

# 제 1 장 서 론

## 제 1 절 연구 목적 및 배경

21세기는 정보통신의 시대라고 해도 과언이 아니다. 인공위성을 이용한 위성통신은 정보통신시대의 주역으로서 전세계를 동시 생활권으로 만들며 인류의 사회, 경제적인 활동을 더욱 풍요롭게 하고 있다. 그러나, 인류문화가 발달하면 할수록, 우주를 향한 인간의 활동영역이 증가하면 할수록 인공위성 등의 우주공간상의 첨단 장비들은 태양활동에 따라 직·간접적인 영향을 더 받게된다. 1960년 이후로 1000여 개에 가까운 위성을 발사했고 태양계의 기원을 밝히기 위해 온 힘을 기울이는 미국은 초고속 정보통신 기반구축(GII 또는 NII)과 연계되어 위성사업을 본격화하고 있으나 연간 1억 달러 이상의 우주환경으로 인한 손실을 직·간접적으로 받고 있다. 이러한 이유로 태양과 지구간의 우주환경의 정확한 이해 및 연구가 절실하게 필요하게 되었다. 뿐만 아니라, 21세기 주력 산업인 정보통신산업을 주도하기 위한 주요 과제를 착실히 수행하기 위해 기초과학이해에 깊은 관심을 투자하고 있다. 일본과 유럽 선진국들도 미래의 우주, 정보통신시대를 맞이하기 위한 발빠른 행보를 미국과 연계적으로 착실히 수행하고 있으며, 그 결과로 세계 선진각국은 거미줄처럼 복잡하게 얽혀 국제 공동연구에 참여하고 있다.

본 연구는 우주환경 예보를 위해 통신이용자들이 해마다 겪고 있는 현상 중의 하나인 태양에 의한 위성전파교란 현상(이하 태양간섭)에 대해 연구하였다. 지구국과 위성, 태양전파(태양활동)와의 기하학적인 관계로 나타나는 위성 통신·방송장애를 예측하고 이 내용을 대내외적으로 홍보함으로써 기간 통신·방송사업자들에게 원활한 운용을 도모하는 것이며, 일반 통신 및 방송 이용자에게는 보다 효과적인 이용을 제공하는 것이

다.

## 제 2 절 연구 개요

인공위성과 태양사이의 기하학적인 관계로 인해 발생하는 위성통신장애로 대표적인 것이 식현상과 태양간섭 현상이다. 식현상은 위성이 지구의 그림자 속으로 들어가는 현상을 말하며, 이때는 위성이 태양을 볼 수 없기 때문에 전력의 공급이 끊어지게 된다. 이뿐만 아니라 극심한 온도차로 인해 발생하는 기계적인 성능의 저하를 경험하게 된다. 식현상이 발생했을 때의 구체적인 장애는 기계적인 면이 강하기 때문에 이 보고서에서는 다루지 않았다. 하지만 식이 발생했을 때의 시스템의 장애에 대처하기 위해선 그 발생시간을 예측하는 것이 무척 중요하다. 그래서 본 연구에서는 현재 우리 나라에 통신 방송서비스를 제공하는 정지위성의 식 발생시간을 예측해 보았다.

다음으로 “태양에 의한 위성전파교란 현상(이하 태양간섭)은 위성이 태양, 위성, 지구국의 순서로 일직선상에 놓였을 때를 발생하는 현상으로 이때는 지구국의 안테나에서 볼 때 위성 바로 뒤쪽에 태양이 위치하므로 지구국의 안테나에 상대적으로 강한 태양전파가 잡음으로 작용하여 위성 신호를 수신하지 못하게 되어 통신이 두절된다. 그러므로 위성을 이용하는 통신 사업자에게는 태양간섭의 발생시간과 그 때의 통신시스템이 받는 영향(안테나 잡음온도 증가)을 예측하는 것이 무척 중요하다. 본 연구에서는 정지위성의 경우에 태양과 위성간의 관계에서 발생하는 위성전파의 교란 현상을 궤도상의 특성을 이용하여 기하학적인 측면에서의 살펴 보았다. 그리고, 그 때의 태양활동정도를 고려하여 통신시스템의 변화를 예측해 보았다. 특히 지금까지의 연구는 일반적으로 흑점 극소기 때의 태양을 가정한 경우가 대부분이었으나 여기서는 태양 활동정도의 주기적인 변화도 고려하였다. 또한 그 응용으로 요즘에 주목을 받고있는 저궤

도나 중궤도의 위성의 경우에도 적용시켜 보았다.

또한 현재 ITU(국제 전기통신 연합, International Telecommunication Union)에 등록되어있는 우리 나라의 지구국을 대상으로 하여 사용하고 있는 위성과 주파수자원 등에 관한 현황 등에 대하여 조사하였다.

마지막으로 지금까지의 연구 결과를 바탕으로 하여 통신사업자에게 위성의 우주환경에 의한 장애현상-식현상, 태양간섭-을 예보하기 위한 서비스 S/W를 구축하였다. 이는 인터넷을 통해 우리 나라의 지구국 현황과 각 지구국의 자원과 더불어 식현상과 태양간섭 현상을 예보할 수 있도록 한 것이다.

## 제 2 장 통신·방송위성 및 지구국 운용현황

최근 정보이용이 급격히 증가하면서 인공위성을 이용한 통신은 차세대에 통신·방송의 가장 유망한 방법으로 주목받고있다. 우리 나라는 지난 92년 9월 한국통신이 국제전기통신위성기구(INTELSAT)의 위성을 임차하여 국내에 처음으로 위성통신을 도입하여 위성전용저속회선(VSAT)과 위성고정비디오(TVRO) 및 위성이동중계(SNG)서비스들을 제공하기 시작했다. 이후로 95년 8월과 96년 1월에 무궁화위성 1,2호를 발사하여 현재 국내에 다양한 위성서비스를 제공하고 있다. 이 장에서는 현재 우리나라에 통신·방송서비스를 제공하고있는 INTELSAT과 무궁화위성 1,2호를 중심으로 운영현황과 서비스종류 등을 알아보고, ITU에 가입되어 있는 우리 나라 지구국의 현황과 위치정보 등을 알아보았다.

### 제 1 절 위성서비스종류

인공위성을 이용한 서비스는 크게 고정위성서비스(FSS: Fixed Satellite Service)와 직접위성서비스(DBS: Direct Broadcasting Satellite Service)로 나눌 수 있다. 이들은 주로 정지위성을 이용하는 고정위성통신 시스템에 바탕을 두고 있다. 하지만 점차로 이동위성통신 시스템을 이용한 통신 서비스 방식이 주목을 받고 있다. 참고로 표 2-1은 고정위성통신 시스템의 발전 과정을 나타낸 것이다. 발사체의 성능 향상에 힘입어 발사할 수 있는 위성체의 무게는 표 2-1에서 보듯이 현재 약 1.5톤 정도로 1960년대에 비해 약 5~6배정도 증가했다. 위성체의 유효 전력 또한 1960년대에 비해 약 7배정도 증가한 2KW이상의 전력이 사용되고 있다. 그래서 상대적으로 지구국의 안테나의 경우는 초기의 20~30m에서 1m 정도의 안테나로 줄어들고 있다.

표 2-1 고정위성통신 시스템의 발전추세[5]

연도 요소	위성규모		지구국 안테나의 크기	서비스
	중량	발생전력		
1960년대	수 10~300Kg	수 10~300W	20~30m	공중통신 서비스 공공기관, 기업 등
1970년대	300Kg~800Kg	300~800W	10~20m	
1980년대 전반	600Kg~1ton	600W~1.5KW	3~10m	전용통신 서비스 기업, 방송사업자 등
후반	1~1.5ton	1~2KW	1~3m	
1990년대	1.5ton 이상	2KW 이상	수 10cm~1m	퍼스널 통신 시스템 개인 이용자 등
미래	저궤도 위성시스템 플랫폼		궁극적으로는 손목시계 크기	

다음으로는 무궁화위성을 이용한 서비스를 중심으로 하여 위성서비스의 종류들에 대하여 알아보았다.

## 1. 고정위성서비스(FSS)

고정위성서비스는 단방향/양방향 전용종합통신망으로 산간벽지 및 공사장 등에 자유롭게 시설할 수 있는 위성전용망 저속회선서비스와 위성전용망 고속회선서비스를 비롯하여 CATV, 위성고정비디오, 위성이동중계, 위성이동데이터 서비스, 위성인터넷(Internet)서비스 등이 있다.[8]

가. 위성전용망 저속회선(VSAT : Very Small Aperture Terminal)

은행이나 건설업체 등에서 전국에 흩어져 있는 지사, 지점, 공사현장 등의 사업장에 위성통신설비를 설치하여 도서나 벽지를 불문하고 전국 어느 곳과도 간편하게 전용통신망을 구성할 수 있다. 전송속도가 2,400bps~64Kbps로 실시간 음성 및 화상통신에는 제약이 따르나 컴퓨터 파일, 데이터, 전자우편, 정지화상 등을 동시에 여러 곳으로 전송할 수 있다. 건설업체의 공사현장과 산간오지의 전산망, 은행이나 증권사, 보험사 등의 온라인 전산망, 고객관리 및 재고관리전산망 등에 활용된다.

#### 나. 위성전용망 고속회선(TSAT : T1 Carrier Small Aperture terminal)

고객사의 사업장에 고속 전용통신용 위성지구국을 설치하여 지상망을 거치지 않고 전용통신망을 구성할 수 있는 서비스로 전국 어디든지 간편하고 신속하게 통신망을 구성할 수 있다. 저속회선보다 훨씬 빠른 64Kbps~2Mbps이므로 실시간 음성 및 화상통신에 아무런 제약이 따르지 않는다. 동시에 보낼 곳이 많을수록 지상망에 비하여 훨씬 경제적이다. 은행이나 증권사, 대기업 등의 고속전용망 구성과 전용회선의 백업(Backup)망 구성, 고속컴퓨터통신, 고속화일 전송 등에 활용될 수 있다.

#### 다. CATV(Cable TV)

프로그램 공급사(Program Provider)로부터 CATV 프로그램을 수신 받아 종합유선방송국(System Operator)까지 전송하는 서비스를 말한다. 무궁화위성의 경우 전송속도가 3~11Mbps이므로 수신국에서는 어디서든지 선명한 영상신호를 복원할 수 있으며, 지상망에 비하여 회선구성이 용이하고 건설비가 저렴하며 양질의 서비스 제공이 가능하다.

#### 라. 위성고정비디오(TVRO : TV Receive Only)

고객사에서 TV신호(영상, 음성)를 전국 각지에 흩어져 있는 사업장에

위성을 이용하여 동시에 전송하는 단방향 영상중계서비스로, 위성수신 전용지구국 시설만 설치하면 전국 어디에서나 간편하게 이용할 수 있다. 무궁화위성의 경우 고객사에서 광케이블(Optical cable)을 이용하여 송신한 영상 및 음성신호를 위성을 이용하여 3~11Mbps의 속도로 중계하므로 고품질의 영상을 중계할 수 있다. 전광판을 이용한 광고방송, TV방송중계, 기업체와 그룹사의 사내TV방송, 학교와 학원의 원격강의, 종교단체의 원격설교 등에 이용된다.

#### 마. 위성이동중계(SNG : Satellite News Gathering)

무궁화위성의 경우 한반도 어디서나 현장에서 직접 영상프로그램을 7~12Mbps의 속도로 전송할 수 있는 서비스로 방송국 등에서 스포츠, 행사, 사건 및 사고의 중계, 뉴스취재, 또는 산악, 도서 및 재해지역에서의 긴급영상전송 등에 이용된다. 차량형이나 휴대형의 위성이동중계 장비들을 이용하면 복잡하고 어려울 뿐 아니라 지역조차 제한되었던 뉴스 현장에 대한 방송중계를 간편하고 신속하게 수행할 수 있다.

#### 바. 위성이동데이터(SMDS : Satellite Mobile Data Service)

이동중인 차량이나 선박으로부터 이동체를 관리하는 회사까지 위성 및 지상망으로 위치정보 및 이동체 관리를 위한 양방향 데이터 통신을 제공하는 서비스이다. 위성이동데이터 서비스를 이용하면 산간벽지나 연 근해 등 국내 어느 장소에 있든 상관없이 차량, 선박과 같은 이동체의 위치를 물류회사의 통제센터에서 추적할 수 있다. 운전자에 대한 메시지 전송이 가능한 위성이동데이터 서비스는 무궁화위성을 통해서만 가능한 서비스이다. 이동체에는 소형 안테나가 설치되어 위성으로 위치정보와 메시지를 전송한다. 수신된 위치정보를 통하여 차량, 선박의 위치를 약 100M 정도의 오차 이내로 파악할 수 있다.

#### 사. 위성인터넷서비스 (Internet)

무궁화위성의 경우 위성인터넷서비스는 99년부터 서비스될 예정이다. 현재는 주로 전화선 등의 지상 망을 통하여 제공되고 있는 인터넷서비스를 위성을 이용하여 제공하는 서비스로 지상망 인터넷의 전송속도가 매년 꾸준히 증가하고는 있으나 현재에는 5.8Kbps인데 비해 위성인터넷의 전송속도는 2Mbps까지 이르므로 데이터의 전송속도가 수십 배 향상된다.

#### 2. 직접위성방송서비스(DBS)

위성교육방송과 같이 국민 대다수의 실생활과 연관되는 것이 바로 직접위성방송(DBS : Direct Broadcasting Satellite Service)이다. 무궁화위성의 직접위성방송은 얼마 전까지만 해도 아날로그방식의 방송으로 위성중계기 1개당 1채널밖에 송출할 수가 없었으나 영상압축기술 등의 발전과 더불어 출현한 디지털방식으로 지금은 중계기 당 4~6개 이상의 채널을 방송할 수 있어 많은 위성방송채널이 생겨나고 있다. 무궁화위성은 방송용 중계기 6기를 통해서 30여 채널을 방송할 수 있다. 비록 현재는 KBS와 EBS 각각 2채널씩 4채널만 방송되고 있지만, 우리 나라에서도 많은 위성방송 수신이 가능하게 될 것이다.

직접위성방송은 방송국에서 제작한 고화질, 고음질의 방송 프로그램을 위성방송용 중계기를 이용하여 전송하는 서비스로서, 수신자는 전국 어디에서든지 직경 40센티미터의 접시형 안테나가 있는 간단한 위성수신설비만 갖추면 방송프로그램을 쉽게 수신할 수 있다. 따라서 산간벽지나 도서지역에서도 LD수준의 화질과 CD수준의 음질을 복원할 수 있으며 지상망에 비하여 훨씬 경제적이고 효율적으로 전국 방송망을 구축할 수 있다.

무궁화위성의 경우 직접위성중계기의 전송속도는 3~15Mbps인데, 일



한 수신자들이 작은 수신안테나로서도 방송을 청취할 수 있도록 하기 위하여 위성중계기의 출력을 120와트로 높였다. 방송사에서 위성 송출국까지는 광케이블(Optical cable)을 이용하여 방송신호가 송신된다. 현재의 기술로는 방송 중계기 당 4개의 채널(Stereo)을 송신할 수 있으며, 무궁화위성 1, 2호의 6개의 중계기를 이용할 경우 24개의 디지털 TV를 중계할 수 있다. 앞으로 음악방송, 데이터방송 및 멀티미디어서비스도 제공할 예정이다.

무궁화위성은 이외에도 지상의 TV중계망을 대신하는 CATV프로그램 분배, PSTN(Public Switched Telecommunication Network)이나 PSDN 등 장거리 기간 전송로의 백업용이나 주 전송로로의 이용, 통신망연결이 불가능한 비상재해지역이나 도서벽지의 통신망 구성 등에 활용된다.

### 3. 위성이동통신서비스

전세계를 그야말로 지구촌으로 만들어줄 위성이동통신서비스는 지구상에 어느 곳에서든지 원하는 지역과 통화를 할 수 있는 서비스를 제공한다. 여기서는 정지위성의 경우와 더불어 요즘에 더욱더 주목받고있는 저궤도의 위성이동통신 서비스의 대해서도 알아보았다.

#### 가. 정지위성을 이용한 위성휴대전화 미니-엠

위성휴대전화는 국제이동위성기구(Inmarsat)에서 미니-엠(Mini-M)이라는 이름으로 이미 서비스 중에 있다. 미니-엠은 태평양과 대서양상공 36000Km에 떠있는 4기의 인말세트(Inmarsat) 정지궤도 위성을 이용하여 음성전화뿐만 아니라 2,400~4,800bps의 속도로 데이터통신, 팩스 송수신을 할 수 있는 서비스이다. 미니-엠(Mini-M) 서비스는 2Kg 정도의 전용단말기를 이용하여 기상조건이나 장소에 상관없이 전세계 어디서나 통신할 수 있는 서비스다. 미니-엠은 그 동안 단말기가격이 비싸서 일반인

들이 선뜻 이용하지 못했으나 최근 한국통신에서 임대보증금 50만원에 저렴한 월 사용료로 유상임대서비스를 개시해 많은 호응을 얻고 있다. 미니-엠은 특히 통신시설이 낙후된 도서지역이나 사막, 고산지대 등에서 유용하게 이용할 수 있는데 지난번 괌 대한항공여객기 추락사고 때도 현지의 사고수습에 활용됐다.

#### 나. 범세계 개인휴대통신(GMPCS)

범세계 개인휴대통신(GMPCS : Global Mobile Personal Communications by Satellite)은 내년 하반기에 서비스개시를 목표로 많은 세계 기업들이 참여하여 활발히 추진되고 있다. GMPCS는 정지궤도 위성을 이용하는 미니-엠과는 달리 500~10000Km의 높이에서 지구를 회전하는 중·저궤도 위성을 이용하는데, 해외여행 또는 출장자의 휴대전화 및 데이터통신, 국제빔빔 등을 세계 어디를 가나 단일번호로 사용하게 된다. 때문에 '언제 어디서나 누구와도 통신하고자 하는 인류의 꿈'을 해결해주는 수단으로 주목받고 있다. GMPCS 프로젝트는 세계적으로 10여 개에 달하는데 이 가운데 대표적인 것은 이리듐, 글로벌스타, 오딧세이, 텔레데식, ICO 등이다.

##### (1) 이리듐(Iridium)

미국 모토롤라가 주도하는 프로젝트로 총 42억 달러를 투입, 6개의 궤도에 66개의 위성을 지상 780킬로미터에 쏘아 올려 통신망을 구축하였다. 현재 우리 나라의 SK텔레콤을 비롯해 일본 DDI, 독일 페바콤 등 14개국 17개 투자자가 참여하고 있다. GMPCS 프로젝트 중 가장 먼저 위성을 쏘아 올렸으며 현재 서비스 중이다. 가입자수는 2001년까지 200만명, 2010년에는 400만 명으로 예상하고 있다. 이리듐이 다른 프로젝트에 비해 차별화 되는 점은 위성간의 로밍으로, 위성에서 위성으로 신호중계

기능이 있어서 지상과 공중을 여러 번 왕복하는 불편이 없다. 대신 위성 제작이나 운영의 기술적인 어려움이 따른다.

#### (2) 글로벌스타(Globalstar)

위성 전문업체인 로탈사가 CDMA 원천기술을 보유하고 있는 켈컴사와 연합해 시작한 프로젝트로서 1,389Km의 궤도에 48개의 위성을 쏘아 올려 99년부터 서비스를 제공할 계획이다. 이리듐보다 위성궤도가 높아 수명이 길며 통신망운영이 쉽다.

#### (3) ICO(Intermediate Circular Orbit)

전세계 67개국 135개 회원사가 참여하는 국제기구 인텔샤프트에 의해 추진된다. 미국이 주도하는 GMPCS 사업에 대응한다는 점에서 지지도가 높은 편이다. 39억 달러를 투자해 1만355킬로미터 상공에 12개의 위성을 발사, 2000년부터 상용서비스를 제공할 계획이다. 이리듐이나 글로벌스타에 비해 훨씬 높은 중궤도를 사용하기 때문에 그만큼 위성수가 적고 경제적이다. 현재까지의 계획에 따르면 ICO전화기 가격이 500달러 선으로 가장 저렴하고 통화료도 1분 기준 1달러 50센트 정도로 싼 것이 강점이다.

#### (4) 오딧세이(Odyssey)

ICO와 같은 중궤도를 활용하며 미국 TRW사와 캐나다의 테레글로브사가 주도하고 있다. 98년부터 위성을 발사해 2000년부터 상용서비스에 나설 예정이다. 위성의 기능을 단순화하고 대형화해 수명을 10~15년으로 대폭 연장시켰다. 국내에서는 대우와 금호그룹이 공동 출자할 예정이다.

#### (5) 텔레데식(Teledesic)

미국의 자존심인 마이크로소프트가 주도적으로 참여한다. 위성 수는 840개이며 추진이 늦은 관계로 서비스시기도 2001년경으로 가장 늦다. 멀티미디어 위성통신까지 연구되고 있다는 점에서 잠재력이 높다고 평가되고 있다.

#### (5) IMT-2000

한편 차세대 멀티미디어 이동 통신으로 '꿈의 이동통신 서비스'로도 불리는 범세계 이동통신(IMT-2000)은 전세계의 이동통신서비스를 하나로 묶는 것을 그 궁극적인 목표로 하여 추진 중에 있다. IMT(International Mobile Telecommunication)는 원래 미래육상이동통신(FPLMTS)에서 그 개념이 시작되었는데 각 나라와 시스템마다 다른 전세계의 이동통신서비스들을 하나의 무선개인통신시스템으로 통합해 세계 어느 지역에서나 고속의 멀티미디어서비스를 제공하게 된다. 범세계 이동통신 개발사업은 일본의 NTT도코모사와 스웨덴의 에릭슨사 등에서 추진하고 있는데 우리 나라에서는 최근 SK텔레콤에서 시험시스템 개발에 성공한 것으로 알려졌다.

## 제 2 절 지구국운용현황

태양에 의한 위성전파교란 예보를 위해서는 기본적으로 필요한 자료로 지구국의 제원과 이에 따른 지구국이 이용하는 위성의 제원이다. 따라서 본 절에서는 정지위성을 대상으로 하는 우리 나라의 지구국현황과 더불어 그와 관련된 주파수자원, 정지위성 제원 등에 대하여 알아보았다.

### 1.지구국현황

현재 ITU에 가입되어있는 정지위성과 통신하고있는 우리 나라의 지구

국의 개수는 총 155개이다. 지역적으로 보면 약 30여 개 지역이다. 이들 155개의 지구국의 위치정보와 대상위성과 위성의 위치들은 표 2-2에 정리하였다[6].

## 2. 주파수와 채널

위성방송의 경우 위성방송에 사용되는 주파수는 ITU에서 결정한다. ITU의 결정에 의해 제1지역인 유럽과 아프리카는 11.7~12.5GHz와 21.4~22.0GHz를, 제2지역인 아메리카는 2.31~2.36GHz, 12.2~12.7GHz, 17.3~17.8GHz를 제3지역인 아시아와 태평양지역은 2.53~2.65GHz, 11.7~12.2GHz, 21.4~22.0GHz를 할당받았으며, 이외에 공동주파수대역으로 0.62~0.79GHz, 1.42~1.53GHz, 40.5~42.5GHz, 84.0~86.0GHz가 위성방송용 주파수대역으로 할당되었다[4].

현재의 방송위성은 이러한 주파수 대역 중에 12GHz 대를 이용하고 있으며, 이중에 24개 채널이 ITU의 전파규칙(Radio regulation)에 의해 동경 110°의 정지궤도에 할당되고 있으며, 이중 6개 채널이 우리 나라에 할당되고 있는 상태이다. 또한 인접한 국가에서 위성방송을 행하는 경우 인접국간의 위성방송신호의 상호간섭이 문제가 된다. 이 경우 채널 할당시 채널 간격을 충분히 띄우면 되지만, 이 방법은 전파의 효율적인 이용이라는 측면에서 좋은 방법이 아니기 때문에 실제로는 인접해 있더라도 편파로 바꾸는 방법이 취해지고 있다. 이러한 편파방식에 의해 우리 나라는 좌회전편파의 채널이 할당되어 있으며 일본의 경우 우회전편파의 채널이 할당되어 있다.

표 2-3은 무궁화위성과 아직 위성이 발사되지 않은 데이콤이 등록한 주파수 현황을 나타낸 표이다.

표 2-2 우리 나라의 지구국 위치정보와 대상위성(단위는 ° )

지구국	경도(°)	위도(°)	고도(M)	대상위성	위성직하점(°)
ASAN 1A	127.02	36.73	80	INTELSAT5 PAC1	174
ASAN 1A	127.02	36.73	80	INTELSAT5 PAC2	177
ASAN 1A	127.02	36.73	80	INTELSAT5 PAC3	180
ASAN 1A	127.02	36.73	80	INTELSAT5 PAC1	174
ASAN 1A	127.02	36.73	80	INTELSAT5 PAC2	177
ASAN 1A	127.02	36.73	80	INTELSAT5 PAC3	180
ASAN 2A	127.02	36.73	80	INTELSAT6 63E	63
ASAN 2A	127.02	36.73	80	INTELSAT5 INDOC4	66
ASAN 2A	127.02	36.73	80	INTELSAT5A INDOC1	60
ASAN 2A	127.02	36.73	80	INTELSAT6 63E	63
ASAN 2A	127.02	36.73	80	INTELSAT5 INDOC4	66
ASAN 2A	127.02	36.73	80	INTELSAT5A INDOC1	60
BAKRUNGDO 1	124.63	37.97	20	KOREASAT-1	116
BAKRUNGDO 1	124.63	37.97	20	KOREASAT-2	113
BAKRUNGDO 2	124.63	37.97	20	KOREASAT-1	116
BAKRUNGDO 2	124.63	37.97	20	KOREASAT-2	113
BAKRUNGDO 3	124.63	37.97	20	KOREASAT-1	116
BAKRUNGDO 3	124.63	37.97	20	KOREASAT-2	113
BOEUN 3A	127.86	36.44	195	INTELSAT5A PAC1	174
BOEUN 3A	127.86	36.44	195	INTELSAT5 INDOC4	66
BOEUN 3A	127.86	36.44	195	INTELSAT6 63E	63
BOEUN 4	127.86	36.44	180	INTELSAT5 PAC1	174
BOEUN 4	127.86	36.44	180	INTELSAT7 174E	174
BOEUN 5	127.86	36.44	204	INTELSAT5 INDOC1	63
BUSAN D1	129.04	35.08	50	INTELSAT5A PAC2	177
BUSAN V1	129.04	35.08	50	INTELSAT5A PAC2	177
CHUNCHEON V1	127.72	37.87	95	INTELSAT5A PAC2	177
DAEGU	128.52	35.83	23	USGCSS PH2 W PAC	175
DAEGU D1	128.6	35.86	70	INTELSAT5A PAC2	177
DAEJON D1	127.43	36.35	74	INTELSAT5A PAC2	177

표 2-2 계속

지구국	경도(°)	위도(°)	고도(M)	대상위성	위성직하점(°)
DONGHAE 1	129.11	37.53	50	KOREASAT-1	116
DONGHAE 1	129.11	37.53	50	KOREASAT-2	113
DONGHAE 2	129.11	37.53	50	KOREASAT-1	116
DONGHAE 2	129.11	37.53	50	KOREASAT-2	113
DONGHAE 3	129.11	37.53	50	KOREASAT-1	116
DONGHAE 3	129.11	37.53	50	KOREASAT-2	113
DONGSONG 1	127.22	38.26	294	KOREASAT-1	116
DONGSONG 1	127.22	38.26	294	KOREASAT-2	113
DONGSONG 2	127.22	38.26	294	KOREASAT-1	116
DONGSONG 2	127.22	38.26	294	KOREASAT-2	113
DONGSONG 3	127.22	38.26	294	KOREASAT-1	116
DONGSONG 3	127.22	38.26	294	KOREASAT-2	113
GEOJEDO 1	128.63	34.71	260	KOREASAT-1	116
GEOJEDO 1	128.63	34.71	260	KOREASAT-2	113
GEOJEDO 2	128.63	34.71	260	KOREASAT-1	116
GEOJEDO 2	128.63	34.71	260	KOREASAT-2	113
GEOJEDO 3	128.63	34.71	260	KOREASAT-1	116
GEOJEDO 3	128.63	34.71	260	KOREASAT-2	113
GEUMSAN 1	127.49	36.12	156	INTELSAT5 PAC3	180
GEUMSAN 2	127.49	36.12	156	INTELSAT5A INDOC1	60
GEUMSAN 2	127.49	36.12	156	INTELSAT6 60E	60
GEUMSAN-2	127.46	36.13	170	INTELSAT4A INDOC1	63
INCHEON V1	126.63	37.46	40	INTELSAT5A PAC2	177
JEJU V1	126.53	33.5	65	INTELSAT5A PAC2	177
JEOJIN 1	128.39	38.55	60	KOREASAT-1	116
JEOJIN 1	128.39	38.55	60	KOREASAT-2	113
JEOJIN 2	128.39	38.55	60	KOREASAT-1	116
JEOJIN 2	128.39	38.55	60	KOREASAT-2	113
JEOJIN 3	128.39	38.55	60	KOREASAT-1	116

표 2-2 계속

지구국	경도(°)	위도(°)	고도(M)	대상위성	위성직하점(°)
JEOJIN 3	128.39	38.55	60	KOREASAT-2	113
KANGHWA 1	126.36	37.73	5	KOREASAT-1	116
KANGHWA 1	126.36	37.73	5	KOREASAT-2	113
KANGHWA 2	126.36	37.73	5	KOREASAT-1	116
KANGHWA 2	126.36	37.73	5	KOREASAT-2	113
KANGHWA 3	126.36	37.73	5	KOREASAT-1	116
KANGHWA 3	126.36	37.73	5	KOREASAT-2	113
KANGNEUNG V1	128.9	37.75	30	INTELSAT5A PAC2	177
KUMSAN 1	127.49	36.12	156	INTELSAT4A PAC1	174
KUMSAN 1	127.49	36.12	156	INTELSAT5A PAC2	177
KUMSAN 4B	127.49	36.12	150	INTELSAT MCS PAC	180
KUMSAN 4B	127.49	36.12	150	INTELSAT MCS PAC	180
KUMSAN 5A	127.49	36.12	165	INTELSAT5 183E	-177
KUMSAN 6B	127.49	36.12	159	INMARSAT-2 IOR 1	64.5
KUNSAN 1	126.62	35.93	60	KOREASAT-1	116
KUNSAN 1	126.62	35.93	60	KOREASAT-2	113
KUNSAN 2	126.62	35.93	60	KOREASAT-1	116
KUNSAN 2	126.62	35.93	60	KOREASAT-2	113
KUNSAN 3	126.62	35.93	60	KOREASAT-1	116
KUNSAN 3	126.62	35.93	60	KOREASAT-2	113
KUNSAN V1	126.72	35.98	40	INTELSAT5A PAC2	177
KWANGJU D1	126.86	35.14	60	INTELSAT5A PAC2	177
MANRIPO 1	126.16	36.83	100	KOREASAT-1	116
MANRIPO 1	126.16	36.83	100	KOREASAT-2	113
MANRIPO 2	126.16	36.83	100	KOREASAT-1	116
MANRIPO 2	126.16	36.83	100	KOREASAT-2	113
MANRIPO 3	126.16	36.83	100	KOREASAT-1	116
MANRIPO 3	126.16	36.83	100	KOREASAT-2	113
MARADO 1	126.27	33.28	97	KOREASAT-1	116



표 2-2 계속

지구국	경도(°)	위도(°)	고도(M)	대상위성	위성직하점(°)
MARADO 1	126.27	33.28	97	KOREASAT-2	113
MARADO 2	126.27	33.28	97	KOREASAT-1	116
MARADO 2	126.27	33.28	97	KOREASAT-2	113
MARADO 3	126.27	33.28	97	KOREASAT-1	116
MARADO 3	126.27	33.28	97	KOREASAT-2	113
MOKPO V1	126.38	34.79	40	INTELSAT5A PAC2	177
PUSAN 1	129.09	35.05	240	KOREASAT-1	116
PUSAN 1	129.09	35.05	240	KOREASAT-2	113
PUSAN 2	129.09	35.05	240	KOREASAT-1	116
PUSAN 2	129.09	35.05	240	KOREASAT-2	113
PUSAN 3	129.09	35.05	240	KOREASAT-1	116
PUSAN 3	129.09	35.05	240	KOREASAT-2	113
SATREC KAIST KORE	127.36	36.37	76	KITSAT-2	-180
SEOUL 1E	127.08	37.53	35	INTELSAT5A PAC1	174
SEOUL 1E	127.08	37.53	35	INTELSAT7 174E	174
SEOUL AFP	126.98	37.57	101	INTELSAT5 INDOC1	63
SEOUL AFP	126.98	37.57	101	INTELSAT5 INDOC1	63
SEOUL D1	127.09	37.52	50	INTELSAT5A PAC2	177
SEOUL REUTERS 01	126.98	37.57	101	INTELSAT6 63E	63
SEOUL REUTERS 02	126.96	37.52	70	INTELSAT6 63E	63
SEOUL V1	127.09	37.52	80	INTELSAT5A PAC2	177
SOHUKSANDO 1	125.11	34.07	540	KOREASAT-1	116
SOHUKSANDO 1	125.11	34.07	540	KOREASAT-2	113
SOHUKSANDO 2	125.11	34.07	540	KOREASAT-1	116
SOHUKSANDO 2	125.11	34.07	540	KOREASAT-2	113
SOHUKSANDO 3	125.11	34.07	540	KOREASAT-1	116
SOHUKSANDO 3	125.11	34.07	540	KOREASAT-2	113
SOKCHO 1	128.58	38.22	20	KOREASAT-1	116
SOKCHO 1	128.58	38.22	20	KOREASAT-2	113

표 2-2 계속

지구국	경도(°)	위도(°)	고도(M)	대상위성	위성직하점(°)
SOKCHO 2	128.58	38.22	20	KOREASAT-1	116
SOKCHO 2	128.58	38.22	20	KOREASAT-2	113
SOKCHO 3	128.58	38.22	20	KOREASAT-1	116
SOKCHO 3	128.58	38.22	20	KOREASAT-2	113
TAEJEON 1	127.35	36.36	67	KOREASAT-1	116
TAEJEON 1	127.35	36.36	67	KOREASAT-2	113
TAEJEON 2	127.35	36.36	67	KOREASAT-1	116
TAEJEON 2	127.35	36.36	67	KOREASAT-2	113
ULREUNG V1	130.86	37.46	150	INTELSAT5A PAC2	177
ULRUNGDO 1	130.9	37.51	270	KOREASAT-1	116
ULRUNGDO 1	130.9	37.51	270	KOREASAT-2	113
ULRUNGDO 2	130.9	37.51	270	KOREASAT-1	116
ULRUNGDO 2	130.9	37.51	270	KOREASAT-2	113
ULRUNGDO 3	130.9	37.51	270	KOREASAT-1	116
ULRUNGDO 3	130.9	37.51	270	KOREASAT-2	113
WIDO 1	126.28	35.58	220	KOREASAT-1	116
WIDO 1	126.28	35.58	220	KOREASAT-2	113
WIDO 2	126.28	35.58	220	KOREASAT-1	116
WIDO 2	126.28	35.58	220	KOREASAT-2	113
WIDO 3	126.28	35.58	220	KOREASAT-1	116
WIDO 3	126.28	35.58	220	KOREASAT-2	113
YEOSU 1	127.58	34.66	319	KOREASAT-1	116
YEOSU 1	127.58	34.66	319	KOREASAT-2	113
YEOSU 2	127.58	34.66	319	KOREASAT-1	116
YEOSU 2	127.58	34.66	319	KOREASAT-2	113
YEOSU 3	127.58	34.66	319	KOREASAT-1	116
YEOSU 3	127.58	34.66	319	KOREASAT-2	113
YONGIN 1	127.23	37.2	140	KOREASAT-1	116
YONGIN 1	127.23	37.2	140	KOREASAT-2	113

표 2-2 계속

지구국	경도(°)	위도(°)	고도(M)	대상위성	위성직하점(°)
YONGIN 2	127.23	37.2	140	KOREASAT-1	116
YONGIN 2	127.23	37.2	140	KOREASAT-2	113
YONGSAN	126.96	37.52	74	INTELSAT5 PAC1	174
YOUNGIL 1	129.56	36.05	134	KOREASAT-1	116
YOUNGIL 1	129.56	36.05	134	KOREASAT-2	113
YOUNGIL 2	129.56	36.05	134	KOREASAT-1	116
YOUNGIL 2	129.56	36.05	134	KOREASAT-2	113
YOUNGIL 3	129.56	36.05	134	KOREASAT-1	116
YOUNGIL 3	129.56	36.05	134	KOREASAT-2	113

표 2-3 Koreasat 과 Dacom의 주파수 자원[6]

Koreasat-1	할당주 파수(MHz)	BW(KHz)	
	14038 ~ 14458	36000	E
	12290 ~ 12710	36000	R
Koreasat-2	할당주 파수(MHz)	BW(KHz)	
	12290 ~ 12710	36000	R
	12251 ~ 12748	1000	R
	12251 ~ 12748	1000	R
	14000 ~ 14499	1000	E
	14038 ~ 14458	36000	E
	14001 ~ 14498	1000	E
Dacom	할당주 파수(MHz)	BW(KHz)	
	7954.5 ~ 8114.5	77000	R
	8098.0 ~ 8414.0	36000	R
	7954.5 ~ 8114.5	77000	R
	7908.0 ~ 7924.0	16000	R
	7304.5 ~ 7464.5	77000	E
	7448.0 ~ 7764.0	36000	E
	7258.0 ~ 7274.0	16000	E
# R:수신(Receiving) E: 송신(Transmitting) BW: 주 파수대역(BandWidth)			

### 3. 국내에 서비스를 제공하는 정지위성

무궁화위성 외에 우리 나라에 위성통신서비스를 제공하는 위성은 INTELSAT위성과 INMARSAT위성 등이 있다. 그림 2-1은 ITU에 등록된 자료를 기초로 현재 우리 나라에 위성서비스를 제공하고 있는 위성들의 위치를 지도상에 나타낸 것이다.

