

이동 위성통신 시스템의 설계 및 기술적 분석에 관한 연구

이 해 영
창원전문대학 전자통신과

A Study For Design and Technology Analysis of Mobile Satellite Communication

Lee Hae Young

Dept. of Electronic Communication Engineering
Chang Woon Junior College

Abstract

In this paper, due to the congestion the radio spectrum, frequency bands are shared among the satellite communication system. Therefore for satisfactory we have to design and predict with reasonable accuracy the level of interference that might exist among them, Interference among the satellite communication systems depends on many factors such as climate, radio frequency, time percentage of interest, distance and path topography, propagation delay time. This paper suggest design method of Low-Orbit satellite communication and calculates the field-of view of satellite, for the communication era using LEO. In addition, performs performance evaluation on the basis of link margine.

1. 서론

인공위성을 이용한 통신방식인 위성통신은 1957년 10월 소련의 Sputnik I호를 세계최초로 지구궤도에 본격적 인공위성 시대를 개막하였고 1958년 12월 미국의 Score라는 위성을 발사시켜 통신위성으로서 본격적 통신서비스를 개시하기 시작하였는데 이 위성을 통해 실시간 통신과 방송통신의 가능성을 제시한 위성으로 서비스 범위가 보다 다양하게 제공하게 되었다. 여기서 우리나라도 외에 없이 국내 독자위성인 무궁화 1.2호기의 발사가 완료되고 상용서비스가 본격적으로 시작되어 오늘날 전 세계에서 국제통신 및 방송중계, 국내통신 및 방송용 통신의 실현과 개인휴대통신, 기업통신망 및 해상위성통신으로 전 지구촌 하나의 범주에 묶는데 혁신적 역할을 맡게 되었다. 여기서 위성통신은 micro wave에 의해서 행하여지고 있으나 지상

에서의 micro wave통신과는 여리가져 면에서 다르게 되어 있다. 지상 micro wave 중계회선에서는 중계국 간격이 50~70[km]인데 대하여 위성통신의 경우 약36,000[km]나 되며, 더구나 위성의 송신기는 여리가져 제한을 받고 있으므로 지상에서의 수신대역은 극히 낮다. 그러므로 효율적인 초고속 이동 위성시스템을 구축하기 위해서는 기본적으로 폭넓은 대역폭이 요구된다. 현재 무궁화 1호기가 Ku-band을 이용하고 있지만 앞으로의 초고속 위성통신망을 구현하기 위해서는 현재의 Ku-band로는 폭발적으로 증가하고 있는 주파수 한계를 극복하기란 사실상 불가능하기 때문에 초고주파 영역인 Ku-band(mm대역)의 연구 및 개발에 따른 상용화가 불가피하다. 이 초고주파 대역을 활용하기 위한 많은 연구와 개발이 여러나라에서 매우 집중적으로 이루어지고 있다. 국내에서는 1980년도 하반기부터 Ku-band를 이용하는 위성통신에 대한 연구가 시작되었으나 아직도 장기적이고 구체적인 연구개발 계획이 미비한 상태이며

Ka-band 정지궤도와 L-band 저궤도 위성통신 기술의 개발은 아직 기술적 축적상태가 아닌 초보적인 단계이다. 따라서 본 논문에서는 위성통신용 주파수의 국제적인 이용 현황과 추세를 분석하여 향후 국내에서 정지궤도 및 저궤도 위성과 주파수 확보 및 활용에 중점을 두며 위성통신 주파수의 효율적인 이용 방안을 분석(무궁화 위성을 일부 모델로 참조함)하고 이를 바탕으로 저궤도 위성통신 시스템을 실개를 목적으로 하며 실개를 합리적으로 하기 위한 계획 수립과 위성군 설계를 시도하며 링크마진 해석 및 다중빔 위성중계 분석에 중점을 둔다. 여기서 위성시스템의 프로토타입에 관한 해석은 현재 많은 논문에서 다양하게 제안되고 있으므로 본 논문에서는 생략한다.

II. 위성통신 주파수 이용현황 및 전망

1. 위성통신용 주파수 이용현황

위성통신은 지구의 대류권과 전리층의 영향을 비교적 적게 받는 300MHz-10GHz의 주파수 대역 중, 특히 1-10GHz대역의 주파수를 가장 많이 사용하고 있으나 최근 위성통신의 수요가 급격히 증가함에 따라 10GHz이상의 주파수 자원활용에 대한 연구개발이 활발하게 진행되고 있다. 현재, 고정위성서비스(FSS)용으로는 G/4GHz, 8/7GHz, 14/11-12GHz, 30-20GHz 대가 분배되어 있고, 이동위성서비스(MSS)용으로는 1.6/1.5GHz, 2.6/2.5GHz(국내용), 8/7GHz, 30/20GHz대가 분배되어 있다.

2. Ka-Band 위성통신

1) 전파특성

Ka-Band의 전파특성 중에서 비에 의한 전파손실과 편파방해 효과가 가장 중요한 것으로 위성시스템 설계시 주요 장애요인이 되기 때문에 많은 링크마진을 가지고 최적의 시스템 조건에 적합하도록 설계되어야 한다. Ka대역의 전파특성에 있어서 중요한 파라미터는 강우감쇠, 편파방해, 대기가스로 인한 전파흡수 등이 있는데, 이들은 단순히 주파수에만 의존하는 것이 아니라 위치, elevation angle, 시간, 계절 등에 따라 크게 달라지기 때문에 적용하고자 하는 특정지역에 대하여 시간에 따른 강우율과 대기상태등을 고려한 시스템의 설계가 이루어져야 한다. Ka대역 위성시스템의 장점으로는 광대역, 대용량이며, 좁은 빔폭이 고이득 안테나를 장착할 수 있고 빔폭이 좁기 때문에 위성의 궤도 배치가 비교적 용이하다. 또한 multibeam시스템을 이용할 경우 시스템의 availability를 높일 수 있다. 단점으로는 강우감쇠가 C-대역 및 Ku-대역보다 크며 고출력, 저잡음 설계 등 하드웨어의 구성이 어려우며, 개발 초기의 장비비용이 비싼 단점이 있으며 또한 주파수 배치 및 활용이 그다지 쉽지 않다.

