B는 일반적인 위성에서는 알려진 값이나 COSMOS 1402호는 첩보 위성이므로 인공위성의 고유특성에 대해 잘 알려져 있지 않을 뿐만 아니라, 위성동체와 원자로 등 세 부분으로 분리됨으로 각각의 B를 정확하게 알 수 없다. B값은 이미 발표된 낙하시각을 이용하여 반복계산을 통해 최적의 B를 구한다. 구해진 최적의 값으로 B가 가정되고 표준대기모델에 의해 대기 밀도가 결정되면 대기 저항에 의한 섭동가속도가 계산된다.

COSMOS 1402호의 궤도를 결정하기 위하여 궤도요소 자료로부터 초기의 위치와 속도가 계산되고 섭동가속도의 합을 적분하여 궤도를 예보한다. 낙하시각과 낙하지점을 예측하기 위하여 고도 50km까지 수치적분을 한다. 여기서 고도를 50km로 정한 것은, 일반적으로 이 고도 이하에서는 지구 대기에 의한 연소가 일어날 수 있으며, 이 고도에서부터 지상까지 거의 자유낙하를 한다고 생각할 수 있어 낙하시각이나 낙하지점에 크게 영향을 미치지 않기 때문이다.

ESTIMATION OF ORBITAL DECAY

IV. COSMOS 1402호의 낙하 추정

1. 자료 분석

COSMOS 1402호의 낙하 추정에 사용된 자료는 이 인공위성이 추락한 1983년 초 미국항공우주국(NASA)의 산하기관인 GSFC(Goddard Space Flight Center)에서 텔렉스를 통해 보내온 계산된 궤도요소자료이다(최규홍 1988). 이 자료는 일반적으로 Two line element라고 불리는 인공위성의 궤도 정보이다. 이 궤도요소 자료에는 6개의 궤도요소 중 장반경을 제외한 5개의 궤도요소와 1일 평균 공전횟수(n), 그리고 평균 공전횟수의 시간변화율, 발사 후 총 공전횟수 등이 실려 있다. GSFC에서 위성동체에 대해 1983년 1월 16일에서 1월 24일까지 13개와 원자료에 대해 1983년 1월 16일에서 2월 7일까지 41개의 자료를 받았다. 이 자료의 궤도요소를 접음궤도요소라고 가정하여 인공위성의 초기 위치와 속도를 구하였으며, 낙하시각과 낙하지점은 미국무성이 발표한 자료를 근거로 계산 결과와 비교하였다.

2. Ballistic Coefficient 추정

COSMOS 1402호와 같은 저고도 인공위성에서는 B가 중요한 역할을 하며, B의 추정이 낙하시각과 낙하지점을 예측하는 데 있어서 일차적인 문제가 된다. COSMOS 1402호가 낙하하면서 위성동체와 원자로 부분으로 나누어졌으므로 이 두 부분에 대한 B값을 각각 구하여야 한다. 또한, B값은 저항 상수 C_D 와 질량, 그리고 대기에 접하는 평균단면적, 즉 인공위성의 모양에 따라 변하므로 시간에 따라 변하는 값을 갖는다. 표 1은 마지막 궤도요소 자료의 시

표 1. COSMOS 1402호의 B coefficient 추정

		B*	2.0	2.6	2.9	3.0	3.05
COSMOS 1402 위성동체	시각(KST)**		8:50	7:23	7:23	7:23	7:22
	고도(km)		90	103	88	70	47
	B*	1.5	1.6	1.7	1.74	1.75	
COSMOS 1402 원자로	시각(KST)***		20:17	20:07	20:07	20:07	20:08
	고도(km)		106	100	85	62	42

* B의 단위는 $10^{-9} \text{km}^2/\text{kg}$ 이다.

** 한국 표준 시간으로 1983년 1월 24일 기준이다.

*** 한국 표준 시간으로 1983년 2월 7일 기준이다.

각에서 낙하할 때까지 B값을 추정해 본 결과이며, 위성동체와 원자로에 대해 각각 위성동체는 $3.05 \times 10^{-9} \text{km}^2/\text{kg}$, 원자로는 $1.75 \times 10^{-9} \text{km}^2/\text{kg}$ 이 가장 적절한 값으로 결정되었다.

