

한반도 지역의 효율적인 관측을 위한 최적의 위성군 설계

김남균, 박상영[†], 김영록, 최규홍
연세대학교 천문우주학과 우주비행제어 연구실

Optimal Design of Satellite Constellation Korean Peninsula Regions

Nam-Kyun Kim, Sang-Young Park[†], Young-Rok Kim, and Kyu-Hong Choi
Astrodynamics & Control Lab, Dept. of Astronomy, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea
E-mail: spark@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received February 21, 2008; Accepted March 28, 2008)

요 약

최근 들어 소형의 저궤도 위성들을 이용해서 특정 지역을 관측하기 위한 위성군의 궤도를 설계하는 것의 중요성이 점점 부각되고 있다. 일반적으로 많이 사용하는 Walker 위성군 설계 방법은 전 지구영역 관측에는 적당하지만 부분적인 지역 관측에는 효율성이 떨어진다. 이 논문에서는 한반도를 효율적으로 관측하기 위한 최적의 위성군 궤도 설계 방법을 연구하였다. 이를 위해 원궤도 중 지표면 반복궤도를 이용하여 위성군을 이루고 있는 위성들의 궤도요소를 직접 조절하는 방법을 사용하였다. 관측 목표 지역에 대해 최소한의 위성을 이용하여 관측 공백시간을 최소화하고 관측시간은 최대화하는 궤도요소를 산출하여 위성군 궤도를 설계하였다. 위성군 설계 결과, 저궤도 위성을 이용하였을 경우, 관측 가능한 최소 고도각을 12도로 가정하였을 때 한반도 지역의 관측을 효율적(관측 공백시간은 1시간 이내로 하면서 최대의 관측시간을 보장)으로 하려면 최소한 4대의 위성이 필요하다는 결과를 얻었다. 그리고 이 연구에서 제시된 방법이 Walker 방법보다 더 효율적이라는 것을 확인하였다. 이 연구를 통해서 개발된 알고리즘은 향후 우리나라가 실제로 위성군을 운영하고자 할 때 사전 임무 설계를 위하여 사용될 수 있다.

Abstract

Designing satellite constellations providing partial coverage of certain regions becomes more important as small low-altitude satellites receives an increasing attention due to its cost-effectiveness analysis. Generally, Walker's method is a standard constellation method for global coverage but not effective for partial coverage. The purpose of this study is to design optimal constellation of satellites for effective observation in Korean peninsula regions. In this study, a new constellation design method is presented for partial coverage, using direct control of satellites' orbital elements. And also, a ground repeating circular orbit is considered for each satellite's orbit with the Earth oblateness effect. As the results, at least four satellites are required to observe the Korean peninsula regions effectively when minimum elevation angle is assumed as 12 degrees. The results from new method are better than those from

[†]corresponding author

the best Walker method. The proposed algorithm will be useful to design satellite constellation missions of Korea in future.

Keywords: satellite constellation, partial coverage, optimization

1. 서 론

정찰위성은 제작에 고비용이 들 뿐만 아니라 각종 첨단기술의 집합체이기 때문에 세계적으로 미국 및 유럽 등 선진국에서 주로 운용하고 있으며 최근 일본을 비롯한 중국, 러시아 등 한반도 주변국들도 앞다투어 개발 및 발사에 경쟁적으로 나서고 있다(윤형노 2003). 일본은 정찰위성 4대를 함께 운용하여 지상의 어느 지점이라도 하루 1차례 이상 감시할 수 있는 체제를 갖출 예정이고, 중국도 2010년까지 4기의 레이더 정찰위성과 4대의 광학 정찰위성을 함께 운용할 계획에 있다. 하지만 우리나라는 아직 독자적인 군사 정찰위성이 없으며 민간의 지구관측위성을 임차하여 영상신호를 수신하거나 위성영상자료를 구매하여 사용하고 있는 실정이다. 한국군은 장래에 정찰위성을 획득하고자 하지만 주변국 및 선진국의 견제 혹은 기술이전 제한 등으로 인하여 상당히 어려움을 겪을 것으로 예상된다. 동북아시아의 열강들 속에서 정보균형을 이루기 위해서는 우리나라도 정찰위성 뿐만 아니라 이를 이용한 위성군을 운용해야 할 필요성이 매우 높다.

기존에 위성군을 이용하여 임무를 수행할 때에는 정지궤도 위성을 많이 사용했었다. 저궤도 위성은 목표 지역에 대한 임무수행 시 한 대의 위성이 관측할 수 있는 지상범위가 작고 지속적인 궤도유지를 위해 높은 각속도가 요구되지만, 정지궤도 위성은 지구의 자전속도와 동일한 각속도로 이동하기 때문에 임무수행 시 넓은 지역이라고 하더라도 임무 지역이 바뀌지 않는 장점이 있다. 그러나 최근에는 광학/레이더 영상획득이나 통신 시스템을 이용할 경우의 저궤도 위성군을 이용하는 연구가 활발하다. 영상획득의 경우 고도에 따른 해상도 차이가 매우 크고, 레이더 영상이나 통신 서비스 시 광대역밴드(broadband applications)를 이용할 경우 낮은 지연 통신(low-latency communications)이 중요한 요소가 되기 때문에 저궤도 위성군이 정지궤도 위성보다 유리하다. 또한 저궤도 위성군은 좁은 빔 주파수를 이용하여 목표 지역을 통과하는 주파수를 재이용할 수 있기 때문에 시스템 수용능력에서도 유리하다. 이 연구에서는 합성 개구면 레이더(SAR) 영상을 획득하기 위한 관측/정찰 위성군의 궤도 설계를 위해 저궤도 위성군의 궤도를 설계하고자 한다.

위성군 궤도 배치(constellation)라 함은 동일한 목적을 수행하기 위해 두 대 이상의 위성을 배치하여 운용하는 것을 말한다. 위성군 궤도 배치는 Easton & Brescia(1969)의 ‘지구 전체범위를 지속적으로 관측하기 위해서는 몇 대의 위성이 필요한가?’라는 의문으로부터 시작되어 현재까지 활발히 연구가 진행되어 왔다. 연구의 우선적인 목표는 우주를 이용한 효율적인 통신 시스템의 구성이었으나, 최근에는 각종 영상획득, 통신, 신호 등에 이르기까지 군사적 목적에 부합되는 여러 분야에도 적용되고 있다. 초창기 연구 시 지구 전체범위를 관측하기 위한 두 가지 방법이 제시되었다. 첫 번째는 같은 궤도경사각의 몇 개의 원궤도로 구성된 위성군을 배치하는 “Walker 위성 배치(Walker constellation)” 방법이다(Walker 1977). 이 방법은 일명 T/P/F 방법이라고도 하는데 위성의 대수(T), 위성평면의 개수(P), 위성간의 위상차 변수(F)의 3가지 변수를 이용하여 위도 20 ~ 60도 범위에서 효과적인 위성군을 설계할 수 있기 때문에 현재까지 많이 이용되고 있다. 두 번째는 원궤도 중 극궤도를 이용하여

최적화하는 “SOC(Streets Of Coverage)방법”이다(Adams & Rider 1987). 이후에 Adams는 Lang과 함께 이 두 가지 방법을 관측범위의 중첩도(multiplicity n), 관측범위 요구사항, 발사체의 특성 또는 연료 절감성 등에 있어서 어떤 방법이 더 유용한지를 비교하였다(Adams & Lang 1998). 부분적인 지역을 관측하기 위한 방법도 활발히 연구되고 있는데 타원궤도를 포함한 다양한 형태의 궤도를 이용한 위성군 배치방법이 제시되었다. Hanson et al.(1992)은 궤도요소를 조절하여 각 위도별 최적의 위성 배치를 연구하였고 Williams et al.(2001)은 유전자 알고리즘(genetic algorithms)을 이용하여 부분적인 지역을 관측하기 위한 최적화 방법을 연구하였다. Wertz(2001)는 위성의 자세제어를 포함하여 위성군의 궤도 설계 방법을 종합하였으며, Ahn & Spencer(2002)는 위성군을 이용한 편대비행시의 재배치를, Scialom(2003)은 극궤도를 이용하여 부분적인 지역을 관측할 때 위성의 재배치를 연구하는 등 위성군의 재배치에 관한 연구도 진행되고 있다.

이 논문의 연구의 목적은 향후 우리나라에서 위성군을 운용할 경우 한반도 지역을 중심으로 한 동북아시아 지역에서의 효율적인 위성군의 궤도를 설계하는 것으로, 지구 관측위성 특히 레이더 영상정보를 획득할 수 있는 관측/정찰 위성군의 궤도를 이용하여 목표 지역에 대한 관측 공백시간을 최소화하고 관측시간 및 관측 성공률을 최대화하는데 중점을 두었다. 기존에 사용되었던 가장 보편적인 위성군의 궤도 설계 방법인 Walker 방법은 위성대수(T), 위성평면의 개수(P), 위상차 변수(F)의 3가지 변수만 사용하기 때문에 전 지구영역 관측에는 효율적이거나 부분적인 지역 관측에는 궤도요소를 조절하여 최적의 궤도를 결정하기가 어렵다. 이를 위해 이 연구에서는 Hanson et al.(1992)의 연구를 기초로 하여 각 위성군에 포함된 위성들의 궤도요소들을 직접 조절하여 한반도를 중심으로 한 동북아시아 지역에 대한 최적의 위성군 궤도를 결정하였다. 최소의 비용으로 원하고자 하는 임무를 수행하기 위해서는 위성군을 구성하고 있는 위성들을 적절하게 배치하여 필요로 하는 시간에 정보를 획득할 수 있어야 한다. 때문에 위성군 궤도를 설계하는 데 있어서 가장 중점을 둔 것은 위성군 궤도 배치의 경제성, 정보획득의 적시성이다. 그러기 위해서는 관측 공백시간이 최소화 되어야 함과 동시에 최대의 관측시간(coverage time)이 보장되어야 한다. 경제성을 고려해서 위성의 수를 최소화하는데 가장 중점을 두고, 다음으로 필요한 정보를 필요한 시기에 받을 수 있게 하기 위해 관측 공백시간의 최소화에 중점을 두었다. 그리고 공백시간이 짧다고 하더라도 목표 지역을 전부 관측할 수 없고 관측시간이 짧다면 효과가 없기 때문에 관측 공백시간 뿐 아니라 총 관측시간과 관측 임무 성공률, 이 세 가지 궤도결정 기준을 적용시켜서 관측 공백시간이 최소화 되고 관측시간 및 임무 성공률이 가장 좋은 결과를 얻고자 하였다. 이 때 관측 공백시간의 기준은 최대 한 시간이며, 관측 임무 성공률은 한반도 지역을 중심으로 전체 평균 및 1회 관측 시 모두 90% 이상의 성공률을 기준으로 하였다. 산출된 결과값을 Walker 방법의 결과와 비교하여 효율성을 제고하였으며, 해당 위성들의 궤도 예측(orbit propagation)을 하기 위해서 지구의 J_2 섭동항을 고려하였다.