2) 위성통신 주파수 대역별 진파특성

Ku-band의 국내 서비스만을 제공하는 무궁화 1호 및 2호와는 달리 무궁화 3호위성에서는 서비스 영역을 보다 넓혀 동남아 지역에서의 서비스가 가능하며, 광대역통신을 할 수 있는 Ka-band 서비스를 제공할 예정이다. C-band (G/4GHz)의 주파수는 위성통신 시스템의 초기에 가장 널리 사용되어 왔으나 현재는 동일 주파수대의 지상 마이크로파 통신망과의 간섭문제가 심각하게 대두되었는데 이 주파수 대역에서의 서비스가 전화, TV중계, 데이터통신, 기업통신 등이었고 통신방식으로는 아날로그 전송방식을 채택하고 있었으며, 이후 Ku-band(14/11~12GHz) 주파수는 주로 C대역의 혼잡과 지상망의 간섭을 최소화하기 위해 사용된 대역에 해당된다. 서비스로는 화상전화, IC통신, 전자우편, 고속 팩시밀리 통신 등의 서비스를 제공한 주파수 영역이었다. 이 두 대역도 점차 이동기위자 수요의 폭증과 광대역 고속통신의 절적 향상을 만족시키기 위한 대단히 어려운 여러 문제점에 봉착하였고 또한 향후 몇 년이후 주파수 포화상태라는 심각한 문제를 여러 경로를 통해 예견되고 있었다. 따라서 인접위성 및 지상망과의 간섭을 피하고, 대용량 서비스를 위한 새로운 통신기술과 더불어 Ka-band 주파수 자원 개발이 활발하게 진행되고 있다. 최근에는 고속 광대역 오디오, 데이터, 영상 등의 멀티미디어 서비스 제공과 지상망의 초고속 정보통신망과의 연동하는 종합정보통신망의 구축이 본격적으로 계획 또는 일부 진행되고 있다.

3) 무궁화 3호 위성의 Ka-band

Ka-band 중계기의 전체 주파수 대역은 800MHz이며 각 채널간의 간섭 및 균적인 특성을 고려하여 Guard band는 50MHz로 설정되었다. 주파수 대역은 그림 1에서와 같이 상향 주파수는 30.085GHz~30.885GHz 대역을 사용하며, 하향 주파수는 20.355GHz~21.155GHz 대역을 사용할 예정이라고 알려져 있다. 인접위성과의 간섭을 피하기 위해 일본 위성인 N-Star가 상향 LHCP, 하향 RHCP를 사용함에 따라 무궁화위성은 편파분리도를 높이기 위해서 상향 RHCP, 하향 LHCP를 사용할 예정이다. Ka-band용 안테나는 지구쪽 패널에 부착되며 0.89M 크기의 single shell 안테나를 사용할 계획이다. 안테나의 빔중심점은 Ku-band용과 달리 한반도 전체를 빔 커버리지로 잡고 있기 때문에 동경 128°, 북위 37.75°가 된다. TWTA의 출력은 잠정적으로 약 82W가 될 예정이다. EIRP는 55dBW이며 G/T는 9.4dB/K가 될 예정으로 알려져 있다.

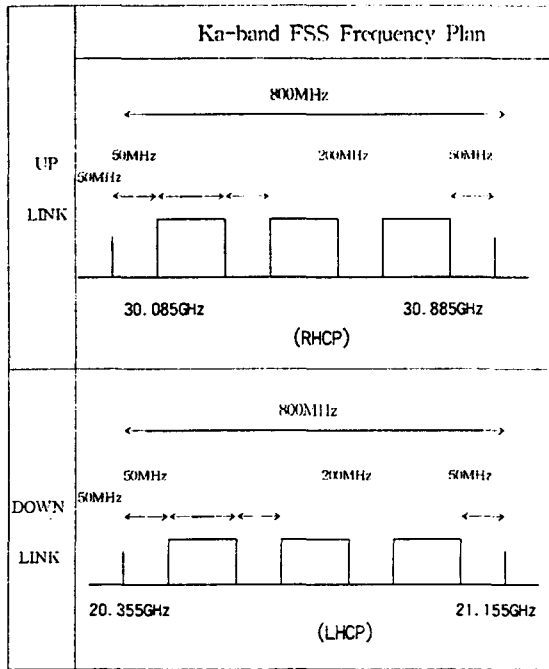


그림 1. Ka-band 주파수 계획

여기서, 92년 스페인에서 개최된 세계 전파 주관청 회의에서 결정된 주파수 대역을 살펴보면 WARC-92에서 1GHz 이상 이동위성용 주파수 배분으로 기존의 1.5/1.6GHz대의 주파수 확장과 1.5/2.5GHz대의 주파수 결과표를 비교해보면 표 1 및 2와 같다.