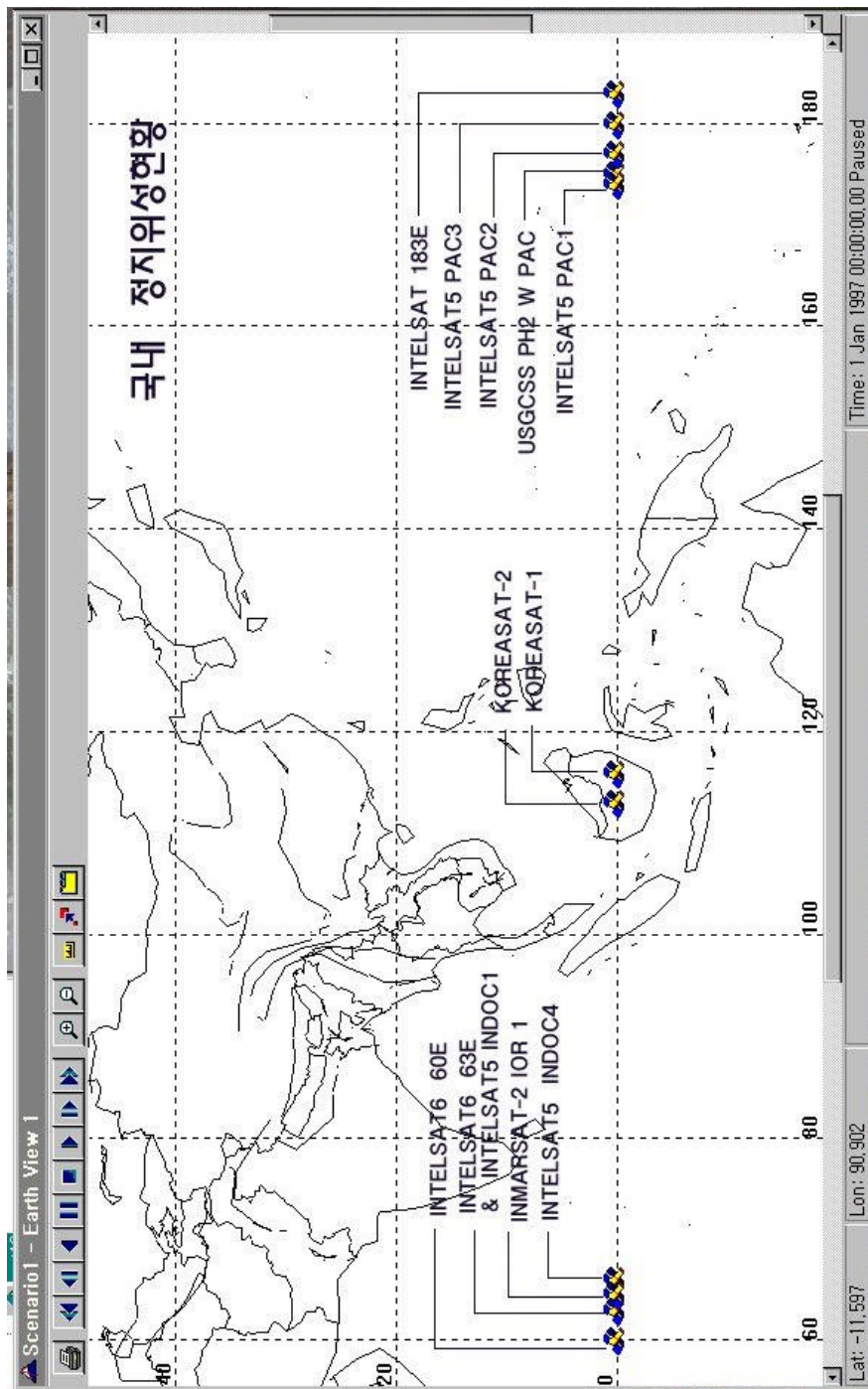


그림 2-1 국내에 지구국이 있는 정지위성 위치현황

여기서 무궁화 2호의 경우 실제로는 무궁화 1호와 동일 경도상에 위치하고 있는데, 무궁화 3호가 궤도상에 올라가면 113° E로 이동하여 운용될 예정이라 여기서는 ITU에 등록된 것을 기준으로 하여 113° E에 편의를상 무궁화 2호를 표시하였다. INTELSAT 위성의 경우는 태평양지역의 3개와 인도양지역의 3개로 총 6개이다. 표 2-4는 INTELSAT 위성 시리즈의 주요 특징들에 대해 정리한 것이다. INTELSAT 위성의 경우 중계기는 C-band와 Ku-band를 사용하고 그 개수는 인도양지역의 INTELSAT VI의 경우는 C-band 영역에서 38개, Ku-band에서 10개로 총 48개를 가지고있고, 태평양지역의 INTELSAT VII의 경우 C-band에서 26개, Ku-band에서 10개로 총 36개이고, INTELSAT VII-A의 경우는 C-band의 경우는 26개로 INTELSAT VII와 같고 Ku-band에서 14개로 총 40개이다[25]. 다음의 표 2-5는 무궁화위성 1, 2호와 앞으로 발사예정인 무궁화 3호의 기술적인 제원을 나타낸 것이다. 무궁화 1호와 2호의 제원은 모두 같다. 단지, 주파수의 효율적인 관리를 위하여 편파방식에 있어서만 방식을 달리하여 운용된다.

### 제 3 절 앞으로의 통신 · 방송위성

1957년 10월 4일 소련에서 세계 최초로 스푸트니크호를 쏘아 올린 이후로 96년 말까지 각국에서 발사한 인공위성은 4832개에 이르고 있다. 이중에서 627개의 정지궤도위성과 1755개의 궤도위성 등 2382개의 인공위성 우주공간에서 운용중이다. 동경55도와 서경170도 사이의 아시아, 태평양지역에 있는 정지위성은 258개로 대부분 통신 · 방송용이며 일부가 기상관측용과 군사목적용 인공위성이다.

앞으로 아 · 태지역에서는 2006년까지 통신 · 방송용 정지위성 280여 개와 위성이동통신용 인공위성 300여 개가 추가 발사될 전망이다. 우리나라에서 추진하고 있는 위성사업은 무궁화위성과 우리별 위성 그리고 다

표 2-4 Intelsat 위성시리즈의 주요특징[5]

		I 호	II 호	III 호	IV 호	IV A 호	V 호
자세안정방식		싱글스핀	싱글스핀	듀얼스핀	듀얼스핀	듀얼스핀	3축안정
발사/궤도중량(Kg)		39/34	86/77	152/130	722/587	823/665	1053/826
발사/궤도전력(Kg)		45/40	100/85	176/131	/454	/525	1725/1221
전송용량(전화회선/TV채널)		240 or 1	240 or 1	1200/2	4000/2	6000/2	12000/2
설계수명		1.5	3	5	7	7	7
1호발사(년)		1965	1966	1968	1971	1975	1980
중계기수		2	5	8	12	20	27
비용 (백만\$)	위성(평균)	6.7	3.2	6	17.6	23.2	33.6
	발사비용	5	5	6	16	23	37.6
	합계	11.7	8.2	12	33.6	46.2	71.2
주제조업체		Hughes	Hughes	TRW	Hughes	Hughes	Loral
		V A 호	VI 호	VII 호	VII A 호	VIII 호	VIII A 호
자세안정방식		3축안정	듀얼스핀	3축안정	3축안정	3축안정	3축안정
발사/궤도중량(Kg)		1100/863	2533/1910	1825/1470	/1823	/1530	/1587
발사/궤도전력(Kg)		1742/1241	/2100	3900/3531	/5326	/4800	/4800
전송용량(전화회선/TV채널)		1200/2	24000/2	18000/3	22500/3	25000/3	12000/2
설계수명		7	13	15	15	13~19	13~19
1호발사		1985	1989	1993	1995	1996	1997
중계기수		38	48	36	40	-	-
비용 (백만\$)	위성(평균)	5	140	79	NA	83	83
	발사비용	50~55	130	NA	NA	NA	NA
	합계	85~90	270	-	-	-	-
주제조업체		Loral	Hughes	Loral	Loral	Martin	Martin

표 2-5 무궁화1,2호의 기술적 제원

		통신용	방송용
중계기	중계기수	12	3
	TWTA출력(W)	14	120
	대역폭(MHz)	36(Ku-band)	27(Ku-band)
	EIRP(dBW)	50.2	59.4
	G/T(dB/K)	13.5	13.0
	편파(Polarization)	수평(상향),수직(하향)-1호 수직(상향),수평(하향)-2호	좌원형편파(LHCP)
주파수	상향링크	14.0~14.5GHz	14.5~14.8GHz
	하향링크	12.25~12.75GHz	11.7~12.0GHz

# LHCP : Left-Hand Circularly Polarized waves

# TWTA : Traveling Wave Tube Amplifier

# G/T : Antenna Gain To System Noise

목적 실용위성 등이 있다. 원만한 위성사업의 추진을 위해서는 위성궤도 확보와 더불어 주파수 자원의 확보도 중요하며, 이를 위한 경쟁도 치열해지고 있다. 위성궤도의 경우 아시아·태평양지역의 경우 95년 말 이미 가용 궤도 수 100~150개를 훨씬 초과한 459개의 궤도가 신청되어있는 실정이다. 정부와 무궁화위성사업을 주도하고있는 한국통신은 정지궤도 3개를 확보했으며, 향후 지역위성사업과 초고속 위성망 구축 등의 수요에 활용하기 위해서 정지위성궤도 5개와 위성방송용 궤도 6개, 방송채널 138개를 등록 신청하였다. 또 (주)데이콤도 자체위성사업을 위해 X-band 용 3개와 Ka-band용 4개의 위성궤도등록을 추진중이다. 이처럼 21세기에 정보 통신시장을 주도하기 위해서는 위성관련 기술연구개발과 더불어 주파수자원의 확보도 중요하다.



## 제 3 장 위성통신과 태양활동

앞에서 우리 나라의 위성과 지구국의 운용현황에 대하여 간략히 알아보았다. 이렇게 위성시스템을 이용한 통신·방송은 이미 우리 생활 깊숙이 들어와 있지만, 아직 우리 나라에는 기업이나 정부차원에서의 원활한 위성통신을 위한 우주환경으로 인한 통신·방송장애 등의 예보 서비스가 부족한 현실이다. 이 장에서는 위성통신 시스템의 개요와 이런 우주환경 - 특히 기하학적인-으로 인한 장애 현상이 어떤 과정을 거치는지 간략히 연구하였다.

### 제 1 절 위성통신

위성통신이라고 함은 통신이라는 행위를 수행하는데 있어 그 수단으로 위성을 이용하는 것을 말한다. 그림 3-1은 위성통신의 기본적인 개념을 나타낸 그림이다. 지구국에서 위성으로 통신이 상향링크이고 위성에서 지구국으로의 통신이 하향링크이다. 위성통신을 통해 제공되는 서비스는 매우 다양하고 계속 발전하고 있다. 기본적인 위성을 통해 제공되는 서비스에는 다음과 같은 것들이 있다[23].

- 고정위성 서비스(FSS, Fixed Satellite Service)
- 방송위성 서비스(BSS, Broadcasting Satellite Service)
- 이동위성 서비스(Mobile Satellite Service)
- 항법위성 서비스(Navigational Satellite Service)
- 기상위성 서비스(Meteorological Satellite Service)

이러한 서비스의 종류에 따라 그리고, 지역에 따라 고유의 분배된 주

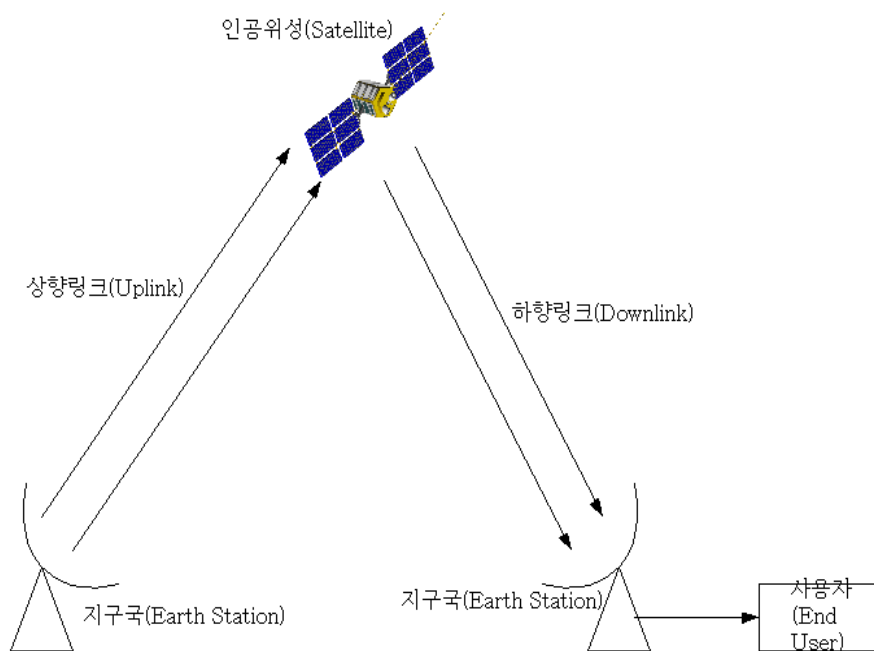


그림 3-1 위성통신의 개념도

표 3-1 주파수 대역의 명칭[13]

Frequency(GHz)	Band designation
0.1-0.3	VHF
0.3-1.0	UHF
1.0-2.0	L
2.0-4.0	S
4.0-8.0	C
8.0-12.0	X
12.0-18.0	Ku
18.0-24.0	K
24.0-40.0	Ka
40.0-100.0	mm

파수를 사용한다. 표 3-1은 일반적인 위성통신에서의 주파수대역에 따른 고유의 명칭을 나타낸 것이다. 최근에는 각 나라마다 혹은 통신방법에 따라 혼동이 있어서 새로운 명칭을 만들었다. 하지만, 본 연구에서는 표 3-1의 명칭을 사용하였다. 이 중에서 고정위성 방송서비스에는 주로 Ku-band와 Ka-band가 사용되고, GPS같은 항법서비스나 이동 통신의 경우는 S밴드, 또는 L 밴드를 사용한다. 하지만 주파수의 자원이 한정되어 있어서 효율적인 주파수활용을 위해 이러한 서비스별 분류뿐 아니라 지역적으로도 고유의 주파수가 할당되어있다. 이러한 주파수 분배는 ITU의 주관 하에 이루어지고 있으며, 편의를 위해 전세계를 다음의 3개 지역으로 나누어 주파수를 분배하고 있으며 우리는 제 3 지역에 해당된다.[13].

- 1 지역 : 유럽, 아프리카, 구 소련지역, 몽고
- 2 지역 : 북아메리카와 남아메리카, 그린랜드
- 3 지역 : 지역1을 제외한 아시아, 오스트레일리아, 남서태평양

## 제 2 절 태양간섭과 관계된 위성통신의 구성요소

위성통신을 구성하고있는 요소는 크게 세 가지로 나눌 수 있으며, 인공위성, 지구국, 위성과 지구국과의 통신(RF Link)다. 이들 요소는 각각 위성통신에서 핵심부분이며, 위성통신 시스템의 설계는 이 세 가지 요소에 의해 결정된다. 태양간섭 현상은 통신시스템에서 발생하는 현상으로 이들 세 가지 요소와 모두 관련이 있다. 우선 태양간섭 현상은 일반적으로 방송통신용 정지위성의 경우에 발생한다. 그 이유는 다음절에 정지위성궤도에서 다룰 것이다. 또 태양간섭 현상은 지구국의 안테나 시스템에 따라, 하향링크의 주파수 등에 따라 다른 양상을 보인다. 그러므로 이들에 관한 기본 지식과 상관관계를 이해하는 것은 본 연구에 매우 중요한

부분이다. 이 절에서 위에서 언급한 위성통신의 세 가지 요소인 지구국, 위성, 통신설계에 대하여 알아보았다.

## 1. 태양 간섭의 영향을 받는 지구국

지구국은 위성통신을 수행하는데 있어 지상에 있는 모든 기기 들을 일컫는 말이다. 지구국의 기본적인 그리고 주된 역할은 위성으로 신호를 보내고 받는 일이다. 물론 특별한 경우로 송신만, 또는 수신만 하는 지구국도 있다. 표 3-2는 고정위성서비스와 방송서비스를 제공하는 지구국의 일반적인 시스템 사양을 나타낸 것이다. 그림 3-2는 일반적인 지구국의 송신(Transmission), 수신(Reception), 안테나추적(Antenna Tracking)시스템을 나타내는 블록 다이어그램이다. 안테나의 주요 서브시스템은 다음과 같다.

표 3-2 고정방송 서비스를 위한 일반적인 지구국

	주파수대역	안테나크기 (m)	시스템 온도(K)	송신전력(W)	다중접속 방식
International	C, Ku	5~20	35~60	1000~10000	FDMA, TDMA
Domestic Trunk	C, Ku	5~12	60~200	100~5000	FDMA, TDMA
Video Distribution	C, Ku	5~10	100~300	N/A	FDMA
DBS	Ku, Ka	0.5~1.5	200~600	N/A	FDMA
VSAT	C, Ku	1~2	100~300	0.1~10	FDMA, TDMA, CDMA

# DBS(직접위성방송서비스, Direct Broadcasting Service)

#VSAT(위성전용망저속회선, Very Small Aperture Terminal)

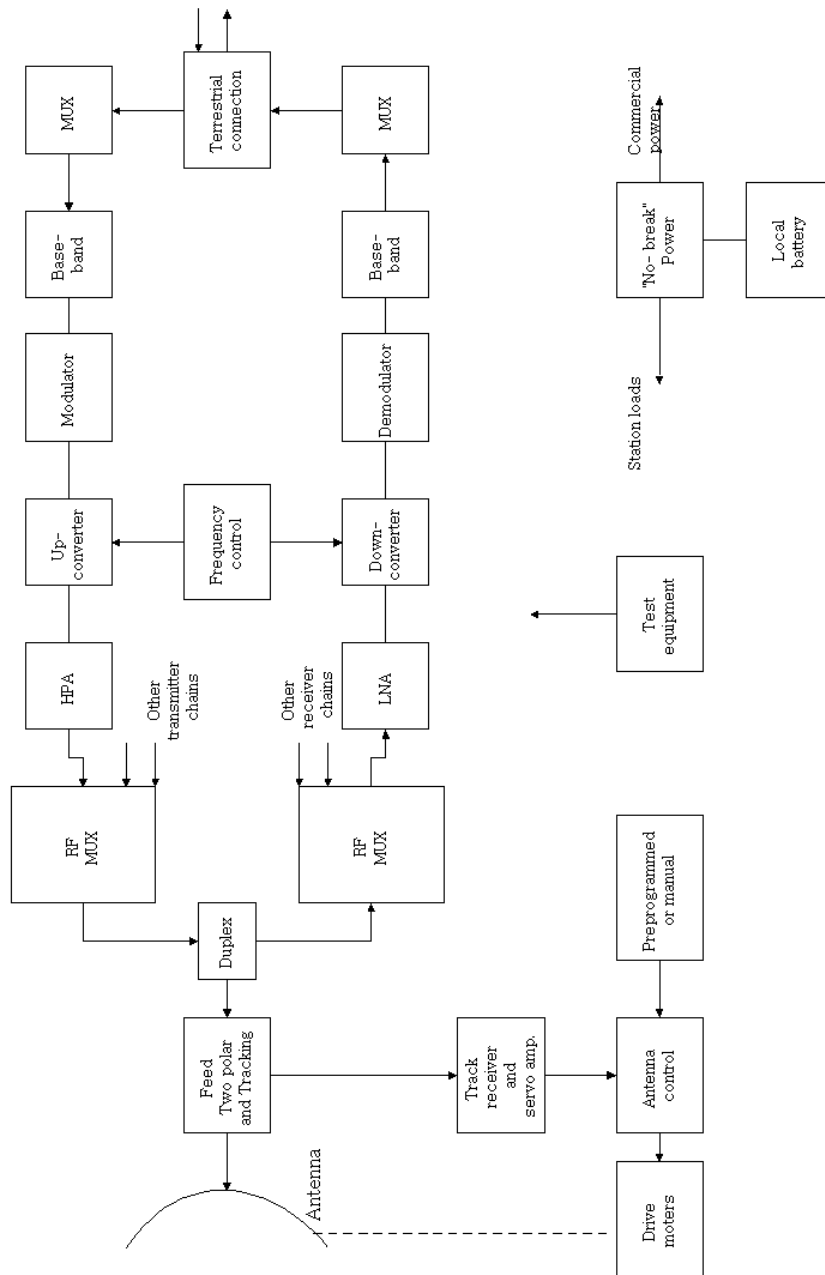


그림 3-2 일반적인 지구국 시스템

### (가)송신기

수 w의 전력만을 필요로 하는 데이터의 수집만을 위한 단순한 구조의 송신기에서 10kw의 전력을 필요로 하는 다중채널 송신을 위한 복잡한 구조까지 다양하다. 일반적으로 다중채널송신을 위해서는 TWTAs (Traveling Wave Tube Amplifiers)를 사용한다. 그리고, 각각의 채널은 HPA(High Power Amplifier)를 사용한다.

### (나)수신기

위성으로부터의 신호의 수신은 몇 개의 단계를 거친다. 우선 수신된 신호는 증폭(Amplified)되고, 다음 단계의 증폭과 복조를 위해 주파수를 낮추고, 다음으로 복조를 한 후 사용자에게 전달된다. 수신과정에 쓰이는 기기 들에는 LNA(Low Noise Amplifiers), DC(Down-Con- verters), 복조기가 있다. LNA는 지구국의 성능을 결정하는 중요한 요소 중 하나로 파라메트릭 증폭기(Parametric amplifier)와 GaAs FET 증폭기가 주로 사용된다. 특히 후자의 경우 낮은 잡음온도와 안정성, 저렴한 가격으로 수신전용 지구국에서 많이 사용된다. DC는 LNA으로부터 받은 변조된 무선신호의 주파수를 중간의 주파수로 변화시키는 장치이다.

### (다)안테나

안테나는 지구국의 가장 중요한 서브시스템 중 하나로 기본적인 기능은 상향링크 때 위성으로 복조된 반송파(Carrier wave)를 수신하는 것과 하향링크 때 위성으로부터 송신된 전파를 수신하는 것이다. 이를 효과적으로 수행하기 위해 안테나는 다음의 기본적인 세가지요소:

1. 높은 방향성의 이득(directive gain)
2. 낮은 잡음온도

### 3. 조정의 용이성

을 갖추어야한다. 또한 안테나의 각 특징들은 전체 통신시스템에 중요한 영향을 준다. 특히 태양간섭이 발생할 때는 안테나의 온도가 급격히 상승하는 영향을 주는데 이 영향이 통신두절을 일으키는 원인이 된다. 표 3-3은 안테나성능을 평가하는데 있어 가장 중요한 요소들과 그 영향들에 대한 것이다.

표 3-3 안테나의 특징과 그 영향

Characteristic	영향
전체이득(Overall Gain)	System G/Ts
안테나온도(Antenna Temp.)	G/Ts
Sidelobe level	간섭(C/I) , 안테나온도
Cross-polarized response	C/I, C/N
Beam Width	커버리지(Coverage), 추적장치

안테나에는 사용주파수에 따라, 구조에 따라 그 종류가 무척 다양하다. 하지만, 위성통신에서의 안테나는 일반적으로 포물형을 말하며, 접시형 안테나라고도 불린다.

이 보고서에서 언급하는 안테나는 특별한 언급이 없는 한 접시형을 말한다. 그림 3-3은 단면이  $y^2 = 4Fx$  인 포물형 안테나의 형태를 간략히 나타낸 것이다.

다음의 그림 3-4는 일반적인 접시형 안테나의 단점(fairly long waveguide, spillover)을 극복한 카세그레인식 안테나의 단면도이다. 안테나의 구조에서 가장 중요한 요소는 안테나의 직경이다. 안테나의 직경

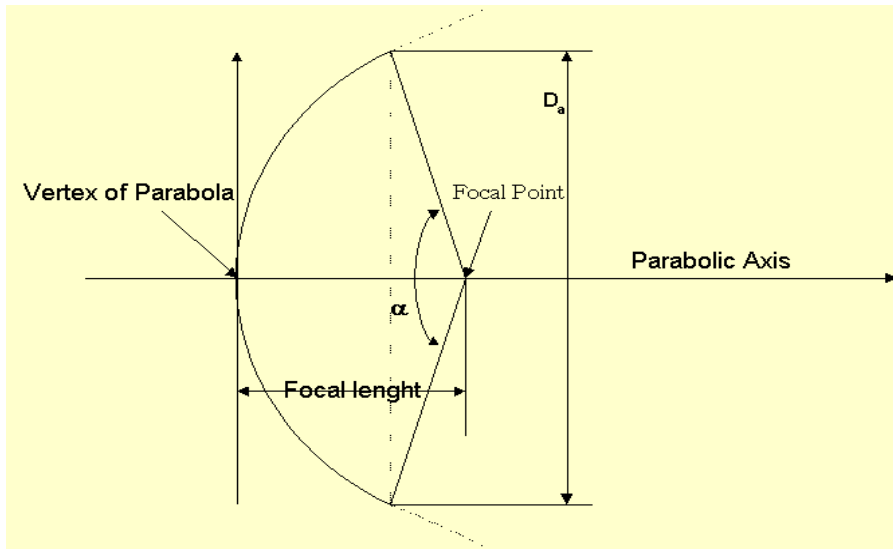


그림 3-3 포물형 안테나의 개략도 . F/D ratio : 안테나 접시의  
형태 결정, F: 초점거리 D: 안테나의 직경

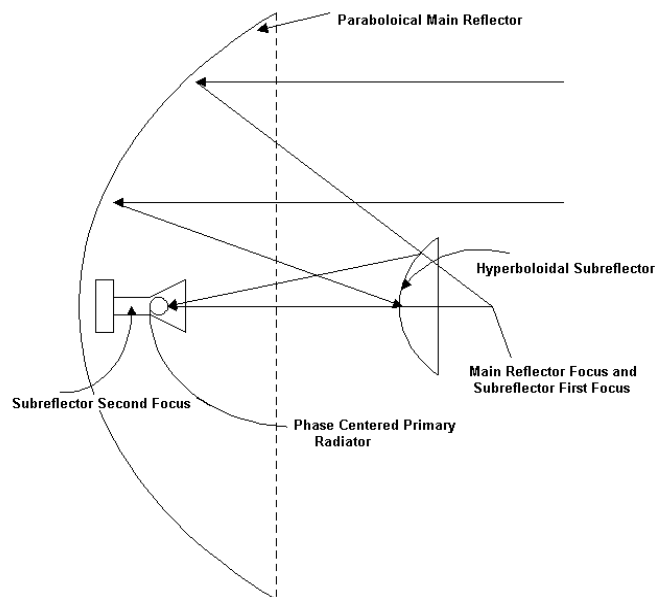


그림 3-4 카세그레인식 안테나의 개략도



은 위 표에서 빔 폭(Beam Width)을 결정짓는 중요한 변수 중 하나로 빔 폭은 다음과 같은 표현된다[11].

$$\theta_{HPBW} = \frac{21}{Df} (\text{deg}) \quad (3-1)$$

여기서  $f$ 는 주파수(GHz)이고,  $D$ 는 안테나의 직경(m)이다.  $\theta_{HPBW}$ 는  $HPBW$ (Half Power Beam Width)에 해당하는 값으로 전력이 3dB 떨어지는 지점의 각을 말한다. 식에서 보듯 안테나의 직경이 클수록 빔 폭은 좁아짐을 알 수 있다. 빔 폭이 좁으면 위성통신에서 좋은 송·수신 능력을 가질 수 있는 반면에 위성추적오차가 커지게 되는 단점이 있다.

또 다른 안테나의 특성을 결정짓는 요소로는 안테나이득(Gain)이 있다. 안테나의 이득은 안테나의 방향성의 정도를 나타내는 변수로 다음과 같이 정의된다.

$$\text{Gain} = 4\pi \times \frac{\text{POWER RADIATED PER UNIT SOLID ANGLE AT } (\theta_0, \phi_0)}{\text{NET POWER ACCEPTED BY ANTENNA}} \quad (3-2)$$

여기서  $\theta_0, \phi_0$ 는 안테나를 중심으로 한 구면좌표계에서의 값이다. 즉, 이득은 안테나가 어느 정도의 방향성을 가지고 전파를 송신, 또는 수신하는가를 나타내는 값이 되고, 안테나 빔을 중심으로 해서  $\theta_0, \phi_0$ 의 함수가 되는 일정한 패턴(이득패턴, Gain Pattern)을 가진다. 이득패턴은 여러 가지방법을 통해 식으로 표현된다. 하지만, 일반적으로 이득패턴은 안테나 설계시 실측값을 통해 안테나마다의 고유한 형태를 가진다. 안테나의 이득과 안테나의 실효면적과는 식 3-3과 같은 관계가 있다.

$$\frac{A_e}{G} = \frac{\lambda^2}{4\pi} \quad (3-3)$$

여기서  $A_e$ 는 안테나의 유효면적,  $G$ 는 이득,  $\lambda$ 는 파장이다. 한편, 이 연구에서는 안테나의 이득패턴으로 일반화된 식을 이용하였다. 이에 대해서는 뒤에 4장에서 언급할 것이다.

다음으로 안테나의 특성을 나타내는 요소로는 안테나의 온도가 있다. 안테나의 온도는 안테나의 성능을 방해하는 요소로 전파의 송수신에 잡음으로 작용한다. 그래서 안테나의 온도를 낮추는 것은 통신 성능을 향상시키는데 무척 중요한 과정중 하나이다. 그래서 안테나의 이득 대 온도비( $G/T$ )는 안테나의 성능지수로 통신시스템을 설계하는데 있어 매우 중요한 요소이다. 안테나의 온도는 안테나 내부의 시스템에서 기인하는 부분과 외부원에 기인하는 것으로 크게 두 가지로 나누어 생각해 볼 수 있다. 내부에서 기인하는 것은 시스템내부의 다양한 전기 회로에서 발생하는 것이고, 외부원에 해당하는 것은 무척 많지만 주목할 만한 것은 달에 의한 것과 이 연구의 주제인 태양에 의한 것 등이다.

## 2. 태양간섭과 관계된 위성

위성통신에서 가장 핵심적인 부분은 인공위성으로 그 분류기준에 따라 다양하게 분류될 수 있다. 가장 일반적인 분류는 궤도에 따른 분류로 정지궤도, 저궤도, 극궤도, 중궤도, 태양동기궤도 등이다. 각각의 궤도는 항법(Navigation), 기상, 과학탐사 등의 특수한 목적을 위해 개발되었다. 이 연구의 관심인 방송통신위성은 일반적으로 정지궤도를 이용한다. 하지만 최근에 들어서는 이리듐(Iridium)과 글로벌스타(Globalstar)등의 다양한 궤도가 개발되어 서비스준비중에 있는 실정이다.