3. 낙하지점과 낙하시각 예측

COSMOS 1402호의 낙하지점과 낙하시각을 예측하기 위하여 적분 간격을 주기/200, 주기/90, 주기/50을 사용하여 계산하였다. 적분 간격은 대기 저항 효과가 큰 100km 이하에서 더 중요한 역할을 하며 적분간격이 작을수록 더 정확한 결과를 얻을 수 있었다. 또한, 실제 낙하시각에 가까운 관측자료를 이용할수록 더 정확한 낙하지점을 알 수 있었다.

그림 1과 그림 2는 COSMOS 1402호의 위성동체와 원자로에 대한 낙하시의 궤도와 낙하지점을 추정해 본 것이다. 사용된 궤도요소자료는 위성동체와 원자로의 실제 낙하시각의 약 4시간과 6시간 전 자료이고, 이 때 B는 위성동체는 $3.05 \times 10^{-9} \text{km}^2/\text{kg}$, 원자로는 $1.75 \times 10^{-9} \text{km}^2/\text{kg}$ 이다. 이 궤도요소자료로 계산된 낙하시각과 낙하지점을 표 2에 미국무성이 발표한 실제 낙하시각과 낙하지점과 비교하였다. 이 때의 고도는 40~50km 정도로 대기권 진입시 연소될 수 있는 고도라고 볼 수 있으며 지상까지 거의 자유 낙하를 한다.

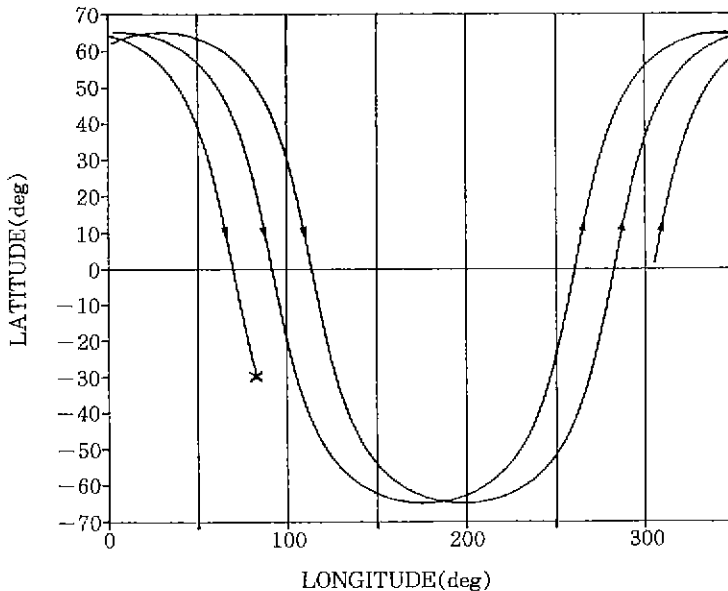


그림 1. COSMOS 1402호 위성동체의 낙하 경로. 1983년 1월 24일 3시 37분(한국 표준 시각) 궤도요소자료로부터 예측된 진행 경로이며 x로 표시된 예측 낙하지점은 동경 82도, 남위 27도이다.

ESTIMATION OF ORBITAL DECAY

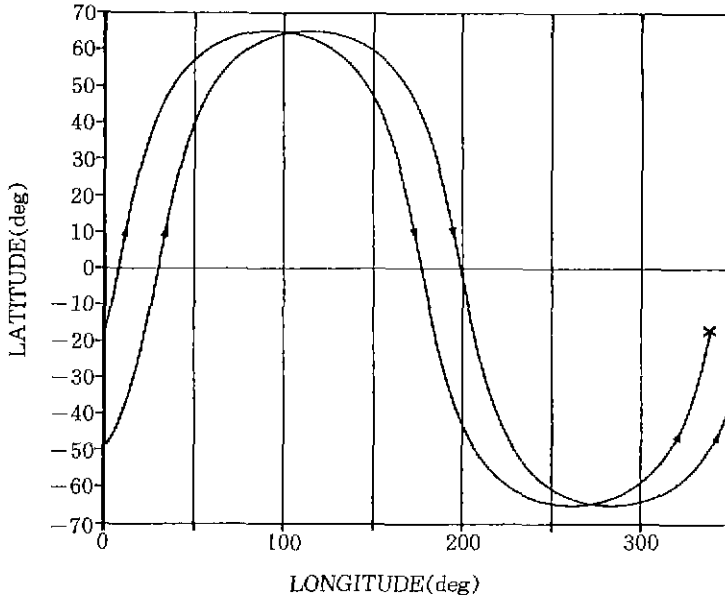


그림 2. COSMOS 1402호 원자로의 낙하 경로. 1983년 2월 7일 14시 25분(한국 표준 시각) 궤도요소자료로부터 예측된 진행 경로이며 x로 표시된 예측 낙하지점은 서경 22도, 남위 19도이다.