표 1. 1GHz대 이하의 이동위성용 주파수 분배 내역

주파수대	분 배 내 용	비 고
137 ~ 137.025MHz	이동위성(우주→지구)	1차 업무
137.025 ~ 137.175MHz	이동위성(우주→지구)	2차 업무
137.175 ~ 137.825MHz	이동위성(우주→지구)	1차 업무
137.825 ~ 138MHz	이동위성(우주→지구)	2차 업무
148 ~ 149.9MHz	이동위성(지구→우주)	1차 업무
149.9 ~ 150.05MHz	육상이동위성(지구→우주)	1차 업무
312 ~ 315MHz	이동위성(지구→우주)	1차 업무
315 ~ 390MHz	육상이동위성(우주→지구)	2차 업무
400.15 ~ 401MHz	이동위성(우주→지구)	1차 업무

표 2. 1GHz대 이상의 이동위성용 주파수 분배 내역

주파수대	분 배 내 용	사용단위	사용지역	비 고
1525 ~ 1530MHz	이동위성(우주→지구)	1차 업무	2,3지역	
1610 ~ 1625.5MHz	이동위성(지구→우주)	1차 업무	세계공통	1.4GHz대 병용
1613.8 ~ 1626.5MHz	이동위성(우주→지구)	2차 업무	세계공통	
1626.5 ~ 1631.5MHz	이동위성(지구→우주)	1차 업무	2,3지역	
1980 ~ 2010MHz	이동위성(지구→우주)	1차 업무	세계공통 세계공통	2005. 1.1 이후
2170 ~ 2200MHz	이동위성(우주→지구)	1차 업무	세계공통 세계공통	2005. 1. 이후
2483.5 ~ 2500MHz	이동위성(우주→지구)	1차 업무	세계공통 세계공통	
2500 ~ 2520MHz	이동위성(우주→지구)	1차 업무	세계공통 세계공통	2005.1.1 이후
2670 ~ 2690MHz	이동위성(지구→우주)	1차 업무	세계공통 세계공통	

III. 이동 위성통신 시스템의 설계

1. 망 구성 및 시스템의 개요

이동위성통신망은 위성부분과 지상부분 등 크게 두가지로 구분할 수 있는데 위성부분의 경우 지상국과의 신호중계를 위한 위성 및 위성의 정상적인 동작을 위한 지상관제국으로 구성된다. 위성간의 링크는 이동국의 원하는 통신시설의 위치가 해당위성의 빔 커버리지 밖에 위치할 경우 위성파와 위성간의 정보전송을 우주 공간에서 직접 수행함으로써 두 통신시스템간의 통신을 가능하게 하여 위성통신망의 융통성을 크게 향상시킨다. 위성간 링크시스템은 위성간 링크 신호의 송수신을 담당하는 안테나와 렌즈부, 위성간 링크 신호를 수신하여 지잡음 증폭과 주파수 하강후 복조/복호화하여 요구되는 신호 형태를 변환하는 수신부, 위성간 링크로 전송한 신호를 선택하여 부호화/변조를 하며 주파수 상승 변환후 고출력 증폭하는 송신부 및 위성간 링크로 연결되는 두 위성의 상대 위치오차가 주어진 범위내로 유지되도록 하는 추적제어부 등으로 구성된다. 위성간 링크의 사용주파수 대역으로는 22.55-23.55GHz, 32-33GHz, 55-60GHz 및 파장 0.5-10.6μm의 광파 대역 등이 있다.

2. 저궤도 위성시스템의 설계

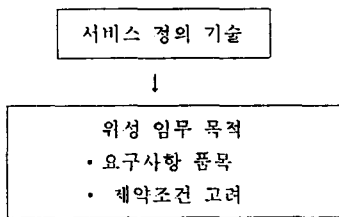
비정지위성은 정지위성보다 낮은 궤도인 중궤도 및 저궤도에 발사된 위성으로 구분되며, 궤도의 고도에 따라 LEO, MEO 및 HEO로 분류된다. 미국 FCC에 의한 분류방법으로 LEO와 MEO를 사용 주파수대에 따라 큰 LEO, 작은 LEO로 분류하고 있으며, 일반적으로 비정지위성 계열은

위성의 고도에 의한 분류보다 FCC에 의해 제안된 사용 주파수별 분류체계가 현재 널리 통용되고 있다. 1GHz 이상에서 운용되는 큰 LEO와는 달리 작은 LEO는 주로 데이터 통신만을 지원하며, 위치정보 및 메시지 서비스를 제공한다. 비정지궤도 위성시스템을 개발하기 위해서는 먼저 예비적인 설계를 완료한 후 시스템의 시뮬레이션과 성능평가를 계속적으로 수행하면서 시스템의 결함이나 문제점들을 보완해 나가면 되는데 저궤도 위성시스템을 이용한 예비적인 설계는 저궤도 위성들이 시간에 따라 위성의 위치가 변화하므로 위성의 통신영역이 변한다는 점과 지구의 자전 등의 여러가지 문제점들을 가지고 있으므로 정지궤도 위성시스템 설계보다 더 많은 문제점들을 고려하여 설계해야 한다.

1) Top-down과 Bottom-up 방법

위성 시스템의 설계 방법에는 여러 가지가 있겠지만 크게 상향방법(Top-down)과 하향방법(Bottom-up)으로 구분할 수 있다. Top-down 방법은 먼저 위성 시스템에 이용 가능한 기술들을 정리해 놓고서, 가능한 시스템을 설계하는 방법이다. 이 방법은 기술적인 위험들이나 고비용 문제를 피할 수 있으며, 이미 증명된 제품을 개선하거나 이미 존재하는 시스템을 응용하여 설계할 수 있다. Bottom-up 방법은 시스템 개발을 처음 시도할 경우에 많이 사용되는 형태로서, 위성시스템에서 제공된 서비스들을 먼저 규정짓고, 단계적으로 설계가 이루어진다. 각각의 단계들은 여러 엔드트리들로 이루어지며, 점차적으로 시스템의 요소들이 완전하게 이루어질 수 있다. 그림 2는 하향식 방법에 의한 설계 접근 방식으로서, 위성의 무게와 전력의 손실을 줄이면서 위성의 능력을 효과적으로 높일 수 있는 기술에 해당되며, 저궤도 위성시스템에 비교적 적합한 모델로 제시된다.