● 정지궤도(GEO, Geostationary Orbit)상의 위성 : 정지궤도는 방송통신용으로 가장 일반적인 인공위성궤도로서, 지구 적도상공에서 고도 약 36000Km, 주기 1 항성일의 궤도이다. 정지궤도의 가장 큰 특징은 그 고도가 높아서 전 지구표면의 약 40%에 해당하는 지역을 볼 수 있다는 것이다. 이 정지궤도는 1940년대 중반에 영국의 Arthur C. Clarke 라는 사람에 의해 알려졌는데, Clarke는 정지궤도의 위성이 세 개만 있으면 극지방을 제외한 전 세계를 하나의 통신권으로 만들 수 있다는 것을 개발했다. 그래서 이 궤도는 Clarke 궤도라고 부르기도 한다. 이 궤도의 이름이 정지궤도인 이유는 주기가 1 항성일로 지구의 자전주기와 같게 하였기 때문이다. 1회귀년이 365.242일이므로 지구는 하루에 평균  $360^\circ / 365.242 = 0.9856^\circ$  씩 태양주위를 돌아야한다. 그러므로 1 태양일은 동안 지구는  $360.9856^\circ$  씩 돌아야하므로 1 항성일은 1 태양일에서 추가로 더 회전한 시간인  $(0.9856^\circ / 360.9856^\circ) (86400) \text{초} = 235.9 \text{초}$ 를 빼주어야 한다. 결과적으로 1항성일은  $86400 - 235.9 \text{초}$ , 즉 86164.1초가 된다. 주기 1항성일인 위성의 고도는 케플러의 제3법칙을 적용하여 간단히 계산할 수 있다.

$$r = \left( \frac{\mu}{4\pi^2} T^2 \right)^{1/3} \quad (3-4)$$

여기서  $r$  이 궤도의 반경이고  $\mu = 398600.5 \text{ km}^3/\text{s}^2$  과  $T = 86164.1 \text{ 초}$ 를 대입하면  $r = 42164.2 \text{ km}$ 가 된다. 그러므로 정지궤도의 고도는 35786km로 제한되어 있으며, 지구반경의 약 6.6배정도 되는 거리이다. 위와 같이 정지위성은 주기가 실질적인 지구의 자전주기와 같기 때문에 지구표면에서 볼 때는 항상 같은 위치에 정지해 있는 것으로 보인다. 정지위성이라고 불리는 것은 이런 이유 때문이다. 하지만, 실제로 정지궤도의 위성은 지

구의 비대칭 중력장과 태양, 달 등의 천체들로 인한 섭동으로 인해 궤도가 변하게된다. 이 중에서 지구의 비대칭 중력장으로 인해 위성의 경도가 표류하는 현상이 발생하는데, 이를 막기 위해 정지궤도의 위성은 0.1° 사각형내를 벗어나지 못하도록 궤도조정을 하도록 국제적으로 협약을 하였다. 그래서 일반적으로 정지위성의 위치는 위성의 직하점으로 간단히 표현한다. 가령 무궁화1호의 위치는 동경116° 로 표현한다. 한편 정지궤도는 적도평면의 한 궤도평면밖에 사용할 수 없기 때문에 정지궤도에 들어갈 수 있는 위성은 제한되어있다. ITU에서는 정지위성간의 간격을 위성간의 간섭문제로 인해 2° 로 제한해서 이론상 정지궤도에 있을 수 있는 정지위성은 최대 180개이다[7]. 이런 제한으로 인해 세계 각국의 정지궤도의 확보를 위한 노력은 대단하다. 현재 우리 나라가 확보하고있는 궤도는 110° E, 113° E, 116° E 이다.

- 저궤도 (LEO, Low Earth Orbit) 상의 위성 : 저궤도의 위성을 이용한 통신시스템은 최근에 주목을 받고있는 분야로 이리듐이나 글로벌스타 등의 저궤도위성 통신시스템이 서비스를 준비중이다. 저궤도의 고도는 일반적으로 750~1500km로 하는데 그 이유는 공기저항과 반알렌대의 영향을 최소화하기 위해서이다. 저궤도의 위성은 다양한 궤도기울기를 가질 수 있다. 이 중에서 궤도기울기가 90° 이상인 경우를 극궤도라고 부르는데 이리듐위성이 그 대표적으로 지구를 남북으로 공전하므로 지구가 자전하는 동안 전 지구를 볼 수 있다는 특징이 있으며 상대적으로 정지궤도위성보다 태양에 의한 전파간섭 영향이 적다.

- 중궤도(MEO, Medium Earth Orbit) 상의 위성 : 중궤도에 해당하는 고도는 약 10000~20000km정도이다. 이 고도 또한 반 알렌대를 피하기 위한 궤도이다.

중궤도나 저궤도 중에서 상대적으로 태양 간섭에 의한 교란을 받기 쉬운 궤도는 기울기가  $63.5^\circ$  경우인 태양동주기 궤도이다. 그 이유는 지구의 비대칭 중력장으로 인한 섭동량을 이용하여 궤도의 기울기 변화 없이 궤도의 승교점 변화의 주기가 1회귀년이 되도록해서 위성의 궤도가 언제나 태양을 향하도록 하였기 때문이다. 일반적인 통신위성은 아니지만 GPS(Global Positioning System)위성의 경우가 대표적이다.

### 3. 위성과 지구국의 링크

태양간섭과 관계된 세 번째 요소로 위성과 지구국을 링크하는 통신시스템을 들 수 있다. 위성통신의 운용에는 크게 두 가지 분야로 나누어 생각해 볼 수 있으며 하나는 위성과 지구국간의 무선링크부분으로 적당한 CNR(Carrier-to- Noise Ratio)를 계산하는 부분, 또 다른 하나는 CNR에 해당하는 채널 수와 채널 성능 등을 계산하는 부분으로 다중접속방식, 변조방식 등이 여기에 해당한다[22]. 여기서는 이 연구와 관련이 되는 위성과 지구국간의 무선링크부분에 대하여 알아보았다.

#### ● 기본적인 CNR 방정식

CNR을 계산은 송신단의 반송파 수준(Carrier Level)을 계산하는 것으로 시작된다. 송신단에서 등방형으로 방출하는 전력을  $P_T$ , 이득을  $G_T$ 라고 하고, 수신단까지의 거리는  $R$ , 수신단의 안테나의 유효반경을  $A_{eff}$  ( $\eta \times A$ ,  $\eta$ =안테나효율)라고 하면 반송파전력( $C$ )은 다음과 같은 식이 된다.

$$C = \frac{P_T}{4\pi R^2} G_T A_{eff} \quad (3-5)$$

즉,  $Flux\ density \times effective\ aperture = Carrier\ Level$  인 것이다. 위 식을 보면 수신단의 수신전력을 결정짓는 요소는 송신전력, 송신단과 수신단 사이의 거리, 송신단 안테나의 이득, 그리고, 수신단의 유효반경이라는 것을 알 수 있다. 여기에 유효반경에 관한 식 3-3을 이용하면,

$$C = \frac{P_T G_T}{4\pi R^2} \left( \frac{G_R \lambda^2}{4\pi} \right) \quad (3-6)$$

과 같이 쓸 수 있다.

통신시스템에서 원활한 정보전달, 즉 통신을 위해 요구되는 전력은 CNR로 결정지을 수 있다. CNR값은 BER(Bit Error Rate), 변조방식, 그리고 주파수 대역 등에 의해 결정된다. CNR를 계산하기 위해 필요한 잡음은 일반적으로 수신단의 열로 인한 열 잡음으로 정의한다.

$$N = k T_s B \quad (3-7)$$

여기서  $T_s$ 는 수신단 기기, 대기, 우주선, 강우, 태양 등에 의한 잡음온도를 모두 포함한 수신단 전체시스템의 온도이고  $B$ 는 변조방식에 의해 결정되는 주파수 대역이다. 위 식 3-6과 3-7을 이용하면 CNR는 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{C}{N} = \frac{P_T G_T}{(4\pi R/\lambda)^2} \left( \frac{G_R}{T_s} \right) \frac{1}{kB} \quad (3-8)$$

위 식에서 다음의 정의 :

$P_T G_T = EIRP$  (Effective Isotropic Radiated Power, 실효복사전력)

$$\left(\frac{4\pi R}{\lambda}\right) = FSL \text{ (Free Space Loss, 자유공간손실)}$$

을 사용하여 다시 쓰면

$$\frac{C}{N} = \frac{EIRP}{FSL} \left(\frac{G_R}{T_s}\right) \frac{1}{kB} \quad (3-9)$$

와 같이 된다.

위 식에서  $G_R/T_s$ 는 일반적으로  $G/T$  (이득대 잡음온도비)로 표기한다.

또, 단위 주파수당 잡음온도  $\left(N_0 = \frac{N}{B}\right)$ 을 써서 좀더 일반화된 CNR식을 쓰면 다음과 같다.

$$\frac{C}{N_0} = \frac{EIRP}{FSL} \left(\frac{G}{T}\right) \frac{1}{k} \quad (3-10)$$

실제에 있어서는 위 식에 대기, 추적오차 등의 손실이 포함된다. 이러한 손실을 포함하여 위 식의 단위를 dB 단위로 표현하면 다음과 같다. (편의상 dB 단위인 경우는 '[ ]'로 표현하였다)

$$[C/N_0] = [EIRP] - [FSL] + [G/T] - [k] - [L] \quad (3-11)$$

위 식의 단위는 다음과 같다.

$$[C/N_0] \quad \text{in dBHz}$$

$$[EIRP] \quad \text{in dBW}$$

$$[FSL], [L] \quad \text{in dB}$$

$$[G/T] \quad \text{in dB/K}$$

$$[k] = -228.6 \text{ dBJ/K} \quad (k = 1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K})$$

위 식은 위성통신에서 상향링크 때와 하향링크 때 모두 적용될 수 있는 식이다. 상향링크와 하향링크를 모두 포함한 전체 통신시스템의 CNR는 다음과 같이 계산된다.

$$(C/N_0)_{Total} = \frac{1}{(C/N_0)^{-1}_{down} + (C/N_0)^{-1}_{up}} \quad (3-12)$$

위에서 언급했듯이 어떤 통신시스템의 설계시 원활한 통신을 위해 요구되는 CNR의 값은 그 서비스 받는 지역의 특성, 접속방식, 변조방식 등에 의해 결정되고, 기타의 손실을 고려한 여유 분을 더하여 결정된다. 기타의 손실에 해당하는 예로는 Ku-band 영역에서는 강우 감쇠와 이 연구의 주제인 태양에 의한 위성전파교란(태양간섭) 있다.

#### ● 잡음온도

위성통신에 통신성능을 나타내는 CNR의 계산에서 가장 주된 요소는 시스템온도이다. 시스템의 온도는 잡음으로 작용하기 때문에 ‘잡음온도’라고도 부른다. 태양간섭 때 발생하는 안테나온도의 증가도 이 잡음온도의 일부에 해당하는 것이다. 그래서 이 절에서는 잡음온도를 구하는 과정을 간략히 소개하였다. 이 온도는 내부의 실제 수신기와 동일한 이득을 갖는 잡음 없는 수신기에서의 저항과 같다. 이 잡음온도에는 열 잡음, 대기와 그 밖의 외계원인에 의한 전파잡음, 기기 잡음 등을 포함된다. 잡음온도는 시스템의 개개의 지점의 잡음온도( $T_N$ )로 표현된다. 안테나온



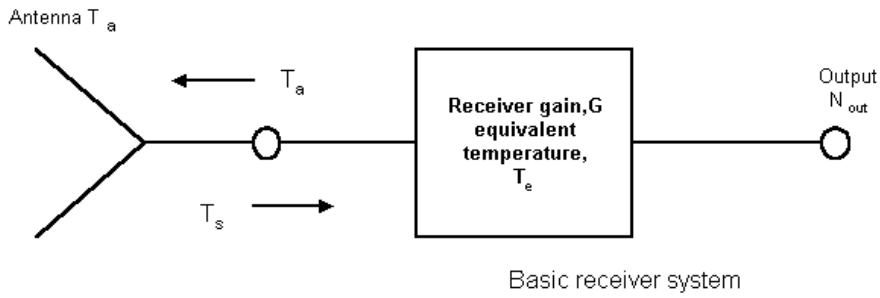


그림 3-5 안테나와 수신기를 포함하는 기본적인 수신시스템

도( $T_a$ )는 이 잡음온도의 특별한 경우에 해당한다(이 온도는 안테나의 끝에서 측정된 동일한 잡음전력을 갖는 저항의 온도와 같다).

각 단계의 특성이 주어진 경우에 시스템 잡음온도의 계산의 편리를 위해 초과 온도( $T_e$ )라는 개념을 도입하여 각각의 단계를  $T_e$ 로 특징지어 표현한다[22]. 이것은 시스템 잡음온도나 잡음온도와는 다른 것이다.

위 그림 3-5의 정의에 따라 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$N_{out} = kGT_sB \quad (3-13)$$

$$T_s = T_a + T_e \quad (3-14)$$

잡음온도와 시스템 잡음온도의 차이는 다음과 같다. 잡음온도(예. 안테나온도)는 'looking backward' 온도이다. 즉, 이 온도는 지금까지 기기를 통과하면서 발생된 것을 말한다. 시스템 잡음온도는 'looking forward' 온도이다. 즉, 이 온도는 이 후의 과정에서는 잡음 없는(noiseless) 기기를 가정하므로 전체 수신단의 온도를 말한다. 안테나단의  $G/T$ 는 수신단 입력에서의  $G/T$ 와 같다.

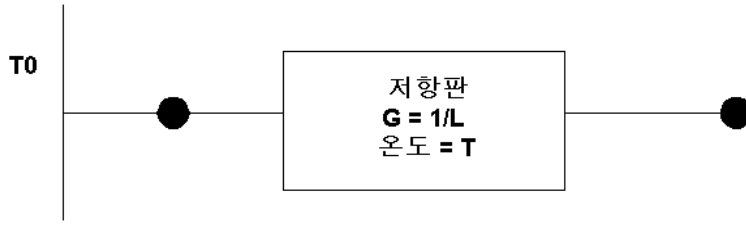


그림 3-6 간단한 저항판 회로의 경우에 잡음온도

특별한 경우의 예를 통해 보면 잡음온도는 다음과 같다. 그림 3-6과 같이 온도  $T$  저항이  $T_0$ 의 입력단에 연결되었을 때, 초과 온도는

$$T_e = T(L-1) \quad (3-15)$$

이고, 여기에 해당하는 잡음온도는 다음의 식과 같다.

$$T_N = \frac{T_0 + (L-1)T}{L} \quad (3-16)$$

여기서  $L$  는 감쇠기에 의한 손실이다. 그러면, 초과온도를 잡음지수 ( $F$ , Noise Figure) 개념을 이용하여 구하면 다음과 같다.

잡음지수는 시스템의 잡음으로 인해 입력신호의 감소 정도를 나타내는 값으로 다음과 같이 정의된다.

$$\frac{C_i}{N_i} = F \frac{C_o}{N_o} \quad (3-17)$$

입력과 출력 신호전력이 이득전력과 관계되어있고, 입력 잡음이  $kT_iB$  면, 출력 잡음은 다음과 같다.

$$N_{out} = FGkT_iB \quad (3-18)$$

위 식을 다시 쓰면,

$$N_{out} = (F-1)GkT_iB + GkT_iB \quad (3-19)$$

와 같다. 위 식에서 첫 번째 항이 초과잡음(Excess Noise)에 해당하고 두 번째 항이 기기의 이득에 의해 증가된 잡음이다. IEEE에서 표준화를 위해 잡음지수와 관련 있는 입력온도대신에  $T_0$  (290K)을 사용하므로 위 식은 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$N_{out} = GkT_aB + (F-1)GkT_0B \quad (3-20)$$

위 식에서 출력 잡음 전력이 전체 시스템온도와 이득 전력에 의한 값 이므로 위 식 3-14는 다음과 같이 된다.

$$T_s = T_a + (F-1)T_0 \quad (3-21)$$

한 편 위 식에서 안테나온도는 안테나가 원하는 대상으로부터의 신호 뿐 아니라, 여러 외부의 잡음( 대기, 지구복사, 태양, 달 등)들도 같이 수신하므로 이들로 인한 온도가 함께 고려되어야 한다. 이 중에서 태양으로 인한 안테나온도의 증가는 지구국 안테나의 빔폭(Beam Width)안에 태양이 들어오는 경우에 발생하는 현상이다. 이 현상에 대한 자세한 수

치적인 유도는 4장에서 자세히 다룰 것이다.

### 제 3 절 기하학적인 면을 고려한 우주 환경의 영향

인공위성이 운용되고 있는 공간인 우주환경은 고 진공, 미세 지구중력, 다양한 복사, 격심한 온도차, 우주파편, 미세 운석 등의 환경으로 지상에서는 경험할 수 없는 환경이다. 이런 환경은 우주환경에 노출되어 있는 인공위성에 막대한 영향을 준다. 그리고 이러한 영향은 인공위성의 오동작 또는 고장을 일으키는 주된 원인이 된다. 이러한 환경으로 인한 영향들 중에서 지구(지구국)와 인공위성과 태양사이의 기하학적인 위치로 인해 발생하는 장애 현상으로 그림 3-7과 같은 식현상이 있다. 즉, 태양-지구-위성의 순서로 또는, 태양-위성-지구국의 순서로 우주공간상에 일직선으로 놓여졌을 때를 일컫는 말이다.(일반적으로 식현상이라고 함은 태양-지구-위성의 순서로 배열되었을 때를 말한다) 이 연구에서는 이를

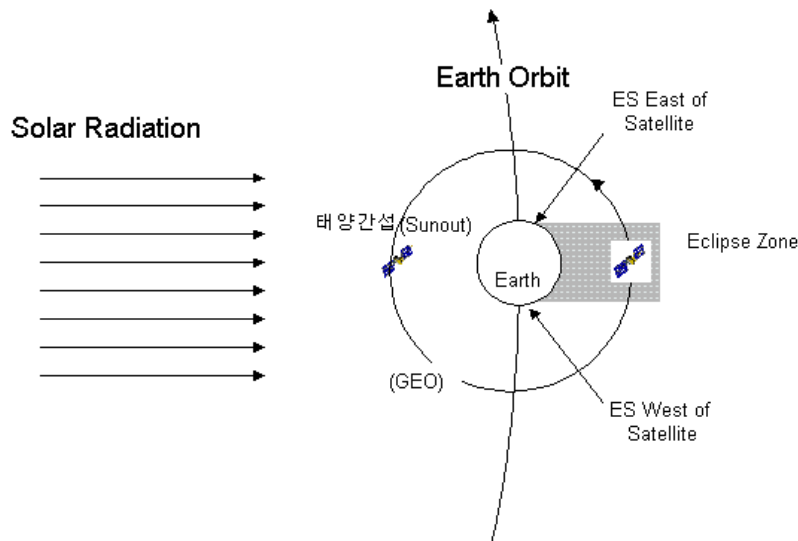


그림 3-7 식현상 때의 지구, 태양, 위성의 기하학적 위치  
(ES : Earth Station)

식현상과 태양간섭 현상 두 가지로 나누어 생각하였다. 우선 태양간섭 현상을 지구국의 입장에서 보면, 위성을 향하고 있는 지구국의 안테나의 빔영역에 태양이 들어오므로 인해 고온의 태양에서 나오는 광 대역의 잡음으로 인해 안테나 온도가 갑자기 상승하는 현상을 말하며 기하학적인 기술은 다음 제 4 장에서 자세히 설명하였다.

또 다른 장애현상인 식현상인 태양-지구-위성의 순서로 놓여서 위성이 지구의 그림자 속으로 들어가는 경우를 일컫는 말이다. 이 때 위성에 미치는 가장 큰 영향은 위성의 주된 에너지원인 태양을 볼 수 없게 된다는 것이다. 그래서 이때의 위성은 전력의 사용을 최소화하고 충전지를 사용한다. 또 하나의 영향은 식 영역으로 위성이 들어갈 때와 나올 때 격심한 온도차를 경험한다는 것이다. 우주공간은 고 진공의 공간이므로 태양 빛을 받는 부분과 받지 못하는 부분의 온도차가 심하다. 이러한 격심한 온도차는 위성의 전체적인 성능을 저하시키는 요인이 된다. 이 보고서에서는 식현상의 경우 그 발생시간의 예측만을 하였고, 식 기간동안의 시스템의 변화는 다루지 않았다.

위의 기하학적인 관계에서 발생하는 장애 외에도 위성통신의 장애 요인에는 여러 가지가 있다. 고 주파수를 사용하는 경우에는 지구 전리층의 잦은 변화로 인해 영향을 받는다. 실제로, 초단파와 극초단파를 사용하는 경우는 이온층의 이온밀도의 빠른 변화로 인해 문제가 발생하기도 한다. 초고주파와 마이크로파의 경우는 대류권에 의한 전파의 감쇠가 문제가 된다. 이 밖에도 Ku-band와 Ka-band에서의 강우감쇠 문제 등이 있다[3]. 이러한 우주환경들은 태양활동에 매우 민감하기 때문에 위성통신에서 우주환경의 영향을 연구하는 데에는 반드시 태양활동에 대한 연구와 병행되어야 한다. 이것은 태양간섭현상을 연구하는데 있어서도 마찬가지이다.

## 1. 위성전파교란의 원인이 되는 태양

태양은 11년 주기의 주기적인 태양활동의 변화 말고도 CME(Corona Mass Ejection)와 플레어 같은 폭발적인 현상을 보인다. 이 때의 태양은 조용한 태양일 때와는 다른 모습을 보인다. 특히 전파영역에서 보는 태양의 표면 온도는 상당히 큰 차이를 보인다. 예를 들어 4GHz 대에서 태양의 표면온도는 태양활동이 최소일 때 23000K에서 태양활동이 최대일 때 90000K까지 변한다[9]. 이러한 이유 때문에 태양활동의 고려한 태양의 모델링은 상당히 중요하다. 또한 태양간섭현상을 미리 예보하기 위해서는 미래의 태양활동을 예측하는 것 또한 중요하다. 하지만 우리 나라의 경우 이런 분야에 대한 연구는 미비한 실정이다. 본 연구에서는 태양활동을 조용한 태양과 활동중인 태양(주기적인)의 두 가지의 경우로 나누어서 고려하였다.

그림 3-8은 태양활동의 주기적인 변화를 나타낸 그림으로 태양의 주기적인 활동을 쉽게 볼 수 있다. 이러한 태양의 주기적 변화의 원인은 여러 가지 이론이 있지만 아직도 명확하게 밝혀지지 않았다.

본 연구에서는 태양의 활동을 흑점극소기의 조용한 태양과 흑점의 변화에 따른 주기적인 활동부분의 두 가지로 나누어 태양을 모델링했다. 이 부분은 4장에서 자세히 다룰 것이다. 실제의 태양은 플레어 같은 폭발적인 현상도 있지만 이를 예측하는 것은 현재 과학으로 불가능하므로 여기서는 고려하지 않았다.

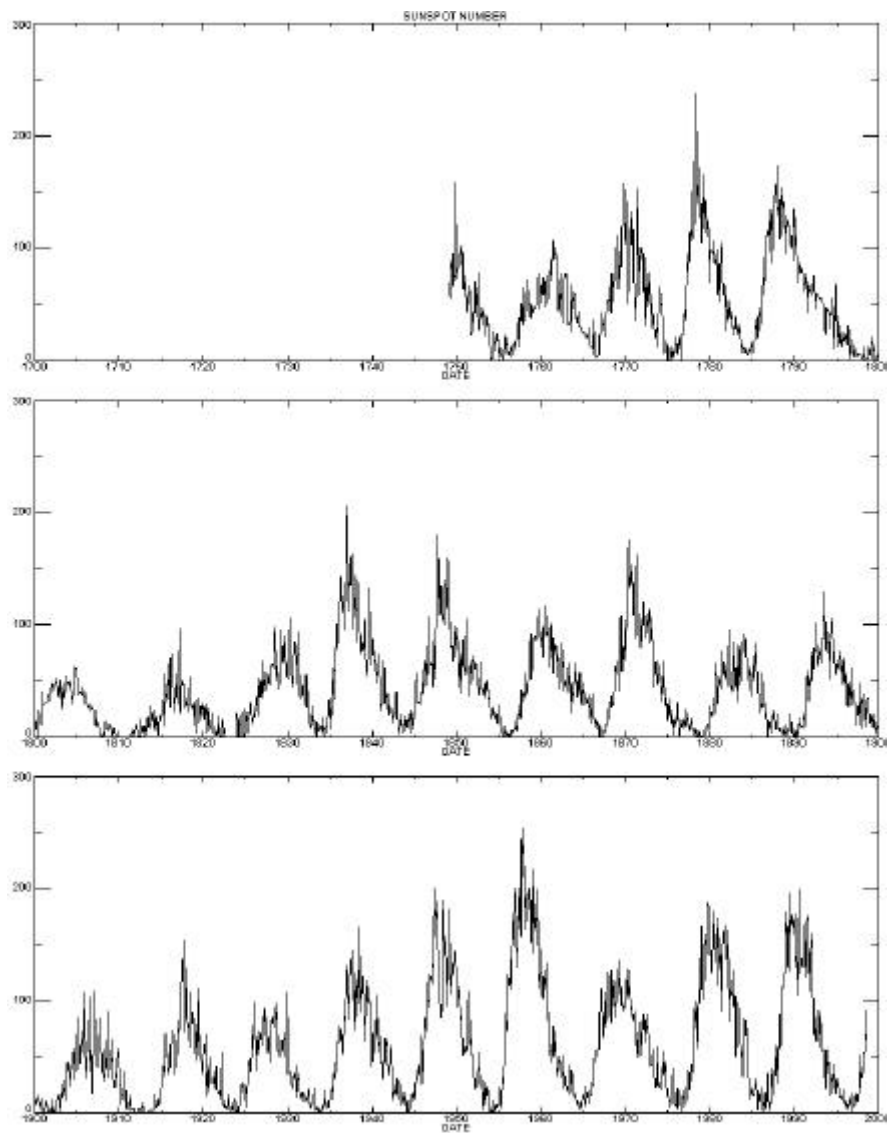


그림 3-8 태양 흑점의 주기적 변화[26]

## 제 4 절 식현상(Eclipse)

이 절에서는 정지위성의 경우 식현상에 대한 기하학적 분석과 함께 이를 바탕으로 정지위성의 식 시간을 예측해보았다. 또한 이를 정밀 궤도 소프트웨어인 STK<sup>1)</sup>의 결과와 비교하였다.

### 1. 정지위성의 식현상의 기하학적 해석

식이란 인공위성이 지구의 그림자 속으로 들어갔을 때를 말한다. 다시 말하면 태양-지구- 달의 일식현상과 마찬가지로, 인공위성이 태양에 의한 지구의 그림자 속에 들어가는 현상을 일컫는 현상이다. 식현상은 지구의 그림자에 완전히 가려서 태양을 전혀 볼 수 없는 개기식(Umbra)과 태양의 부분만 가리는 부분식(Penumbra)으로 나뉜다. 하지만 인공위성의 경우에는 달과 달리 아주 작은 점과 같이 취급되므로 정확한 일직선이 아닌 경우에도 식이 발생하고, 그 지속시간도 개기식과 부분식은 때에 차이가 있지만 달의 경우와 달리 대략 60~70여 분 정도 상대적으로 긴 편이다. 인공위성의 경우 식현상에 대한 연구가 중요한데는 몇 가지 이유가 있는데, 그 이유는 바로 태양과 관련되어 있다. 우선 인공위성은 그 운용에 사용되는 전기에너지의 주 공급원이 태양에너지인데, 식이 발생하는 동안에는 그 태양열 에너지를 사용할 수 없기 때문이다. 그래서 이런 경우에는 충전된 배터리를 사용하는데, 배터리의 성능에 한계가 있으므로 식현상으로 인한 시스템의 저하를 완전히 해결해 주지는 못한다. 또 하나는, 우주공간은 밀도가 매우 희박하여 태양 빛을 받는 쪽과 못 받는 쪽의 온도차가 무척 심하다는 것이다. 그래서, 인공위성이 지구의 그림자 속으로 들어갈 때 와 나올 때 급격한 온도의 변화를 겪는데, 이런 급격한 온도의 변화는 인공위성을 구성하고 있는 재료들을 약하게 만들기도 하고 각종 첨단 장비들의 성능을 저하시키는 원인이 되기도 한

---

1) Satellite Tool Kit : ©Analytical Graphics



다. 이 밖에도 여러 가지 면에서 인공위성에 영향을 주는데, 이와 같은 이유 때문에 인공위성의 식현상을 예측하고 예보하는 것은 무척 중요하다. 그래서 실제로 정지위성의 경우는 식이 발생하는 시간동안은 위성 시스템을 운용을 최소화하기도 한다[3].

정지위성이 아닌 경우의 식(Eclipse)을 예측하는 것은 상당히 복잡한 수식을 거쳐야한다. 하지만 이 보고서에서는 대상을 정지위성으로 제한하였으므로 정지위성의 기하학적인 특성을 이용하여 식(Eclipse)을 예측하였다. 그림 3-9는 식(Eclipse)이 발생하는 영역과 그때의 지구와 위성의 상호 관계를 나타낸 그림이다. 그림 3-9에서 보듯이 만약에 지구국이 위성의 직하점에 위치한다면, 식현상은 항상 자정을 전후로 해서 발생할 것이다. 그러나, 지구국이 위성의 직하점보다 서쪽에 있는 경우는 그 떨어진 정도에 따라 저녁시간부터 자정이 오기 전에 식(Eclipse)이 발생할 것이다. 반대로 지구국이 위성 직하점의 동쪽에 위치하는 경우는 자정이 지난 다음에 식이 발생한다. 이러한 이유로 인

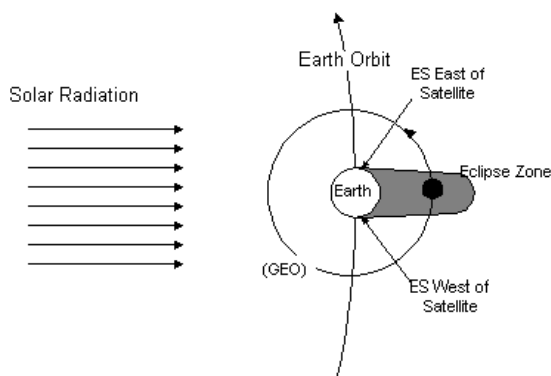


그림 3-9 식이 발생할 때의 지구와 위성의 상호관계

해서 대개의 정지위성은 서비스를 받는 지역의 서쪽에 위치하게 하는 것이 바람직하다[22].

## 2. 정지위성의 식현상 발생시간예측

정지위성의 경우의 식현상은 기하학적으로 크게 두 가지 단계로 나누어 생각해 볼 수 있다. 우선은 춘분과 추분 때로 태양, 지구, 위성이 적도평면상에 일직선으로 놓일 때이다. 이때는 위성이 지구 그림자의 중심을 통과하므로 식이 지속되는 시간이 가장 길 때이다. 그 다음은 태양이 적도평면 위쪽 또는 아래쪽에 있을 때이다. 이때는 태양이 적도평면에서 멀리 떨어질수록 식 지속시간이 짧아지다가, 결국엔 태양이 충분히 멀리 떨어지면 식이 발생하지 않는다. 이 연구에서는 태양은 물리적 크기가 있는 천체로, 계산상의 편의를 위해 위성은 하나의 점으로 간주하였다.

### 가. 춘·추분 때의 식현상

춘분과 추분 때에는 태양과 지구와 위성의 중심이 적도평면상에서 일직선에 위치하고 있다. 그림 3-10에서 보듯이 식현상은 지구가 태양전체

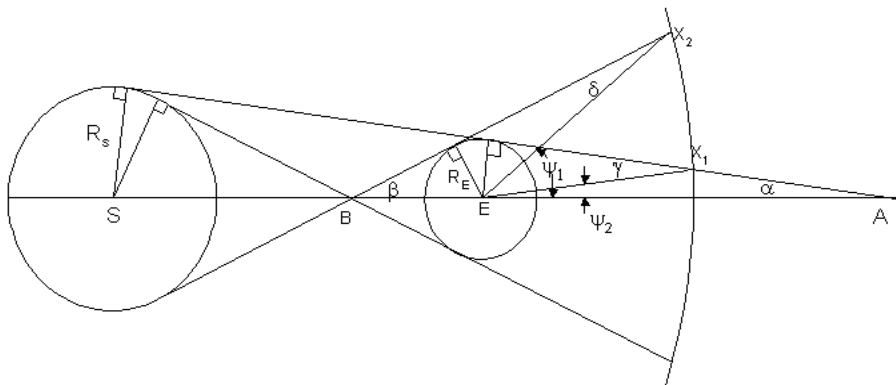


그림 3-10 춘·추분 때의 식현상을 나타낸 그림

를 가릴 때(Umbra)와 부분을 가릴 때(Penumbra)의 두 가지 경우로 나누어 볼 수 있다. 그림 3-10에서 보면  $2\psi_1$  과  $2\psi_2$ 가 각각 개기식과 부분식일 때의 그림자영역이 된다. 여기서  $\psi$ 을 식 영역의 절반에 해당하므로 앞으로는 ‘식의 절반각’으로 부르기로 하겠다. 다시 말하면, 이 각에 해당하는 시간이 춘·추분 때의 식 지속시간이 되는 것이다[22].

우선 그림 3-10에서

$$\sin\alpha = \frac{R_E}{AE} = \frac{R_S}{AE + \rho} \quad (3-22)$$

이고, 여기서,  $\rho$ 는 지구와 태양과의 거리를 말한다. 실제로 지구의 태양 사이의 거리는 일년을 주기로 하여 약간씩 변하지만 그 변화가 식 지속시간에 주는 영향은 수초에 불과하므로 식 시간의 예측 같은 실제적인 문제에서는 이를 무시하고 1AU를 사용한다. 식 3-22를 정리하면,

$$\sin\alpha = \frac{R_S - R_E}{\rho} \quad (3-23)$$

마찬가지로 방법으로  $\beta$ 을 구하면,

$$\sin\beta = \frac{R_E}{BE} = \frac{R_S}{\rho - BE} \quad (3-24)$$

이 되고, 정리하면

$$\sin \beta = \frac{R_S + R_E}{\rho} \quad (3-25)$$

이 된다.