이 연구에서 산출된 결과는 향후 우리나라에서 우주임무에 필요한 위성군을 어떻게 설계할 것인가에 대한 기초자료로 활용될 수 있다. 이 논문의 구성은 다음과 같다. 2장은 기존의 Walker 방법에 의한 위성군 궤도 설계를, 3장은 이 연구에서 개발한 최적 위성군 궤도 설계를, 4장은 결과를, 마지막 5장에서는 논문의 결론을 언급했다.

2. Walker 방법에 의한 위성군 궤도 설계

Walker 위성군 궤도 설계 방법은 동일한 고도와 궤도경사각을 가진 몇 개의 원궤도를 이용하여 위성군의 궤도를 설계하는 방법이다(Walker 1977). 그는 5대의 위성을 이용하여 지구 전 표면을 관측할 수 있다는 결론을 얻었다. Walker 위성 배치 방법은 전 지구 영역을 관측하는데 보편적인 방법으로 사용되어 왔으며 Draim(1985)이 타원궤도를 이용하여 4대의 위성으로 전 지구 영역을 관측하는 방법으로 발전시켰으나, 통상적으로 Walker 방법은 규정되어진 원궤도를 이용하는 방법으로 광범위하게 연구되고 있다. Walker는 궤도에 기호를 붙여서 사용하였는데 이 방법은 궤도 설계 시 보편적으로 사용되고 있으며 위성군 설계 시 시작지점을 표시하는 데도 종종 사용된다. 그는 위성의 총 수를 t 로, 궤도평면의 수를 p 로, 각 궤도평면에 배치된 위성의 수를 s 로 표기하였다. 모든 궤도평면은 지구 적도평면에 대해 같은 궤도경사각을 가지고 있으며 궤도평면이 적도평면과 만나는 승교점은 $360^\circ/p$ 로 일정한 간격을 가지고 분포되어 있다. 또한 같은 궤도평면 내에 배치된 위성은 $360^\circ/s$ 로 일정하게 분포되어 있다. 주요 요소인 근접한 궤도평면에 배치된 위성간의 상대적 위상차($\Delta\phi$)는 승교점에 배치된 위성의 진행방향으로부터 동쪽방향 궤도평면의 가장 근접한 위성이 승교점에 이르는 시간차로 나타낸다. 모든 궤도평면은 각각 서로 같은 구조를 가지고 있으며 위상차($\Delta\phi$)는 변수 f 로 나타내며 $360^\circ/t$ 로 구한다. f 값의 범위는 반드시 $0 \sim (p-1)$ 의 범위 내에 있어야 한다. 이러한 제한조건으로 인하여 위성의 궤도는 다른 위성궤도와 서로 동일한 관계를 유지하게 된다(Wertz & Larson 1999). Walker 방법은 위성군 궤도 설계에 유용한 방법이긴 하지만 주어진 임무에 필요한 특성을 모두 나타낼 수는 없으며 궤도에 대한 적절한 선택권이 없다. Walker는 최소의 수로 지구영역을 관측하는 데에만 주력하였기 때문에 어떠한 특정한 목적의 프로그램에는 적용되지 않을 수도 있다(Hanson & Linden 1989). 예를 들어, 극점이나 중위도 지역 또는 적도 지역과 같은 지역에 대한 임무 목적이 부분적으로 균등하게 분할된 지구영역을 관측하는 방법으로는 가장 효과적인 방법은 아니다. 이러한 경우에는 다른 위성군 궤도 설계 방법을 고려해야 한다. 만약 목표 지역이 극점을 포함하고 있지 않다면 하나의 궤도평면을 가지는 적도 위성군을 이용할 수도 있다. 또 모든 지역이 적도에서 50° 이내의 지역에 있다면 충분한 고도를 가지는 몇 개의 위성을 적도 지역에 배치함으로써 가장 작은 고도각을 갖는 위성군 배치를 고려해 볼 수도 있다. Wertz & Larson(1999)은 Walker 방법을 사용하지 않는 여러 가지 위성군 배치 방법을 제시하였다.

3. 최적 위성군 궤도 설계

최근의 위성시스템 설계 경향은 고비용, 대형 위성을 운용하는 것이 아니라 같은 비용으로 저비용, 소형 위성 여러 대를 운용함으로써 효과를 최대화 하는 것이다. 그렇기 때문에 위성군의 궤도를 설계하는 것이 점점 중요해지고 있다. 위성군을 운용하기 위해서는 정해진 목적에 부합하는 주요 고려요소들을 설정하고 이를 중심으로 '비용 대 효과' 면에서 최상의 조합을 가지는 위성군 궤도를 설계하는 것이 중요하다. 표 1은 위성군 궤도 설계 시 고려해야 할 주요 요소들을 나타낸 것이다. 위성군 궤도의 형태는 설계 초기에 결정해야 하지만 결정된 궤도 설계에 대한 구조적 검증은 비용문제로 인해서 미리 수행하기 어려운 경우가 많다. 또 설계자는 설계된 궤도에 대한 수치 시뮬레이션만 할 수 있을 뿐 해석적인 방법을 사용하여 정량적인 예측 및 설계를 할 수 없다. 따라서 위성군의 궤도 설계는 사전 계획을 철저히 세우는 것이 중요하다. 또 궤도를 설계하는 동안에도 같은 목적을 수행할

표 1. 위성군 궤도 설계 시 주요 고려요소(Wertz 2001).

주요 요소	효과	선택 기준
설계 우선 변수		
위성의 수	비용과 범위 결정	위성수의 최소화
위성군 설계 형태	위도에 따른 관측범위 결정	최상의 관측범위 선택
최소 고도각	단일위성 궤도를 이용하여 결정	최소한의 비용으로 구성된 탑재체와 위성군 형태
고도	탐색범위, 환경, 발사체, 궤도천이 비용	비용 대 효과비 검토
궤도평면의 수	관측범위의 상승, 하강점	요구관측범위의 최소화
충돌 방지 요소	위성군 내 충돌 방지	궤도평면 교차점에서의 위성간 거리 최대화
그 외의 주요 변수		
경사각	탐색 위도 범위 결정	위도 범위 대 발사체 비용 비교
위성 평면과 위상과의 관계	동일한 범위 결정	각각의 위상옵션에서의 최고의 탐색범위 선택
이심률	복합임무, 비용 대 효과	일반적으로 0, 0이 아닐 때 위성수를 줄일 수 있음
위치보존 박스의 크기	탐색 범위가 겹침, 궤도 교차점	최소한의 크기로 결정
임무종료시 처리	위성 잔여물 제거	

수 있는 다른 대안을 준비하는 것이 복합적으로 이루어져야 한다. 설계된 궤도에 대한 시뮬레이션의 결과는 다양한 목적에 대해 위도별로 비교할 수 있는 설계된 궤도의 결과값으로 표현하는 것이 효과적이다(Wertz 2001).

일반적으로 위성의 평균 관측시간, 관측 공백시간 등을 위도에 따른 함수를 가지고 다양한 위성군 궤도에 따른 결과값을 비교한다. 또한 위성체에 다른 관측장비를 장착하였을 경우 각각의 관측범위와 빔폭을 비교하여 결과값을 비교한다. 통상적으로 위성군 궤도 설계를 하기 위해서는 기준 관측범위 대 위도(Baseline Coverage vs. Latitude), 궤도 진입 및 이탈(Growth and Degradation), 고도 안정화(Existence of Altitude Plateaus)의 세가지 범주를 고려한다.

일반적으로 관측/정찰 위성은 위성 고도가 해상도에 큰 영향을 미치기 때문에 저궤도 위성을 많이 사용한다. 이 연구에서는 위성군의 궤도를 설계할 때 90도 이하의 동일한 궤도경사각과 고도를 갖는 원궤도를 설정하였다. 궤도경사각과 고도를 동일하게 준 이유는 지구의 비대칭 중력장 효과로 인해 위성의 궤도평면이 고정되지 않고 회전을 하며 각각의 위성의 변위가 변하기 때문에, 궤도경사각과 고도가 다를 경우 시간에 따른 관측 지역이 변하기 때문이다. 타원궤도를 사용할 경우, 관측 횟수에 따른 관측시간이 더 길다는 장점을 가질 수 있으나 근지점의 회전을 막기 위해서는 궤도경사각이 63.4도 근방으로 제한된다는 단점을 가지고 있기 때문에 이 연구에서는 적합하지 않다. 원궤도는 크게 지표면 반복궤도(Repeating ground track)와 지표면 비-반복궤도(Non-Repeating ground track)로 구분할 수 있다. 지표면 반복궤도는 지구중력장 섭동에 의한 궤도의 이동을 조절하여 특정한 지역을 주기적으로 반복하여 관측할 수 있게 만든 궤도이다. 이 궤도는 주기의 설정에 의해 반복하여 같은 지역을 관측할 수 있기 때문에 궤도경사각에 따른 고도가 일정하게 정해진다. 따라서 일 변화에 따라 관측 지역이 크게 변하지 않는다는 장점을 가지고 있다. 이 연구에서는 각각의 위성군을 이루는 위성들이 동일한 지역을 동일한 주기를 가지고 관측할 수 있어야 하기 때문에 지표면 반복궤도를 사용하였다. 궤도경사각은 대한민국 외나로도(동경127.30도, 북위 34.26도)의 나로 우주센터에서 발사하였을 경우를 고려하여 40도 이상을 기준으로 하였다.

지구에 의한 섭동은 위성의 근지점 각도 ω , 승교점 적경 Ω , 그리고 평균 근점이각 M 에 영향을 미

쳐서 시간이 지남에 따라 그 영향이 증가하게 된다. 이 지속적인 항들은 짝수의 zonal harmonics 함수로 나타내지고, 특히 J2의 영향을 크게 받는다. 이 연구에서는 Kozai(1959)의 방법을 이용하여 궤도 변화율을 예측하였다. 지표면 반복궤도를 설계하기 위한 기본적인 공식은 식 (1,2)와 같다(Wertz 2001).

$$n = (j/k)(360 - \dot{\Omega}) - (\dot{\omega} + \dot{M}) \quad (1)$$

$$H = \mu^{1/3} \left(\frac{n\pi}{180} \right)^{-2/3} - R_E \quad (2)$$

여기서, n 은 위성의 평균운동, j 는 궤도주기의 정수(integral number of orbit periods), k 는 일자의 정수(integral number of days), H 는 지표면 반복 고도, μ 는 지구의 중력상수, R_E 는 지구 평균 반지름을 의미한다. 식 (1)과 (2)를 사용하면 저궤도 위성 고도 중 하루를 주기로 주어진 지표면을 반복할 수 있는 고도는 크게 500, 800, 1200km 대의 범위에서 가능하며 이 때의 반복주기는 각각 15회, 14회, 13회임을 알 수 있다(Hanson et al. 1992).