[단계1]



[단계2]

위성군 설계 • 위성의 갯수 • 위성군의 기하학	망 설계 • 망의 토폴로지 • 액세스 방법 • RF 링크설계
통신 영역 성능평가	BER, 전달시간

[단계3]

우주 공간 요소 설계 • 탑재물 • 발사요소	지상국 요소 설계 • 사용자 터미널 • 제어 지상국
--------------------------------	------------------------------------

그림 2. 저궤도 위성의 하향식 설계 방법

2) 위성군 설계

저궤도 위성의 궤도는 적도와 경사를 가진 것에 따라 극궤도 위성군(star pattern satellite constellation)과 경사궤도 위성군(delta pattern satellite constellation) 등 두가지로 구분된다. 그림에서와 같이 경사각이 90°이므로 지구의 양극 지역 및 고위도 지역을 커버하지 못하나 대부분의 인구가 밀집 분포된 중위도 지역을 커버할 수 있으며 위성의 갯수가 극궤도 위성군에 비해 다소 적게 소요된다. 현재 경사궤도 위성군의 형태를 갖는 대표적인 저궤도 이동 위성통신 시스템은 Globalstar 시스템이다. 그림 3은 궤도 경사각에 따른 위성군의 형태를 보여 주고 있다.

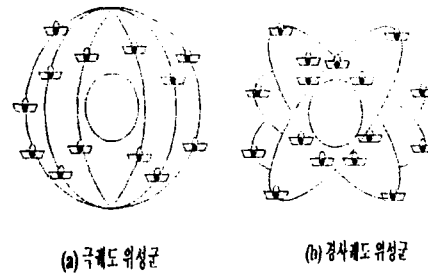


그림 3. 궤도 경사각에 따른 위성군

첫 번째 경사를 가진 위성군 배열은 Walker의 형태로부터 유도된 것으로서, 궤도 평면에서는 다음과 같은 매개 변수들을 가진다.

- 위성의 고도
- 경사각
- 위성의 전체 수
- 평면의 수
- 인접평면들 사이에서 상대적인 위상

위성군의 두 번째 형태는 지구의 양극을 통과하는 Best 형태로부터 유도된 것으로서, 이 형태에서도 매개변수는 인접평면들 사이에서 상대적인 위상을 제외하고는 첫 번째 형태와 동일하다. 평면들은 적도의 절반 부분에서 규칙적으로 되고, 반대방향으로 움직이는 평면들은 적도에서 통신영역의 중첩을 위해서 어려운 문제를 가지고 있으며, 위성군 배열에서는 이런 점들도 고려되어야 한다. 효과적인 통신서비스를 받기 위해서는 위성의 궤도를 낮은 극궤도로 하고, 위성들이 위성군을 이루고 있어야 한다. 위성을 이용한 실시간 서비스는 지구의 어느 곳에서도 항상 자신의 상공에 위성이 적어도 하나가 존재하며, 그 위성을 사용하여 그 위성의 통신 영역안에 있는 지상 사용자들끼리 서로 실시간으로 통신을 주고 받을 수 있다. 그러나 극궤도 위성인 어느 특정 위성이 양극을 기준으로 1700km 고도로 지구를 순회하는 지상 약 5.6km/sec의 속도로 지구면을 통과하기 때문에 지상 사용자들이 위성 서비스를 받을 수 있는

시간은 약 20분정도이다. 그래서 위성군을 이룬 위성들의 위성들간 통신을 필수적이지만, 안테나, 위성망 등을 고려하면, 위성간 통신 링크선에는 커다란 어려움은 가지고 있다. 위성군은 위성의 고도와 궤도면의 결정에 따라 위성의 갯수가 결정되고 위성의 서비스 조건에 따라 최적의 위성군을 배열한다.

3) 위성군의 배열 및 배열 효율

위성들이 극궤도를 이루면서 지구 전체를 위성들의 통신 영역으로 둘러싸기 위해서는 위성의 움직이는 방향이 중요한 영향을 미친다. 위성의 방향은 위성의 입장에서 보면 모든 위성이 궤도면에 대하여 같은 방향으로 움직이고 있지만, 지상의 입장에서 보면 어느 지역에서는 남극에서 북극으로 이동하고, 또 다른 어느 지역에서는 북극에서 남극으로 이동하는 차이가 있다. 그래서 위성이 어떤 궤도면끼리는 서로 방향이 같고, 다른 어떤 궤도면끼리는 서로 방향이 다르게 움직이고 있으므로 위성과 위성간의 간격에 차이를 두고 위성을 배열한다.

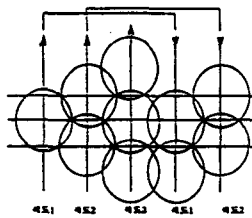


그림 4. 나쁜 배열

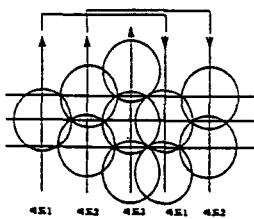


그림 5. 좋은 배열

그림 4은 지구 전체를 인정한 간격으로 나누어서 위성군을 배열하였다. 그러나 위성 궤도면의 방향이 다른 경우에 통신이 불가능한 범위가 발생하므로 그림 5와 같이 다시 재 배열한다. 또한 위성군 배열의 효율은 위성군(n,m)(n:궤도면, m:궤도면에 대한 위성의 갯수)의 전체 위성들의 통신 영역을 합한 영역이 지구의 전체 영역을 몇번 덮을 수 있는가를 계산하고 그 중에서 n, m값이 최소가 되는 경우가 좋은 효율로써 그림 6은 위성군의 배열 효율을 계산한 것

이다. 그리고 위성군이 결정되면 그림 7와 같이 위성의 고도가 결정되는데 위성의 고도와 갯수는 서로 상반된 관계를 가지고 있다.