$\triangle EX_1A$ 에서  $\Psi_1 = \gamma - \alpha$  가 되고,  $\triangle BEX_2$ 에서  $\Psi_2 = \beta + \delta$  가 된다. 그림 3-10에서  $\gamma$ 는

$$\gamma = \delta = \sin^{-1} \left( \frac{R_E}{R_E + h} \right) \quad (3-26)$$

이므로, 위 식 3-23, 식 3-25, 식 3-26을 이용하여 개기식과 부분식의 절반각을 구하면 다음과 같다.

$$\Psi_1 = \sin^{-1} \left( \frac{R_E}{R_E + h} \right) - \sin^{-1} \left( \frac{R_S - R_E}{\rho} \right) \quad (3-27)$$

$$\Psi_2 = \sin^{-1} \left( \frac{R_E}{R_E + h} \right) + \sin^{-1} \left( \frac{R_S + R_E}{\rho} \right) \quad (3-28)$$

여기서  $h$ 는 정지위성의 고도로 35786Km에 해당한다.

식이 지속되는 시간( $T_n$ )은 그림 3-10에서 다음과 같이 구해진다.

$$T_n = \frac{2\Psi_n}{360}, \quad n = 1, 2 \quad (3-29)$$

실제 계산결과는 다음과 같다.

표 3-4 춘·추분 때의 식영역과 식 지속시간

	개기식(Umbra)	부분식(Penumbra)
$\Psi$ (deg)	8.44	8.97
$T(min)$	67.48	71.76

참고로, 위에서 가정한 물리적 크기를 가진 태양대신, 태양을 점원으로 할 경우는 위에서 구한 두 경우의 값의 평균값이 된다.

#### 나. 다른 절기 때의 식현상

다른 절기, 즉 춘·추분이 아닌 경우의 식현상은 두 가지로 나누어 생각할 수 있다. 우선은 식 지속시간이고 그 다음은 식의 발생시각이다.

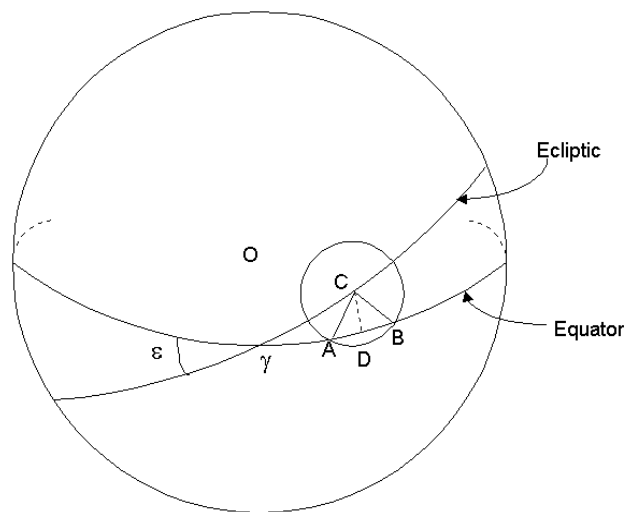


그림 3-11 다른 절기 때의 식현상

(1) 식 지속시간

춘·추분이 아닐 때, 즉 태양의 적위가  $0^\circ$  이상일 때의 상황은 다음의 그림 3-11을 통해 알 수 있다. 위 그림 3-11에서 원 C는 천구 상에 비친 지구의 그림자이다. 그 반경  $\widehat{AC}$  는 전 절에서와 같이 태양전체가 가렸을 때와 부분만 가렸을 때에 따라 각각 약  $8^\circ.44$  와  $8^\circ.97$ 의 값을 가진다. 그림 3-11에서 식은 위성이  $\widehat{AB}$  을 통과할 때이다. 그러면 여기서도 춘·추분 때와 마찬가지로 절반각  $\widehat{AD}$  을 구해보자.

구면삼각형  $\triangle \gamma DC$  에서 Sine 법칙을 이용하면 다음과 같은 식이 성립한다.

$$\sin \delta = \sin \varepsilon \sin \odot \quad (3-30)$$

여기서  $\odot$ 는 황도 경도에 해당하고,  $\varepsilon$ 는 황도기울기,  $\delta$ 는 태양의 적위에 해당한다. 다음은 구면삼각형  $\triangle ADC$ 에서 Cosine 법칙을 이용하면 다음과 같은 식이 성립한다.

$$\cos AD = \frac{\cos \Psi}{\cos \delta} \quad (3-31)$$

그러므로, 우리가 구하는 식의 절반각  $AD$  는 다음과 같다.

$$AD = \cos^{-1} \left( \frac{\cos \Psi}{\sqrt{1 - \sin^2 \varepsilon \sin^2 \odot}} \right) \quad (3-32)$$

이 값은 춘·추분 때의 식 지속시간과 비례관계가 성립하므로 다음과

식 지속시간을 구할 수 있다.

$$T_{eclipse} = \frac{T_n}{\Psi_n} \cos^{-1} \left( \frac{\cos \Psi_n}{\sqrt{1 - \sin^2 \epsilon \sin^2 \odot}} \right), \quad n=1,2 \quad (3-33)$$

그림 3-12는 춘분을 전후로 한 식 지속시간의 변화를 나타내는 그림이며, 그림에서 보듯이 식 지속시간은 춘분점을 기준으로 하여 개기식, 부분식 모두 그림을 통해 짐작한대로 점차 감소하는 것을 볼 수 있다.

그리고, 식이 발생하는 기간은 춘분을 전후로 해서 개기식의 경우 40일 정도이고, 부분식의 경우는 45일 정도이다. 추분의 경우도 거의 마찬

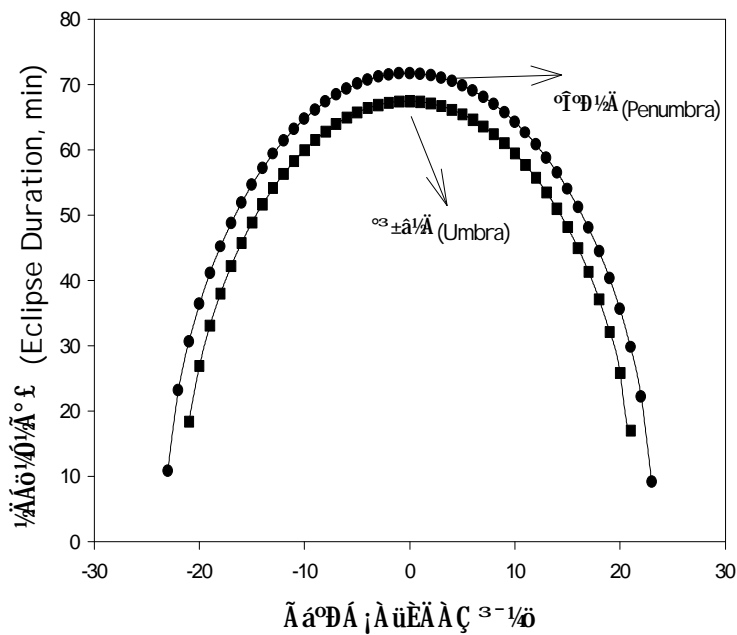


그림 3-12 춘분 전후의 식 지속시간의 변화

가지이다. 이것은 위의 식 3-33을 통해서 대략적으로 계산할 수 있다.

즉, 식 3-33에서  $T_{eclipse}$  이 0일 때이므로 다음과 같은 식이 성립한다.

$$\sin \odot = \pm \frac{\sin \Psi}{\sin \varepsilon} \quad (3-34)$$

위 식에서  $\varepsilon, \Psi$ 의 값을 대입했을 때 그에 해당하는 황경값을 이용하여 계산할 수 있다.

## (2) 식 시작시간

인공위성의 식현상에서 가장 실제적인 관심사는 어떤 지역에서 그 지역에 서비스를 제공하는 위성이 몇 시에 식이 시작되어서 얼마나 지속되는가 하는 문제이다. 얼마나 식이 지속되는가하는 식 지속시간은 위에서 구했고, 여기서는 식 시작시간을 구해볼 것이다. 식 시작시간을 구하는 방법은 여러 가지가 있지만 여기서는 위성 직하점의 지방태양시를 이용하여 계산하였다. 위성이 식 영역의 중심에 있을 때 그 직하점은 자정일 것이다. 하지만, 이것은 겉보기 태양시로 자정이고, 우리가 일상에서 사용하는 평균태양시로는 자정이 아니다. 그러므로, 식의 중심에서의 평균 태양시는 다음과 같다.

$$MT = 24^h - E \quad (3-35)$$

여기서 균시차(Equation of Time,  $E$ )는 다음과 정의된다.

$$E = \text{local apparent solar time} - \text{local mean solar time} \quad (3-36)$$



이므로 일년동안의 균시차의 변화는 그림 3-13과 같다. 이때의 식이 시작되는 시각은 다음과 같다.

$$MT = 24^h - \frac{T_{eclipse}}{2} - E \quad (3-37)$$

위에서 구한 식 시작시각은 위성 직하점의 식시작 시각이므로, 그 위성으로부터 서비스를 받는 지역에서의 식 시작시각을 구하기 위해서는 위성 직하점과 그 지역의 지방표준시와의 차이를 고려해 주어야 한다. 서비스 받는 지역이 위성 직하점의 동쪽에 있는 경우는 경도 차를 더해 주고, 그 반대의 경우는 빼주어야 한다.(그림 3-9 참고)

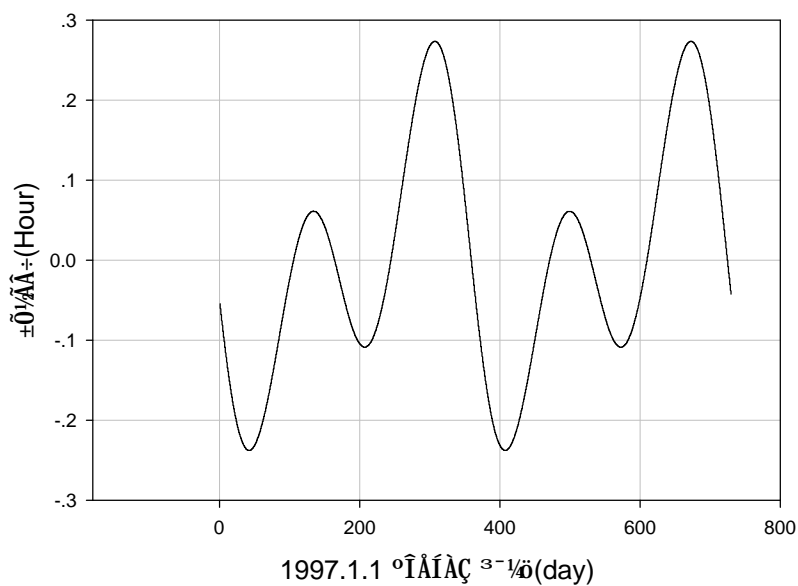


그림 3-13 균시차의 변화. 기간: 1997년1월1일부터 2년간

$$T_{local} = MT + \lambda/15 \quad (3-38)$$

여기서  $\lambda$  = 지방표준시경도 - 위성적하점 이다.

지금까지의 과정에서 보듯이 식현상을 예측하기 위해서는 태양의 시간에 따른 위치를 예측하는 것이 우선되어야한다. 시간에 따른 태양의 위치는 Astronomical Almanac에 제공되어있다. 미 해군에서 매년 발행하는 Astronomical Almanac에는 시간에 따른 태양 및 태양계내의 행성들의 위치를 표로 제공하고 있으며, 이와 더불어 시간에 따른 태양의 위치를 구하는 식도 제공하고 있다. 여기서 구한 태양의 위치는 1950년부터 2050년까지 유효하며 오차는  $0.01^\circ$  이다. 이에 대한 자세한 알고리즘은 4장에서 다루었다.

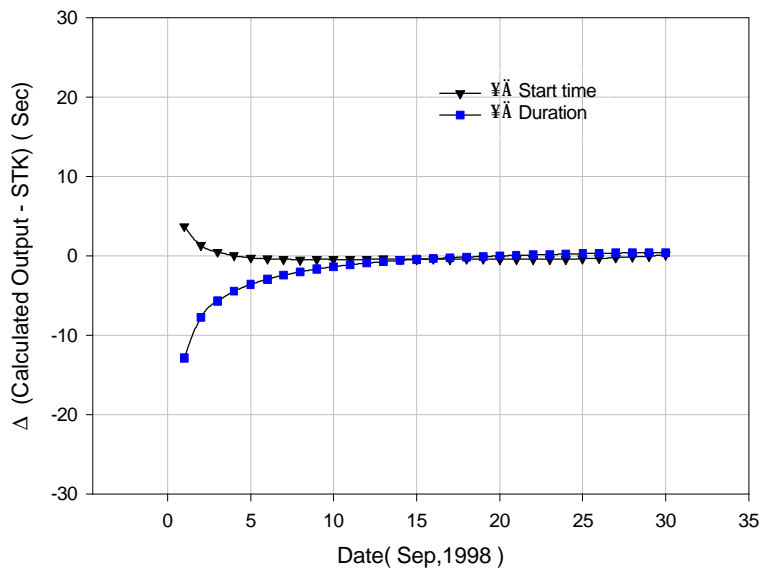


그림 3-14 식 시작시간과 지속시간의 STK와 비교

### 3. 식 발생시간의 예측 결과

위의 기하학적인 해석을 바탕으로 정지위성의 경우에 식현상을 식 시작시간과 식 지속시간으로 나누어 예측해 보았다. 결과를 STK의 자료와 비교하기 위해서 위성의 직하점이  $116^{\circ}$  E 인 경우를 예로 하여 1998년의 추분경인 9월 한 달간의 식 시작시간과 식의 지속시간을 예측하였다.

다음의 표 3-5는 본 보고서에서 개발한 프로그램을 통해 예측한 것과 STK의 자료를 9월 1일부터 9월 10일까지 10일간 식 시작시간과 식 지속시간을 나타낸 것이다. 표 3-5에서 보듯이 두 개의 자료가 매우 일치함을 알 수 있다. 그림 3-14는 이 자료를 9월 한 달 동안 비교한 것으로 표 3-5와 마찬가지로 위성의 직하점이  $116^{\circ}$  E 인 정지위성의 경우에 9월 1달 동안의 식 시작시간과 지속시간을 STK의 자료와 비교한 것이다. 그림 3-14에서 보듯이 약 30초 이내에서 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

표 3-5 식 현상예측 결과의 STK 자료와의 비교

날짜	STK 의 자료		본 프로그램의 결과	
	시작시각	Duration(sec)	시작시각	Duration(sec)
1 Sep 1998	07:40.6	1001.765	07:44.4	988.914
2 Sep 1998	02:55.3	1533.651	02:56.7	1525.937
3 Sep 1998	59:27.9	1909.151	59:28.4	1903.489
4 Sep 1998	56:38.0	2209.233	56:38.0	2204.798
5 Sep 1998	54:11.7	2461.412	54:11.5	2457.836
6 Sep 1998	52:02.5	2679.051	52:02.2	2676.129
7 Sep 1998	50:06.6	2869.852	50:06.1	2867.447
8 Sep 1998	48:21.3	3038.716	48:20.9	3036.734
9 Sep 1998	46:45.3	3188.990	46:44.8	3187.357
10 Sep 1998	45:17.2	3323.068	45:16.7	3321.728

# 시작시각은 UT(HH:MM.M)

## 제 4 장 태양에 의한 위성전파 교란현상

제 3 장에서의 위성통신 시스템의 기본적인 구성과 우주환경의 영향에 대한 연구를 바탕으로 좀더 자세히 태양에 의한 위성전파교란 현상을 연구하였다.

### 제 1 절 태양에 의한 위성 전파교란 현상(태양간섭)

#### 1. 정의

태양에 의한 위성전파교란 현상 또는 태양간섭이란 다른 말로 Sun Transit Outage를 일컫는 말로 간단히 줄여서 Sunout이라고 하기도 한다. 즉, 태양(Sun)이 원인이 되어 위성에서 지구국으로 보내는 통신(Transit)을 중단(Outage)시키는 현상을 일컫는다. 이 현상은 지구국 수신안테나의 빔 영역 안에 태양이 들어올 때 발생하는 것으로, 이때 지구국 안테나에서는 태양으로부터 나오는 강한 전파를 위성 신호와 동시에 수신하게 되는데, 이때 들어오는 태양 전파는 원하지 않는 전파로 수신단에서 보면 잡음이다. 뒤에서 자세히 다루겠지만 이 현상은 결국 안테

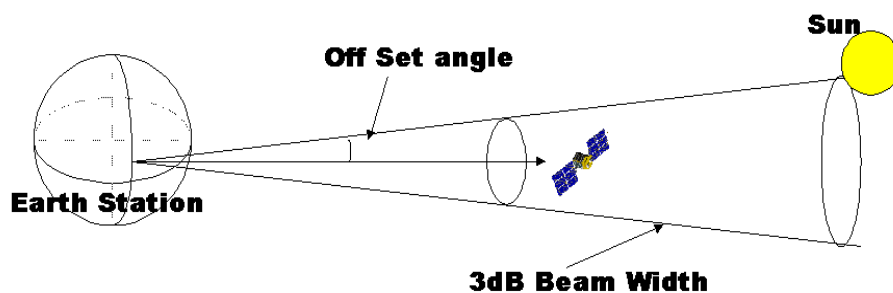


그림 4-1 태양간섭의 개념도

나의 잡음온도를 상승시키고, 그 결과 안테나 성능지수인  $G/T$  을 감소시킨다.  $G/T$  의 감소는 통신 성능을 나타내는  $C/N_0$ (Carrier-to-Noise Ratio, CNR)를 감소시켜 결국은 통신이 두절된다(식 3-11). 그림 4-1은 태양간섭 현상을 그림으로 본 것이다.

태양간섭 현상은 서론에서 언급한 것처럼 정지위성의 경우에 주로 발생하는 현상이다. 정지위성의 경우에 주로 발생하는 이유는 정지위성궤도의 기하학적인 특징에 있다. 정지궤도위성은 적도면을 궤도면으로 하고 주기가 1항성일인 궤도이기 때문에 지구국에서 볼 때 위성은 적도 상공에 정지해 있는 것으로 보인다. 그러므로, 태양간섭은 태양이 적도면을 통과하는 춘·추분을 전후로 해서 태양과 위성과 지구국이 일직선으로 놓이게 될 때 발생하게 된다. 반면에 정지위성이 아닌 경우는 위성이 지구 상공을 계속해서 이동하고 있으므로 지상의 안테나도 계속해서 위성을 추적해야한다. 그러므로 태양간섭 현상도 비 주기적이고 그 예측 또한 기하학적으로 계산하기는 무척 어렵다[12].

이 장에서는 정지위성의 경우에 이 현상에 대한 기하학적인 해석과 이를 바탕으로 다양한 궤도의 위성의 태양간섭시간을 예측해보았다. 태양간섭 현상의 기하학적 연구는 태양간섭 현상의 발생시간을 예측 또는 예보하기 위한 모델링을 만드는데 있어 위성과 태양과 지구국간의 상호 관계를 기하학적으로 살펴보고 그 현상을 이해하는데 그 목적이 있다.

이 장에서는 정지위성을 위주로 하고 참고로 기타 궤도의 위성의 경우에 대해서도 간략히 언급할 것이다. 한편, 태양간섭 현상은 각각의 통신 시스템마다 약간은 다른 양상을 보인다. 구체적으로는 지구국의 안테나 특성, 사용 주파수 등이 주된 변화의 요인인데, 이들에 대해서는 다음 절에서 자세히 다룰 것이다.

## 2. 태양에 의한 위성전파교란 현상의 기하학적 분석

태양간섭 현상의 기하학적인 면을 살펴보는 데에는 태양, 위성, 지구국 중에 어떤 것을 중심을 하느냐에 따라 몇 가지 접근 방법이 있지만, 기본적으로는 다음과 같은 과정을 계산된다. 우선 1)안테나의 방향(위성의 위치)과 태양의 위치를 임의의 기준시간계에서 임의의 기준좌표계로 표현하고, 2)두 지점이 정한 기준 값 이내로 가까워 올 때를 태양간섭의 발생시간으로 하는 것이다. 여기서는 정지위성의 경우와 아닌 경우로 나누어 알아보았다.

### 가. 정지궤도 위성의 경우

정지위성은 앞에서 언급한 대로 지구국에서 볼 때 정지되어 있는 것으

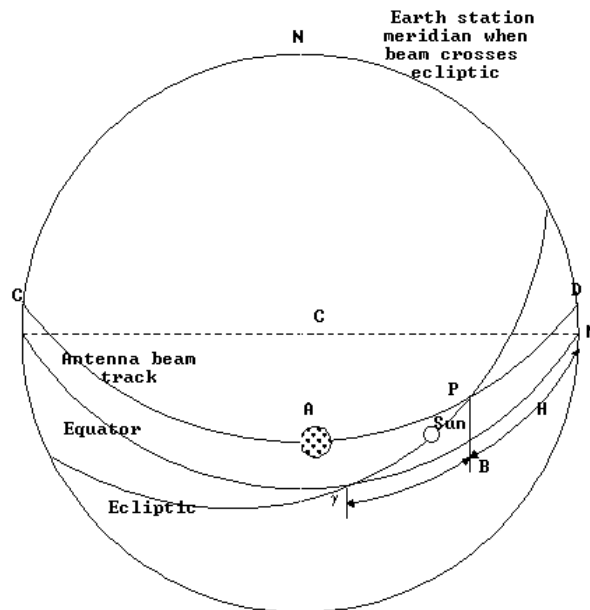


그림 4-2 관성좌표계에서 본 태양간섭

로 보이므로, 지구국의 안테나가 향하고 있는 방위각과 양각이 고정되어 있다. 그래서, 언제나 위성을 바라볼 수 있으므로 지구국과 24시간 통신이 가능하다. 정지위성은 이런 궤도특성을 이용하여 24시간 서비스를 필요로 하는 통신·방송서비스를 주로 제공하고, 사용하는 주파수 대역은 주로 C-band와 Ku-band 영역이다. 정지위성의 경우에 태양간섭 현상은 특히 중요한데, 왜냐하면 앞에서 언급한대로 태양이 적도부근에 위치하는 춘·추분을 전후로 하여 발생하기 때문에 수일에 걸쳐서 하루에 수분씩 주기적으로 발생하는 피할 수 없는 현상이기 때문이다.

지구국이 북반구에 있는 경우는 춘분이전과 추분이후에, 남반구에 있는 경우는 춘분이후와 추분이전에 태양간섭 현상이 발생한다. 그림 3-2는 지구국이 남반구에 있는 경우의 상황을 ECF(Earth Centered Fixed) 좌표계에서 본 것이다.

원 A는 안테나 빔 영역이며 지구국이 남반구에 있으므로 안테나는 천구상의 북반구 쪽을 가리키고 있고, 위에서 CPD는 천구상에서 지구국의 안테나가 지나가는 자취이다. 즉, 작은 원 A는 CPD 둘레를 하루에 한 바퀴 회전하는 것이다. 태양간섭 현상은 태양과 위성이 점 P에서 겹칠 때 발생한다. 위 그림 4-2에서 보듯이 지구국이 남반구에 있는 경우에는 태양이 춘분을 지난 후에 안테나의 beam 영역과 만나는 것을 알 수 있다. 여기서 각거리 PB(안테나 빔 영역의 적위)는 지구국이 극지방으로 갈수록 커지게 됨을 짐작할 수 있다. 그리고, 이 각거리에는 제한이 있음을 그림 4-3을 통해 알 수 있다. 즉 태양간섭이 발생할 가능성이 있는 태양의 적위의 최대값은 태양과 위성을 잇는 직선이 지구표면에 접할 때 적위가 된다. 식 4-1에  $R_{\oplus}=6378Km$  와  $h=35786Km$  (정지위성의 고도)를 대입하면 그 경계값은 최대  $8.7^{\circ}$  에서 최소  $-8.7^{\circ}$  사이임을 알 수 있다.

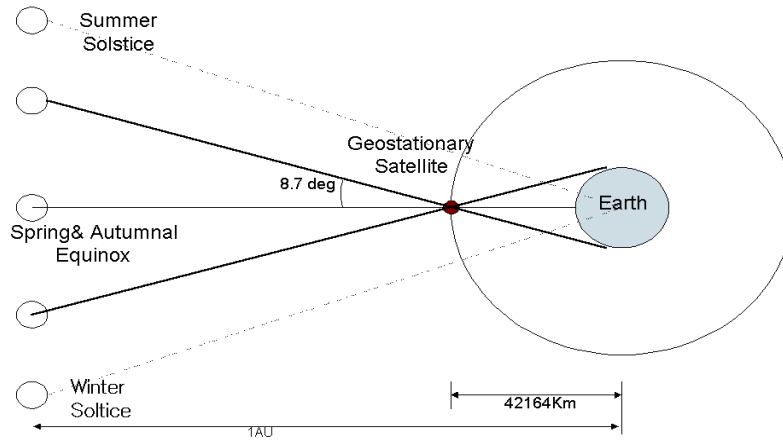


그림 4-3 태양간섭 때 태양, 위성, 지구국 간의 상대적 위치

$$\delta_{\max} = \sin^{-1} \left( \frac{R_{\oplus}}{R_{\oplus} + h} \right) \quad (4-1)$$

태양의 시간에 따른 대략의 적위변화를 나타내는 식 4-2에  $\theta = 8.7^{\circ}$  을 대입하면,

$$\delta = 23.4^{\circ} \sin \left( \frac{2\pi t}{365} \right) \quad t : \text{춘분기준의 일년중날수} \quad (4-2)$$

$t$ 는 약 22일 정도가 된다. 여기서  $23.4^{\circ}$ 는 황도의 적도평면에 대한 기울기이다. 그러므로 북반구의 경우는 춘분이 오기 약 22일 전부터 춘분까지 그리고 추분부터 추분이후 22일 사이에 태양간섭이 발생하게 된다. 지구국의 위치에 따른 태양간섭 발생날짜는 위 그림 4-2에서처럼 안



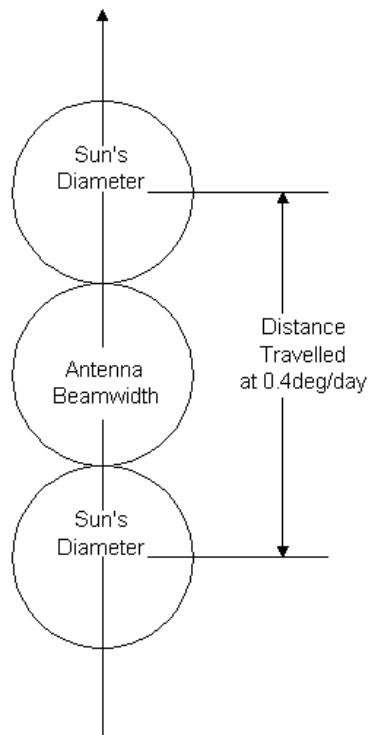


그림 4-4 태양간섭의 영향을 받는 날수

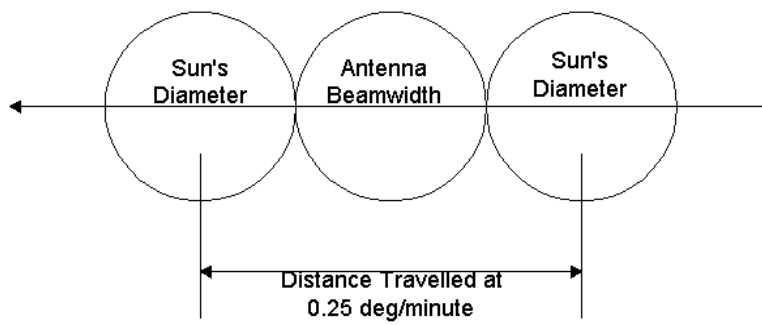


그림 4-5 태양간섭 지속시간

테나의 방위각과 양각을 이용하여 적위를 구한 후 식 4-2의 태양의 적위가 안테나의 적위와 같아질 때를 계산하면 시간에 구애됨 없이 지구국 위치에 따른 하나의 위성의 태양간섭시간을 구할 수 있다. 그리고, 그림 4-4, 4-5를 이용하면 하루 중 태양간섭 지속시간과 태양간섭이 현상이발생하는 날수를 다음과 같이 예측 할 수 있다[21].

$$\text{Peak duration (min)} = \frac{HPBW + 0.48^\circ}{0.25^\circ / \text{min}} \quad (4-3)$$

여기서  $0.48^\circ$  는 지구에서 보았을 때 태양의 직경이고,  $0.25^\circ / \text{min}$  태양의 일주 각속도이다. 그리고, 안테나의  $HPBW$ (Half Power Beam Width)는 다음과 같이 대략의 식으로 얻어진다.

$$HPBW = 70 \frac{\lambda}{D} \quad (4-4)$$

여기서  $\lambda$  는 사용주파수에 해당하는 파장이고,  $D$ 는 안테나의 직경이다. 한편 태양간섭현상이 발생하는 날수는 대략 다음과 같은 식으로 얻어진다.

$$\text{Peak affected days} = \frac{HPBW + 0.48^\circ}{0.4^\circ / \text{day}} \quad (4-5)$$

여기서  $0.4^\circ / \text{day}$  는 그림 4-5에서 보듯이 태양의 적위의 변화속도이다. 이처럼 정지위성의 경우는 매시간 수치적으로 위성과 태양의 위치를 계산하여 비교하지 않더라도 대략적인 발생시간을 기하학적으로 예측할 수 있다. 태양간섭 현상의 기하학적 예측은 시간에 구애됨 없이 일반

적인 예측을 가능하게 하는 장점이 있지만, 적용대상이 정지위성에 국한되어있고, 태양의 위치모델을 너무 단순화하여 그 대략의 시간만을 예측할 수 있는 단점이 있다. 좀더 정확한 예측을 위해서는 태양과 위성의 위치를 시간의 함수로 구하여 이 둘의 위치를 매 단위시간마다 비교해야 한다. 다음절의 태양간섭 예측에서는 위에서 구한 방법을 기초로 하여 좀더 정확하고, 정지궤도가 아닌 경우의 위성에도 적용할 수 있도록 수치적인 접근을 사용하여 매시간마다 위성과 태양의 위치를 구해 이를 비교하는 방법을 이용하였다.

#### 나. 정지궤도가 아닌 위성의 경우

정지위성이 아닌 경우의 위성은 지구국에서 볼 때 정지되어 있는 것으로 보이지 않으므로 기하학적으로 태양간섭 현상을 예측하는 것은 무척 복잡하다. 그래서 이런 경우는 일반적인 방법으로 매시간 위성과 태양의 위치를 임의의 좌표계에서 구하고 이를 비교하여 태양간섭 현상을 예측할 수 있다. 저궤도 위성 중 이리듐같은 극궤도 위성의 경우는 위성이 천구의 적도를 거의 수직으로 가로지면서 빠르게 운동하면서 상대적으로 정지되어있는 것으로 보이는 태양을 지나가기 때문에 태양간섭 현상이 거의 발생하기 어렵고, 또 발생하더라도 그 시간이 무척 짧다. 그래서, 극궤도 위성의 경우는 태양간섭 현상의 중요성이 정지위성에 비해 상대적으로 떨어진다. 하지만 GPS위성 같은 경우는 좀 다르다. 왜냐면 태양동주기 위성은 임계각의 궤도기울기를 가지고 있으므로 항상 같은 시각에 지표상의 같은 지점을 통과하고 또 주기의 반은 태양을 향하고 있기 때문에 태양의 간섭을 받기가 무척 쉽다[12]. 즉 태양간섭 현상이 다른 위성보다 발생할 가능성이 높다는 것을 의미한다. 본 연구에서는 GPS 위성 경우에 태양간섭시간을 연구하였다.

## 제 2 절 태양간섭 현상의 발생시간 예측

태양간섭 현상을 예측하는 프로그램을 개발하는 목적은 태양간섭의 발생시간을 예보하고, 태양간섭이 발생했을 때 통신 시스템의 변화를 미리 예측하여 이 현상을 대비할 수 있도록 하기 위한 것이다. 특히 정지위성의 경우 태양간섭은 피할 수 없는 현상이기에 발생시의 생길 수 있는 통신상의 피해를 최소화하고 또 이를 극복하기 위한 방안을 세우기 위해서이다. 특히 통신사업자의 경우, 자사 또는 자국의 통신시스템을 사용하는 사용자에게 24시간 통신서비스를 제공하기 위한 최적의 통신시스템 설계를 위해서, 태양간섭 같은 장애를 미리 사용자에게 알려주어서 사용자로 하여금 대비하도록 하기 위해서 자체의 태양간섭 예측 프로그램을 가지고 있는 것은 필수적이라고 할 수 있다.

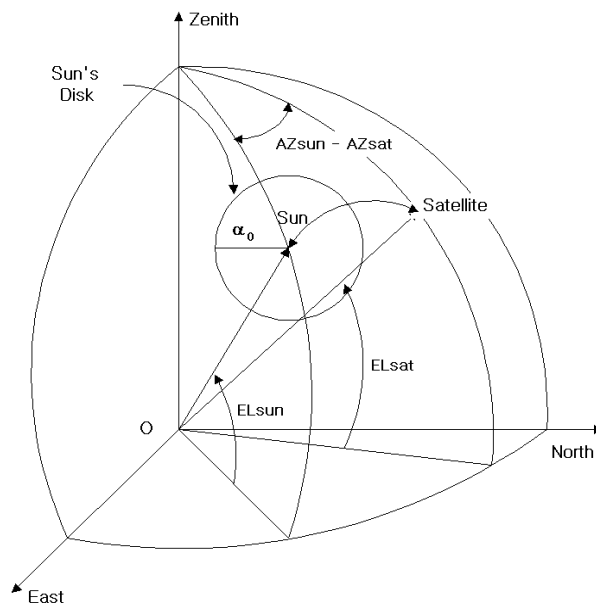


그림 4-6 수평좌표계에서 본 태양간섭

프로그램의 전체적인 순서는 크게 세 단계로 나뉜다. 우선 첫 번째 단계는 태양과 위성의 위치를 시간의 함수로 구하는 것이다. 이때 기준시계는 UT(Universal Time)를, 기준좌표계로 수평좌표계(Topocentric Coordinate)를 사용하였다. 수평좌표계를 사용하는 이유는 태양간섭현상의 기준점이 지구국이기 때문이다. 두 번째 단계는 이렇게 해서 구한 위성과 태양의 위치 정보를 가지고 태양간섭 발생시간을 정하는 것이다. 즉, 매시간 이 두 천체의 각 거리를 구하여 그림 4-6에서처럼 임의로 정한 기준값 내로 들어오면 태양간섭의 시작으로 간주한다[18]. 여기서 ‘임의로 정한 기준값’(Offset angle)은 지구국의 시스템의 안테나 크기와 사용주파수 대역에 따라 약간씩 달라진다. 즉, 그림 4-5에서처럼 태양의 시직경과 안테나의 HPBW의 합의 1/2 이 기준값이 되는 것이다.

$$Off\ Set\ \angle = \frac{1}{2}(Sun's\ Diameter + HPBW) \quad (4-6)$$

여기서, 태양의 시직경은 약 0.5° 이다. 하지만, 일반적으로는 대개 태양과 위성의 각거리가 1° 내에 들어오는 경우를 태양간섭의 발생시작으로 하는 경우가 많다.