다음으로 시뮬레이션 상에서 최적의 위성군 궤도를 결정하기 위해서는 산출된 결과값들을 비교해야 할 판단 기준이 필요하다. 위성군의 효율성을 판단하는 기준으로 다음과 같은 4가지 기준을 설정해보았다(Wertz & Larson 1999). 첫번째, 관측 성공률(Percent Coverage)은 어떠한 지점에서 시뮬레이션 상 한 대나 그 이상의 위성이 관측을 실시할 경우 목표 지역 전체면적에 대한 관측 지역을 퍼센트로 나타낸 것으로, 한 점이나 지역에 대한 관측범위를 나타내는데 유용하나 관측 공백시간에 대한 어떠한 정보도 나타내지는 못한다. 두번째, 최대 관측 공백시간(Maximum Coverage Gap)은 각 지점에서의 관측 공백시간을 계산하여 가장 긴 관측 공백시간을 나타낸다. 전 지구영역의 여러 지점을 관측할 경우에는 평균 최대 관측 공백시간(Mean Maximum Gap)으로 나타낼 수도 있다. 이 기준은 한 점 또는 적은 수의 지점에 대한 결과가 전체 결과에 영향을 미치기 때문에 단순히 관측 공백시간만을 가지고 기준을 설정하기에는 무리가 있다. 세번째, 평균 관측 공백시간(Mean Coverage Gap)은 시뮬레이션 상에서 목표지점에 대한 관측이 중단되는 시간의 평균이다. 공백상태를 계산하기 위해서는 각 지점에 대한 세가지 사항을 고려해야한다. 하나는 궤도상에서의 공백의 횟수이고 두번째는 총 관측 공백시간의 계산이며, 세 번째는 현재 진행되는 공백시간의 길이 계산이다. 마지막으로 총 관측시간(Total Response Time)은 목표지점에서 관측이 시작되는 시간과 종료되는 시간을 계산하여 각각의 관측시간을 계산하고 계산된 각 관측시간의 총합으로 나타낸 것이다. 관측지점에 대한 위성의 관측시간을 계산하기 위해서 위성과 관측지점간의 고도각과 위성의 센서가 가지는 제약조건인 관측 가능 최소 고도각(minimum elevation angle)을 가지고 위성의 운동 시간에 따른 관측 시작 시간과 종료시간, 총 관측시간과 관측 공백시간을 구하였다(Ma & Hsu 1997, Alfano 1993, Lawton 1987).

가장 효율적인 위성군 궤도 설계를 위해서는 최적화 방법을 사용해야하는데, 이 연구에서는 위성군을 운용하여 목표 지역을 관측할 때의 관측 공백시간을 최소화하였다. 최적의 위성군 궤도를 설계하기 위해 위성군의 궤도 변화에 따른 목표 지역에 대한 관측시간을 계산하고 궤도요소와 관측시간 및 관측 공백시간과의 관계를 다중변수 비구속 최소화(multi-variable unconstrained minimization) 방법을 사용하여 최적의 위성군 궤도요소를 구하였다. 최적의 위성군 궤도를 설계하기 위해서는 산출된 각 결과값들이 목적에 부합되는 최적값을 갖도록 궤도요소를 변환시켜서 최적화 시키는 것이 가장 중요하다. 그림 1은 이 연구에서 사용한 궤도요소 최적화 알고리즘이다(김남균 2007). 이 연구

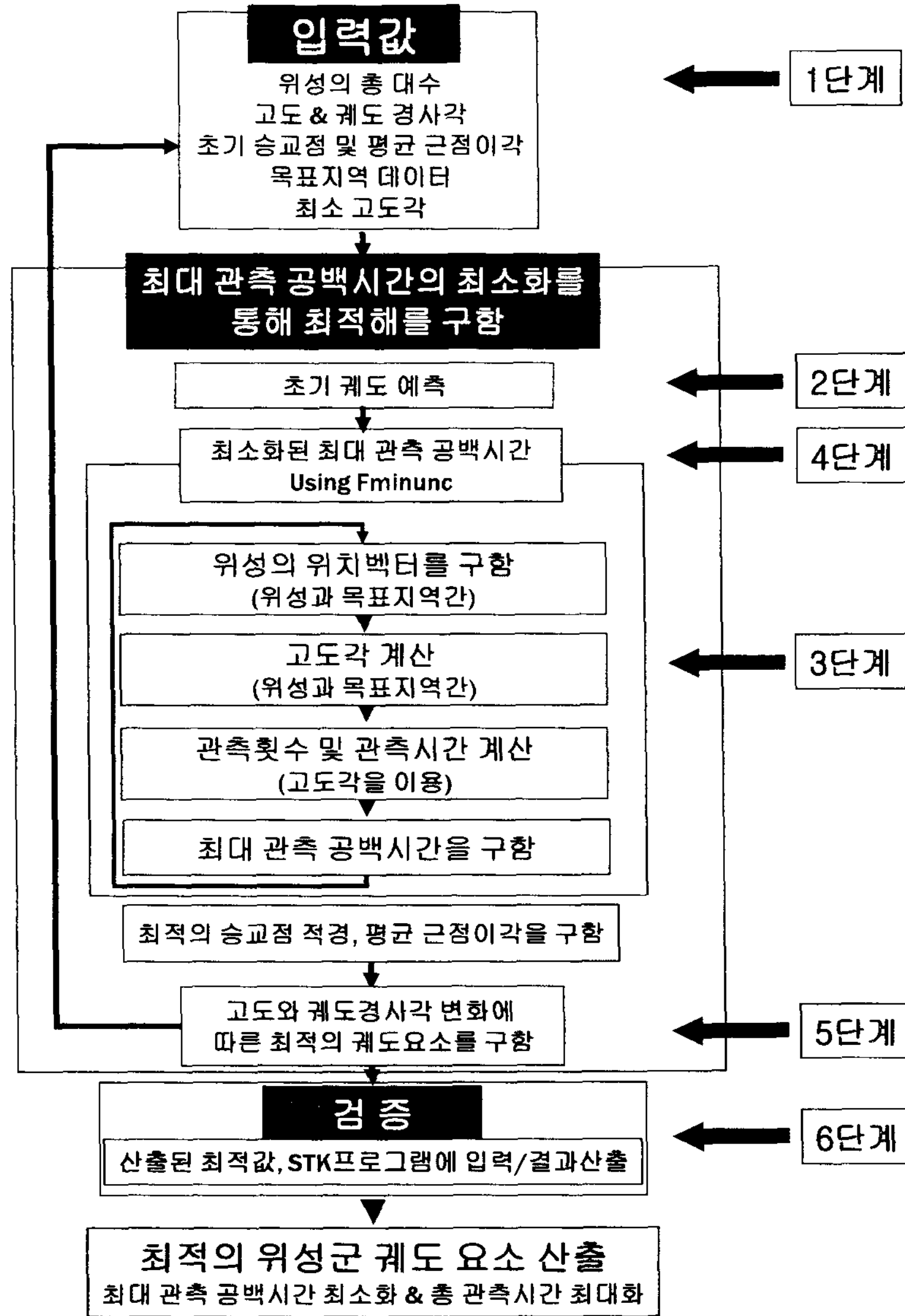


그림 1. 부분 지역 관측을 위한 위성군의 궤도요소 최적화 알고리즘(김남균 2007).

의 알고리즘은 총 6단계로 구성되어 있으며 1 ~ 5단계는 MATLAB을 이용하여 프로그래밍 하였으며 6단계에서는 위성 시뮬레이션 프로그램인 STK 프로그램(<http://www.stk.com>)을 이용하여 검증 및 결과값을 산출하였다.

각 단계를 요약해보면 다음과 같다. 1단계로 위성의 총 수와 지표면 반복궤도가 되는 각 위성들의 고도, 궤도경사각을 입력하고 초기 예측값으로 초기 승교점 적경 및 초기 평균 근점이각을 입력한 후 마지막으로 목표 지역의 좌표, 연구에서 설정하는 최소 고도각을 입력한다. 2단계는 입력된 값으로 Kozai 방법을 사용하여 지표면 반복궤도의 초기 위성 궤도를 예측한다. 3단계는 예측된 궤도 정

보를 이용하여 위성과 목표 지역간의 위성의 상대 위치벡터를 산출하고 관측지점과 위성간의 고도각을 계산한다. 계산된 고도각을 이용하여 관측시간 계산 알고리즘을 이용하여 관측 횟수 및 관측시간을 계산하고 산출된 데이터를 이용하여 관측 공백시간을 구한다. 4단계는 MATLAB Optimization Toolbox의 다중변수 비구속 최소화를 이용한 최적화 함수인 `fminunc`를 이용하여 승교점 적경(Ω)과 평균 근점이각(M)을 조절하여 최대 관측 공백시간이 최소화될 때까지 3단계를 반복해서 찾는다. 이 함수는 비구속 최적화 방법(unconstrained minimization)중 구배법(gradient method)의 한 형태인 2차 또는 3차 선형탐색 방법을 혼합한 Quasi-Newton 방법을 사용하였다(MathWorks 2003). 여기서 승교점 적경과 평균 근점이각을 조절하는 이유는 연구에 사용된 궤도가 원궤도의 반복궤도이므로 궤도 6요소 중 고도, 이심률, 근지점 각도, 궤도경사각은 일정한 값을 가지기 때문이다. 결과적으로 승교점 적경과 평균 근점이각을 조절하여 궤도 경사각을 갖는 각 위성의 궤도 시작점의 배치를 조절하는 것이다. 이러한 단계를 지나면 처음에 입력한 고도와 궤도경사각의 조합에서의 최대 관측 공백시간이 최소화되는 승교점 적경과 평균 근점이각을 산출할 수 있다. 5단계는 또 다른 고도 및 궤도경사각을 입력하여 1-4단계를 거쳐 각 고도 및 궤도경사각별 최대 관측 공백시간이 최소가 되는 궤도요소를 산출하고 이 산출된 결과값들을 종합한다. 마지막 6단계는 산출된 각 고도 및 궤도경사각별 궤도요소를 STK 프로그램에 입력하여 5단계까지 산출된 결과값과 STK 프로그램의 결과값을 비교하여 검증을 실시하고 위성군 궤도 설계 기준요건인 최대 관측 공백시간이 최소화되고 총 관측시간이 최대화 되는 고도/궤도경사각을 선정하고 이때의 평균 관측 성공률 및 각 관측횟수별 관측 성공률이 90% 이상이 되는 최적의 궤도요소를 산출한다.