위성군 배열 효율(E)

$E = \frac{n \cdot m \text{ 개 위성이 덮는 전체 면적}}{\text{지구의 표면적}(4\pi)}$

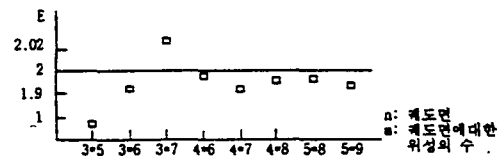


그림 6. E(n, m)의 효율

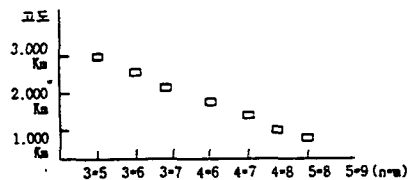


그림 7. 고도와 위성의 갯수

표 3. 위성군 설계시 주요 고려사항

구분	주요 고려사항
궤도	- 위성수 - 위성안테나 크기 - 위성전력 - 위성 수명 및 신뢰도 - 전파지연 - 이동국 출력
서비스 지역	- 경·위도 범위(국지방 포함여부) - 특정지역(대지, 바다, 해면 등) - 장애물
범 커비러지의 Redundancy	- 단일 법 - 이중 법 - N개 법
지향각	- 지형 및 대기의 영향 - Low Probability of Intercept - 기계적 제한
위성-위성통신	- 통신가능한 시간율 - 최대 통신중단 시간 - 대기 높이
위성-지구국통신	- 통신가능한 시간율 - 최대 통신중단 시간 - 지향각 제한

4) 링크마진 해석

위성통신시스템 설계의 기본은 송신신호가 수신단에 전파되었을 때, 수신단에서 요구하는 필요한 최소 수신크기에 비해 어느 정도 여유(margin)가 있는가를 예측하는 일이다. 여기서 사용하는 통신방정식(communication equation)은 통신시스템의 고유파라미터를 이용하여, 수신단의 전력대 잡음주파수 밀도비 (P_r/N_0)를 1Hz단위로 나타내는 전형적인 전력방정식이며 그 표현은 다음과 같다.

$$\frac{P_r}{N_0} = P_t G_t \left(\frac{\lambda}{4\pi d}\right)^2 L_\theta L_p L_o L_r \frac{G_r}{kT}$$

이 식에서, P_r 은 총 수신전력(단위 W), N_0 는 단방향 잡음전력 밀도(단위 W/Hz)이다. P_t 는 총 송신전력(단위 W), G_t 는 송신안테나 이득이득, λ 는 반송파 파장(단위 m), d 는 송수신거리, L_θ 는 지향손실(pointing loss), L_p 는 편향손실(polarization loss), L_o 는 강우 등에 의한 대기손실(atmospheric loss), L_r 은 안테나손실(antenna loss), G_r 은 수신안테나 이득이득, k 는 볼츠만 상수 ($1.38 \times 10^{-23} \text{ W/Hz} \cdot \text{K}$)이며, T 는 수신측의 등가 잡음온도(단위 K)이다. 방사전력을 규정하는 한가지 편리한 방법은 무지향성 실효방사전력(Effective Isotropic Radiated Power, EIRP)으로, 이는 무지향성 안테나로 송신할 때의 총 방사전력량이다. 즉

$$EIRP = P_t \cdot G_t \cdot L_\theta \cdot G_r$$

이다. P_a 를 출력단 증폭기의 최대 출력전력이라 하면 P_t 는 임피던스 정합이 완전한 경우 P_a 와 같으나, 그렇지 않은 경우 $P_t = P_a \cdot L_c$ 이다. 여기서 L_c 는 회로결합 손실(circuit coupling loss)이다. 이를 이용하면 전력방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{P_r}{N_0} = \left[\frac{EIRP}{k} \right] L_s L_p L_a \left[\frac{G_r}{T} \right]$$

이기에 첫 번째 항은 송신기 관련 파라미터, 두 번째 항은 전파손실 관련 파라미터, 세 번째는 수신기 적수이다. L_s 는 공간손실로서 $(\lambda/4\pi d)^2$ 이다. 시스템 등가잡음온도 T 는 배경잡음온도 T_b 와 수신기 잡음온도 T_e 의 합이며 수신기 잡음지수(Noise Figure, NF) F 를 이용하면 다음과 같이 표현된다.

$$T = T_b + T_e = T_b + (F - 1) 290$$

링크마진의 계산은 각 경로에 대해, 우선 각 서비스에 대해 고려되어야 하는데 여기서 서비스 경로는 지구국→위성→가입자→링크와 가입자→위성→지구국→링크로 구분할 수 있다.

표 4. 지구국-위성-단말기간의 링크전력 해석

지구국 →	위성링크(양각 10°)
주파수	29.25 GHz
EIRP	54.2 dBW
k	-228.6 dB/Hz · K
L_s	204.96 dB
L_p	1.8 dB
L_a	18 dB
G/T	9.5 dB/° K
CNR	66.6 dB · Hz
지구국 →	위성링크(양각 20°)
주파수	2.49 GHz
EIRP	26.52 dBW
k	-228.6 dB/Hz · K
L_s	182.9 dB
L_p	0.7 dB
L_a	0 dB
G/T	-25 dB/° K
CNR	465 dB · Hz