## 1. 첫 번째 단계 : 위성과 태양의 위치

인공위성과 태양의 위치를 시간에 따라 구하는 것이 모델링의 내용이다. 앞에서 언급했듯이 기준 좌표계는 수평좌표계이다. 여기서는 이 보고서의 주 대상인 정지위성과 그 응용 예로 기타의 위성의 경우 그리고 태양으로 나누어서 생각해 보았다.

### 가. 정지궤도 위성의 경우

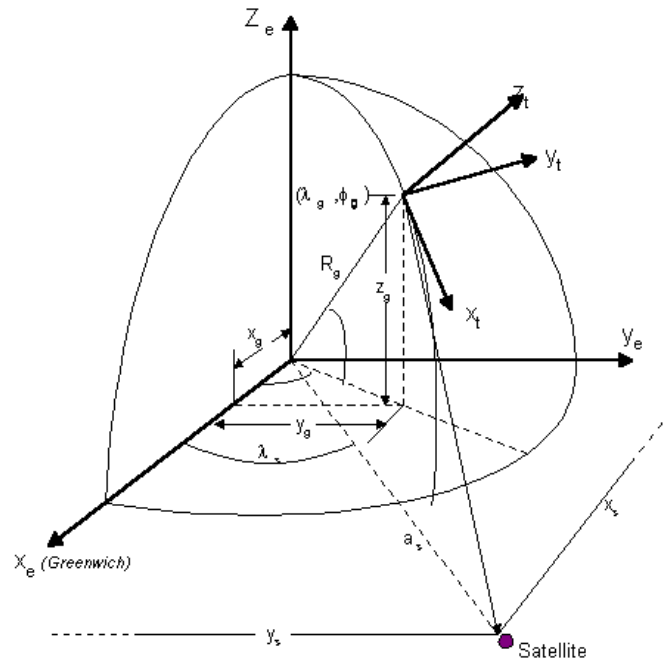


그림 4-7 정지위성의 지구중심좌표계와 수평좌표계에서의 위치[22]

정지위성(Geostationary Satellite)은 전에 언급한대로 지구표면에서 볼 때 정지되어있는 것으로 보인다. 하지만, 실제로 위성은 비대칭 중력장과 달과 태양의 섭동을 받아 그 궤도가 시간에 따라 조금씩 변한다. 그래서, 정지위성은 항상  $0.1^\circ$ 의 오차 내에 위치하도록 궤도조정을 통해서 그 위치를 유지한다. 여기서도 이런 가정 하에  $0.1^\circ$ 의 오차는 무시하고 정지위성에 대한 입력자료로 위성 직하점(Subsatellite point)과 지구국의 위치를 사용하여 지구국중심의 수평좌표계에서의 위성의 위치를 구하였다. 그림 4-7은 지구국의 위치가  $(\lambda_g, \phi_g)$ 이고 정지위성의 직하점이  $\lambda_s$ 인 경우의 지구중심 좌표계과 수평좌표계를 나타낸 것이다. 위 그림 4-7

에서 위성의 궤도장반경의  $a_s$ 라고 할 때 위성의 ECF 좌표는 다음과 같은 식이 된다.

$$\begin{bmatrix} x_{sat} \\ y_{sat} \\ z_{sat} \end{bmatrix}_{ECF} = \begin{bmatrix} a_s \cos(\lambda_s) \\ a_s \sin(\lambda_s) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4-7)$$

마찬가지로 그림 4-7의 지구국의 ECF 좌표는 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix}_{ECF} = \begin{bmatrix} R_g \cos \phi_g \cos \lambda_g \\ R_g \cos \phi_g \sin \lambda_g \\ R_g \sin \phi_g \end{bmatrix} \quad (4-8)$$

지구국에서 바라본 위성의 위치 벡터는 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} \rho_x \\ \rho_y \\ \rho_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{sat} - x_g \\ y_{sat} - y_g \\ z_{sat} - z_g \end{pmatrix} \quad (4-9)$$

여기서 지구국 중심의 수평좌표계로의 좌표변환은 그림 4-7에서와 같이 다음과 같아 표현할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} \rho_x \\ \rho_y \\ \rho_z \end{pmatrix} \quad (4-10)$$

여기서  $A$ 는 회전행렬로 다음과 같다.

$$A = \begin{pmatrix} \sin \phi_g \cos \lambda_g & \sin \phi_g \sin \lambda_g & -\cos \phi_g \\ -\sin \lambda_g & \cos \lambda_g & 0 \\ \cos \phi_g & \cos \phi_g \sin \lambda_g & \sin \phi_g \end{pmatrix} \quad (4-11)$$

위 식을 통해서 위성의 방위각과 양각은 다음과 같이 주어진다.

$$Az_{sat} = \tan^{-1} \left( \frac{y_t}{x_t} \right) \quad (4-12)$$

$$El_{sat} = \tan^{-1} \left( \frac{z_t}{\sqrt{x_t^2 + y_t^2}} \right) \quad (4-13)$$

방위각과 양각의 값에 해당하는 사분면은 그림을 통해서 구한다.

이상의 과정과 같이 정지위성의 경우는 ‘정지’되어 있어서, 시간항을 특별히 고려할 필요가 없음을 알 수 있다.

#### 나. 비정지궤도 위성의 경우

정지궤도가 아닌 경우는 지구국에서 볼 때 위성이 정지해 있는 것이 아니므로 위성의 위치를 시간의 함수로 구해야 한다. 즉, 궤도 전파를 시켜 궤도예측을 해야한다. 그리고, 정지궤도 위성의 경우는 태양간섭의 발



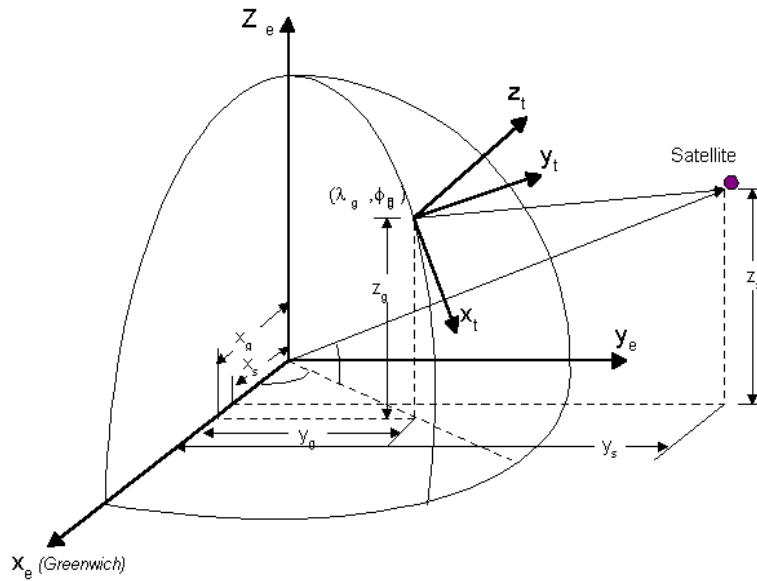


그림 4-8 비정지위성의 지구중심좌표계와 수평좌표계에서의 위치

생시간이 주기적이지 않기 때문에 매시간 위성의 위치를 구해서 태양과의 각거리를 비교해야한다. 궤도예측 방법으로는 수치적인 방법과 해석적인 방법이 있는데 여기서는 그다지 정밀한 위치를 필요로 하지 않고, 장기간의 위치를 필요로 하므로 수치적인 방법보다는 해석적인 방법을 써서 궤도전파를 시켰다. 여기서는 TLE<sup>1)</sup>를 입력자료로 하는 MSGP4 (Merged Simplified General Propagator Version4)<sup>2)</sup> 프로그램을 사용하였다[14]. 그리고, 발생시간이 입력자료의 시간보다 멀리 떨어져있을수록 계산된 위성의 위치는 섭동으로 인해 실제 위성과의 오차를 가지므로 그 결과의 정확성 또한 상당히 떨어질 수밖에 없다. 비 정지궤도의

- 
- 1) 미 NASA에서 발행하는 것으로, 현재 지구상공에 있는 전세계위성의 평균궤도요소를 두 개의 줄(Two Line)로 나타낸 자료이다.
  - 2) 미국 NORAD에서 만든 궤도예측 프로그램으로 TLE를 입력자료로 한다.

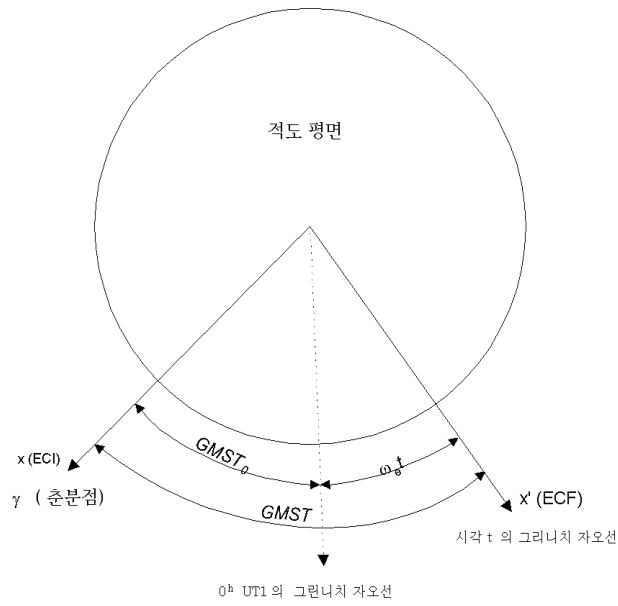


그림 4-9 그린니치 자오선과 GMST의 관계

위성의 경우는 정확한 예측을 위해서는 가장 최근의 TLE 자료를 이용해야한다. 그림 4-8은 비정지위성의 경우의 위성과 지구국과의 관계를 정지위성의 경우의 그림 4-7의 관점에서 본 것인데, 이 경우에는 MSGP4를 통해 구한 관성좌표계에서의 위성의 위치( $x_I, y_I, z_I$ )를 지구국 중심의 수평좌표계에서의 위치로 변환한다. 위성의 위치를 ECF 좌표계로 변화하기 위해서는 춘분점과 Greenwich의 사이각인  $GMST$  (Greenwich Mean Sidereal Time)를 계산하여 다음과 같이 변환한다.

$$\begin{pmatrix} x_{sat} \\ y_{sat} \\ z_{sat} \end{pmatrix}_{ECF} = \begin{pmatrix} x_I \cos GMST + y_I \sin GMST \\ -x_I \sin GMST + y_I \cos GMST \\ z_I \end{pmatrix} \quad (4-14)$$

여기서  $GMST$ 와  $(x_I, y_I, z_I)$ 는 줄리안날을 입력값으로 하여 그림 4-9에서처럼 다음과 같은 식으로 계산된다[20].

$$GMST = GMST_0 + \omega_e t \quad (4-15)$$

여기서  $GMST$ 는 시각  $t$ 에서의  $GMST$ 이고,  $GMST_0$ 는 UT1에서 0시에  $GMST$ 이다. 그리고  $\omega_e = 7.29211586 \times 10^{-5} rad/s$ 이고,  $t$ 는 UT1에서의 하루중 시간이다. 우선 UT1, 0시의  $GMST$ 를 계산하기 위해 다음의 식을 이용한다.

$$GMST_0 = 24110.^s54841 + 8640184.^s812866 T + 0.^s093104 T^2 - 0.^s000006210 T^3 \quad (4-16)$$

여기서  $T$ 는 2000년 1월 1일 UT1 12h 기준에서의 날수를 1세기(Julian centuries)로 나눈 값이다.

$$T = \frac{JD - 2451545.0}{36525} \quad (4-17)$$

위의 과정을 통해 ECF 좌표계에서의 위성의 위치를 구하면, 다음의 과정인 위성의 방위각과 양각을 구하는 것은 정지궤도의 경우와 마찬가지로 지이다.

#### 다. 태양의 위치

태양의 위치를 시간의 함수로 구하는 프로그램은 그 정확도에 따라 매우 다양하다. 여기서는 Astronomical Almanac의 알고리즘을 이용하여 줄리안날 (Julian Day)을 입력값으로 하여 지구중심 관성좌표계(ECI)에

서의 위치( $x_{sun}, y_{sun}, z_{sun}$ )<sub>ECI</sub>을 구하였다. Astronomical Almanac의 식은 1950년에서 2050년까지 태양의 위치는  $0.01^\circ$ 의 오차를 가지고 있다. 아래의 식에서  $n$ 는 JD 2000.0 기준의 날수이다.

$$n = JD - 2451545.0 \quad (4-18)$$

▸ 태양의 평균 경도 :  $L = 280^\circ .472 + 0^\circ .9856474n \quad (4-19)$

▸ 평균 근점각 :  $g = 357^\circ .528 + 0^\circ .9856003n \quad (4-20)$

위 두 각이  $360^\circ$  내에 들어오도록 조정한다.

▸ 황도경사 :  $\varepsilon = 23^\circ .439 - 0^\circ .0000004n \quad (4-21)$

▸ 지구와 태양사이의 거리(AU) :

$$R = 1.00014 - 0.01671 \cos g - 0.00014 \cos 2g \quad (4-22)$$

▸ ECI 좌표계에서의 태양의 위치 :

$$(x_{sun}, y_{sun}, z_{sun}) = (R \cos \lambda, R \cos \varepsilon \sin \lambda, R \sin \varepsilon \sin \lambda) \quad (4-23)$$

위 식의 단위는 AU이므로 단위의 통일을 위해 Km 단위로 변환하기 위해서  $1AU = 1.49598 \times 10^8 Km$ 을 이용한다. 위의 값을 지구국 중심의 수평좌표계에서의 태양의 위치 ( $sx_t, sy_t, sz_t$ ) 변환은 위성의 경우와 같은 방법으로 계산하여 태양의 방위각과 양각 ( $Az_{sun}, El_{sun}$ )을 구한다.

## 2. 두 번째 단계 : 태양간섭시간예측

위에서 구한 위성과 태양의 위치정보 ( $Az_{sat}, El_{sat}$ )와 ( $Az_{sun}, El_{sun}$ )을 가지고 그림 4-6에서와 같이 구면삼각법을 이용하여 수평좌표계에서의 각거리(offset angle)를 계산하면 다음과 같다.

$$\theta_0 = \cos^{-1}[\cos(El_{sm})\cos(El_{sat})\cos(Az_{sm} - Az_{sat}) + \sin(El_{sm})\sin(El_{sat})] \quad (4-24)$$

위에서 구한 각거리(offset angle)가 식 4-6의 값 보다 작아지는 때 즉, 태양의 테두리가 안테나의 빔 영역 안에 들어왔을 때를 태양간섭현상이 시작되는 것으로 정한다. 프로그램에서는 시간 간격은 1분으로 하여 위성과 태양의 위치를 구하고 이들이 사이각이 5° 이내에 들어오면 시간 간격을 1초로 줄여서 위성과 태양의 위치를 비교하였다.

### 제 3 절 태양간섭 발생시간 예측 결과

#### 1. 정지궤도 위성의 경우

위의 알고리즘을 토대로 개발한 프로그램은 전체의 프로그램의 일부에 해당하는 것으로 태양간섭의 시간예측만을 하고 있다. 즉, 태양간섭 때 발생하는 통신시스템의 변화예측의 결과는 다음 절에서 다룰 것이다. 태양간섭시간을 결정하는 요소는 기본적으로 지구국의 위치와 위성의 위치(안테나 방향)이다. 즉 이 둘 사이의 각거리가 얼마나 가까운가가 태양간섭을 결정하는 것이다. 그림 4-10은 수평좌표계에서의 태양과 위성의 위치를 날짜별로 본 것이다. 그림에서 정지위성은 고정점으로 보았기 때문에 하나의 점으로 보이고 태양의 고도는 증가하고 있는 상태이다. 그림 4-10에서 보듯이 태양의 고도가 점차 증가하면서 위성과 겹쳐지는 때에 바로 태양간섭현상이 발생하는 것이다.

표 4-1은 위의 프로그램으로 1998년 추분 때의 태양간섭을 예측한 결과를 호주의 IPS의 자료와 비교한 것이다. 입력값으로 지구국의 위치는 127° E 37° N, 위성직하점은 무궁화1호에 해당하는 116° E로 하였고, 안테나방향과 태양사이의 각거리가 1° 이내로 가까워질 때를 태양간섭의

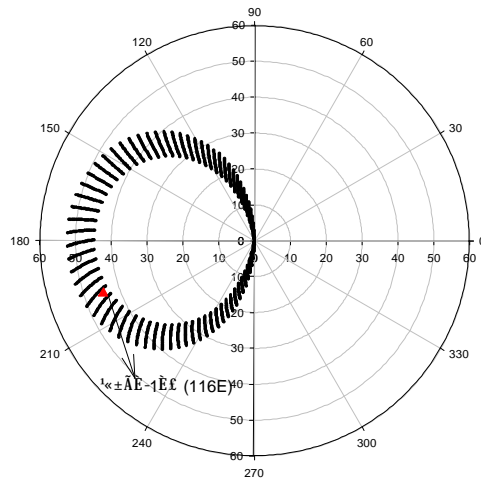


그림 4-10 수평좌표계에서의 태양과 위성  
의 위치 (1998.3.1~20)

표 4-1 태양간섭시간 예측 결과

본 연구 결과(1998.추분)			IPS Radio & Space Service	
	시작시각	지속시간(분)	시작시각	지속시간(분)
10월6일	13:08.3	4.0	13:09	4
10월7일	13:06.5	7.0	13:07	7
10월8일	13:05.7	8.0	13:06	8
10월9일	13:05.6	7.7	13:06	8
10월10일	13:06.2	6.1	13:07	6

발생으로 하였다. IPS의 자료와 거의 일치하지만 약간의 차이를 보이는 것은 IPS의 자료는 태양과 위성의 위치를 구하는 시간간격을 1분으로 하였기 때문이다. 그림 4-11은 표 4-1과 동일한 시각에 위성과 태양사이

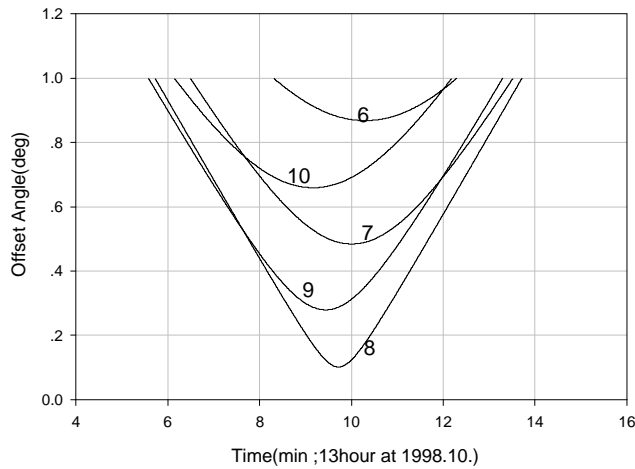


그림 4-11 정지위성과 태양의 각거리변화

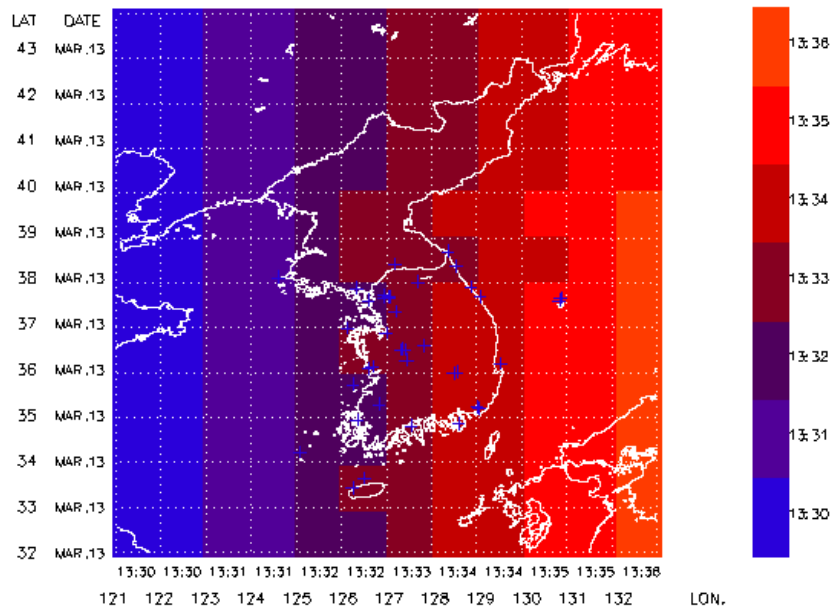
의 각거리의 시간에 따른 변화를 나타낸 것이다. 하지만, 실제로 태양간섭현상이 얼마나 오랫동안 지속되는지 그리고, 며칠동안 지속되는지를 결정하는 요소는 하향링크 때의 주파수와 지구국의 안테나크기이다(식 3-3, 3-5).

태양간섭현상으로 인해 통신 두절이 발생하는 시간 또한 위의 자료와 일치하지 않는다. 왜냐면 실제의 통신두절은 안테나의 잡음온도 상승으로 인한 CNR의 감소정도에 따라 결정되기 때문이다. 즉, 태양간섭현상의 시작 때나 끝날 때는 태양이 안테나의 빔 폭의 중심에서 좀 벗어나 있어서 태양의 영향이 그다지 크지 않기 때문이다. 이것에 대해서는 다음 절에서 자세히 다룰 것이다.

그림 4-12는 무궁화1호의 경우에 우리 나라에서의 태양간섭시간을 예측한 지도이다. 위도와 경도별로 날짜와 극대 시간을 알 수 있다. 위도와 더불어 변하는 값은 태양간섭현상이 발생하는 날짜이다. 그림 4-12는 춘

## KOREASAT-1

### Solar Transit Outage (At Vernal 1999 )



# The same colorband means the same sunout peak time(135E local time)

# The sunout duration is 4-8 minutes around peak time, it depends on systems

그림 4-12 무궁화 1호의 태양간섭 예측시간 지도



분의 경우로 태양의 양각이 점점 높아지고 있는 때이므로 안테나의 양각이 낮은 고위도로 갈수록 태양간섭현상이 일찍 발생하는 것을 볼 수 있다. 경도와 더불어 변하는 값은 태양간섭현상이 발생하는 하루중의 시간을 의미한다. 태양이 동쪽에서 서쪽으로 진행하므로 동쪽지방에서 먼저 태양간섭이 발생하는 것을 알 수 있다.

## 2. 비 정지궤도 위성의 태양에 의한 위성전파교란 예측 결과

한편, 정지위성이 아닌 경우에는 전에도 언급했듯이 발생가능성이 매우 희박하다. 그래서 발생가능성이 상대적으로 높은 태양동기궤도이고, 고도가 중궤도에 해당하는 GPS위성의 경우에 태양간섭시간을 예측해보았다. 표 4-2, 4-3, 4-4는 세 개의 GPS 위성의 TLE 자료를 가지고 MSGP4를 이용해 1년 동안의 태양간섭현상을 예측한 것이다. GPS 위성

표 4-2 GPS BII-01의 태양간섭시간예측

GPS BII-01 (PRN14) Sun Transit outage prediction for GPS						
year	m	d	hh	mm	ss	Duration(min)
1998	12	6	8	15	5.00	3.900
1998	12	7	8	12	39.00	3.450
1998	12	26	19	4	57.00	3.983
1998	12	27	19	2	23.00	3.983
1999	6	21	14	3	56.00	3.983
1999	6	22	14	1	28.00	3.867
1999	6	24	1	33	52.00	1.817
1999	6	25	1	30	7.00	3.250
1999	6	26	1	27	41.00	2.033

표 4-3 GPS BII-02 의 태양간섭시간예측

GPS BII-02 (PRN 02)						
Sun Transit outage prediction for GPS						
year	m	d	hh	mm	ss	Duration(min)
1998	11	15	10	48	20.00	4.033
1998	11	16	10	45	28.00	3.533
1998	12	2	21	31	31.00	2.100
1998	12	3	21	27	21.00	4.267
1998	12	4	21	26	9.00	.533
1999	5	5	4	49	20.00	3.217
1999	5	5	16	30	29.00	2.033
1999	5	6	4	46	24.00	1.983
1999	5	6	16	26	19.00	4.250
1999	5	7	16	24	21.00	2.033

표 4-4 GPS BII-03 의 태양간섭시간예측

GPS BII-03 (PRN 16)						
Sun Transit outage prediction for GPS						
year	mm	dd	HH	MM	SS	Duration
1998	12	6	9	24	21.00	2.467
1998	12	7	9	20	46.00	4.267
1998	12	8	9	18	57.00	2.533
1998	12	27	20	2	25.00	4.217
1998	12	28	20	0	7.00	3.333
1999	6	22	2	22	33.00	2.250
1999	6	23	2	18	54.00	3.200
1999	6	23	14	37	40.00	3.533
1999	6	24	2	16	35.00	1.467
1999	6	24	14	34	45.00	4.100
1999	6	25	14	33	7.00	2.100

은 태양동기궤도이고, 주기가 12시간이므로 태양간섭현상은 해마다 주기적인 특징을 보일 것이다. 단, MSGP4는 시간이 지남에 따라 섭동으로 궤도가 본래의 궤도를 많이 이탈하게 된다. 하지만, 실제에서는 궤도조정을 하므로 날짜에 약간의 차이는 있을 것이다.

표 4-2, 4-3, 4-4에서 보듯이 GPS 위성의 경우 일년에 두 차례에 걸쳐서 길게는 4분에서 짧게는 1분 정도 태양간섭현상이 발생하는 것을 알 수 있다. GPS 위성의 경우도 정지위성의 경우와 마찬가지로 태양간섭으로 인한 통신의 장애가 발생하는지 여부는 간섭현상이 발생했을 때 태양 활동과 통신시스템에 따른 잡음온도의 상승정도에 있다. 그림 4-13은

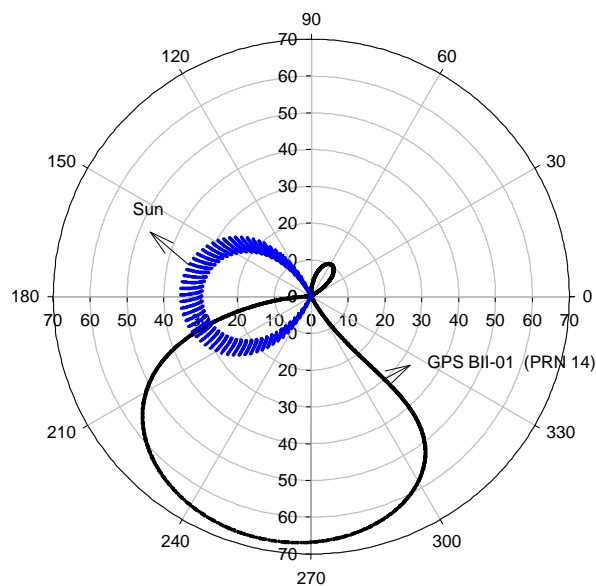


그림 4-13 태양과 GPS 위성의 수평좌표계에서의 위치(단위는 Deg)

1998년 11월 10일 일부터 12월 10일까지 30일 동안 태양과 GPS 위성<sup>3)</sup>의 서울지방에서의 방위각과 고도를 나타낸 것이다. 그림에서는 시간을 고려하지 않는 것이므로 그림을 통해 태양간섭 여부를 결정할 수는 없지만 가능성이 존재함을 알 수 있다.

---

3) 입력 TLE

GPS BII-01 (PRN 14)

1 19802U 89013A 98291.70847898 -.00000025 00000-0 00000-0 0 6356

2 19802 55.8031 76.6672 0012425 152.3674 207.6932 2.00548973 70835

## 제 4 절 태양간섭 때 통신시스템의 변화 모델링

태양간섭이 발생했을 때의 통신시스템에 생기는 변화는 안테나의 잡음온도 상승으로 인한 통신두절이다. 위성 통신시스템을 설계할 때는 원활한 통신을 위해 요구되는 CNR에 약간의 여분의 전력-시스템 마진-을 더해 전체적인 시스템을 설계한다. 여기에 고려되는 주된 요인은 출력 전력( $EIRP$ )과 안테나의 성능지수( $G/T$ ) 그리고, 그 밖의 신호 손실 등이다. 여기에는 위성과 지구국사이의 우주환경에 의한 신호손실과 기타의 기계적인 손실 등에 해당하는 부분으로 그 영향정도에 따라 시스템마진의 양이 결정된다. 예를 들어, 무궁화 위성시스템의 경우, 우리 나라의 장마철 폭우로 인한 강우감쇠를 보상하기 위해 시스템 마진을 많이 두고 있다. 그런데, 통신 중에 태양간섭이 발생하면 안테나의 온도가 급격히 상승하고, 이로 인해 성능지수( $G/T$ )가 감소로 인해 CNR이 감소하게 된다. 결국 태양간섭으로 인해 시스템이 요구하는 CNR를 만족하지 못하게 되면 통신이 두절되는 것이다. 이 절에서는 태양간섭 때의 안테나 온도의 증가를 구하고, 이를 다양한 경우에 응용해 보았다. 또한 지금까지 이론적으로 검증되지 않은 무궁화 위성시스템에 적용시켜보았다.

### 1. 안테나 온도- 외부원에 의한 잡음

안테나 온도는 앞에서 언급했듯이 시스템 온도의 한 부분으로 크게 내부 원인에 의한 온도와 외부 원인에 의한 온도로 나누어 생각할 수 있다. 내부의 원인이란 내부의 기계, 또는 회로 등에서 발생하는 것이고, 외부 원인은 공간상에 존재하는 열원에 의한 것이다. 태양간섭 때의 태양이 그 대표적인 외부 열원에 해당한다[10]. 그러면, 외부에 한 열원이 존재할 때 수신단의 안테나에 감지되는 그 열원의 온도 즉, 안테나 온도를 구해보자. 외부의 열원에서 지구에 도달하는 에너지는 복사의 형태이

고, 이 복사는 플랑크의 법칙에 따른다. 모든 벽의 온도가  $T$ 이고 흑체인  
단한 진공체를 가정하면, 이 진공체 안에서의 임의의 한 지점에서의 에  
너지 밀도( $u$ )는 플랑크 법칙에 따라 다음과 같이 표현되고,

$$u = 8\pi h(f/c)^3 [\exp(hf/kT) - 1]^{-1} \quad (J/m^3 Hz) \quad (4-25)$$

여기서,  $h$ 는 플랑크 상수,  $k$ 는 볼츠만 상수,  $f$ 는 주파수,  $c$ 는 빛의 속도  
이다. 진공체 안의 임의의 지점에서 단위 입체각에 입사되는 겉보기 전  
력밀도는 다음과 같이 표현되고, 이는 밝기를 뜻한다.

$$\begin{aligned} B &= uc/4\pi \\ &= (2hf^3/c^2) [\exp(hf/kT) - 1]^{-1} \quad (W/m^2 sr Hz) \end{aligned} \quad (4-26)$$

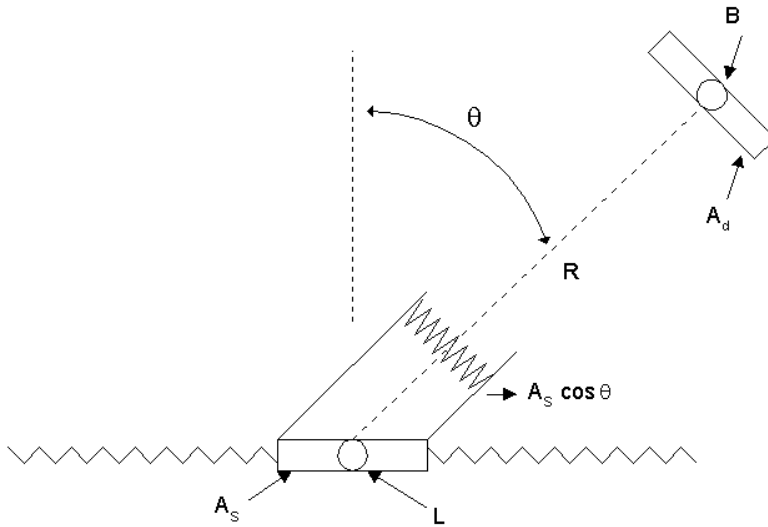


그림 4-14 복사원  $L$ 로 인한 수신단의 밝기  $B$

최종적인 목적인 방향성을 가진 수신단의 안테나( $A_d$ )에 입사되는 잡음 전력을 구하기 위해서는 다양한 방향에서 이 안테나의 단위 면적 당 입사되는 잡음전력을 구해야한다. 안테나에 입사되는 잡음전력은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$N_{ext} = \int BA_d d\Omega \quad (W/Hz) \quad (4-27)$$

여기서  $B$ 는 안테나에 들어오는 밝기에 해당하고  $d\Omega$ 는 입체각이다. 한편, 복사를 하는 열원에서의 에너지밀도( $L$ )는

$$L = J/A_s \cos \theta \quad (W/m^2 srHz) \quad (4-28)$$

이고, 여기서  $J$ 는  $W/sr Hz$  단위의 스펙트럼 복사강도이다. 즉  $L$ 는 면적이  $A_s$ 인 열원이  $\theta$  방향으로 방출하는 전력밀도를 의미한다.