4. 결 과

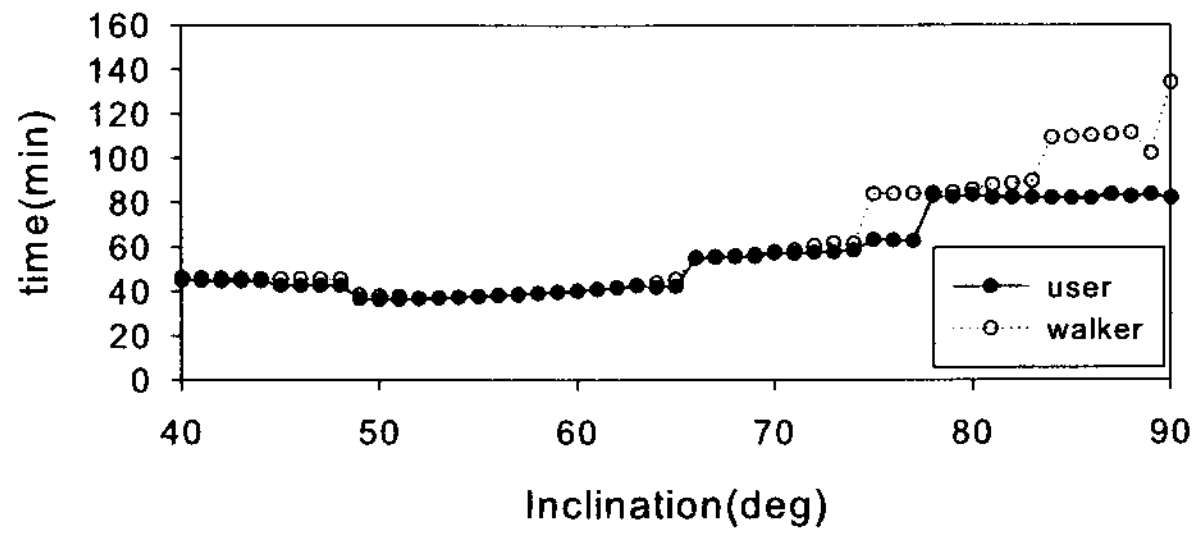
이 연구의 목적은 한반도 지역을 중심으로 한 동북아시아 지역에 대한 효율적인 관측을 위한 최적의 위성군 궤도를 설계하는 것이다. 최적의 위성군 궤도가 되기 위해서는 경제성과 관측 자료의 적시성이 가장 중요하다. 이 연구에서는 위성의 개수를 최소화하고 관측 지역에 대한 관측 공백을 최소화 하는 방법을 이용하여 최적화된 위성군 궤도를 설계하였다. 정찰위성이 많이 이용하는 고도 1,000km 이내의 범위인 500km 대와 800km 대의 궤도경사각별 결과값을 구분하여 최적의 궤도요소를 산출하였으며 이때 궤도경사각은 대한민국 외나로도의 나로 우주센터에서 발사하였을 경우를 가정하여 40도 이상의 궤도경사각만 고려하였다. 한반도 지역을 중심으로 하였을 때 각 위성의 고도에 따른 관측 공백시간이 최소화 되고 관측시간이 최대가 되는 궤도경사각과 고도를 앞 장에서 설명한 시뮬레이션을 통해 산출하였다. 결과값을 비교하여 한반도 지역 관측 시 전 궤도 경사각 범위에서 최대 관측 공백시간과 총 관측시간, 관측 임무 성공률을 종합하여 효율적인 최적의 위성군 궤도를 결정하였다. 결정된 최적의 궤도요소를 관측범위를 확대시켜 동북아시아 지역에 적용하여 그 결과를 확인하였다.

최적의 궤도요소를 산출하기 위해서 먼저 위성 한 대를 이용한 최적의 위성궤도를 설정하고 추가적으로 위성의 개수를 증가시키면서 각 궤도경사각별 최대 관측 공백시간, 총 관측시간, 총 관측횟수를 산출하였다. 산출된 결과값들 중 최대 관측 공백시간과 총 관측시간과의 차이를 산출하여 최고값을 갖는 결과들을 순차적으로 위성궤도 시뮬레이터인 STK 프로그램에 적용시켜 총 관측 성공률 및 각 관측횟수별 관측 성공률이 90% 이상이 되는 최적의 위성군 궤도를 결정하였다. 3장에 제

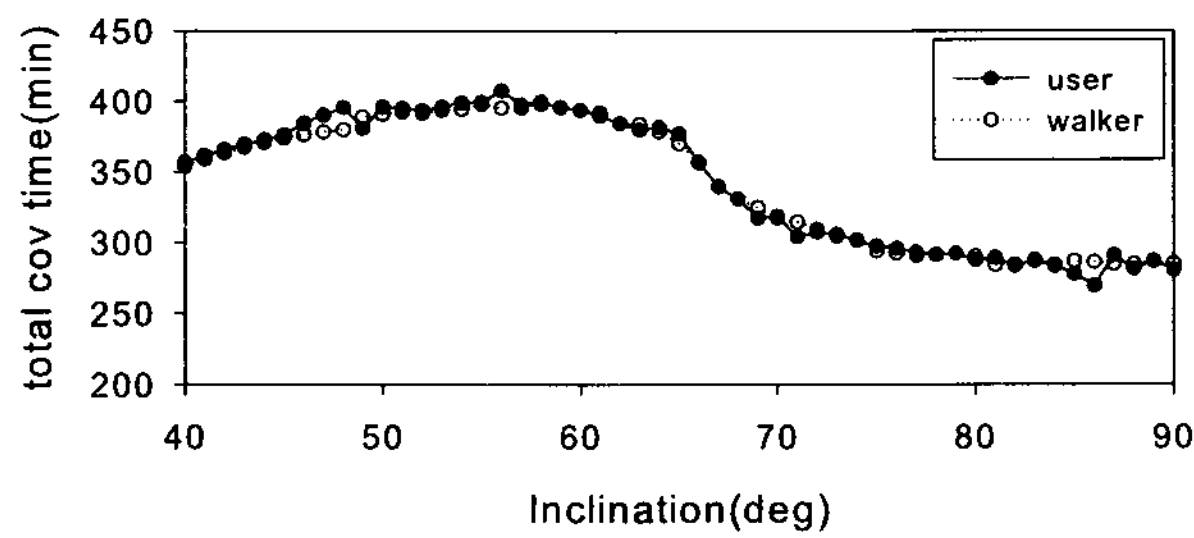
시된 알고리즘으로 산출된 결과값을 동일한 범위의 Walker 위성군 설계 방법의 결과값과 비교하였다. Walker 위성군 설계 방법의 결과값은 이 연구에서 사용한 고도 및 궤도경사각과 동일하게 입력하였으며 각 위성 대수별 가능한 T/P/F조합 즉 위성 2대일 경우 2/1/0, 2/2/0, 2/2/1의 3가지 경우를, 3대일 경우 3/1/0, 3/3/0, 3/3/1, 3/3/2의 4가지 경우, 4대일 경우 4/1/0, 4/2/0, 4/2/1, 4/4/0, 4/4/1, 4/4/2, 4/4/3의 7가지 경우 모두를 입력하여 최대 관측 공백시간과 총 관측시간을 산출하고 최소화된 최대 관측 공백시간을 구하였다. 시뮬레이션 기간은 하루로 하였다. 여기에서는 최대 관측 공백시간과 총 관측시간과의 차이가 가장 좋은 경우의 결과값만 포함하였다. 모든 경우에서 가장 좋은 결과값만을 선정하는 과정은 김남균(2007)에 의해 자세히 기술되어있다.

4.1 한반도 지역 관측을 위한 위성군 설계

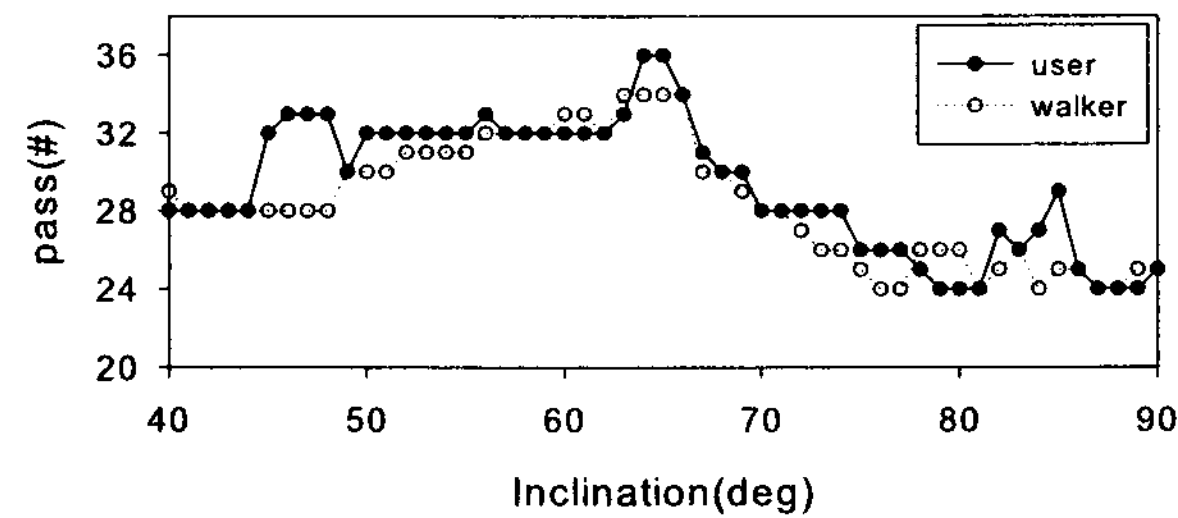
한반도 지역에 대한 위성군 궤도 설계를 위해서 관측 목표 지역을 한반도 중심으로 한 반경 500km 지역으로 설정하였으며 이 지역의 면적은 $780,153\text{km}^2$ 이다. 먼저 위성군 궤도의 고도가 500km 대 일 경우 위성 2대, 3대, 4대를 이용한 설계 결과를 얻을 수 있었지만 위성 4대를 사용할 경우에만 최대 관측 공백시간을 1시간 이내로 하는 최적의 궤도요소를 얻을 수 있었다. 4대의 위성을 이용하였을 경우 산출 결과는 그림 2와 같으며, 점선은 Walker 위성군의 결과이고, 실선은 이 논문의 결과이다. 이 연구에서는 관측 공백시간이 최소화 되고 총 관측시간이 최대화가 되는 궤도를 설계함으로써 최적의 궤도를 결정하는 방법을 사용하였다. 그림 2a는 위성고도 492-560km까지의 지표면 반복궤도가 가능한 40 ~ 90도 범위 내의 궤도경사각 내에서 최소화된 최대 관측 공백시간을 나타낸다. 궤도경사각이 50도 미만, 70도 이상인 경우에는 Walker 방법보다 이 연구의 알고리즘을 적용한 경우에 최대 관측 공백시간이 짧게 나타나는 것을 볼 수 있다. 최대 관측 공백시간의 최소값은 이 연구의 알고리즘을 사용한 경우 궤도경사각 51도에서 36.5분, Walker 방법을 사용하였을 경우 궤도경사각 52도, 4/2/1에서 36.8분으로 나타났다. 이 연구에서 사용한 방법은 각 궤도요소를 조절하기 때문에 변화율이 크지 않았으나 Walker 방법은 기울기에 따라 상대적으로 변화율이 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 그림 2b는 총 관측시간을 나타낸 것으로 Walker 방법과 이 연구의 알고리즘이 대체적으로 비슷한 결과를 나타내는 것을 볼 수 있다. 총 관측시간의 최대값은 이 연구의 알고리즘을 적용한 경우 궤도경사각 56도에서 407.7분, Walker 방법을 사용하였을 경우 궤도경사각 58도, 4/2/1에서 398분으로 나타났다. 그림 2c는 목표 지역에 대한 총 관측횟수를 나타낸 것으로 Walker 방법을 사용했을 때보다 이 연구의 알고리즘의 경우에 대부분 관측횟수가 더 좋게 나타나는 것을 볼 수 있다. 총 관측횟수는 이 연구의 알고리즘을 적용한 경우 궤도경사각 64 ~ 65도 범위에서 최대 36회까지 목표 지역을 관측할 수 있었으며, Walker 방법을 사용하였을 경우 궤도경사각 63 ~ 66도 범위, 4/2/1 또는 4/4/2에서 34회로 나타났다. 이 연구에서 사용한 방법이 Walker 방법보다 관측횟수 및 궤도경사각 범위에서 더 좋은 결과를 얻을 수 있었다. 그림 2d는 각 위성 대수별 최적의 위성군 궤도를 결정하기 위해 그림 2a와 그림 2b에서 나타난 최대 관측 공백시간과 총 관측시간 간의 차이를 나타낸 것이다. 이 연구에서는 최대 관측시간이 최소가 되면서 총 관측시간이 최대화되는 조건을 기준으로 하였기 때문에 총 관측시간과 최대 관측 공백시간 간의 차이를 중요한 궤도 선택 기준으로 삼았다. 4대의 위성을 이용하였을 경우 전반적으로 이 차이가 유사하게 나타났으나 궤도경사각 50도 미만과 70도 이상에서는 이 연구의 알고리즘이 적용된 경우 좀 더 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이 차이의 최대값은 이 연구의 알고리즘을 적용한 경우 궤도경사각 56도에서 369.5분, Walker 방법을 사용하였