표 5. 양각변화에 따른 위성-가입자간 링크마진

변수	단위	양 각		
		20°	48°	86°
주파수	GHz	2.49	2.49	2.49
가입지향 평균송신전력	W	1.3	0.2	0.1
가입지향 유효송신전력	W	2.5	0.5	0.3
회선손실	dB	1.35	1.35	1.35
송신안테나 이득	dBi	24.4	20.5	31.0
안테나회로 손실	dB	0.5	0.5	0.5
EIRP	dBW	26.5	24.5	24.2
거리	km	13443	11441	10364
경로손실	dB	182.9	181.5	180.7
대기/편향손실	dB	0.7	0.7	0.7
수신신호	dBW	-157.2	-157.8	-158.3
수신안테나 이득	dBi	0.0	0.7	0.7
안테나 잡음온도	K	125	125	125
수신기 잡음	dB	2.2	2.2	2.2
시스템 총 잡음온도	K	316.3	316.3	316.3
G/T	dB/K	-25.0	-24.3	-23.8
수신전력	dBW	-157.2	-157.1	-157.1
열잡음밀도	dB/Hz	-203.6	-210.8	-210.7
간섭잡음	dB/Hz	-210.9	-210.8	-210.7
위성-가입자 CNR	dB·Hz	45.7	45.7	45.8
링크마진	dB	4.5	4.5	4.6

표6. 양각변화에 따른 가입자-위성간 링크마진

변수	단위	양 각		
		20°	48°	86°
주파수	GHz	1.62	1.62	1.62
송신전력	W	0.40	0.14	0.09
송신안테나 이득	dBi	0.0	0.7	1.2
EIRP	dBW	-4.0	-7.8	-9.5
거리	km	13443	11441	10364
경로손실	dB	179.2	177.8	176.9
대기/편향손실	dB	0.7	0.7	0.7
수신신호	dBW	-183.9	-186.3	-187.1
수신안테나 이득	dBi	26.9	29.2	30.4
안테나 잡음온도	K	290	290	290
시스템 총 잡음온도	K	409.6	409.6	409.6
G/T	dB/K	0.3	2.6	3.8
수신전력	dBW	-157.5	-157.6	-157.3
열잡음밀도	dB/Hz	-203.6	-203.6	-203.6
간섭잡음	dB/Hz	-203.7	-203.8	-203.5
위성-가입자 CNR	dB·Hz	42.6	42.5	42.7
링크마진	dB	5.5	10.0	12.3

신호의 라우팅을 단순화하고 전송지연을 최소화하기 위한 수단으로서 지캐드 위성간에 혹은 중캐드 위성간에 위성간 링크를 사용한다. 주파수는 통상 Ka-band를 사용하고, 위성 이동 방향의 전후방 위성 또는 동인 방향으로 회전하는 인접 캐드면의 좌우 위성간이 링크를 구성한다. 위성간 링크 안테나는 빔포인팅을 정확히 하기가 어려우므로 수신위성의 포착이 용이하도록 빔폭각을 통상 충분히 크게 설계한다. 또한 정지캐드 위성의 고정식 허더링크 안테나와는 달리 지캐드, 중캐드 이동위성 허더링크 안테나는 관문곡을 정확히 조사하기 위한 트래킹 안테나를 사용하거나, 매우 높은 고정력이 요구되는 지표면을 모두 조사하는 고정식은 사용하지도 한다.

5) 다중빔 위성중계

기초에 사용되고 있는 단일빔 위성망의 경우, 지구상의 전 지역을 커버할 수 있기 때문에 대륙간 통신과 같은 장거리 링크를 구성할 수 있다. 한편, Spot Beam과 같은 협대역 단일빔을 사용하는 경우 위성은 지구상의 일부만을 커버하기 때문에, 높은 안테나 이득을 얻을 수 있는 반면에 커버리지영역밖에 있는 지구국들간의 연결은 지상링크나 위성간 링크를 통해서만 가능하다. 따라서, 여러 지구국들간의 접속과 위성안테나의 높은 이득에 의한 우수한 링크 성능사이에서의 선택이 필요하다. 다중빔 위성은 위의 두 키마리지를 최적화시킬 수 있다. 여러 개 빔들을 병렬로 배치하면 각 빔들은 빔폭의 감소에 따라 안테나 이득이 증가하게 되고, 위성 키마리지도 증가하게 된다. 하지만, 빔수가 증가할수록 성능은 향상되지만, 안테나 기술과 위성의 무게에 의하여 제한을 받는다. 동일 서비스인 경우 위성안테나 이득이 증가하면 상대적으로 지구국 안테나 크기를 줄일 수 있어서 지구국이 소형화 및 경제적 운용이 유지될 수 있다. 또한 동일한 지구국을 사용하여 일정 품질의 신호를 전송하는 경우, 위성의 용량이 증가하게 된다. 다중빔 위성에서는 빔간의 상호 간섭이 문제화되는데 상향 링크의 경우, 수신하고자 하는 신호와 동일대역의 다른 지구국 신호가 안테나 부엽을 통하여 수신되어 반송파 스펙트럼에 중첩되어 나타나는 동일채널간섭(CCI, Co-Channel Interference)과 다른 대역의 신호가 불연진한 여파 과정에서 수신하고자 하는 채널에 나타나는 인접채널간섭(ACI, Adjacent Channel Interference)이 존재한다. 하향 링크의 경우, 위성에 의하여 재송신되는 상향링크상의 ACI 및 CCI 잡음 스펙트럼과 송신과정에서의 추가적인 CCI가 나타난다.

IV. 이동 위성통신 시스템의 설계상 문제점

1) 전파지연 시간

위성시스템을 통한 고정통신시스템 및 선박, 항공기와 같은 이동통신시스템과 가입자 수요가 폭발추세에 있는 가입자 이동통신시스템에서 가장 많이 제공되는 서비스 중의 하나로서 전화 음성서비스가 대표적인데 실시간 제공이 우선적으로 고려해야 될것이 전파의 지연이다. 이것은 전체 통신서비스 품질을 결정하는 중요한 인자로서 불편을 느끼지 않을 정도의 전파지연 시간이 요구된다. 여기서 저캐드 위성의 최대 전파지연시간을 계산하면 다음과 같다.