열원에서 볼 때 수신안테나의 입체각은  $A_d/R^2$  이므로, 입사되는 전력( $N$ )은 다음과 같다.

$$N = JA_d/R^2 = LA_s A_d (\cos \theta)/R^2 \quad (W/Hz) \quad (4-29)$$

여기서  $R$ 은 열원과 수신안테나사이의 거리이다. 수신안테나에 볼 때 단위면적당의 전력강도는  $N/A_d$  이고, 또 안테나에서 볼 때 열원의 입체각은  $A_s(\cos \theta)/R^2$  이다. 그러므로 안테나가 받는 전력밀도는 다음과 같다.

$$B = N/A_d (A_s \cos \theta/R^2) = L \quad (W/m^2 srHz) \quad (4-30)$$

즉, 열원의 복사는 수치적으로 수신되는 밝기와 같다는 것을 의미한다. 한편, 식 4-2에서 전파영역에서의 주파수와 온도의 차수는 10의 수 제곱이고, 플랑크 상수의 값이 무척 크므로 다음과 같이 간략히 쓸 수 있다.

$$B = 2kTf^2/c^2 \quad (4-31)$$

선형으로 편광된 안테나는 위의 반에 해당하는 전력을 받으므로 실제로는 다음과 같다.

$$B = kTf^2/c^2 \quad (4-32)$$

또한 실제로 안테나는 방향성을 가지고 있기 때문에  $(\theta, \phi)$ 의 함수이다. 즉 이득패턴이 존재하므로 안테나 면적  $A_d$ 는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$A_d(\theta, \phi) = (\lambda^2/4\pi)G(\theta, \phi) \quad (4-33)$$

단, 안테나의 면적은 안테나 효율을 고려한 면적이다. 또한, 위의 경우를 좀더 확장하여 우주공간상의 다양한 방향의 열원을 고려하여 일반적인 형태로 밝기를 표현하면 다음과 같다.

$$B(\theta, \phi) = (kf^2/c^2)T(\theta, \phi) \quad (4-34)$$

마지막으로 온도가  $T_{ext}$ 인 열원에 의한 수신안테나에 들어오는 잡음전력( $N_{ext}$ )은  $N_{ext} = kT_{ext}$ 이 된다. 그러므로 식 4-27에 위의 결과를 대입하



면 잡음 전력은

$$\begin{aligned} N_{ext} &= \int B(\theta, \phi) A_d(\theta, \phi) d\Omega \\ &= \frac{k}{4\pi} \int G(\theta, \phi) T(\theta, \phi) d\Omega \end{aligned} \quad (4-35)$$

이고, 따라서, 잡음온도는 다음과 같다.

$$T_{ext} = \frac{1}{4\pi} \int G(\theta, \phi) T(\theta, \phi) d\Omega \quad (4-36)$$

## 2. 태양간섭에 의한 잡음온도상승

위의 결과를 태양간섭현상의 경우에 적용하면 적분구간은 안테나의 빔 영역에 들어온 태양의 면적에 해당하고,  $T$ 는 태양의 잡음온도인  $T_{sun}$ 에 해당한다. 실제의 태양은 그 중심과 테두리 부분의 온도가 다르지만 본 연구에서는 태양의 표면을 동일한 밝기를 가진 것으로 가정하여 상수 취급하였다. 이를 적용하여 식 4-36을 다시 쓰면 태양에 의한 잡음온도 증가는 다음과 같다.

$$\Delta T_{ext} = p \frac{T_{sun}}{4\pi} \int \int_{sun's\ disk} G(\theta, \phi) \sin \theta d\theta d\phi \quad (4-37)$$

여기서,  $p$ 는 편광감쇠지수에 해당하는 값으로 여기서는 1/2 로 하였다. 위에서 태양의 온도는 태양디스크 내에서는 상수로 가정했지만 주파수에 따라 그 온도가 틀려진다(식 4-32). 그러므로,  $T_{sun}$ 을 주파수의 함수로 표현하는 것이 필요하다. 그리고, 이득 패턴은 안테나마다 고유의 패턴을

가지고 있지만 여기서는 일반적인 패턴을 적용시켰다.

#### 가. 태양의 온도( $T_{sun}$ )

지구상에 보는 태양의 온도는 주파수에 따라 상당한 차이를 보이므로 주파수의 함수로 표현해야한다. 여기서 태양의 온도와 함은 지구국의 안테나가 수신하는 태양의 밝기온도를 말한다. 태양의 온도의 시간에 따른 모델링 방법은 다양하게 연구되어있지만 태양의 활동이 다양하게 나타나기 때문에 정확한 수치모델을 만들기는 무척 어렵다. 본 연구에서는 태양을 크게 세 부분으로 나누어서 고려하였다[16]. ‘조용한 태양’으로 태양활동의 극소기 때의 태양을 말하고, 두 번째는 ‘활동하는 태양’으로 11년 주기로 변하는 부분이다. 세 번째는 ‘폭발하는 태양’으로 순간적으로 태양표면에서 폭발적 활동을 발생했을 때의 태양에 해당한다. 일반적으로 지구상에서 느끼는 태양의 플럭스는 다음의 단위로 나타낸다.

$$SFU \equiv 10^{-22} \text{Wm}^{-2} \text{Hz}^{-1} : \text{Solar Flux Unit} \quad (4-38)$$

그리고, 태양의 활동정도를 나타내는 기준으로 10.7cm (2800MHz)에서의 SFU를 사용하고,  $F10.7$ 로 표기한다.

#### ● 조용한 태양 (Quiet Sun)

태양은 11년을 주기로 그 활동정도가 변하는 주기적인 모습을 보인다. 태양활동의 주기적인 변화는 흑점의 변화와 그 주기를 같이하기 때문에 태양표면의 흑점의 개수는 태양활동의 정도를 나타내는 지침이 되기도 한다. 조용한 태양이라고 하는 것은 이러한 태양활동의 주기적인 변화를 제외한 상태에서의 태양을 일컫는 것으로 흑점 최소기 때의 태양을 말한

다. 그러므로 이 때의 태양온도는 주어진 주파수에서 상수의 값을 갖는다. 다음의 식 4-39는 주어진 주파수에서 10%의 오차 내에서 태양의 SFU를 나타낸 것이다[17].

$$S_q(\text{SFU}) = 26.4 + 12.4f + 1.11f^2 \quad (1 \leq f(\text{GHz}) \leq 20) \quad (4-39)$$

#### ● 활동중인 태양 (Active Sun)

활동중인 태양이라고 하는 것은 흑점의 양에 따라 그 정도가 다르기 때문에, 위의 조용한 태양의 경우처럼 태양의 온도가 주어진 주파수에 대해 상수로 있지 않고 주기를 가지고 변하게 된다. 흑점의 개수의 변화는 약 11년의 주기를 가지고 변하며 조용한 태양의 에너지 보다 적은 양이고 3GHz에서 최고이며 1GHz 와 30GHz에서 강도는 25% 정도 감소한다. 식 4-40은 현재 10.7cm에서 SFU를 알고있을 때의 10%의 오차를 가지는 대략의 식이다[17].

$$S_a(\text{SFU}) = \frac{0.64(F10.7 - 70)f^{0.4}}{1 + 1.56 \ln^2(f/2.9)} \quad (4-40)$$

여기서 F10.7은  $S_a + S_q$  을, f는 해당 주파수를 의미한다.

#### ● 폭발하는 태양 (Burst Sun)

태양의 표면에서 발생하는 플레어나 코로나에서 폭발적으로 발생하는 에너지(CME, Coronal Mass Ejection)로 비주기적이고 현재까지의 지식으로는 어떤 경험식도 만들 수 없다. 이런 이유 때문에 대부분의 태양관련 응용에서는 이 부분은 제외하고 계산한다. 더군다나 미래의 현상을 예측하는 경우에는 플레어 성분뿐 아니라 활동중인 태양도 제외하고 조

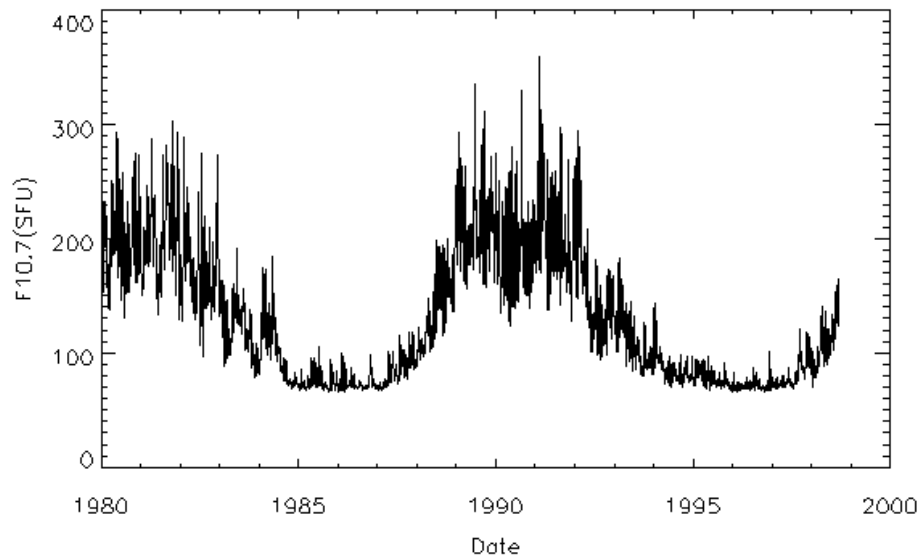


그림 4-15  $F10.7$  값의 일변화 (1980~1998)

용한 태양만을 고려하는 경우가 많다. 그 이유는 활동중인 태양을 예측하는 것이 무척 어려운 일이기 때문이다. 하지만, 태양표면에서의 이러한 폭발적인 활동은 우주환경에 갑작스런 변화를 초래하여 위성체와 통신시스템에 치명적인 장애를 일으키기 때문에 많은 연구가 필요하다. 현재 서방선진국에서는 이런 이유 때문에 태양의 변화를 자세히 관찰하고, 태양의 활동을 예측하기 위한 노력이 행해지고 있다.

본 연구에서는 폭발하는 태양은 고려하지 않고 조용한 태양과 활동하는 태양만을 고려하였다. 그리고  $F10.7$ 의 자료로는 미 상무성(Dept. of Commerce)의 National Geophysical Data Center<sup>4)</sup>의 자료를 이용하였다.

4) 인터넷 주소 <http://www.ngdc.noaa.gov/>

그림 4-15는 F10.7 값<sup>5)</sup>의 일변화를 나타낸 값이다. 기간은 1980년부터 1998년 8월까지의 자료로 태양주기 21,22,23번에 해당한다.

#### ● 태양의 온도

위에서 구한 태양의 플럭스 ( $S = S_q + S_v$ )를 이용해 태양의 온도를 계산하면 태양의 평균입체각을  $\Omega_s$ 라고 할 때, 식 4-31에서  $S = B\Omega_s$  이므로 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$T_{sun} = \frac{S\lambda^2}{2k\Omega_s} \quad (4-41)$$

그림 4-16은 위의 결과를 이용하여 조용한 태양의 경우와 활동하는 태양의 경우에 태양의 온도의 주파수에 따른 함수로 나타낸 그림이다[19]. 여기서 주목할 점은 그림에서 보면 활동하는 태양의 영향을 가장 많이 받는 주파수 영역은 3~4GHz 대역임을 알 수 있다. 이것은 뒤의 결과에서도 볼 수 있듯이 C-band 영역이 Ku-band 영역보다 태양활동의 영향이 더 큼을 짐작할 수 있다. 위 식 4-41의 태양의 온도는 대기를 통과하면서 감소되는데, 표준대기를 가정했을 때 대기감쇠는 다음과 같다[15].

$$Atten = \begin{cases} 0.036 / \sin El_{sun} & \text{dB at C band} \\ 0.072 / \sin El_{sun} & \text{dB at Ku band} \end{cases} \quad (4-42)$$

이를 고려하면 태양의 온도는 다음과 같다.

---

5) 이곳의 F10.7 자료는 세 가지로 구성되어있다. 첫째는 관측한 값으로 지구와 태양사이의 거리변화로 인한 7% 정도의 오차가 있다. 둘째는 이를 보정하여 지구와 태양사이의 평균거리로 환산한 것이다. 셋째는 관측소 안테나 이득의 불확실성과 지구표면에서의 반사등의 오차를 보정한 값이다. 여기서는 두 번째의 값을 이용하였다.

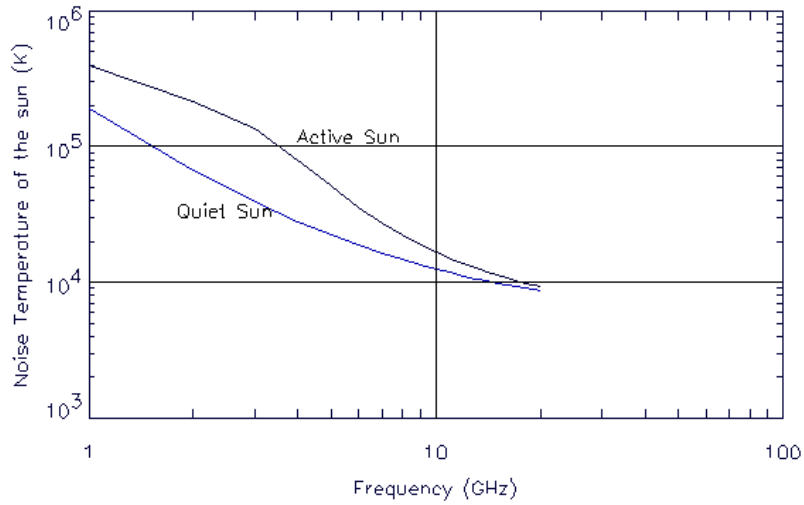


그림 4-16 주파수에 따른 태양의 잡음온도

$$T_{sun}^* = T_{sun} 10^{-Atten/10} \quad (4-43)$$

#### 나. 이득패턴

안테나의 이득 패턴은 개개의 안테나마다 고유의 이득패턴을 가지고 있다. 그리고, 이득패턴은 우주 공간상의 전파원을 대상으로 하여 구한다. 하지만 여기서는 그 임의의 안테나를 대상을 하므로 일반적인 패턴으로 다음의 식을 이용하였다[13].

$$G_N(\theta) \cong \exp\left(\frac{-2.78 \theta^2}{\theta_{HPBW}^2}\right) \quad (4-44)$$

여기서  $\theta$  는 안테나의 빔 중심으로부터의 각이다. 위의 식은 표준화된

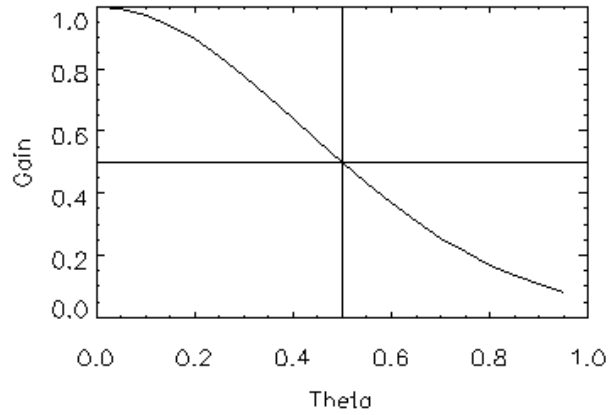


그림 4-17 안테나의 이득패턴

식이고, 실제 프로그램에서는 위의 값에 다음과 같이 표현된다.

$$G(\theta) = g_{\max} G_N(\theta) \quad (4-45)$$

여기서  $g_{\max}$ 는 식 3-2에서 다음과 같이 계산된다.

$$g_{\max} = \frac{4\pi A_e}{\lambda^2} \quad (4-46)$$

그림 4-17은  $\theta_{HPBW}$  값으로  $1^\circ$  를,  $g_{\max}$ 는 표준화된 값으로 1을 사용한 경우의 이득 패턴을 나타낸 그림이다.

#### 다. 안테나 잡음온도증가와 CNR의 감소

위에서 구한 잡음원 태양의 온도와 이득패턴을 이용해 식 4-37을 계산

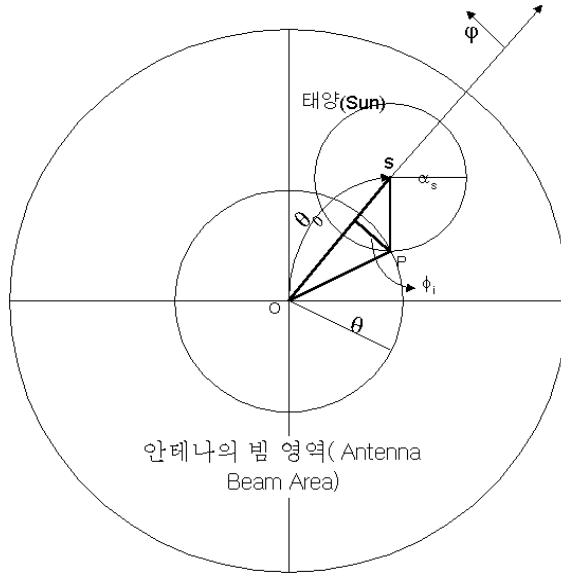


그림 4-18 안테나 빔영역과 태양

하면 태양간섭 때의 안테나 잡음온도를 구할 수 있다. 그림 4-18은 앞 절의 그림 4-6을 천구면을 기준면으로 해서 그린 것이다. 위에서 태양디스크는 상수온도로 가정하였고, 안테나의 이득패턴은  $\theta$  만의 함수이므로 식 4-37을 다시 쓰면 다음과 같다(그림 4-18 참조).

$$\Delta T_{ext} = p \frac{T_{sm}^*}{4\pi} \int_{\substack{\theta = \theta_0 - \alpha_s \text{ or } 0 \\ \text{whichever is larger}}}^{\theta_0 - \alpha_s} G(\theta) \sin \theta (2\phi_i) d\theta \quad (4-47)$$

여기서  $\theta_0$ 은 안테나와 태양사이의 각거리(Offset angle),  $\alpha_s$ 는 태양의 겉보기 반경이다. 그리고,  $\phi_i$ 는 그림 4-18의 구면  $\triangle OPS$ 에서 다음과



같다[2].

$$\phi_i = \begin{cases} \pi & ; \text{for } \theta_0 - \alpha_s \leq \theta \leq \alpha_s - \theta_0 \\ \cos^{-1} \left( \frac{\cos \alpha_s - \cos \theta \cos \theta_0}{\sin \theta \sin \theta_0} \right) & ; \text{그밖의 경우} \end{cases}$$

(4-48)

위의 적분의 계산은 Gaussian Quadrature Method를 이용하였다.<sup>6)</sup> 태양간섭때의 잡음온도 증가가  $\Delta T_{ext}$  이고, 원래의 시스템 온도가  $T_{sys}$  일 때, CNR의 변화는 식 3-10에서 다음과 같이 표현된다[24].

$$\Delta CNR = 10 \log \left( \frac{T_{sys} + \Delta T_{ext}}{T_{sys}} \right)$$

(4-49)

여기서 안테나의 시스템 온도( $T_{sys}$ )는 안테나마다 가지는 고유의 값이다. 여기서는 표 3-2를 이용하여 일반적인 값을 적용하였다. 다음절에서는 구한 태양간섭 때의 안테나 잡음온도의 증가와 CNR의 감소를 안테나 크기별로, 주파수별로 태양활동을 고려했을 때의 변화를 알아보았다.

## 제 5 절 태양간섭 때 통신시스템의 변화 예측 결과

### 1. 안테나 크기에 따른 태양간섭의 영향

안테나의 크기가 통신시스템에 주는 영향은 우선 *HPBW*와 안테나의 이득이다. 즉, 안테나가 클수록 빔 영역은 좁아지고, 빔 영역이 좁을수록 안테나의 이득은 좁은 영역에 집중되므로 안테나의 수신성능은 좋아진다. 하지만 그만큼 태양간섭 때 태양의 영향이 더욱 강하게 작용할 것

---

6) 구체적인 계산은 이병선의 프로그램을 변형하여 사용하였다[2]

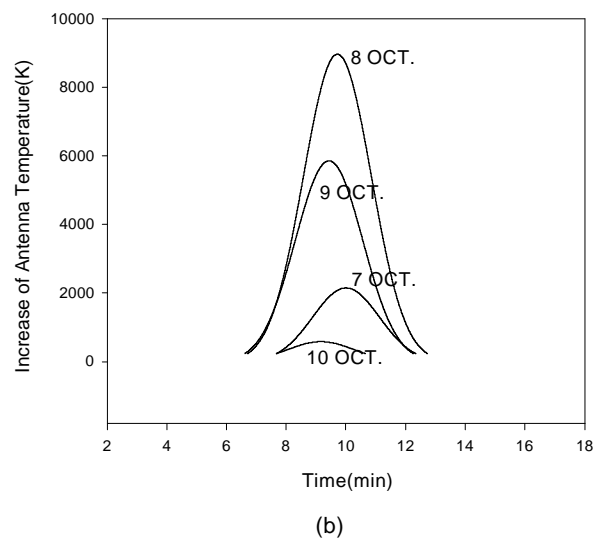
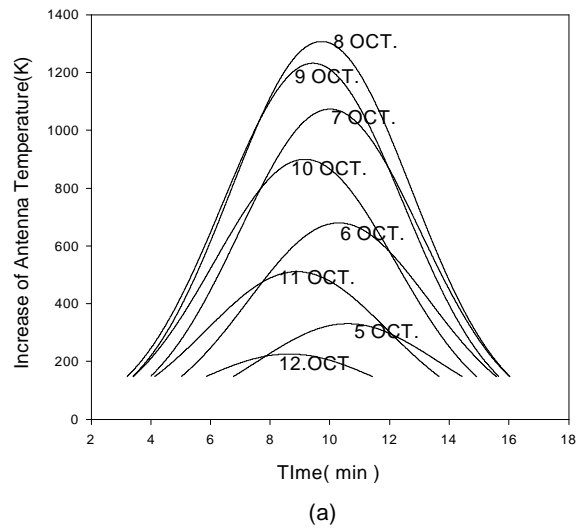


그림 4-19 안테나의 크기에 따른 날짜별 안테나 잡음온도의 상승-1(1998년 10월 13시) 위성  
 직하점:116° , 지국국 37N, 127E, 조용한  
 태양 (a) 3M (b)9M 안테나

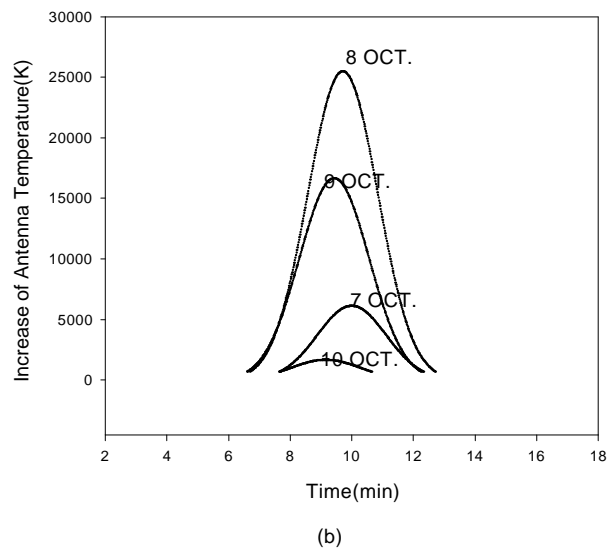
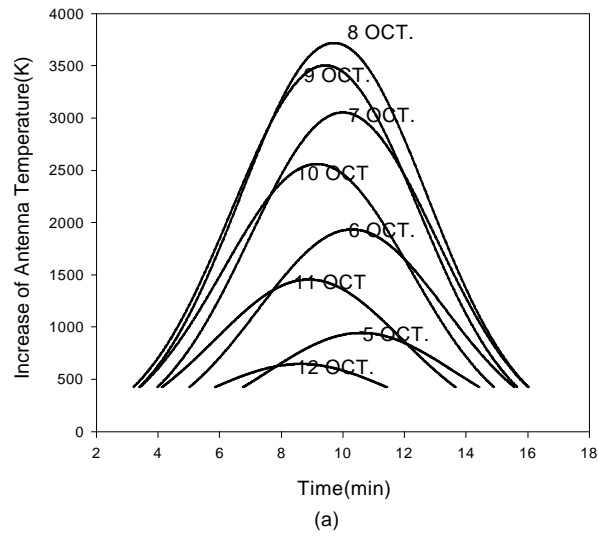


그림 4-20 안테나 크기에 따른 날짜별 안테나 잡음 온도의 상승-2 (1998년 10월 13시) 위성 직하점:116° , 지구국 37N, 127E, F10.7=250,  
(a) 3M (b) 9M 안테나

이라는 걸 짐작할 수 있다. 특히 C-band의 경우에는 안테나의 크기가 10m 이상이 되는 경우는 안테나의 *HPBW*가 태양의 시직경보다 작아지는데, 이때는 빔 영역 전체에 걸쳐 태양의 영향을 받으므로 태양간섭의 영향이 극대에 이른다. 반면에 VSAT시스템처럼 1~2m 정도의 안테나의 경우는 빔 폭이 커서 태양간섭을 받는 시간과 날짜는 길지만, 태양이 전체 빔 영역에서 차지하는 영역이 크지 않아서 태양간섭의 영향이 줄어든다(식4-4, 4-6). 그림 4-19는 C-band 영역에서의 하향링크 때 안테나의 크기가 3M, 9M인 경우의 조용한 태양을 가정하여 태양간섭에 의한 날짜별 안테나온도의 상승을 나타낸 그림이다. 그림 4-19(a)의 안테나 크기가 3M인 경우에 태양간섭현상은 8일 동안에 걸쳐서 최대 12분 정도 지속된다. 하지만 그림 4-19(b)의 9M 안테나의 경우는 4일 동안 발생하며 가장 오래 지속되는 8일에 6분 정도 지속되는 것을 알 수 있다. 하지만, 이와 반대로 태양간섭으로 인한 안테나 잡음온도의 상승은 9M 안테나의 경우 9000K 정도 상승하고, 3M 안테나의 경우는 약 1/6 정도인 1400K 정도 증가하는 것을 알 수 있다.

시스템 온도를 250K로 가정했을 경우 CNR의 감소는 3M의 경우는 8dB, 9M의 경우는 2배인 15.6dB가 감소하였다. 즉, 위의 결과에서 안테나의 크기가 클수록 태양간섭현상으로 인해 잡음온도의 상승과 CNR의 감소가 큼을 알 수 있다.

그림 4-20은 그림 4-19와 동일한 입력자료를 가지고 태양활동 극대기 때의 태양간섭현상을 나타낸 그림이다. 위 그림에서 보면 태양활동을 고려하였을 때( $F10.7=250$ )는 조용한 태양일 때 보다 3M 안테나의 경우 약 2.5배정도, 9M안테나의 경우 약 3배정도 안테나 잡음온도가 더 상승했음을 알 수 있다. 위 경우와 마찬가지로 시스템의 온도를 250K로 가정하였을 경우 CNR은 3M의 경우 약12dB 정도, 9M의 경우 약 20dB 정도 감소하였다. 이것은 두 가지 경우 모두 조용한 태양일 때보다 4dB정도

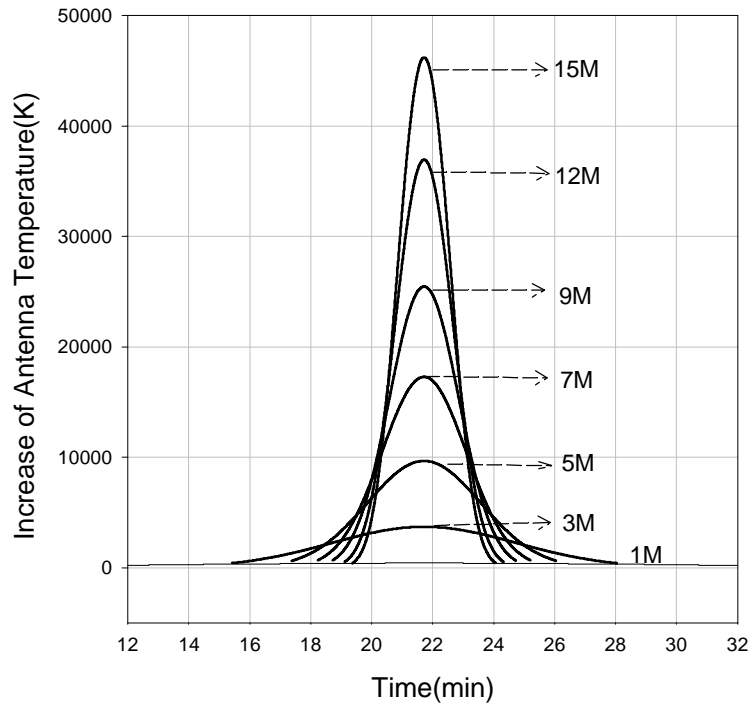
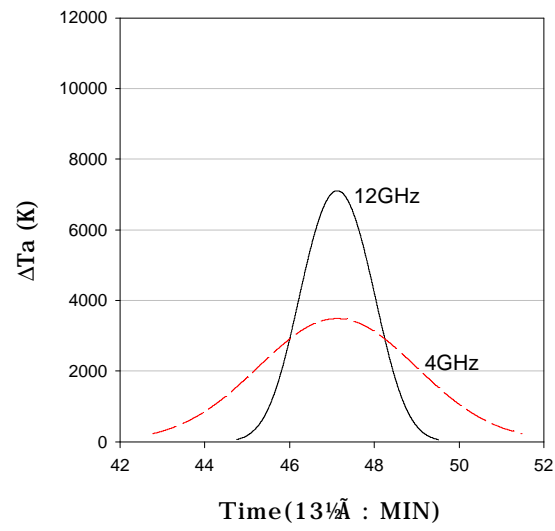


그림 4-21 안테나 크기별 잡음온도의 상승.

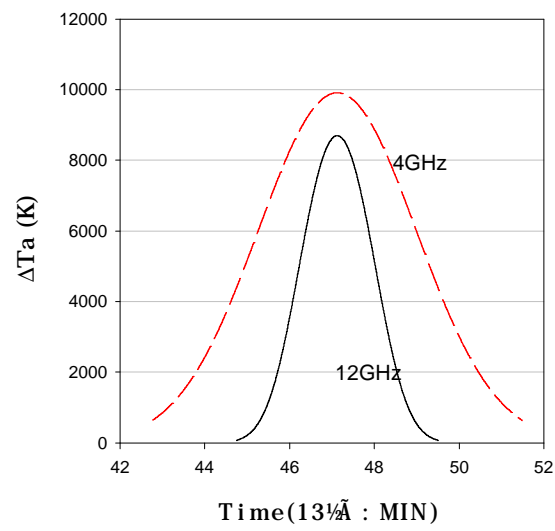
감소한 값이다.

위의 결과에서 안테나의 크기는 태양간섭현상에서 매우 중요한 요소이며, 또한 안테나의 크기에 상관없이 태양의 활동정도를 고려되어야함을 알 수 있다.

그림 4-21은 태양간섭의 영향이 최대에 이를 때 다양한 안테나의 크기에 따른 잡음온도의 상승을 나타낸 것으로, 여기에 사용된  $F10.7$  값은 극대기의 평균값인 250 SFU로 하였고, 주파수는 4GHz로 하였다.



(a)



(b)

그림 4-22 주파수에 따른 안테나 잡음온도의 변화

(a) 조용한 태양

(b) 활동중인 태양  $F10.7=250$

## 2. 하향링크 주파수에 따른 태양활동의 영향

하향링크 주파수가 영향을 주는 요소는 우선 안테나의 빔 폭이다. 즉, 주파수가 높을수록 빔 폭은 좁아지고, 이득도 좋아진다(식 3-1). 즉, 안테나의 잡음온도의 상승이 더 커지는 효과임을 짐작할 수 있다. 그 다음으로 중요한 영향은 바로 태양의 온도인데, 그 이유는 태양의 온도가 주파수의 함수로 표현되기 때문이다(그림 4-16). 즉, 전에 언급했듯이 C-band에서의 태양의 잡음온도가 Ku-band에서 보다 더 높다. 이것은 조용한 태양일 때 뿐 아니라 활동기의 태양의 경우도 마찬가지이다. 그림 4-22는 태양활동의 극소기일 때와 극대기일 때의 C-band와 Ku-band에서의 안테나 잡음온도의 변화를 나타낸 그림이다.

그림에서 보면 조용한 태양을 가정했을 때 Ku-band에서 C-band에서 보다 안테나 잡음온도가 더 상승했을 볼 수 있다. 하지만, 태양활동의 극대기 때는 이와 반대로 C-band에서 잡음온도가 더욱 상승했음을 볼 수 있다. 이는 전에 언급한 것처럼 태양의 주기적 활동에 태양활동이 주로 3GHz 대역에 집중되기 때문이다. 이러한 결과에서 태양활동의 극대기 때는 INTELSAT같이 C-band 영역을 사용하는 통신시스템이 크게 영향 받은 것을 알 수 있다. 반면에 무궁화위성같이 Ku-band 영역을 사용하는 통신시스템은 태양의 활동여부에 별로 영향이 없음을 알 수 있다. 이 말은 Ku-band를 사용하는 위성통신시스템이 태양활동의 극소기에는 태양간섭의 영향을 많이 받지만 태양활동의 극대기 때는 반대로 C-band를 사용하는 통신시스템이 더욱 태양간섭의 영향을 크게 받는 것이다.

## 3. 무궁화위성 통신시스템에서의 태양간섭의 영향

무궁화위성은 1995년 8월에 1호가 발사되었고, 이듬해인 1996년 1월에 2호가 발사되어 현재 다양한 위성서비스를 제공하고 있다. 물론 이전부터 우리 나라에는 92년부터 임차한 INTELSAT 위성을 통하여 위성서비

스를 이용하고 있었고, 이들 위성은 매년 태양간섭 현상을 일으키고 있다. 무궁화위성에서도 INTELSAT 위성처럼 매년 춘·추분을 전후로 태양간섭 현상이 발생하고, 특히 무궁화 위성이 사용하는 주파수는 INTELSAT이 사용하는 주파수보다 높기 때문에 극소기의 태양을 가정한다면 그 영향이 더 클 것으로 예상할 수이다. 하지만 실제 무궁화 위성시스템에서 태양간섭의 영향은 예상처럼 그리 크지 않았다. 즉, 시스템이나 서비스 종류에 따라 다르겠지만, 대부분의 경우 통신이 두절될 정도는 아니었다. 여기서는 지금까지의 연구를 바탕으로 무궁화 위성시스템에서의 몇 가지의 통신시스템의 경우에 적용하여 이를 검증해 보았다.

#### 가. 무궁화 위성 FSS중계기에 의한 고속 TDMA<sup>7)</sup> Link Budget

이 시스템에서 요구되는 BER(Bit Error Rate)는  $BER < 10e^{-7}$  이고, 여기에 해당하는  $E_b/N_0$ 는 11.3dB이다. 상향링크에서의 Link Budget는 다음과 같다[1].

Uplink (Tx Earth Station : Standard E1)		
안테나 직경	:	3.5m
안테나 이득 @14GHz	:	51.6dB
송신출력	:	40W( 16dBW)
EIRP	:	62.6dBW
Path Loss	:	206.4dB
Error Margin	:	1dB
Rain Attenuation	:	1dB
무궁화 G/T	:	13.5dB/K
중계기 입력C/T	:	-132.3dBW/K
Bit Rate	:	60Mbps -77.8dBHz
[Eb/N0]	:	19.5dB
[C/N] <sub>u</sub>	:	21.7dB

7) Time Division Multiple Access(시분할다중접속방식)



하향링크에서의 Link budget는 다음과 같다.