표 2. 낙하 예측치와 미국무성 발표와의 비교

	COSMOS 1402 위성 동체		COSMOS 1402 원자로	
	예측치	미국무성	예측치	미국무성
낙하시각	07시 22분	07시 21분	20시 08분	20시 직후
낙하지점	동경 82도	동경 84도	서경 22도	서경 22도
	남위 27도	남위 25도	남위 19도	남위 19도

IV. 검토와 결론

COSMOS 1402호의 낙하 추정은 B의 추정과 낙하시각과 낙하지점의 예측으로 나누어 생각해 볼 수 있다. 먼저 B의 추정은 이 연구에서는 발표된 낙하시각을 근거로 위성 동체와 원자로에 대해 각각 추정하였으나 일반적인 인공위성에서는 알려진 값으로 B의 추정이 생략될 수 있다. 또한, 여기에서는 낙하된 인공위성의 낙하시각을 이용하여 B를 추정하였지만 실제 낙하하는 동안의 B를 구하는 방법이 Park *et al.*(1990)에 의해 이루어졌다.

인공위성의 낙하시각은 원자로와 위성동체의 경우 모두 발표된 시각과 잘 일치되는 것으로 보인다. 위성동체의 경우 1분 정도가 차이가 나지만 각 나라별로 발표된 낙하시각의 차이가 몇 십분의 단위이므로 문제가 없는 것으로 보인다. 그러나 낙하지점의 경우, 특히 위성동체가 경위도 모두 2도 정도의 차이를 보여 주고 있는데, 이는 B의 추정에 대한 오차와 B값이 크므로 인해 낙하시각에서 지상까지 추락하는 동안의 시간이 짧아 낙하시 큰 변화를 보이기 때문인 것으로 보인다. 그러므로 낙하시각과 낙하지점은 B가 작을수록 더 좋은 결과를 얻을 수 있다고 하겠다.

그리고 이 연구에서는 GSFC의 궤도요소 자료를 접용궤도요소라고 가정하고 계산하였으나, 더 정확한 궤도 낙하의 추정을 위해서는 낙하시 실제 관측자료를 가지고 궤도를 결정하고 예보하는 것이 좋을 것이다. 또한, B의 더 정확한 값을 구하는 방법도 모색되어야 할 것이다.

Reference

- 김천휘·최규홍·안영숙·신종섭·박필호·이병선·박상영·홍일희·박재우·이정숙·최윤정, 1988, 인공위성 궤도의 추적과 예보의 기술개발에 관한 연구(II), 과학기술처 N8713, pp.17-22.
- 김천휘·최규홍·안영숙·신종섭·박필호·박재우·이병선·이정숙·홍일희·문인상·박종욱, 1989, 인공위성 궤도의 추적과 예보의 기술개발에 관한 연구(III), 과학기술처 N8813, pp.5-30.
- 최규홍, 1988, 개인 서신.
- Chakravarty, A. J. M. 1980, *J. Guidance and Control*, **3**, 592.
- Garfinkel, B. 1958, *Astron. J.*, **63**, 422.
- Izsak, I. G. 1961, *Astron. J.*, **66**, 129.
- Jupp, A. H. 1976, *Cel. Mech.*, **14**, 335.
- Park, J. W., Park, P. H., and Kim C. H. 1990, In preparation.
- Rabbin, C. 1979, *CSC/TM-79/6000*.
- Segan, S. 1988, *Cel. Mech.*, **41**, 381.
- Sterne, T. E. 1960, *An Introduction to Celestial Mechanics*(Interscience Publ. Inc.: New York), pp. 140-142.
- U.S Standard Atmosphere*, 1976, NOAA-S/T76-1562(U.S Government Printing Office: Washington).
- Wertz, J. R. 1978, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, ed., Wertz, J. R.(D. Reidel Publ. Co.: Boston), pp. 62-65.
- Westermann, H. R. 1963, *Astron. J.*, **68**, 385.