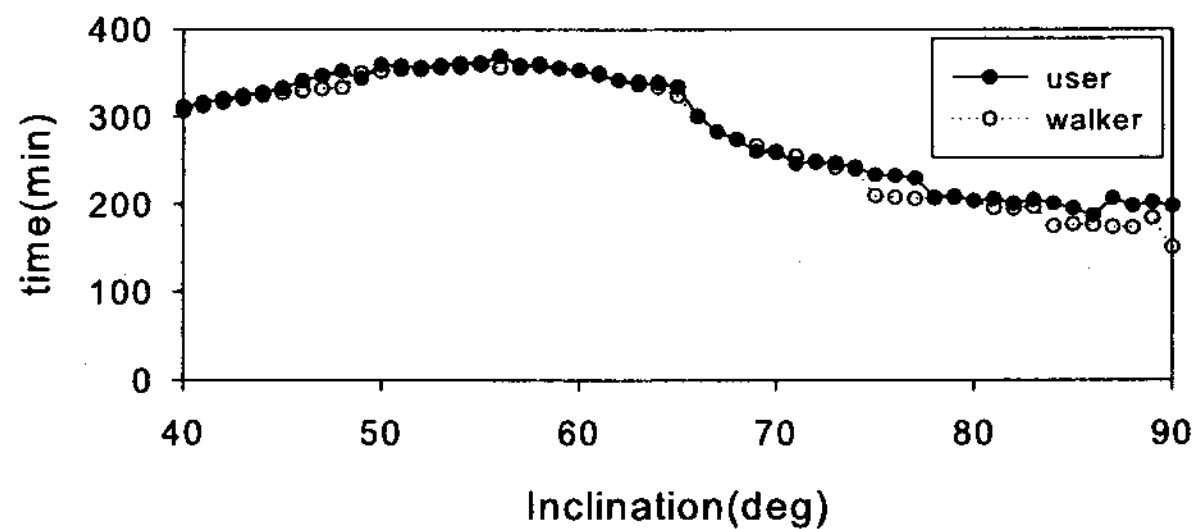
(a) 4대의 위성을 이용하였을 경우 최대 관측 공백시간.



(b) 4대의 위성을 이용하였을 경우 총 관측시간.



(c) 4대의 위성을 이용하였을 경우 총 관측횟수.



(d) 4대의 위성을 이용하였을 경우(총 관측시간 - 최대 관측 공백시간).

그림 2. 한반도 관측을 위한 고도500km 대에서의 위성군 설계 시 산출 결과(4대 위성 이용).

을 경우 궤도경사각 58도, 4/2/1에서 358.8분으로 나타났다.

표 2는 위성 4대를 운용하였을 경우 최대 관측 공백시간이 1시간 이내가 되는 결과값 중 총 관측 시간과 최대 관측 공백시간의 차이가 가장 큰 최고값 5개를 나타낸 것이다. 궤도경사각 52 ~ 56도

표 2. 위성군 고도 500km 대에서 한반도 관측을 위하여 4대의 위성을 운용하였을 경우 최적의 결과값.

순서	User(이 연구 방법)						Walker	
	h (km)	i (deg)	관측횟수 #	총관측시간(A) (min)	최대관측공백시간(B) (min)	A-B (min)	A (min)	B (min)
1	501.659	56	33	407.734	38.209	369.524	395.286	38.322
2	499.697	54	32	398.776	37.365	361.410	394.376	37.520
3	502.674	57	32	397.650	38.560	359.091	395.372	38.788
4	498.748	53	32	396.058	37.026	359.031	393.605	37.175
5	497.822	52	32	393.467	36.734	356.731	391.471	36.863

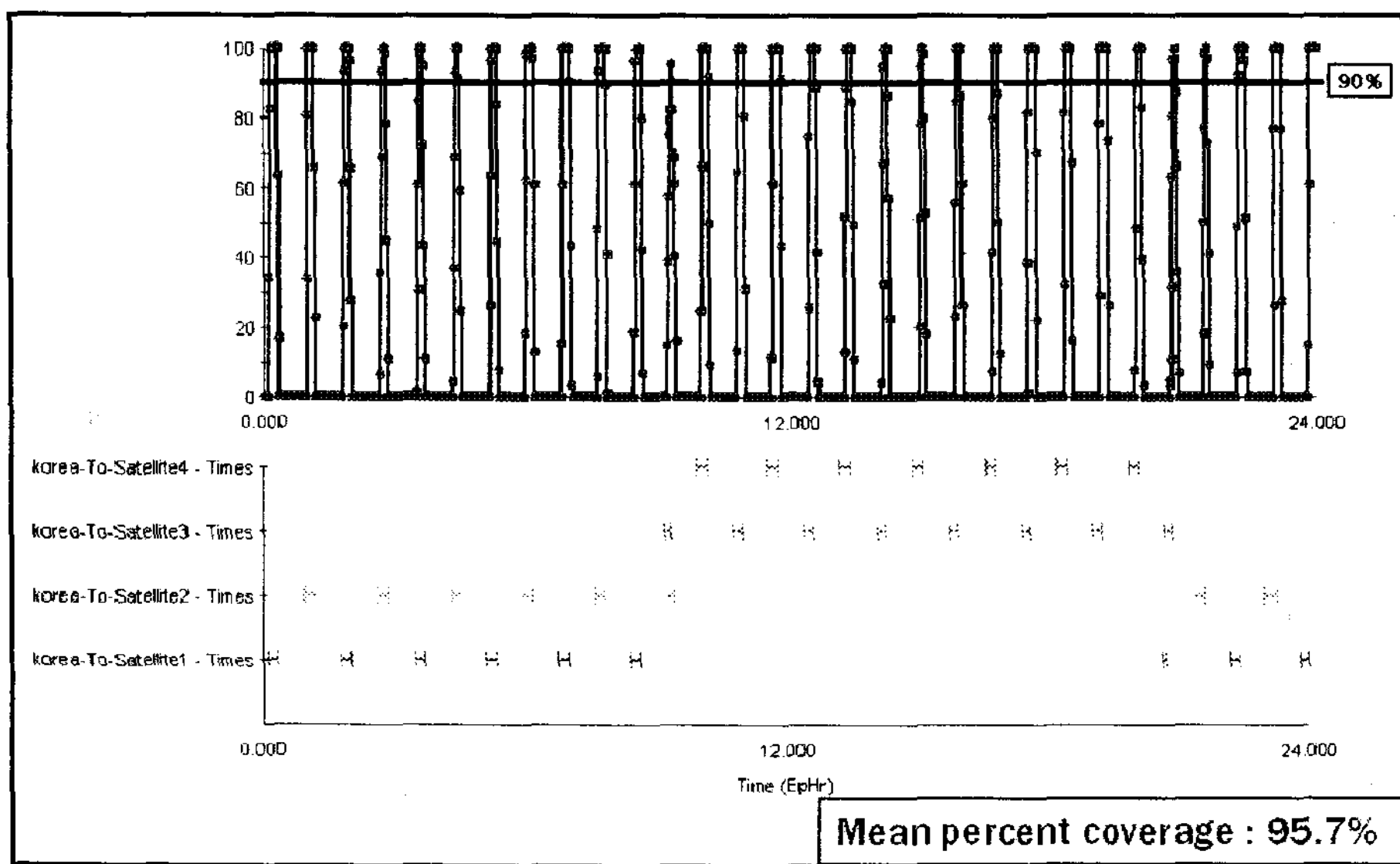


그림 3. 위성 4대, 궤도경사각 56도일 때 관측횟수별 한반도 관측 임무 성공률(고도 502km).

범위에서 최적의 결과값들을 나타내었으며 최소화된 최대 관측 공백시간은 37분이었다. 표 2의 순서 2-5까지의 궤도요소를 STK 프로그램에 입력하여 목표 지역에 대한 평균 관측 성공률과 각 관측 횟수별 관측 성공률을 구해보면 목표치인 90%에 미치지 못하는 것을 볼 수 있다. 그림 3은 궤도경사각 56도일 때 표 2의 순서 1의 관측횟수별 관측 임무 성공률을 나타낸 것으로 아래의 그림은 각 위성별 관측시간 및 횟수를 나타낸다. 총 33회의 관측 임무 시 각 관측횟수별 관측 임무 성공률이 모두 90%를 넘었으며 평균 관측 임무 성공률도 95.7%로 목표기준 90%를 넘었다. 이를 종합해볼 때, 고도 500km 대에서는 궤도경사각이 56도일 때 가장 최적의 위성군 궤도를 가짐을 볼 수 있었다. 이렇게 결정된 고도 500km 대에서의 최적의 위성군 궤도는 표 3과 같이 정리할 수 있다. 설계된 궤도의 형태는 2개의 궤도평면에 각 2대씩의 위성을 배치한 형태로 Walker 방법의 4/2/1의 형태와 유사하나 총 관측시간은 이 연구의 결과가 약 12분정도 더 길게 나타났다. 이는 앞에서 설명하였듯이 Walker 방법의 경우 3개의 변수를 이용한 기본적인 법칙에 의해서 이루어지기 때문에 각 궤도요소의 최적값을

표 3. 고도 500km 대에서 설계된 한반도 관측을 위한 최적의 위성군(4대 위성) 초기 궤도요소.