Downlink(Rx Earth Station : Standard E1)		
안테나직경	:	3.5m
안테나이득 @ 12GHz	:	50.3dB
수신시스템 잡음온도	:	230K - 23.6dBK
수신지구국 G/T	:	25.7dBK
중계기 EIRP	:	50.2dBW
TWTA O.B.O	:	1dB
Path Loss	:	205.1dB
Error Margin	:	1dB
Rain Attenuation	:	1dB
C/T	:	-132.2dBW/K
Bit Rate	:	60Mbps-77.8dBmz
[Eb/N0]	:	20.6dB
[C/N]d	:	23.6dB

전체  $Eb/N0$ 는 17.0dB이고,  $CNR_{total}$ 은 19.2dB가 된다. 여기에 1/2FEC coding 이득을 고려하면, 시스템 마진은 10.7dB가 된다(서중수, 1998).

활동중인 태양( $F10.7=250$ )을 가정하고 태양간섭이 발생했을 때의 통신 시스템의 변화를 보면 하향링크 때 CNR은 9.5dB로 떨어지고, 전체  $CNR_{total}$ 은 9.2dB로 약 10dB가 떨어진 값이다. 하지만, 시스템 마진이 10.7dB 이므로 통신의 두절은 발생하지 않는다. 하지만, 그 차이가 작으므로 태양활동이 활발하다면 통신 두절이 발생할 가능성도 있음을 알 수 있다. 태양활동의 극대기 때는  $F10.7$  값이 300SFU 이상의 값을 갖는 경우도 있기 때문이다. 특히, 태양표면에서 태양폭발(Burst)과 같은 현상이 발생하면 100000SFU 이상이 되기도 한다.

또 하나의 예로 무궁화 위성 FSS 중계기에 의한 DAMA<sup>8)</sup>-SCPC<sup>9)</sup>

Link Budget 이다. 이 경우는 VSAT<sup>10)</sup>시스템에 해당한다. VSAT 시스템은 작은 구경의 안테나를 사용하는 시스템으로 태양간섭의 영향이 발생하지 않는 것으로 알려져 있다.[21] 이 경우의 태양간섭 현상이 발생할 때 통신시스템의 변화를 보면 다음과 같다.

	[C/N] <sub>u</sub>	[C/N] <sub>d</sub>	[C/N] <sub>total</sub>
태양간섭이 없을 때	27dB	44.1dB	27dB
태양간섭때	27dB	37.2dB	26.6dB

위 결과에서 보듯이 안테나의 크기가 1~2m 정도의 안테나를 사용하는 VSAT(Very Small Aperture Terminal)시스템은 태양간섭의 영향을 받지 않는다는 것을 알 수 있다.(Mohamadi, *et al*, 1988).

무궁화 위성시스템이 태양간섭 현상이 발생했을 때 통신두절이 생기지 않는 이유는 무궁화 위성시스템의 경우 강우감쇠 마진을 많이 두었기 때문이다. 무궁화 위성이 사용하는 주파수는 Ku-band 인데, Ku-band는 앞에서 언급했듯이 대기의 영향을 많이 받는데 특히, 우리 나라같이 장마철의 폭우가 있는 환경에서는 강우감쇠로 인한 통신두절을 막기 위해 설계시 강우감쇠 마진을 많이 고려한다. 이렇게 강우감쇠를 고려하여 시스템 마진을 많이 두었기 때문에 태양간섭 현상을 극복해내는 것이다.

하지만, 앞에서 언급한 대로 태양 폭발과 같은 현상과 태양간섭 현상이 동시에 발생했을 때에는 급격한 태양잡음온도의 증가로 인해 통신이 두절될 것이다. 그림 4-23은 플레어 같은 폭발현상이 발생해서 급격히 증가했을 때 이때의 태양을 주기적 활동의 모델과 같다는 가정을 가지고 변화를 본 그림이다. 그림 4-24는 시스템온도를 250K라고 가정하였을

8) Demand Assignment Multiple Access  
9) Single Channel Per Carrier  
10) Very Small Aperture Terminals

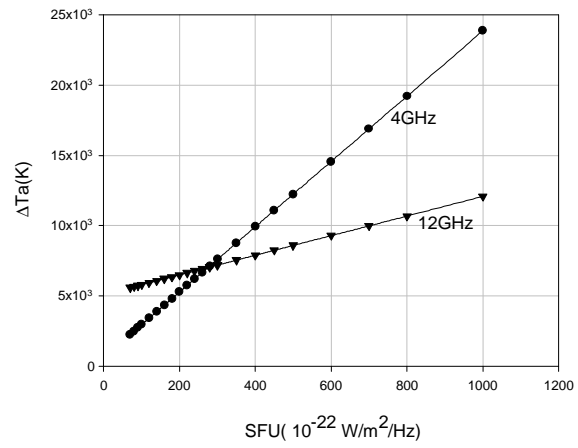


그림 4-23  $F10.7$  값에 따른 잡음온도변화  
(안테나 직경 5M)

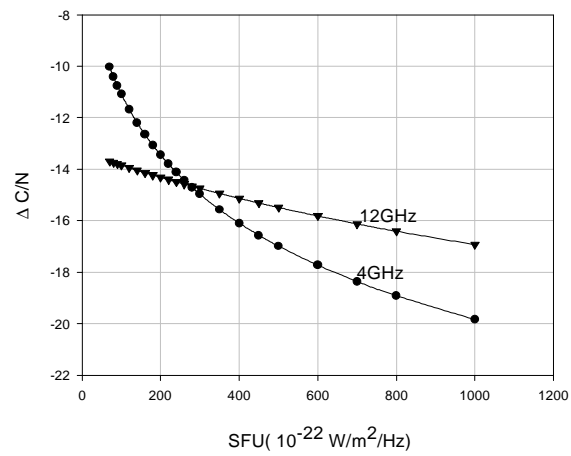


그림 4-24  $F10.7$  값에 따른 CNR의 변화 (시스템  
온도 250K)

때의 CNR의 변화를 본 것이다. 그림 4-24에서 보듯이 태양폭발의 현상이 발생할 때는 아무리 시스템의 마진을 많이 두어도 소용이 없다. 중요한 것은 이때의 시스템의 변화를 예측하여 이에 대비하는 것이 필요함을 알 수 있다.

또 한가지 중요한 것은 어느 정도까지는 주파수가 높은 Ku-band가 영향을 더 받지만,  $F10.7$ 의 값이 커질수록 4GHz 대역의 C-band가 태양활동의 영향을 더 많이 받음을 그림을 통해 알 수 있다.

이상의 결과에서 무궁화위성의 통신시스템은 일반적인 태양활동에 의해서는 강우감쇠를 고려한 시스템 마진을 많이 두어 태양간섭 현상이 발생하지 않으나 태양간섭 현상과 동시에 태양 폭발이나 강우 같은 이상현상이 발생하는 경우에는 태양간섭 현상으로 인한 통신 두절의 가능성이 있음을 알았다. 또한 INTELSAT 위성같이 4GHz 대역을 사용하는 위성통신 시스템은 태양활동이 활발할수록 Ku-band 보다 더 영향을 많이 받는 것을 알 수 있다.

마지막으로 정지위성이 아닌 경우의 위성시스템의 경우인데, 저궤도의 경우는 태양간섭이 발생하는 시간이 무척 짧기 때문에 고려할 필요가 거의 없지만, GPS위성 같은 중궤도이면서 한계경사각을 갖는 위성의 경우는 안테나의 크기나 태양간섭의 발생했을 때의 태양활동 정도에 따라 고려할 필요가 있을 것이다. 전 장에서 보았듯이 GPS위성의 경우 그 발생시간이 길게는 4분까지 지속되고, 태양폭발 같은 현상이 겹치면 안테나의 잡음온도는 급격히 상승하기 때문이다.

## 제 5 장 위성전파교란 예보 시스템 구축

### 소프트웨어 개발

#### 제 1 절 소프트웨어의 구조

ITU에서는 매년 전세계의 지구국과 위성의 운용현황을 발행한다. 이 자료 중에서 우리 나라에 통신·방송서비스를 제공하는 정지위성과 지구국에서의 태양간섭 시간과 식 시간 예측 결과와 우리 나라 전역에서의 태양간섭 시간을 나타내는 지도를 제작하여 각 지구국이나 기간 통신사업자들에게 태양으로 인해 발생하는 장애를 사전에 알 수 있도록 서비스 하기 위해 소프트웨어를 제작하였다.

이 소프트웨어의 특징은 위의 결과를 HTML(Hyper Text Markup Language) 형식으로 제작하여 기간 통신·방송 사업자나 일반 통신사용자가 인터넷을 통해 서비스 받을 수 있도록 한 것이다.

이 장에서는 개발된 소프트웨어의 구조와 이용방법에 대하여 설명하였다. 그리고, 본문에 있는 태양간섭 현상을 예측하는 프로그램에 대해 설명도 추가하였다.

##### 1. 소프트웨어의 알고리즘

홈페이지 제작은 FORTRAN 언어를 사용하여 HTML형식의 문서로 출력 파일을 만드는 방식으로 하였다. 단, 지도는 프로그램을 통해 계산한 값을 이용해 IDL Ver. 5.0을 이용하여 제작하였다. 우선 전체적인 알고리즘은 다음과 같다.

위 프로그램의 입력값은 연도와 춘·추분을 나타내는 인덱스 두 가지이고, 주 프로그램은 홈페이지를 제작하는 부프로그램과 지도제작에 쓸 자료계산 부프로그램의 두 프로그램으로 나눌 수 있다. 그림 5-1은 전체

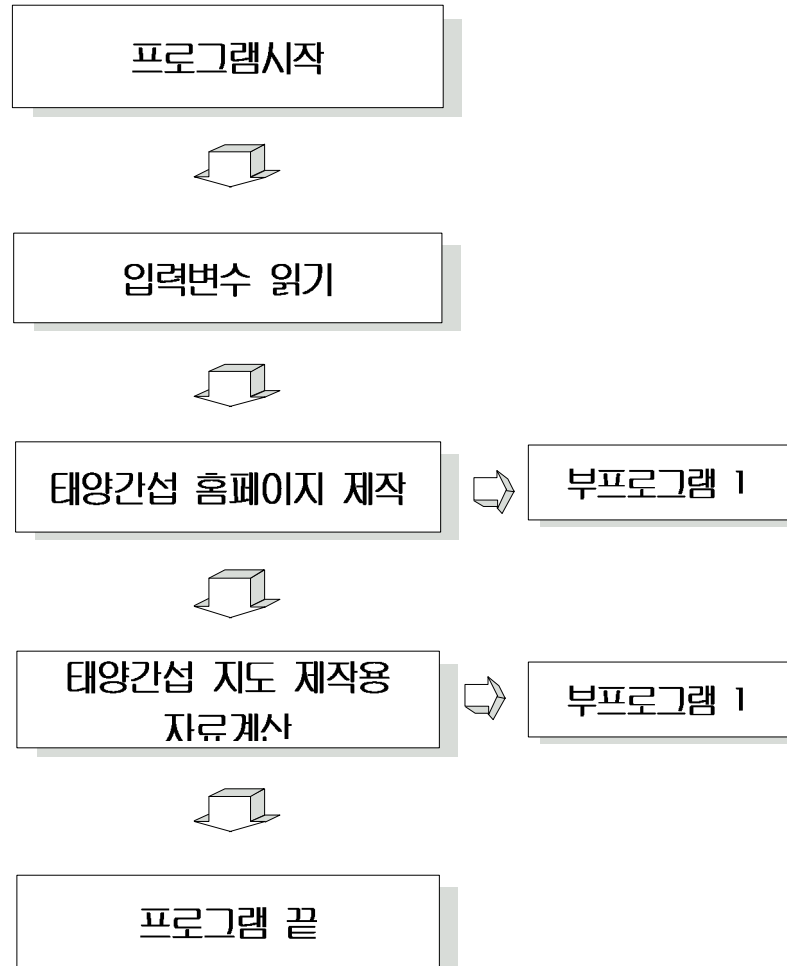


그림 5-1 위성전파교란 예보 소프트웨어 알고리즘-1

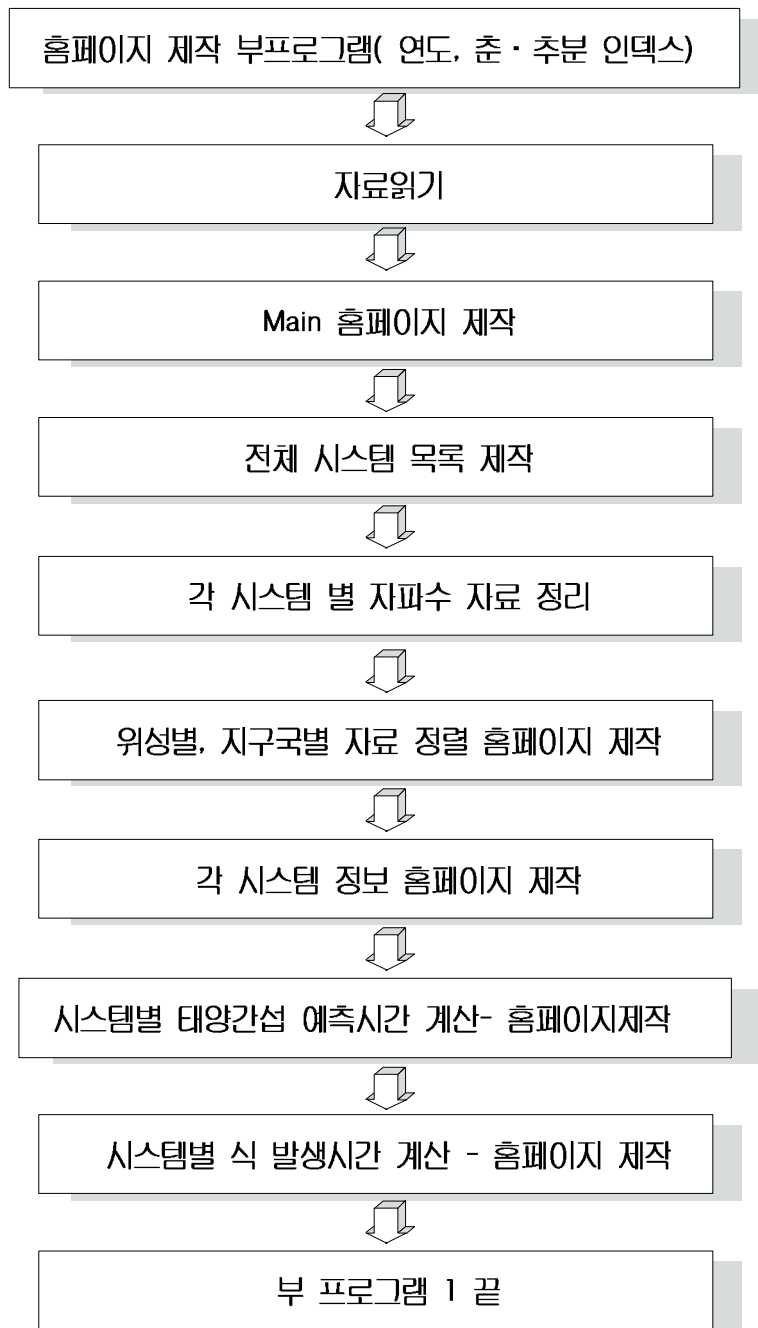


그림 5-2 위성전파교란 예보 소프트웨어 알고리즘-2

소프트웨어의 알고리즘이다.

먼저 홈페이지 제작 부프로그램 1의 알고리즘은 그림 5-2와 같다. 위의 각 프로그램은 또 다른 부프로그램으로 연결되어있고, 위 홈페이지 제작 프로그램에 필요한 자료는 각 시스템의 정보를 담고 있는 파일들로 이들 자료에는 각 지구국의 위치와 위성의 위치 지구국에서의 위성의 방위각과 앙각 그리고, 시스템의 주파수 대역 등의 자료가 있다. 이들은 모두 세 개의 파일로 되어있고 ITU에 발행하는 자료에서 추출한 것이다.

다음으로 지도제작을 위한 자료를 계산하는 부프로그램인데 이 프로그램은 우리 나라를 포함한 주변을 동경 121° 에서 133° 까지 북위 32° 에서 44° 까지 1° 간격으로 총 144개 지점에 대하여 태양간섭시간을 계산하고 이를 표로 테이블로 제작한 것이다. 태양간섭시간과 식 발생시간을 구하는 과정은 이전에 설명한 과정과 같으면 그 밖의 세부 부프로그램의 알고리즘은 여기서는 생략하였다.

이 프로그램을 통해 생성되는 파일들의 디렉토리 구조는 다음의 그림 5-3과 같다. 메인 디렉토리인 Sun\_Main에는 기본적인 홈페이지들이 있고, 각 디렉토리마다 시스템에 관련된 정보가 있다. StnSort에는 지구국별 대상위성을 나타낸 홈페이지, SatSort에는 위성별 대상 지구국목록을 나타낸 홈페이지, Stations에는 각 시스템의 정보 홈페이지, 그리고, Sunout과 Eclipse 에는 각 시스템별 태양간섭 예측정보와 식현상 예측정보의 파일들이 위치하고 있다. 마지막으로 SunoutMaps에는 각 위성의 태양간섭 예측 지도들이 위치하고 있다. 이들 모든 파일들은 프로그램을 통해 생성되는 자료들로 태양간섭현상의 주기적인 특성으로 인해 일년에 두 차례의 갱신이 필요하다.

## 2. 소프트웨어 결과의 구성

이 소프트웨어의 결과는 홈페이지 형식으로 만들어진다. 홈페이지의 주된 내용은 지구국하나와 이것과 링크되어 있는 위성을 하나의 시스템



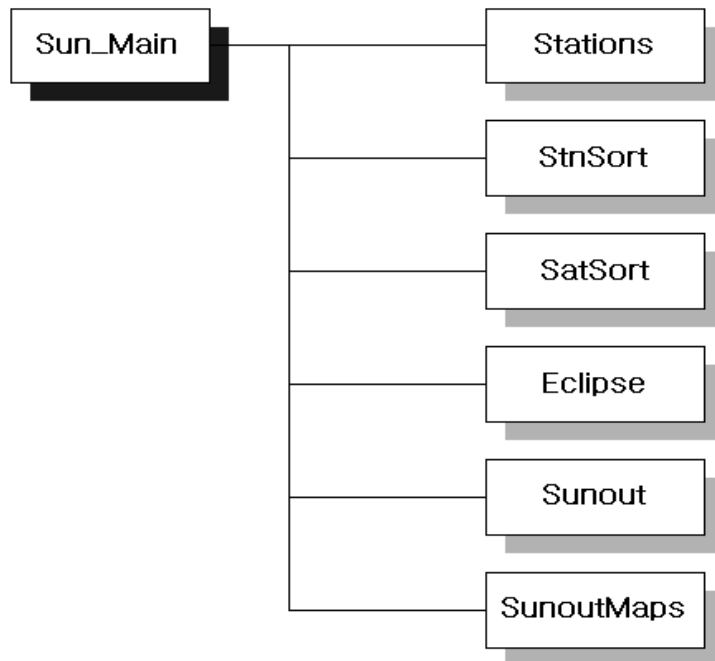


그림 5-3 홈페이지의 디렉토리구조

으로 하여 각 시스템의 정보와 각 시스템에서의 태양간섭현상을 예측한 정보를 제공하는 것이다.

각 시스템의 정보에의 연결은 방법에 따라 크게 세 가지로 나뉜다. ITU에서 제공하는 전체목록에서 연결하는 것과 위성의 목록을 통해 각 위성에 연결돼있는 지구국의 목록에서 연결하는 것 그리고, 지구국의 목록을 통해 각 지구국과 연결돼있는 위성을 통해 연결하는 방법이다.

각 시스템이 정보에는 지구국과 위성의 위치정보 등의 기본적인 내용과 하향, 상향링크의 주파수 정보도 있고, 태양간섭 시간과 식 발생시간 그리고, 우리 나라 전역에서의 태양 교란 시간을 나타낸 지도가 연결되

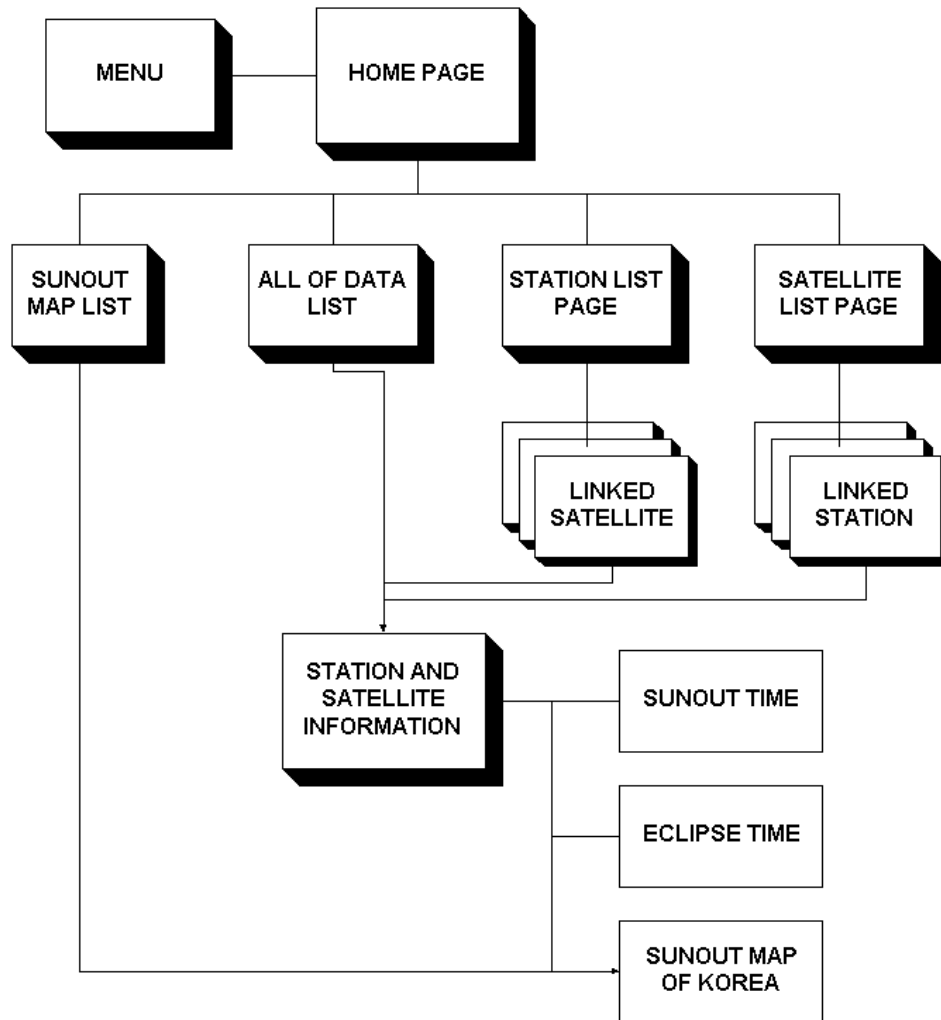


그림 5-4 홈페이지의 전체적인 구성도

어있다. 여기서 각 시스템의 태양간섭시간과 식 발생시간 등의 자료는 전 장에서 설명한 프로그램을 이용하였고 그 외의 자료는 ITU에 등록되어있는 자료를 기초로 하여 제작하였다. 그림 5-4는 홈페이지의 구성을 간략한 그림으로 나타낸 것으로 제작한 홈페이지의 전체적인 구조를 알 수 있도록 하였다. 위 그림에서 보듯이 사용자의 편의를 위해 위성별, 지구국별 목록을 만들고 이를 이용해서 각 시스템의 정보에 접근하도록 하였고, 해당 지구국이 아니더라도 위성의 태양간섭 시간을 알 수 있도록 우리 나라 전역에서의 태양간섭 시간을 나타낸 지도에 연결될 수 있도록 하였다.

## 제 2 절 예보 시스템의 이용방법

맨 처음의 홈페이지는 그림 5-5와 같이 두 개의 프레임으로 나뉘어 메뉴를 나타내는 프레임과 주된 메뉴인 위성별 지구국의 목록을 나타낸 곳과 지구국별 위성의 목록을 나타낸 페이지로 연결되어있는 프레임이 나타난다. 메뉴 프레임에는 'HOME' 메뉴가 있어서 어느 페이지에서나 메인 홈페이지로 이동할 수 있도록 하였다.

원하는 시스템의 정보를 찾을 때, 지구국을 중심으로 찾을 경우에는 그림 5-5에서 '지구국별 대상위성을 보려면 여기를' 클릭하면 다음의 지구국목록과 지구국별 대상위성의 목록을 나타낸 그림 5-6의 홈페이지로 연결된다. 반대로 위성을 중심으로 지구국을 찾을 경우는 '위성별 대상 지구국을 보려면 여기를' 클릭하면 위성의 목록과 위성별 대상지구국의 목록을 나타낸 그림 5-7로 연결된다. 그리고, '위성별로 Sunout 지도를 보려면 여기를' 클릭하면 위성별로 바로 태양간섭 예측 지도를 볼 수 있는 홈페이지로 연결된다.

그림 5-6은 그림 5-5에서 '지구국별 대상위성을 보려면 여기를' 클릭했을 때의 페이지에서 BOEUN 3A 지구국을 선택했을 때 대상 위성인

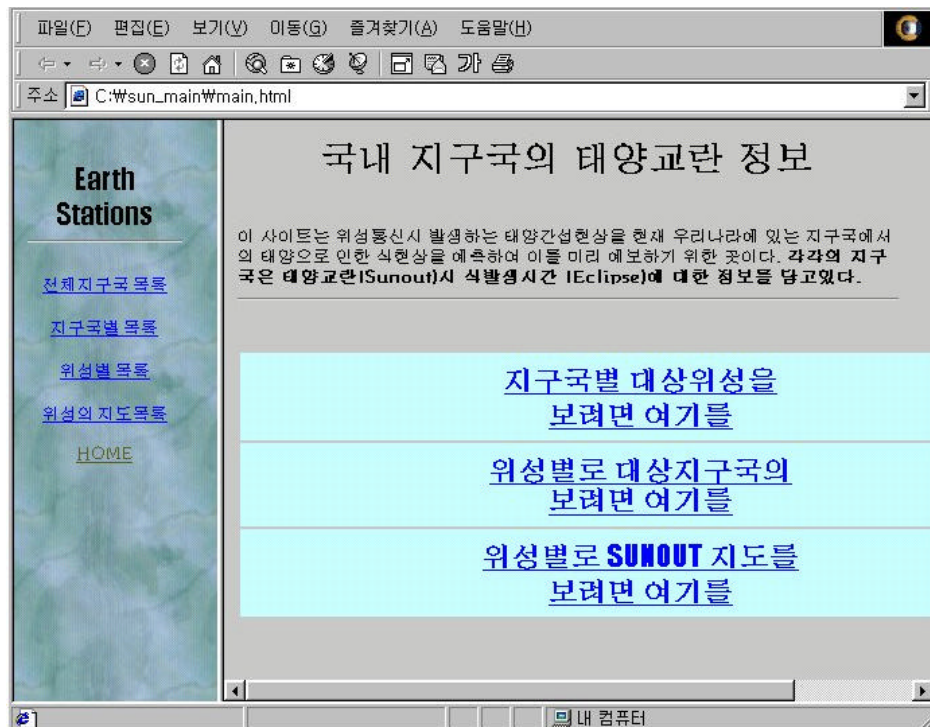


그림 5-5 주 홈페이지(Main Homepage)

INTELSAT5A PAC1, INTELSAT5 INDOC4, INTELSAT6 63E의 세 개의 위성의 목록을 아래 창에 나타낸 경우이다. 마찬가지로 그림 5-7은 그림 5-5에서 ‘위성별 대상지구국을 보려면 여기를’을 클릭하고 위성 INTELSAT 5A PAC2를 클릭했을 때 그 대상지구국인 BUSAN D1, BUSAN V1 등의 목록을 아래 창에 나타낸 경우이다.

그림 5-7에서 보다시피 현재 우리 나라에 서비스를 제공하고 있는 위성은 총 20여 개임을 알 수 있다. 단지 KISAT-2는 실제로는 정지위성이 아니고 형식상을 등록으로 보인다. 여기서 INTELSAT 위성 중 PAC는 태평양 상공에서 서비스하는 것을 의미하고 INDOC는 인도양 상공에서 서비스를 하는 위성을 의미한다.



그림 5-6 지구국별 대상위성목록 홈페이지



그림 5-7 위성별 대상위성목록 홈페이지

ITU에 등록되어 있는 전체 시스템(지구국-위성)의 목록을 보려면 메뉴에 있는 ‘전체 시스템 목록’을 클릭하면 된다. 그림 5-8은 전체 시스템의 목록을 나타낸 페이지이다.



그림 5-8 전체 시스템목록 홈페이지



위 그림 5-6, 5-7, 5-8에서 원하는 시스템(위성-지구국)을 선택하면 그 시스템의 정보가 담긴 그림 5-9같은 홈페이지로 이동한다. 그림 5-9는 무궁화 2호와 GEOJEDO 1(거제도 1)시스템의 경우이다. 참고로 실제에서는 메뉴프레임도 함께 보인다.

전에도 언급했지만 현재의 KOREASAT-2는 116° E에 위치해있지만 KOREASAT-3가 발사되면 113° E로 이동할 예정으로 ITU에는 113° E로 등록을 해놓았기 때문에 여기에 KOREASAT-2의 위성직하점을 113° E로 표시되어있다. 여기서의 앞서 설명한 것처럼 지구국과 위성의 이름과 위치, 위성의 방위각과 양각, 주파수 분배대역, 태양간섭 예측시간, 식 발생시간, 태양간섭지도의 정보를 가지고 있다. 여기서 태양간섭 예측 시간과 식 발생시간과 태양간섭지도는 각각 다른 페이지로 연결되어있다.

Earth Station - Netscape

File Edit View Go Communicator Help

Location: [ence/YORSI/sun\_main/stations/stn95500229.html] What's Related

## GEOJEDO 1 [Sunout&Eclipse Time](#)

### Station information

Earth Station name	GEOJEDO 1		
Station Location	Longitude	Latitude	Altitude
	128.63	34.71	260.00

### Satellite information

Target Satellite	KOREASAT-2
Subsatellite point	113.00

### Antenna information

Antenna bore sight	Elevation	Azimuth(from-to)	
	46.30	206.10	206.30

### Frequency information

N	Code(E,T)	Frequency Band(MHz) fr-to		BandWidth(KHz)
1	E	14038.00	14458.00	36000.00
2	R	12290.00	12710.00	36000.00

# E : Transmitting, R : Receiving

## Eclipse and Sunout Data

### Eclipse Time

We represent the [Eclipse Time Table](#) of KOREASAT-2 satellite at GEOJEDO 1 station.

### Sunout Time

We represent the [Sunout Time Table](#) of KOREASAT-2 satellite at GEOJEDO 1 station.  
Also [Sunout map](#) and [Decrease of CNR](#) of KOREASAT-2

Document: Done

그림 5-9 시스템의 정보 홈페이지

다음의 그림 5-10은 그림 5-9에서 'Sunout Time Table'을 클릭하면 태양간섭시간을 나타낸 문서로 이동한다. 여기서는 태양간섭현상의 발생을 일반적인 경우로 위성과 4장에서처럼 지구국안테나의 각거리를  $1.0^{\circ}$  내로 들어올 때를 태양간섭현상의 발생으로 판단한 경우이다.

그림 5-11은 'Eclipse Time Table'를 클릭했을 때의 식 발생시간을 나타낸 페이지다. 식 시간의 경우 개기식과 부분식을 나누어 예측하였다. 마지막으로 그림 5-12는 태양간섭 예측지도를 나타내는 홈페이지이다.

태양간섭 현상이 발생했을 때 CNR의 감소는 각 시스템의 주파수대역과 안테나 직경과 시스템 잡음온도를 알아야하므로 그 값을 일일이 표로 작성하기가 어렵다. 그래서 본 소프트웨어에서는 C-band와 Ku-band의 경우에 대하여 표를 작성하여 홈페이지에 추가하였다. 이를 이용하면 지구국의 안테나 직경과 시스템 잡음온도를 이용하여 태양간섭 현상이 가장 크게 나타날 때의 CNR감소를 알 수 있도록 하였다. 그림 5-13은 'Decrease of CNR'를 클릭 했을 때 나타나는 홈페이지이다. 참고로 실제로는 메뉴프레임도 함께 보인다.

SUN INTERFERENCE - Netscape

File Edit View Go Communicator Help

Communication / Earth Station

### Earth Stations

[전체지구국 목록](#)

[지구국별 목록](#)

[위성별 목록](#)

[위성의 지도목록](#)

[HOME](#)

Sun Transit outage prediction of  
KOREASAT-2  
of GEONED0 1

START & END TIME (135E Local Time)					
Year	Mth	Day	HH:MM	Duration(min)	
1999	3	5	13:45 13:51	6.2	
1999	3	6	13:49 13:52	7.8	
1999	3	7	13:43 13:51	8.0	
1999	3	8	13:44 13:51	6.8	
1999	3	9	13:45 13:49	3.3	

Document: Done

그림 5-10 태양간섭시간 예보 홈페이지

SUN INTERFERENCE - Netscape

File Edit View Go Communicator Help

Earth Stations

전체지구국 목록

지구국별 목록

위성별 목록

위성의 지도목록

HOME

Eclipse time of KOREASAT-2

Umbra date Year: 1999

START TIME (135E Local Time)			
Month	Day	HH:MM	Duration(min)
2	28	1:35	11.
3	1	1:29	23.
3	2	1:25	30.
3	3	1:23	35.
3	4	1:20	40.
3	5	1:17	44.
3	6	1:15	47.
3	7	1:14	50.
3	8	1:13	53.
3	9	1:11	55.
3	10	1: 9	57.
3	11	1: 8	59.
3	12	1: 7	61.
3	13	1: 6	62.
3	14	1: 5	63.
3	15	1: 5	64.
3	16	1: 4	65.
3	17	1: 3	66.
3	18	1: 3	67.
3	19	1: 2	67.
3	20	1: 2	67.
3	21	1: 1	67.
3	22	1: 1	67.
3	23	1: 1	67.
3	24	1: 1	67.
3	25	1: 1	67.
3	26	1: 1	66.
3	27	1: 1	65.
3	28	1: 1	64.
3	29	1: 1	63.
3	30	1: 1	62.
3	31	1: 2	60.
4	1	1: 2	59.
4	2	1: 3	57.
4	3	1: 4	55.
4	4	1: 5	52.