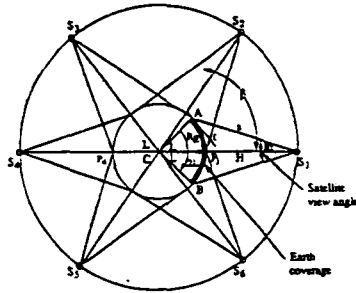


그림 8. 최대 경로 길이 계산

- 위성에서의 서비스지역 각(α)

$$\alpha = \sin^{-1} \left[\frac{R_E}{R_E + H} \sin(90^\circ + \epsilon) \right]$$

R_E : 지구 반경

H : 궤도 고도

ϵ : 양각

- 지구 커버리지 각(L)

$$L = 180^\circ - (90^\circ + \epsilon) - \alpha$$

- 위성궤도 이격각(β)

$$\beta \cong 180^\circ / P$$

P = 궤도면수

- 두 위성간의 거리(d)

$$d = 2R_s \sin(\beta/2)$$

$$R_s = R_E + H$$

- 사용자와 위성간의 최대거리(a)

$$a = \frac{R_E \sin L}{\sin \alpha}$$

- 최대경로길이

(Length: L_n)

$$L_n = P_1 S_1 S_2 S_3 S_4 P_4$$

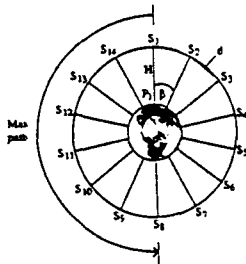


그림 9. 저궤도위성의 전파지연시간

$$\bullet \beta = 180^\circ / 7 = 25.7^\circ$$

$$\bullet H = 770 \text{ km}$$

$$R_s = 7141 \text{ km}$$

$$\bullet d = 2R_s \sin(\beta/2) = 3203 \text{ km}$$

$$\bullet a = \frac{R_E \sin L}{\sin \alpha} = \frac{6378 \sin 16.85}{\sin 63.15} = 2071 \text{ km}$$

• 경로길이를 계산하면 다음과 같다.

$$\bullet L_n = P_1 S_1 S_2 S_3 S_4 S_5 S_6 S_7 S_8 P_8 \cong 2a + 7d = 26,564$$

저궤도위성에서의 전파지연 80ms이며 신호처리지연은 240ns
 므로 최대 전파지연시간은 320ms이다. 저궤도위성을 이용한
 통신 시스템은 정지궤도위성과 달리 위성과 지상간의 거리가
 야짐에 따라 경로 손실을 상당히 줄일 수 있으며, 본 논문
 살펴보았듯이 전파지연시간을 작게할 수 있고 발사비용도
 크게 줄일 수 있는 장점을 갖는 반면에 빔 커버리지가 작기
 때문에 넓은 지역에 대한 서비스 제공을 위해서는 많은 수의 위
 성이 요구되는 단점을 가지며 위성이 회전을 하므로 한 개의 위
 성만 한지역만을 커버하기가 곤란하다. 제안된 대부분의 시스템
 12개에서 66개의 위성수를 갖으며 이들 시스템의 상당수는
 정지궤도 위성을 이용한 이동통신 시스템은 현재 운용중인 INMARSAT
 시스템과 비교하여 이리 시스템이 이미 제안되었던 초기에는 해상
 및 국제통신용으로 사용되어 왔으나 캐나다, 미국, 호주 및
 중국과 같이 광대한 국토를 갖고 있는 나라나 국토 면적의 대
 약이 산악지대인 우리나라와 같이 전파의 운영지역이 심한
 지상 셀룰라 시스템의 단점을 극복하기 위한 목적으로 도입
 된다.

2) 전파전파 및 간섭

위성통신 시스템에서는 전파가 위성과 지상국간을 전파
 할 때 대기, 비, 구름, 질리층, 지표면 또는 지표의 장애물,
 다른 통신시스템 등의 영향을 받아 수신신호의 열화를 가
 견고고 궁극적으로 채널의 가용도(availability)를 저하시킨
 다. 따라서 각각의 요인이 통신링크의 성능에 미치는 영향
 은 시스템의 사용 주파수 대역 및 서비스 종류에 따라 다
 르므로 시스템 설계시 이를 저절히 고려하여 시스템을 구
 축해야 한다. 위성통신에서 RF링크의 성능은 전송전력, 전
 파경로상의 손실, 송수신 안테나의 이득, 간섭 및 잡음 등
 에 의해 결정된다. 이와 같이 시스템의 성능을 간접적으로
 평가할 수 있는 것이 반송파 대 잡음전력비(C/N)로 나타남
 다. 간섭이 없는 경우의 C/N비(dB)는

$$C/N = EIRP + G_R / T_s - L_f - L_p - K - B$$

여기에서,

EIRP : 유효 등방성 방사전력(effective isotropic radiated power)[dBW]

G_R/T_s : 수신기의 성능지수(안테나이득 대 잡음온도비)
 [dB/K]

L_f : 자유공간 손실[dB]

L_p : 전파손실[dB]

K : Boltzman 상수

B : 잡음대역폭[dB K]로 정의한다.

송신기 출력과 안테나 이득을 각각 P_T, G_T 라 할 때 EIRP는 $P_T G_T$ 로 주어지며, 자유공간 손실 L_f 는 비, 대기, 안테나의 방향오차 등에 의한 손실을 나타내며 시스템 마진도 여기에 포함된다. 또한 시스템의 잡음온도 T_s 는 우주공간, 태양 및 지표면에 의한 잡음, 비, 대기 중의 기체 등에 의한 잡음, 안테나 급전부의 잡음, 수신기의 잡음 등에 의해 결정된다. 실제 위성통신 시스템에서는 표에서 간섭 이외에도 여러 가지 형태의 시스템간 또는 시스템 내부의 간섭현상이 존재하게 되며, 표와 같다. 간섭의 정도는 반송파 대 간섭전리비(C/I비)로 나타내며 간섭전리비가 가산적 가우시안(additive Gaussian)특성을 가질 때(실제 C/I가 20dB이상이고 C/N보다 3dB이상 클 때 경우 이러한 가정 이 성립한다.), 간섭을 고려한 전체 C/N비는

$$(G/N)_T^{-1} = (C/N)^{-1} + (I/N)^{-1}$$

로 주어진다.