위성	a (km)	e	i (deg)	ω (deg)	Ω (deg)	M_0 (deg)
1	6879.799	0	56	0	89.694	359.848
2	6879.799	0	56	0	89.697	179.605
3	6879.799	0	56	0	267.831	89.872
4	6879.799	0	56	0	267.685	269.681

표 4. 표 3에서 설계된 위성군의 시뮬레이션 기간에 따른 데이터 비교(고도 502km).

시뮬레이션시간	최대관측시간	평균관측시간	총관측시간	관측횟수	최대관측공백시간
1일	14.54분	12.35분	407.7분	33회	38.2분
30일	14.54분	12.31분	11,998.8분(1일400분)	974회(1일32.5회)	38.2분

조절할 수 없으나, 이 연구 방법은 각 궤도요소를 조절하여 최적값을 산출하기 때문이다. 표 4는 시뮬레이션 기간에 따른 산출된 결과값의 변화를 나타낸 것으로 지표면 반복궤도의 주기가 1일 이므로 일자변화에 따른 변화가 거의 없음을 보여주고 있다. 설계된 위성군 궤도를 STK 프로그램을 이용하여 2차원 평면 위에 시현했을 때도 궤도가 크게 변하지 않음을 확인할 수 있다(김남균 2007). 설계된 위성군 궤도는 지표면 반복궤도로서 교점일의 길이(length of nodal day) 23.65시간, 교점주기(nodal period) 94.6분, 하루당 반복횟수는 15회이다.

다음으로 위성군 궤도의 고도가 800km 대 일 경우 최적의 궤도요소 산출 결과를 살펴보자. 고도가 800km 대 일 경우는 500km 대에서와 다르게 1시간 이내의 최대 관측 공백시간이 나타나기 위해서는 3대의 위성으로도 가능하였다. 이는 위성의 고도가 500km 대 일 때보다 고도가 300km 증가하여 관측범위가 증가하였기 때문이다. 하지만 앞에서 고도 500km 대에서의 방법을 반복한 결과 관측 성공률 및 각 관측횟수별 관측 성공률 90%가 달성되지 않기 때문에 최적의 위성군 궤도를 얻을 수 없었다(김남균 2007). 따라서 고도 800km 대 일 경우에도 위성 4대를 사용할 경우 최적의 위성군 궤도를 산출하였다. 4대의 위성을 이용하였을 경우 산출 결과는 그림 4와 같으며, 점선은 Walker 위성군의 결과이고 실선은 이 연구의 알고리즘의 결과이다. 그림 4a는 위성고도 826-883km까지의 지표면 반복궤도가 가능한 40 ~ 90도 범위 내의 궤도경사각 내에서 최소화된 최대 관측 공백시간을 나타낸다. 대부분의 궤도경사각에서 Walker 방법보다 이 연구의 알고리즘을 적용한 경우에 최대 관측 공백시간이 짧게 나타나는 것을 볼 수 있다. 최대 관측 공백시간의 최소값은 이 연구의 알고리즘을 사용한 경우에 궤도경사각 52도에서 35.7분, Walker 방법을 사용하였을 경우 궤도경사각 50도, 4/2/0에서 35.4분으로 나타났다. 최대 관측 공백시간의 최소값은 Walker 방법을 사용하였을 경우가 약 0.3분 더 작았으나 그 경우에 총 관측시간에서 이 연구에서 사용한 방법이 40분 더 길었기 때문에 Walker 방법이 더 효율적이진 못했다. 그림 4b는 총 관측시간을 나타낸 것으로 Walker 방법보다 이 연구의 알고리즘이 대체적으로 총 관측시간이 길게 나타나는 것을 볼 수 있다. 총 관측시간의 최대값은 이 연구의 알고리즘을 적용한 경우 궤도경사각 53도에서 556.9분, Walker 방법을 사용하였을 경우, 궤도경사각 60도, 4/2/1에서 539.7분으로 나타났다. 그림 4c는 목표 지역에 대한 총 관측횟수를 나타낸 것으로 거의 모든 경우 Walker 방법을 사용했을 때보다 이 연구의 알고리즘의 경우에 관측횟수가 더 좋게 나타나는 것을 볼 수 있다. 총 관측횟수는 이 연구의 알고리즘을 적용한 경우 궤도경사각

표 2. 위성군 고도 500km 대에서 한반도 관측을 위하여 4대의 위성을 운용하였을 경우 최적의 결과값.

순서	User(이 연구 방법)						Walker	
	h (km)	i (deg)	관측횟수 #	총관측시간(A) (min)	최대관측공백시간(B) (min)	A-B (min)	A (min)	B (min)
1	501.659	56	33	407.734	38.209	369.524	395.286	38.322
2	499.697	54	32	398.776	37.365	361.410	394.376	37.520
3	502.674	57	32	397.650	38.560	359.091	395.372	38.788
4	498.748	53	32	396.058	37.026	359.031	393.605	37.175
5	497.822	52	32	393.467	36.734	356.731	391.471	36.863

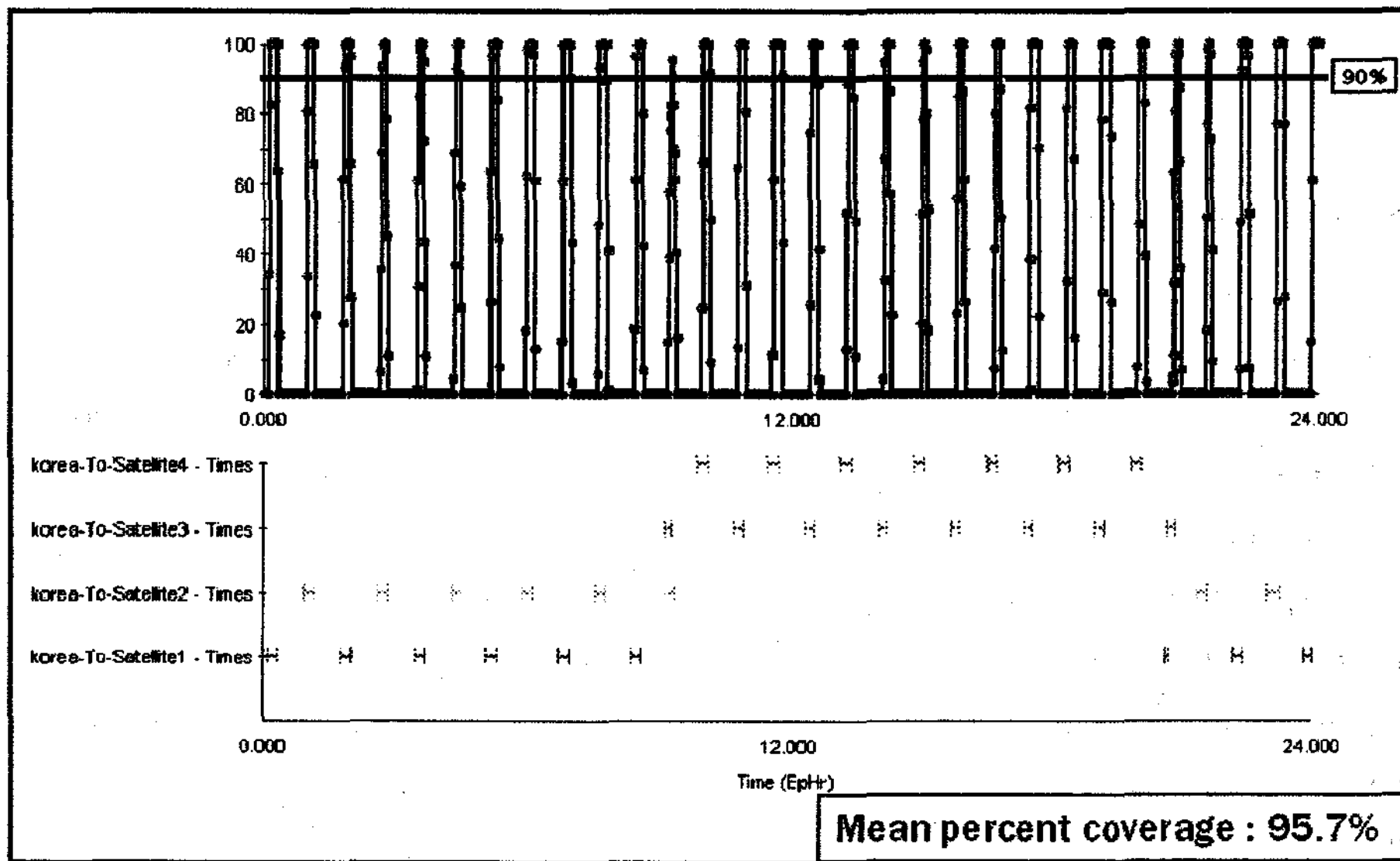


그림 3. 위성 4대, 궤도경사각 56도일 때 관측횟수별 한반도 관측 임무 성공률(고도 502km).

범위에서 최적의 결과값들을 나타내었으며 최소화된 최대 관측 공백시간은 37분이었다. 표 2의 순서 2-5까지의 궤도요소를 STK 프로그램에 입력하여 목표 지역에 대한 평균 관측 성공률과 각 관측 횟수별 관측 성공률을 구해보면 목표치인 90%에 미치지 못하는 것을 볼 수 있다. 그림 3은 궤도경사각 56도일 때 표 2의 순서 1의 관측횟수별 관측 임무 성공률을 나타낸 것으로 아래의 그림은 각 위성별 관측시간 및 횟수를 나타낸다. 총 33회의 관측 임무 시 각 관측횟수별 관측 임무 성공률이 모두 90%를 넘었으며 평균 관측 임무 성공률도 95.7%로 목표기준 90%를 넘었다. 이를 종합해볼 때, 고도 500km 대에서는 궤도경사각이 56도일 때 가장 최적의 위성군 궤도를 가짐을 볼 수 있었다. 이렇게 결정된 고도 500km 대에서의 최적의 위성군 궤도는 표 3과 같이 정리할 수 있다. 설계된 궤도의 형태는 2개의 궤도평면에 각 2대씩의 위성을 배치한 형태로 Walker 방법의 4/2/1의 형태와 유사하나 총 관측시간은 이 연구의 결과가 약 12분정도 더 길게 나타났다. 이는 앞에서 설명하였듯이 Walker 방법의 경우 3개의 변수를 이용한 기본적인 법칙에 의해서 이루어지기 때문에 각 궤도요소의 최적값을

표 5. 위성군 고도 800km 대에서 한반도 관측을 위하여 4대의 위성을 운용하였을 경우 최적의 결과값.