Document: Done

그림 5-11 식 발생시간 예보 홈페이지

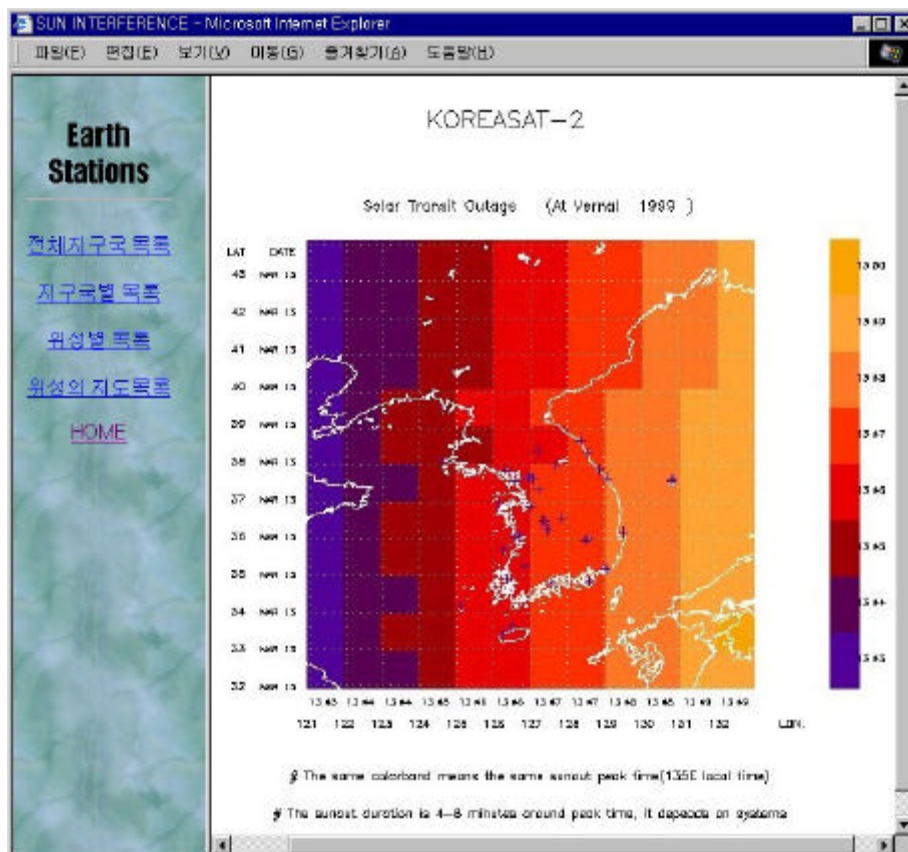


그림 5-12 무궁화 2호의 태양간섭 지도

Netscape

File Edit View Go Communicator Help

Location: ork/solar\_interference/YORSI/sun\_main/cnr.txt

What's Related

THE CASE OF C-BAND

Frequency : 4.0GHz  
F10.7 : 250.05FU

SYSTEM NOISE TEMPERATURE (K)

DIAMETER of Ant(m)	10	50	100	150	200	250	300	350	400
1	-16.41	-9.80	-7.22	-5.85	-4.97	-4.33	-3.85	-3.47	-3.16
2	-22.31	-15.43	-12.54	-10.90	-9.76	-8.91	-8.23	-7.66	-7.19
3	-25.75	-18.81	-15.86	-14.15	-12.96	-12.04	-11.31	-10.69	-10.16
4	-28.15	-21.19	-18.21	-16.48	-15.27	-14.33	-13.57	-12.93	-12.38
5	-29.97	-23.00	-20.01	-18.27	-17.04	-16.09	-15.32	-14.67	-14.12
6	-31.41	-24.43	-21.43	-19.69	-18.45	-17.50	-16.72	-16.07	-15.51
7	-32.57	-25.59	-22.60	-20.85	-19.61	-18.65	-17.87	-17.21	-16.65
8	-33.54	-26.56	-23.56	-21.81	-20.57	-19.61	-18.82	-18.16	-17.59
9	-34.35	-27.36	-24.36	-22.61	-21.37	-20.41	-19.62	-18.96	-18.39
10	-35.03	-28.04	-25.04	-23.28	-22.04	-21.08	-20.29	-19.63	-19.06
11	-35.60	-28.62	-25.61	-23.86	-22.61	-21.65	-20.86	-20.20	-19.63
12	-36.08	-29.10	-26.09	-24.34	-23.09	-22.13	-21.34	-20.68	-20.11
13	-36.49	-29.51	-26.50	-24.75	-23.50	-22.54	-21.75	-21.08	-20.51
14	-36.84	-29.85	-26.84	-25.09	-23.84	-22.88	-22.09	-21.43	-20.85
15	-37.12	-30.14	-27.13	-25.37	-24.13	-23.16	-22.38	-21.71	-21.14
16	-37.36	-30.38	-27.37	-25.61	-24.37	-23.40	-22.61	-21.95	-21.37
17	-37.56	-30.57	-27.57	-25.81	-24.57	-23.60	-22.81	-22.15	-21.57
18	-37.72	-30.74	-27.73	-25.97	-24.73	-23.76	-22.97	-22.31	-21.73
19	-37.86	-30.87	-27.86	-26.11	-24.86	-23.89	-23.11	-22.44	-21.86
20	-37.96	-30.98	-27.97	-26.21	-24.97	-24.00	-23.21	-22.55	-21.97

THE CASE OF Ku-BAND

Frequency : 12.0GHz  
F10.7 : 250.05FU

SYSTEM NOISE TEMPERATURE (K)

DIAMETER of Ant(m)	10	50	100	150	200	250	300	350	400
-----------------------	----	----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----

Document: Done

그림 5-13 CNR의 감소 홈페이지

### 제 3 절 소프트웨어 작동법

이 소프트웨어는 연세대학교와 전파연구소의 공동 연구한 위성통신에서의 태양 전파교란 예보를 위한 홈페이지를 제작하는 프로그램에 대한 설명서이다. 이 글의 구성은 다음과 같다. 1. 프로그램의 개요 2. 프로그램을 실행하기 전에 필요한 것 3. 프로그램의 실행 4. 기타 의 순서로 되어 있다. 이 보고서에서는 소프트웨어의 명칭을 YOnsei-Rrl Solar Interference(YORSI)라 명칭하였다. 이와 더불어 본문 중에 포함되어있는 정지위성과 비정지위성의 경우에 개개의 위성의 태양간섭시간과 잡음온도와 CNR의 변화를 계산하는 프로그램에 대한 설명도 함께 실었다.

#### 1. 프로그램의 개요

이 프로그램은 방송 통신 서비스를 제공하는 정지위성에 한하여, 위성통신에서 태양전파교란 예보를 위한 홈페이지를 제작하는 프로그램으로 구체적으로는 ITU에 등록되어 있는 우리 나라의 지구국들의 정보와 이들과 연결된 정지위성의 식시간과 태양간섭 시간을 예측하여 예보하기 위한 것이다. 각 홈페이지는 각 지구국 정보(위치, 주파수 등)와 연결된 위성의 식시간, 태양간섭 시간의 정보를 포함하고 있다. 또한 각 위성의 우리 나라 전역에서의 태양간섭 시간을 알 수 있는 지도도 포함되어있다.

#### 2. 프로그램을 실행하기 전에 필요한 것

: 작업 디렉토리와 데이터 소스파일

##### 가. 작업 디렉토리

이 프로그램의 실행 파일 명은 'YORSI.exe' 이고, 이 프로그램을 실행하기 위해서는 다음과 같은 디렉토리 구조를 가지고 있어야한다. 아래의



그림 5-14은 실행파일이 있는 디렉토리의 하부 디렉토리들의 구조를 나타낸 것이다. 여기서 SourceData 디렉토리에는 이 프로그램에 필요한 데이터 파일이 있어야하고 다른 디렉토리는 결과 파일들이 위치한다.

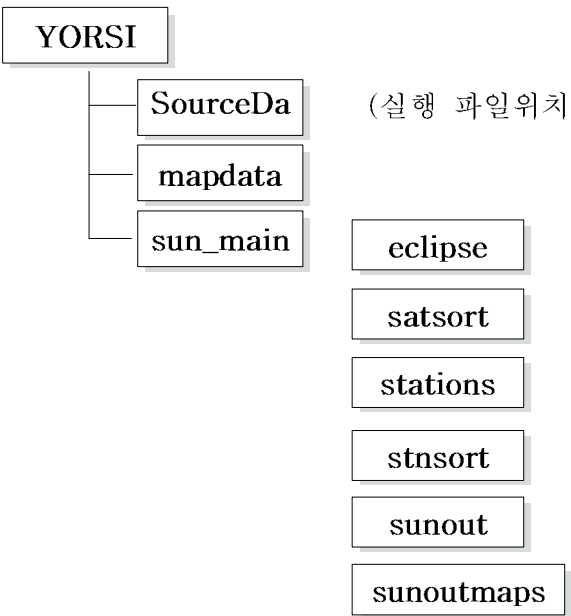


그림 5-14 작업 디렉토리 구조

**나. 데이터 파일 : SourceData 에 위치**

(1) E\_stn.dat : ITU에 등록된 국내의 지구국현황 데이터 파일- 지구국: 위성이 한 시스템으로 구성(정지위성에 한함)

▸ 구조

행	내용
1- 10	Noitce Id (ntc__id)

11- 30	지구국 이름 (stn__name)
31- 60	위성 이름 (sat__name)
61- 67	위성 적하점 경도(long__nom)
68- 75	위성의 양각 (elev__min)
76- 85	위성의 방위각 하한 (azm__fr)
86- 95	위성의 방위각 상한 (azm__to)
96-105	지구국의 고도 (ant__alt)
106-115	지구국의 경도 (long__dec)
116-125	지구국의 위도 (lat__dec)

데이터 파일의 맨 끝줄에는 파일의 끝임을 나타내기 위해 -1을 입력하였다.

(2) grp.txt : 1번 파일에 각 시스템에서의 주파수 그룹에 대한 정보

▸ 구조

행	내용
1- 10	Group Id (grp__id)
11- 20	Notice Id (ntc__id)
21- 23	송신(E) 수신(R) 코드(emi__rcp)
24- 29	빔 이름 (beam__name)
30- 33	adm__res
34- 41	Bandwidth (kHz)(bdwidth)
42- 58	시작한 날짜 (d__inuse)
59- 61	수신기 잡음온도(noise__t)

데이터 파일의 맨 끝줄에는 파일의 끝임을 나타내기 위해 -1을 입력하였다.

(3) assgn.txt : 각 그룹의 주파수 대역

▸ 구조

행	내용
1- 10	Group Id (grp__id)
11- 13	각 그룹의 일련번호(seq__no)
14- 17	주파수 단위 : K(kHz), M(MHz), G(GHz) (freq__sym)
18- 26	할당된 주파수 (freq__assgn)
27- 33	MHz 단위의 주파수 (freq__mhz)

데이터 파일의 맨 끝줄에는 파일의 끝임을 나타내기 위해 -1을 입력하였다.

(4) E\_stn2.dat : 국내에 지구국을 가지고 서비스를 제공하는 위성의 목록

▸ 구조

행	내용
1 -5	인덱스
6 -35	위성의 이름
36-42	위성의 직하점

데이터 파일의 맨 끝줄에는 파일의 끝임을 나타내기 위해 -1을 입력하

였다.

(5) Stn\_sort.dat : 이 파일은 E\_stn.dat 파일의 ntc\_id, stn\_name, sat\_name를 stn\_name를 기준으로 소트한 파일이다.

(6) Sat\_sort.dat : 이 파일은 E\_stn.dat 파일의 ntc\_id, stn\_name, sat\_name를 sat\_name를 기준으로 소트한 파일이다.

#### 다. 소스데이터에 대하여 :

위의 소스데이터 파일 중 E\_stn.dat, grp.txt, assgn.txt 세가지의 파일은 매년 ITU에서 발행하는 CD인 SRS Query에서 검색어로 위성은 정지위성(geo), 지구국 위치는 대한민국(Korea)을 사용하여 검색한 결과를 이용하여 구한 것이다. stn\_sort.dat, sat\_sort.dat의 두 가지 파일은 E\_stn.dat 의 ntc\_id, stn\_name, sat\_name의 세가지 행을 각각 stn\_name 과 sat\_name을 기준으로 소트한 파일이다.

### 3. 프로그램의 실행

- (1) 2 번의 항목이 다 구성되었는지 확인한다.
- (2) YORSI.exe를 실행한다.
- (3) (2)를 실행하면 다음과 같은 메시지가 나온다.

Input Year xxxx(ex 1998)

- (4) 계산을 원하는 연도를 입력한다. 예로 1999를 입력하면

Input Year xxxx(ex 1998)

1999

Your inpout is : 1999

Input Season 'a' or 'v'

과 같은 메시지가 나온다. 다음으로 춘분 때의 계산을 원하면 **v(Vernal)**를 춘분 때의 계산을 원하면 **a(Autumnal)**를 입력하면 다음과 같은 메시지가 나온다.

Input Year xxxx(ex 1998)

1999

Your inpout is : 1999

Input Season 'a' or 'v'

**v**

Starting sun-interferece webpage...'

(5) 이 프로그램은 시스템에 따라 4시간에서 6시간정도의 시간이 걸린다.

(6) 프로그램이 끝나면 **mapdata** 디렉토리에 태양간섭 지도를 그리기 위한 데이터 파일들이 생성되어있다.

(7) IDL (5.0 이상버전)를 실행하여 **mapdata** 디렉토리에 있는 **sunout.pro**를 실행하면 **E\_stn2.dat**에 있는 위성에 대한 지도가 생성된다. 단, 이 지도는 **TIF** 포맷이므로 웹에 게시하기 위해 **JPG** 나 **GIF**로 변환을 하여 **sunoutmaps** 디렉토리로 옮긴다.

(8) 모든 프로그램이 끝나면 Sun\_main 디렉토리를 전부 웹에 게시하면 된다.

(9) 프로그램의 결과는 앞에서 언급한 것처럼 HTML 형식으로 제작되었고 이용법은 전 절에서 설명하였으므로 여기서는 생략하였다.

## 제 4 절 SUNOUT 소프트웨어

위의 웹에 게시하기 위한 소프트웨어 외에 특정한 한 위성의 태양간섭 발생시간과 안테나 잡음온도의 상승과 CNR의 변화를 예측하는 소프트웨어를 개발하였다.

### 1. 특징

위 소프트웨어는 모든 위성의 경우에 태양간섭 시간과 그 때의 안테나 잡음온도의 상승, CNR의 변화를 알 수 있다. 정지위성이 아닌 경우의 궤도 전파는 MSGP4를 이용하였으므로 원하는 위성의 TLE 자료가 요구된다.

### 2. 프로그램의 이용

(1) Sunout.exe 실행하면 다음의 메시지가 나온다. 정지위성의 경우를 원하면 '1'을 입력하고 정지위성이 아닌 경우는 '2'를 입력한다.

```
-----  
THIS SUNOUT PROGRAM IS FOR CALCULATING SUNOUT TIME  
OF GEOSTATIONARY OR NON GEOSTATIONARY SATELLITE  
-----
```

Please Input the number that you want

1) Geo    2) NonGeo

1

(2) '1'을 입력하였을 경우는 다음과 같이 메시지를 따라 계산에 필요한 자료값을 차례로 입력한다.

You Selected Geostationary satellite  
The output file name will be 'sunout\_\_time.dat' and  
'antenna\_\_temp.dat'

#### SUNOUT PROGRAM FOR GEO SYSTEM

Input Year(ex 1998)

**1999**

Input Season('a' or 'v')

v) Vernal Equinox      a) Autumnal Equinox

**v**

.

.

.

'2'을 입력했을 경우는 다음의 메시지를 따라 자료값을 입력한다. 정지위성의 경우와 다른 점은 대상위성의 TLE 파일의 이름을 넣어 주어야 하는 것과 마지막으로 비 정지위성의 경우는 정지위성같이 태양간섭이 발생하는 시기를 알 수 없으므로 계산을 원하는 날짜를 지정하는 것이다. 만약에 지정하지 않으면 TLE의 기산일로부터 일년간으로 설정된다.

You Selected Non Geostationary satellite  
The output file name will be 'sunout\_\_time.dat' And  
'antenna\_\_temp.dat'

#### SUNOUT PROGRAM FOR NON\_GEO SYSTEM

Input TLE filename (Less than 20 characters) :

**gps.tle**

Input Latidue of Earth Station(-90 ~ 90 , W:-, E:+)

**37.57**

.

.

DO YOU WANT TO INPUT SPECIFIC DATE FOR CALCULATE?

IF YES -> 0

IF NO -> 1 THEN CALCULATED FOR 1 YEAR FROM EPOCH

0

Input Starting date :

Year(ex 1998) ?

1999

.  
.
 .

표 5-1과 5-2는 각각 정지위성과 비 정지위성의 경우의 필요한 입력 값들의 목록들이다.

표 5-1 SUNOUT에서 정지위성 경우에 입력 변수 목록

	자료값	설명
1	연도	결과를 원하는 연도를 네 자리 정수로 입력
2	춘 · 추분	춘분은 'v' 추분은 'a'
3	위도	지구국의 위도. -90에서 +90 사이의 값 입력 (여기서 음수를 남반구를 양수는 북반구를 의미)
4	경도	지구국의 경도. -180에서 +180 사이의 값 입력 (여기서 음수는 서경을 양수는 동경을 의미)
5	주파수	하향링크의 주파수 대 입력(단위는 GHz)
6	안테나 직경	지구국 안테나의 직경 입력(단위는 M)
7	시스템 온도	지구국 시스템의 잡음온도 입력(단위는 K)
8	위성 직하점	대상위성의 직하점. -180에서 +180 사이의 값 입력 (부호는 경도의 경우와 동일)
9	태양 활동	조용한 태양의 경우 '1', 활동하는 태양의 경우는 '2'를 입력
10	F10.7	위에서 2를 입력한 경우의 F10.7 값입력 (단위는 SFU)



표 5-2 SUNOUT에서 비정지위성 경우에 입력 변수 목록

	자료값	설명
1	TLE 파일명	대상위성의 TLE 파일
2	위도	지구국의 위도, -90에서 +90 사이의 값 입력 (여기서 음수를 남반구를 양수는 북반구를 의미)
3	경도	지구국의 경도, -180에서 +180 사이의 값 입력 (여기서 음수는 서경을 양수는 동경을 의미)
4	주파수	하향링크의 주파수 대 입력(단위는 GHz)
5	안테나 직경	지구국 안테나의 직경 입력(단위는 M)
6	시스템 온도	지구국 시스템의 잡음온도 입력(단위는 K)
7	태양 활동	조용한 태양의 경우 '1', 활동하는 태양의 경우는 '2'를 입력
8	F10.7	위에서 2를 입력한 경우의 F10.7 값입력 (단위는 SFU)
9	날짜입력 방식	'0' 또는 '1'. 원하는 기간을 입력할 때는 '0'을 TLE 기산일로부터 1년간 계산을 원하면 '1'을
9	날짜	위 9번에서 '0'을 입력한 경우 원하는 기간의 시작일과 마침일의 연월일 입력 (년: 4자리 정수, 월: 2자리 정수, 일: 2자리 수)

위에서 입력 TLE 파일(예제의 'gps,tle') 은 다음과 같이 총 세 줄로 구성되어 있다. 첫줄은 위성의 이름이고, 다른 두 줄은 위성의 평균궤도 요소이다.

표 5-3 입력되는 TLE 파일의 구조

GPS BII-01 (PRN 14)									
1	19802U	89013A	98291.70847898	-.00000025	00000-0	00000-0	0	6356	
2	19802	55.8031	76.6672	0012425	152.3674	207.6932	2.00548973	70835	

(3) 만약에 자료값을 잘못 입력한 경우에는 마지막에 자료값의 확인 여부를 물을 때 'n'를 입력하면 처음부터 다시 자료값을 요구한다. 또는 프로그램의 중간에 멈추고 싶을 때는 Ctrl+c를 누르면 프로그램이 정지된다.

(4) 프로그램의 결과는 처음의 메시지에서 나온 것처럼 태양간섭이 발생하는 날짜와 지속시간의 정보는 'Sunout\_time.dat' 파일에, 태양간섭 때의 안테나 잡음온도의 상승과 CNR의 감소는 'Antenna\_temp.dat' 파일에 기록된다. 다음의 표 5-4는 'Sunout\_time.dat' 파일의 내용을 나타낸 것이다.

표 5-4 'Sunout\_time.dat' 파일의 구성

----- The ground station -----				
Longitude:		127.00	Latitude: 37.00	
-----				
System Temperature		:	200.00K	
Frequency		:	4.00GHz	
Antenna Diameter		:	5.00meter	
-----				
Sub Satellite point		:	113.00(+:E,-:W)	
-----				
Solar Flux Density		:	250.00	
-----				
Sun Transit outage prediction				
-----				
START & END TIME (135E Local Time)				
Year	Mth	Day	HH:MM	Duration(min)
-----				
1999	3	4	13:44:16	6.5
			13:50:45	
-----				
1999	3	5	13:43: 9	8.3
			13:51:26	
-----				
1999	3	6	13:42:42	8.7
			13:51:25	
-----				
1999	3	7	13:42:50	8.0
			13:50:50	
-----				
1999	3	8	13:43:44	5.7
			13:49:27	
-----				

다음의 표 5-5는 'Antenna\_temp.dat' 파일의 일부내용을 나타낸 것이다.

표 5-5 'Antenna\_temp.dat' 파일의 구성

----- The ground station -----						
Longitude:		127.00		Latitude:		37.00
-----						
System Temperature		:	200.00K			
Frequency		:	4.00GHz			
Antenna Diameter		:	5.00meter			
-----						
Sub Satellite point		:	113.00(+E,-:W)			
-----						
Solar Flux Density		:	250.00			
-----						
Sun Transit outage prediction for GEO						
Year	Mth	Day	HH:MM:SS	Off-axis(deg)	Anttemp(K)	delC/N(dB)
-----						
1999	3	4	13:44:16	1.084	637.309	-6.219
1999	3	4	13:44:17	1.081	647.294	-6.270
1999	3	4	13:44:18	1.078	657.381	-6.321
1999	3	4	13:44:19	1.075	667.572	-6.373
1999	3	4	13:44:20	1.072	677.866	-6.424
1999	3	4	13:44:21	1.069	688.263	-6.475
1999	3	4	13:44:22	1.066	698.764	-6.526
1999	3	4	13:44:23	1.063	709.367	-6.577
1999	3	4	13:44:24	1.060	720.073	-6.628
1999	3	4	13:44:25	1.057	730.881	-6.679
1999	3	4	13:44:26	1.054	741.792	-6.729
1999	3	4	13:44:27	1.051	752.805	-6.780
1999	3	4	13:44:28	1.048	763.920	-6.830
1999	3	4	13:44:29	1.045	775.137	-6.880
1999	3	4	13:44:30	1.042	786.454	-6.930
1999	3	4	13:44:31	1.039	797.873	-6.980
1999	3	4	13:44:32	1.036	809.392	-7.030
1999	3	4	13:44:33	1.033	821.011	-7.080
1999	3	4	13:44:34	1.030	832.729	-7.130
1999	3	4	13:44:35	1.027	844.547	-7.179
1999	3	4	13:44:36	1.024	856.464	-7.228
1999	3	4	13:44:37	1.021	868.478	-7.277
1999	3	4	13:44:38	1.018	880.590	-7.326
1999	3	4	13:44:39	1.016	892.799	-7.375
1999	3	4	13:44:40	1.013	905.104	-7.424
1999	3	4	13:44:41	1.010	917.505	-7.472
1999	3	4	13:44:42	1.007	930.001	-7.520
1999	3	4	13:44:43	1.004	942.591	-7.569

## 제 6 장 결 론

본 연구에서는 우리 나라의 위성운용 현황과 태양과 위성과 지구국간의 기하학적인 위치관계로 인한 위성통신 장애현상에 대하여 알아보았다. 그리고, 이를 바탕으로 통신 사업자나 사용자에게 이러한 장애 현상을 인터넷상에서 예보하는 홈페이지 시스템을 구축하였다. 구체적으로는 위성이 지구의 그림자 속으로 들어가는 식현상과 태양, 위성, 지구국이 일직선상에 놓여서 발생하는 태양에 의한 위성전파교란 현상이 그것들이다. 이를 위해 우선 우리 나라의 위성운용 현황을 무궁화 위성을 중심으로 조사하였고, 다음 세대의 위성통신 시스템에 대하여 간략히 알아보았다. 우리 나라는 1992년에 임차한 INTELSAT 위성을 시작으로 하여 위성통신 서비스를 제공해 왔으며, 현재는 우리 나라의 위성인 무궁화 1호 2호를 통해서도 다양한 위성통신 서비스를 제공하고 있다. 이들 위성은 모두 정지위성이지만, 요즘은 정지위성이 아닌 저궤도나 중궤도의 위성 시스템을 이용한 다양한 통신시스템이 개발되었고, 이리듐위성 시스템은 이미 1998년 11월부터 서비스의 시작했다. 이렇게 다양한 위성시스템이 개발됨에 따라 우주공간의 위성의 궤도와 주파수 자원을 확보하기 위한 각국의 경쟁은 매우 치열하다. 우리 나라의 경우도 한국통신과 (주)데이콤이 미래의 수요에 대비하여 여러 개의 위성궤도와 주파수대역을 ITU에 등록해 놓았다.

우리 나라도 위성을 이용한 통신시스템의 수요가 급증함에도 불구하고 위성통신 서비스를 사용하는 통신사업자나 사용자를 위한 부가적인 위성통신 장애를 예보하는 시스템은 매우 부실한 실정이다. 이러한 현황을 바탕으로 앞서 언급한 식현상과 더불어 태양에 위성전파교란 현상(태양간섭)을 기하학적으로 분석하고 그 발생시간과 통신시스템의 변화를 예

측하는 프로그램을 개발하였다.

식현상은 위성이 지구의 그림자 속에 들어가는 현상으로 정지위성의 경우 춘분과 추분을 중심으로 약 40일 정도에 걸쳐서 길게는 약 70분 정도 발생한다. 또한 위성의 직하점이 지구국의 서쪽이 있어야 자정 이후에 식이 발생하므로 일반적으로 정지위성의 직하점은 서비스하는 지역의 서쪽에 위치하는 것이 좋다. 식현상이 발생할 때는 위성체의 전력과 시스템의 성능에 상당한 저하가 발생하므로 이를 미리 예보하는 것은 위성 통신 서비스를 이용하는 사용자에게도 무척 중요한 일이다.

태양간섭 현상은 위성을 향하고 있는 지구국 안테나에 고온의 태양이 들어올 때 안테나 잡음온도의 급격한 상승으로 인해 통신이 두절되는 현상이다. 이 현상은 크게 두 가지로 나누어 태양간섭의 발생시간을 예측하는 부분과 태양간섭이 발생했을 때 안테나의 잡음온도의 상승정도를 계산하는 부분으로 나누어 생각하였다.

정지위성의 경우, 태양간섭 현상은 5일 정도씩 일년에 두 번 춘·추분 경에 발생하며, 최대 8분 정도 지속된다. 비 정지위성의 경우는 다양한 궤도를 가지므로 그 시간의 주기성을 찾기가 어렵지만 임계 궤도기울기를 가진 GPS 위성의 경우 일년에 약 10일 정도 두 차례에 걸쳐 발생하였다. 태양간섭의 영향을 받는 날수와 지속시간은 안테나의 구경이 작을수록, 주파수가 낮을수록 안테나의 빔 폭이 커지므로 길어진다. 이는 안테나 잡음온도의 상승에서도 마찬가지이다. 빔 폭이 클수록 전체 빔 영역에서 태양이 차지하는 비율이 작아지므로 안테나 잡음온도의 상승도 작아지게 된다.

태양활동 정도가 시스템 잡음온도에 미치는 영향은 사용하는 주파수 대역에 따라 다르게 나타나는데, 조용한 태양을 가정했을 때는 Ku-band 경우의 잡음온도 증가가 더 크게 나타났지만, 태양활동이 극대기일 때는 그 반대로 C-band 경우의 잡음온도 더 크게 나왔다. 이를 통해 C-band

의 통신시스템이 태양활동 정도의 영향을 더 크게 받는 것을 알 수 있다.

또한 본 연구의 결과를 무궁화위성의 통신시스템에 링크버짓(Link Budget)의 계산을 통해 적용시켜본 결과 일반적인 태양활동에 의해서는 강우감쇠를 고려한 시스템 마진을 많이 두어 태양간섭 현상이 발생하지 않는 것을 알았다. 하지만, 태양간섭 현상과 동시에 태양 폭발이나 강우 같은 이상현상이 발생하는 경우에는 태양간섭 현상으로 인한 통신 두절의 가능성이 있음을 알았다.

마지막으로 정지위성이 아닌 경우의 위성시스템의 경우인데, 저궤도의 경우는 태양간섭이 발생하는 시간이 무척 짧기 때문에 고려할 필요가 거의 없고, GPS위성 같은 중궤도이면서 한계경사각을 갖는 위성의 경우는 안테나의 크기나 태양간섭의 발생했을 때의 태양활동 정도에 따라 고려할 필요가 있음을 알았다.

본 연구를 통해 정지위성을 비롯한 모든 인공위성의 태양에 의한 위성전파교란 현상을 예측할 수 있는 프로그램을 개발하였다. 또한 국내 어느 곳의 지구국에서도 손쉽게 태양에 의한 위성전파교란의 발생시간을 예측할 수 있도록 이를 지도로 제작하였다.

위의 연구 결과를 통신·방송사업자와 사용자에게 서비스하기 위한 소프트웨어를 개발하여 인터넷을 통해 위의 정보를 볼 수 있도록 하였다. 인터넷을 통해 우리 나라에 통신서비스를 제공하고 있는 20여 개의 정지위성의 식 발생시간과 태양간섭 현상을 예측한 결과를 데이터와 더불어 지도로 제공하였다. 특히 이곳에는 우리 나라가 ITU에 등록한 지구국의 정보도 함께 있어서 각 지구국의 위치, 주파수 등의 정보를 알 수 있도록 하였다. 이를 통해 급속히 발전하고 있는 통신 시스템에 비해 그 사용자 편의를 위한 서비스는 상대적으로 부족한 현재 상황에 큰 도움이 되도록 하였다.

향후 위 연구결과를 보다 보완하기 위해서는 식현상과 태양간섭현상이 발생했을 때의 시스템의 변화도 알 수 있도록 하는 것과 정지위성이 아닌 다른 위성시스템에서의 위성통신 장애현상도 알 수 있도록 해야 할 것이다. 위의 보완점과 더불어 위에서 언급한 위성통신장애가 태양에 의한 것이므로 태양의 활동에 대한 보다 정확하고 정밀한 모델의 연구와 개발이 요구된다.

## 참고문헌

- [1] 서종수, 1998, 개인서신
- [2] 이병선, 1997, "Sun Interference Predictions For The KOMSAT TT&C STATION", *한국우주과학회지* 제14권 제1호 pp 158-165
- [3] 장영근 & 이동호, 1997, *인공위성 시스템*, 경문사: 서울
- [4] 전자과학, "전자과학", 1997년 8월호
- [5] 전자과학 "전자과학", 1998년 3월호
- [6] 전파연구소, 1998, 개인서신
- [7] 최규홍, 1997, *천체역학*(민음사: 서울)
- [8] 한국통신, "여보세요", 1997년 10월호
- [9] CCIR 1986, "Noise Temperature Contributions Due to Extraterrestrial Sources, *Recommendations and Reports of CCIR*, Vol. IV part I, Report 390-5, Annex. II, pp.169-172
- [10] Curlander, J. C., & McDonough, R. N., 1991, *Synthetic Aperture Radar System and Signal Processing*, John Wiley & Sons, Inc.: New York
- [11] Freeman, R. L., 1997, *Radio System Design for Telecommunications*, John Wiley & Sons, Inc. : New York
- [12] Garcia, H. A., 1984, *IEEE Trans. on Broadcasting*, BC-30, 44
- [13] Ha, T. T., 1986, *Digital Satellite Communications*, Macmillan: New York
- [14] Hoots, F. R & Roehrich, R. L., 1980, "Models for Propagation of NORAD Element Sets", *SPACETRACK REPORT NO.3*, Aerospace Defense Command



- [15] Johannsen, K. G. & Tutus, L., 1986, "Determination of Ku-band Earth Station Antenna G/T Using the Moon as RF Source", *IEEE Transaction on Instrumentation and Measurement*. Vol. IM-35, No.3, pp. 344-348
- [16] Jursa, A. S., 1985, *HANDBOOK OF GEOPHYSICS AND THE SPACE ENVIRONMENT*, Air Force Geophysics Laboratory, United States Air Force
- [17] Kennewell, J. A., 1989, "Solar Radio Interference to Satellite Downlinks", *Proceedings ICAP 89, Sixth International Conference on Antennas and Propagation*, Vol. 2, pp 334-339 (IEE London)
- [18] Lin, K. T. & Yang, L. J., 1989, "A sun interference prediction program". *COMSAT Tech. Rev.*, 1989, Vol. 19, pp 311-332
- [19] Martin, J., 1987, *Communications Satellite Systems*, Prentice-Hall, Inc.; New Jersey
- [20] Meeus, J., 1991, *Astronomical Algorithms*, Willmann-Bell, Inc.: Virginia
- [21] Mohamadi, F., Lyon, D. L. & Murrell, P. R., 1988 "Effects Of Solar Transit On Ku-band VSAT Systems", *International Journal Of Satellite Communication*, Vol. 6, pp65-71
- [22] Pritchard, W. L. & Suyderhoud, H. G., 1993, *Satellite Communication Systems Engineering*, Prentice-Hall International, Inc: New Jersey
- [23] Roddy, D., 1989, *Satellite Communication*, McGraw-Hill: New York
- [24] Vuong, X. T. & Forsey, R. J., 1983, "Prediction of Sun Transit

Outages in an Operational Communication Satellite System",  
*IEEE Transactions on Broadcasting*. Vol. BC-29, No. 4,  
pp. 121-126

[25] <http://www.intelsat.com>

[26] <http://www.ssl.msfc.nasa.gov/ssl/pad/solar/> ,NASA/Marshall Solar  
Physics