순서	User(이 연구 방법)						Walker	
	h (km)	i (deg)	관측횟수 #	총관측시간(A) (min)	최대관측공백시간(B) (min)	A-B (min)	A (min)	B (min)
1	831.403	53	33	556.925	35.887	521.038	393.605	37.175
2	830.610	52	33	556.576	35.691	520.884	391.471	37.175
3	832.216	54	33	555.887	36.080	519.807	394.376	37.520
4	833.048	55	33	555.702	36.521	519.182	397.966	37.857
5	833.901	56	33	555.781	36.834	518.947	395.287	38.322

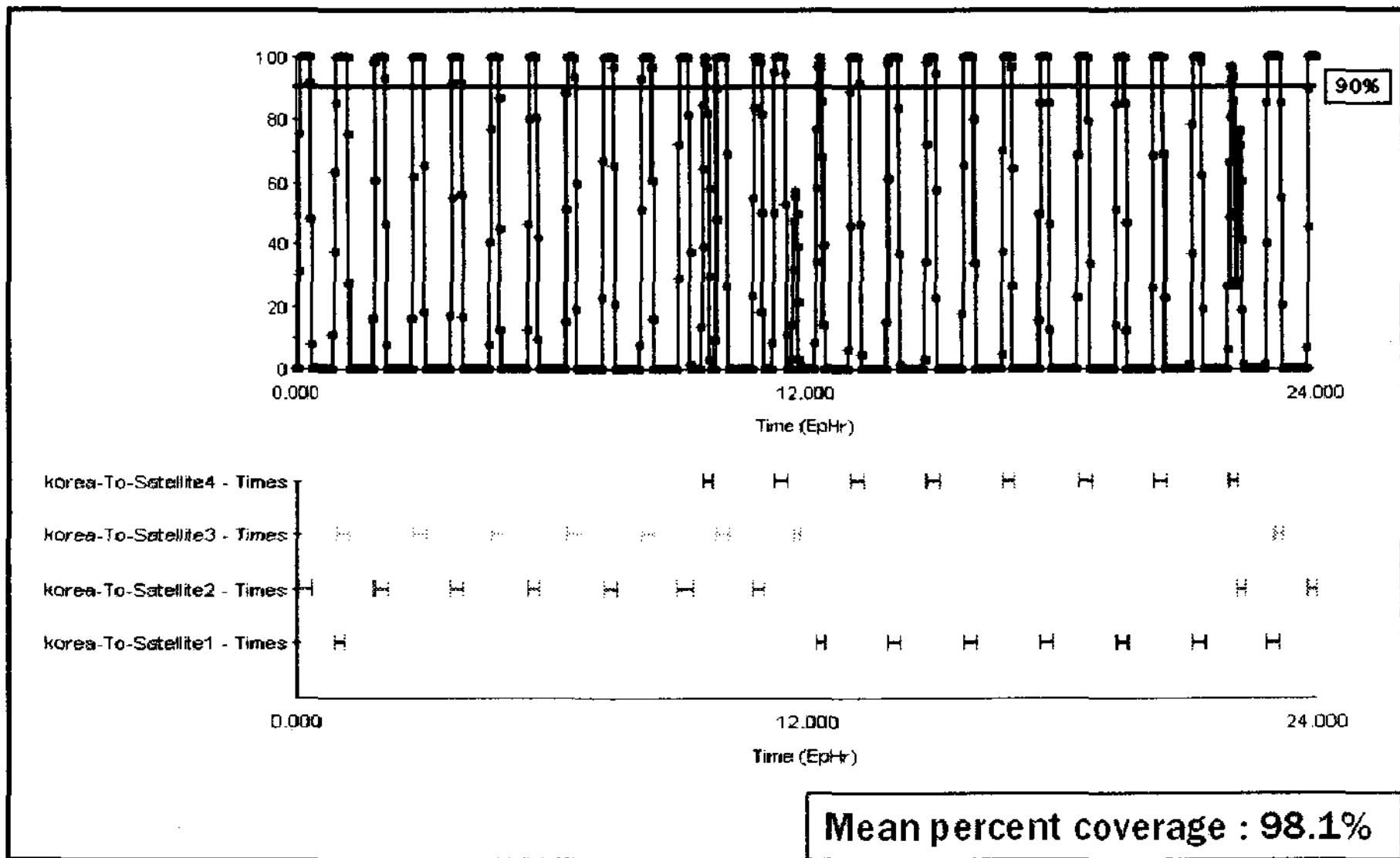


그림 5. 위성 4대, 궤도경사각 56도일 때 관측횟수별 한반도 관측 임무 성공률(고도 834km).

최적의 위성군 궤도를 결정하기 위해 그림 4a,b에서 나타난 최대 관측 공백시간과 총 관측시간 간의 차이를 나타낸 것이다. 거의 대부분의 궤도경사각에서 이 연구의 알고리즘이 적용된 경우 차이가 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이 차이의 최대값은 이 연구의 알고리즘을 적용한 경우 궤도경사각 53도에서 521분, Walker 방법을 사용하였을 경우 궤도경사각 56도, 4/2/0에서 502.3분으로 나타났다. 이 부분에서도 이 연구의 결과값이 Walker 위성군보다 더 좋음을 볼 수 있었다.

표 5는 고도 800km 대에서 위성 4대를 운용하였을 경우 최대 관측 공백시간이 1시간 이내가 되는 결과값 중, 총 관측시간과 최대 관측 공백시간의 차이가 가장 큰 최고값 5개를 나타낸 것이다. 궤도경사각 52 ~ 56도 범위에서 최적의 결과값들을 나타내었으며 최소화된 최대 관측 공백시간은 36분이었다. 그림 5는 궤도경사각 56도일 때(표 5의 순서 5)의 관측횟수별 관측 임무 성공률을 나타낸 것으로 각 위성별 관측시간 및 횟수를 나타낸다. 총 33회의 관측 임무시 각 관측횟수별 관측 임무 성공률이 모두 90%를 넘었으며 평균 관측 임무 성공률도 98.1%로 목표기준 90%를 넘었다. 표 5의 순서 1-4 경우의 결과는 순서 5의 경우의 결과보다 좋지 않았으며, 이를 종합해 볼 때, 고도 800km 대에

표 6. 고도 800km 대에서 설계된 한반도 관측을 위한 최적의 위성군(4대 위성) 초기 궤도요소.

위성	a (km)	e	i (deg)	ω (deg)	Ω (deg)	M_0 (deg)
1	7212.041	0	56	0	319.553	296.836
2	7212.041	0	56	0	113.152	355.428
3	7212.041	0	56	0	117.102	171.711
4	7212.041	0	56	0	277.295	146.674

표 7. 표 6에서 설계된 위성군의 시뮬레이션 기간에 따른 데이터 비교(고도 834km).

시뮬레이션 시간	최대 관측시간	평균 관측시간	총관측시간	관측횟수	최대 관측 공백시간
1일	18.9분	16.8분	555.8분	33회	38.2분
30일	18.9분	16.9분	16,449.5분(1일548분)	972회(1일32회)	38.2분

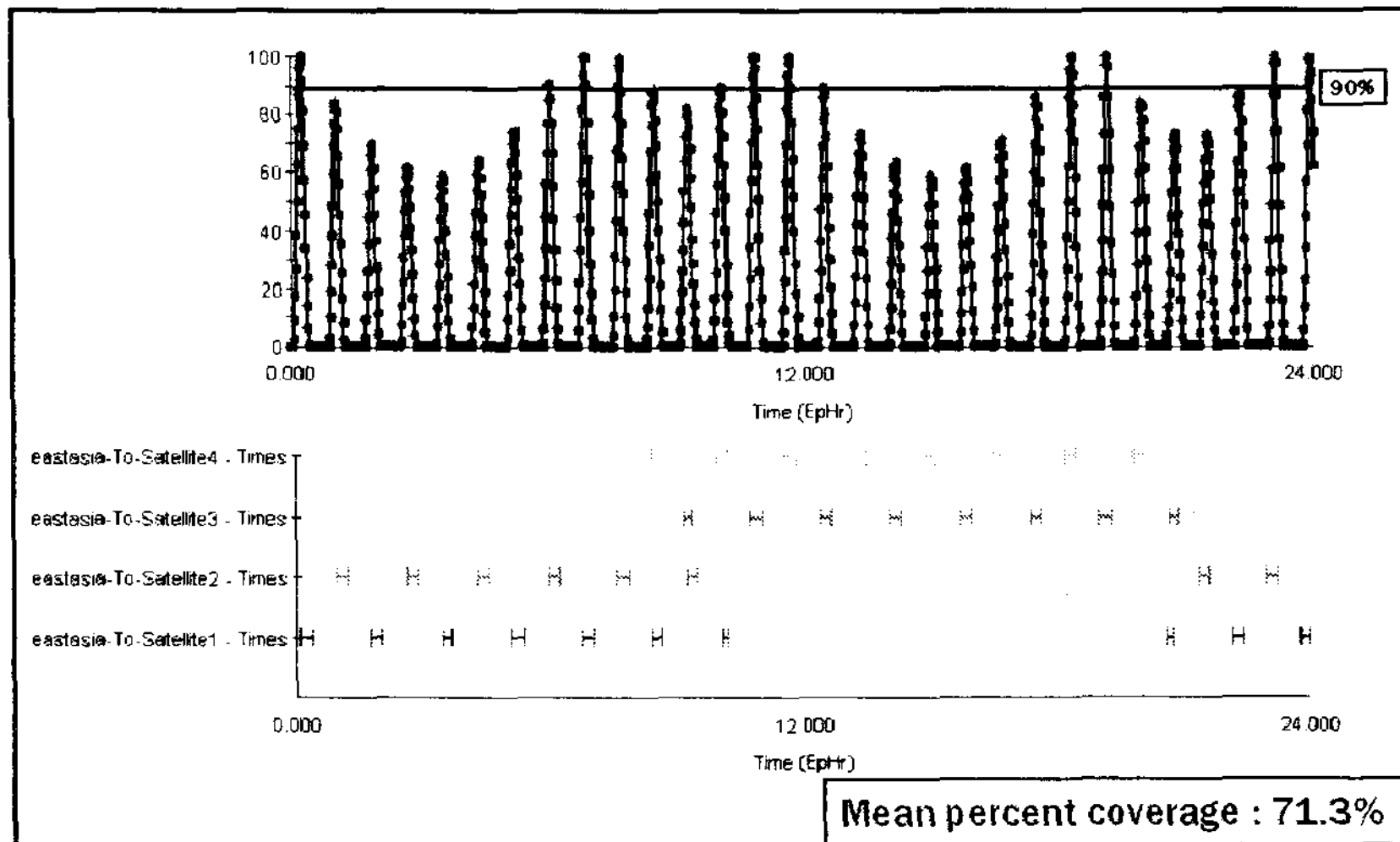


그림 6. 위성 4대, 궤도경사각 56도일 때, 관측횟수별 동북아시아 관측 임무 성공률(고도 502km).

서는 궤도경사각이 56도일 때 가장 최적의 위성군 궤도를 가짐을 볼 수 있었다. 이렇게 결정된 고도 800km 대에서의 최적의 위성군 궤도는 표 6과 같이 정리할 수 있다. 설계된 궤도의 형태는 4개의 궤도평면에 각 1대씩의 위성을 배치한 형태로 Walker의 방법의 4/2/0을 사용했을 때보다 총 관측시간에서 160분이 증가하였으며 최대 관측 공백시간은 1.5분 감소한 것을 확인할 수 있다. 표 7은 시뮬레이션 기간에 따른 산출된 결과값의 변화를 나타낸 것으로 500km 대의 경우와 마찬가지로 지표면 반복궤도의 주기가 1일이므로 일자변화에 따른 변화가 거의 없다. 설계된 위성군 궤도는 지표면 반복궤도로서 교점일의 길이(length of nodal day) 23.7시간, 교점주기(nodal period) 101.6분, 하루당 반복횟수는 14회이다.

4.2 동북아시아 지역 관측을 위한 위성군 설계

다음으로 목표 지역을 중국 동북부와 일본전역을 포함한 동북아시아 지역으로 확대하여 시뮬레

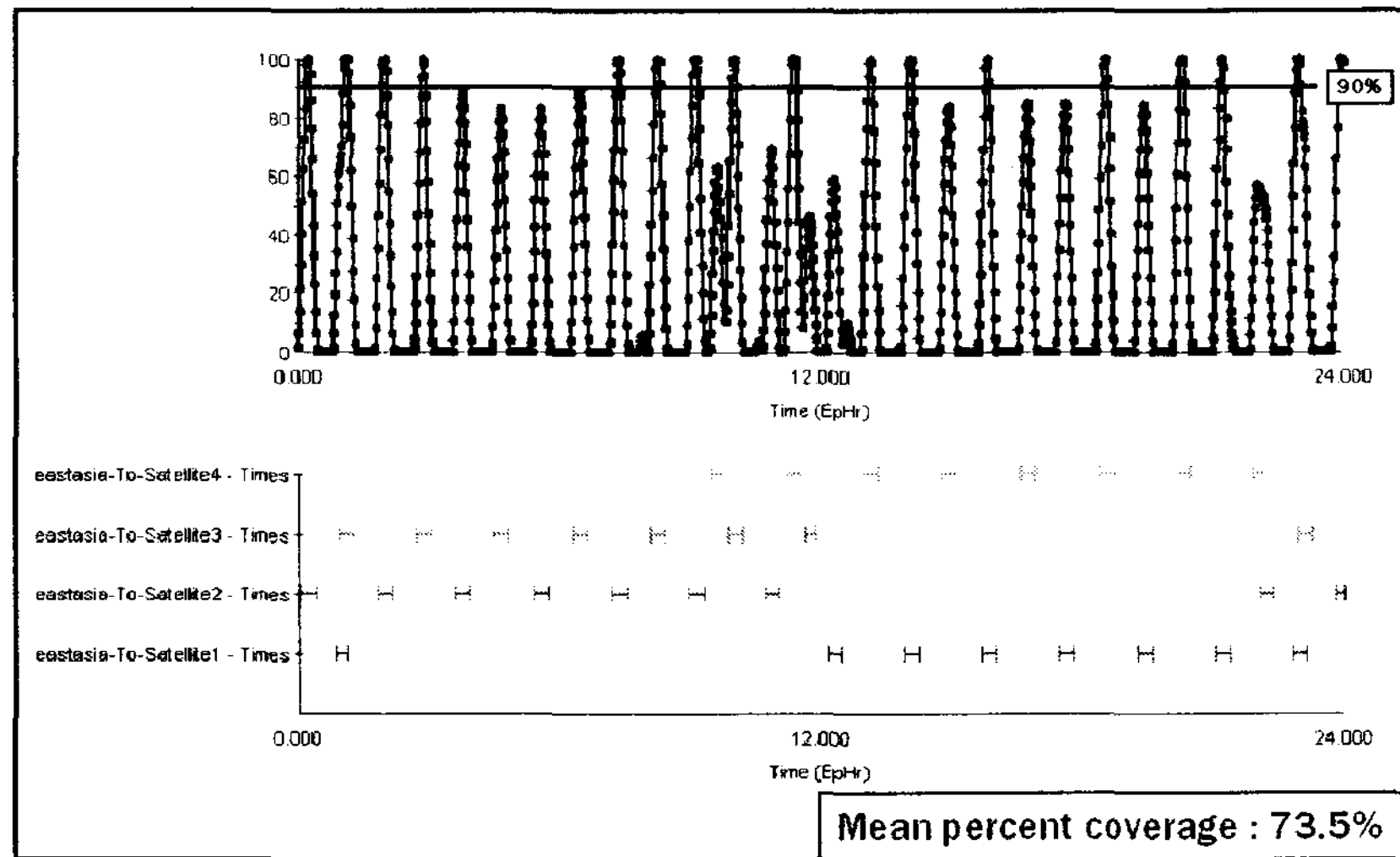


그림 7. 위성 4대, 궤도경사각 56도일 때, 관측횟수별 동북아시아 관측 임무 성공률(고도 834km).

이선 하였다. 중심좌표는 한반도 지역을 목표 지역으로 할 때와 동일하게 위도 39도, 경도 127.5도로 하였으며 반경 2,000km, 목표 지역의 면적은 12,424km²이다. 한반도 지역을 중심으로 범위를 확장 하였기 때문에 최적의 위성군 궤도는 앞에서 산출한 위성군의 궤도를 그대로 적용하여 결과값을 산출하였다. 먼저 고도 500km 대에서의 최적의 궤도요소를 적용한 결과는 그림 6과 같다. 그림 6은 동북아시아 지역을 대상으로 4대의 위성을 고도 502km에서 운용하였을 경우의 관측횟수별 관측 임무 성공률을 나타낸 것으로 총 관측횟수는 39회, 최대 관측 공백시간은 36분이었으며, 평균 관측 성공률은 71.3%이다. 면적이 증가함에 따라 총 관측시간은 증가하고 최대 관측 공백시간은 감소하였다. 고도 800km 대에서의 결과는 그림 7과 같다. 그림 7은 동북아시아 지역을 대상으로 4대의 위성을 고도 834km에서 운용하였을 경우의 관측횟수별 관측 임무 성공률을 나타낸 것으로 총 관측횟수는 41회, 최대 관측 공백시간은 41분이었으며, 평균 관측 성공률은 73.5%였다.

5. 결 론

이 연구에서는 한반도를 관측하기 위한 최적의 위성군을 설계하는 알고리즘을 제시하고 한반도 관측에 알맞는 위성군을 설계하였다. 위성의 궤도의 형태는 저고도 관측/정찰 위성에 효율적인 원궤도로 결정하였고, 탑재체에 장착할 센서는 합성 개구면 레이더(SAR)로 가정하였다. 하루를 주기로 동일한 지역을 반복하여 관측할 수 있는 지표면 반복궤도를 사용하였으며 위성의 고도는 통상적인 관측/정찰 위성의 임무고도인 1,000km 이내로 한정하였다. 센서에 대한 특성을 단순화하여 관측이 가능한 최소 고도각만을 설정하여 연구하였으며 STK 프로그램 상의 합성 개구면 레이더 센서의 기준값인 12도를 최소 고도각으로 설정하였다. 이 연구에서는 간단하면서도 보편적으로 많이 사용되는 Walker 궤도 배치 방법을 사용하여 산출한 결과값과 이 연구의 결과값을 비교하여 이 연구의 목표 지역에는 어떤 방법이 더 효율적인지를 확인하였으며 산출된 결과값을 위성시뮬레이터인 STK 프로그램에 입력시켜 계산의 정확성에 대한 검증을 실시하였다. 이 연구는 부분적인 지역 관측에 효

을적인 위성군의 궤도 배치를 결정한 것으로서 기존의 Walker 방법으로는 산출되지 못했던 60도 이상의 고위도 지역이나 20도 이하의 저위도 지역의 부분지역 관측을 위한 위성군의 궤도 설계에도 적용이 가능하다.

연구 결과 고도 500km 대 및 800km 대를 기준으로 하였을 경우, 4대의 위성을 이용하고 궤도경사각이 56도 일 때 가장 최적의 결과값을 산출할 수 있었다. 1차 목표 지역인 한반도 지역을 중심으로 설계된 위성군을 운용하였을 경우 502km와 834km에서, 최대 38분 이내에 목표 지역 재관측이 가능하였으며 이때의 평균 관측 성공률은 각각 95.7%와 98.1%였다. 2차 목표 지역인 동북아시아 지역을 대상으로 운용하였을 경우 502km에서는 최대 36분, 834km에서는 최대 41분 이내에 목표 지역 재관측이 가능하였으며 이때의 평균 관측 성공률은 각각 71.3%와 73.5%였다. 이 연구를 통해서 개발된 알고리즘은 향후 우리나라가 실제로 위성군을 운용하고자 할 때 사전 임무 설계를 위하여 사용될 수 있을 것이다.

감사의 글: 이 논문은 2006년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No.M10600000282-06j0000-28210).

참고문헌

김남균 2007, 석사학위논문, 연세대학교

윤형노 2003, 주간 국방논단, 949, 3

Adams, W. S. & Lang, T. J. 1998, in *Mission Design and Implementation of Satellite Constellations*, ed. J. C. van der Ha (Dordrecht: Kluwer Academic Pub), p.51

Adams, W. S. & Rider, L. 1987, *The Journal of the Astronautical Sciences*, 35, 155

Ahn, Y. T. & Spencer, D. B. 2002, in *53rd International Astronautical Congress*, ed. S. Hatton (Paris: IAF), IAC-02-A.2.07

Alfano, S. 1993, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 30, 760

Drain, J. E. 1985, *JGCD*, 8, 725

Easton, R. L. & Brescia, R. 1969, *Naval Research Laboratory Report / Continuously Visible Satellite Constellations*, NRL-6896

Hanson, J. M., Evans, M. J., & Turner, R. E. 1992, *The Journal of the Astronautical Sciences*, 40, 215

Hanson, J. M. & Linden, A. N. 1989, *JGCD*, 12, 228

Kozai, Y. 1959, *AJ*, 64, 367

Lawton, J. A. 1987, *JGCD*, 10, 32

Ma, D.-M. & Hsu, W.-C. 1997, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 34, 29

MathWorks 2003, *Optimization Toolbox User's Guide* (Natick: The MathWorks), pp.3-4-17, 5-59-68

Scialom, U. 2003, MS Thesis, the Massachusetts Institute of Technology

Walker, J. G. 1977, *Royal Aircraft Establishment Technical Report / Continuous whole-earth coverage by circular-orbit satellite patterns*, RAE-TR-77044

Wertz, J. R. 2001, Mission geometry; Orbit and Constellation Design and Management (California: Space Technology Library), pp.417-492, pp.671-723

Wertz, J. R. & Larson, W. J. 1999, Space Mission Analysis Design, 3rd Ed. (California: Space Technology Library), pp.159-202

Williams, E. A., Crossley, W. A., & Lang, Th. J. 2001, The Journal of Astronautical Sciences, 49, 385