표 7. 위성통신에서의 전과전과 특성

시스템에 미치는 영향	원 인	고려대상
감쇠 및 잡음의 증가	대기중의 기체, 구름, 비	10GHz이상의 주파수 대역
굴절 및 대기중의 다경로	대기중의 기체	지상에서의 통신 및 추적 시스템
신호변동	대류권 및 전리층의 굴절률 변동	대류권인 경우 10GHz이상의 적외장 시스템, 전리층인 경우 10GHz이하
다경로 반사, 차폐	지표면, 지표의 장애물	위성이동통신 시스템
전파 지연 시간의 변동	상층권, 전리층	TDMA 시스템, 위치결정 시스템
시스템간 간섭	덕트(duct), 산란, 회절	주요 C-Band
편파상태의 변동	비, 얼음 결정체	두가지 편파를 이용하는 시스템(C대역 이상)

표 8. 위성통신에서의 간섭

구 분	원 인	
시스템간 간섭	인접한 위성 및 지상국의 적외장 및 상반파	
	시스템간(Inter-system interference)	지상 부대 국제시스템의 디프, 산란, 회절에 의한 간섭
시스템 내부 간섭	편파간섭 (cross-polarization interference)	비 또는 얼음 결정체에 의한 편파 반사, 전리층의 Faraday
	인접 채널간의 간섭	정역 중첩 기의 비선형성
	상호변조 (intermodulation)	전력 증폭 기의 비선형성

V. 결 론

이동 위성통신시스템은 기존 지상망 및 셀룰라 시스템과 경쟁이나 대체를 위한 시스템이라기 보다는 현 이동통신 서비스를 제공받지 못하는 시장을 목표로 하는 다소 소극적인 개념의 보완적 시스템으로 지향되어 왔다면 앞으로의 통신시스템의 설계는 기존 셀룰라 시스템과의 연동이 가능하도록 전략적 수정이 불가피하며 이에 따른 가입자의 단말기도 이중모드 단말기 형태로 개량되어야 하며 따라서 위성에서 사용되는 응용 서비스와 통신 프로토콜과 전송되는 정보의 안전성을 위한 암호화 시스템도 추가적으로 설계되어야 한다고 본 논문에서 제안한다. 물론 선형조건으로 기본적인 음성서비스 제공의 만족한 만한 수준의 고품질성을 전제로 하며 향후 광대역성을 지닌 멀티미디어 서비스도 충분히 예측, 검토한 후 위성통신 시스템의 설계가 단계적으로 이루어져야 한다고 본다. 우리나라와 같이 지역적으로 협소하면서도 산간지대가 많고 3,000여개의 도시 지역이 산재되어 있으며 연안 및 근해지역에서 항해, 조업을 하고 있는 선박들에 대한 통신서비스나 음영지역이 많은 관계로 현 지상 셀룰라 시스템으로 충분히 제공하지 못하고 있다는 것을 고려해야하고 도속도로의 확충에 따른 교통망 정보서비스 제공 및 이에 파급되는 물류비 절감차원에서 참고모델을 통해 설계가 이루어져야 한다. 1999년 8월경 발사예정인 무궁화 3호기와 제2세대 무궁화 위성의 발사예정 시기인 2005년경에는 Handset 수신 및 위성의 대형화, 서비스의 초광역화에 따른 EIRP의 증대와 관련기술의 개발에 따라 지캐도 및 정지궤도 위성은 이용한 휴대이동통신으로 화장이 가능한 것이 예상되므로 이에 대비한 충분한 계획수립 및 적극적인 연구개발이 적극적으로 요구된다고 사료된다.

참 고 문 헌

1. K. Murthy, et al., "Advance in Satellite Communications Networking and Application II," IEEE J. Select. Area Commun., Vol. 10, No. 6, Aug. 1992.
2. T. Logsdoni, "Mobile Communication Satellite : Theory and Application", McGrawHill, 1995.
3. F. Vatalaro et al. "Analysis of LEO, MEO, and GEO Global Mobile Satellite System in the Presence of Interference and Fading", IEEE JSAC, pp. 291-300, 1995.
4. W. J. Voget, "Mobile satellite system propagation measurement at L-band using MARECS-B2", IEEE Trans. Ant. Prop., vol. 38, pp. 1990
5. K. Miya ed., "Satellite communication technology", KDD Eng. & Consulting, Tokyo, 1980.
6. W. C. Y. Lee, "Mobile Communication Engineering", McGrawHill, New York, 1982
7. J. Willson, "Satellite Communication," Telecommunication. Journal. vol. 35. no. 2. 1985
8. S. J. Campanella, J. V. Evans, T. Muratani and P. Bartholome, "Satellite Communication System and Technology, Circa 2000", Proc. of the IEEE, July 1990.
9. 윤창용, "위성을 이용한 이동통신 시스템과 제도 연구", 92 국책사업 연구과제보고, 1993. 3.
10. 김정기, "이동체 위성통신기술의 현황과 전망", 90 전기통신학술 연구과제 보고서, 1991. 3.
11. 한국과학기술원 인공위성연구센터, "지궤도 위성통신 시스템에 관한 연구", 97 한국과학기술원 최종연구보고서, 1997. 1.
12. 김기선 외4, "중궤도 위성을 이용하는 오딧세이 시스템 기술", 대한전자공학회 논문지, 1996. 12.
13. 박세경 외1, "이동위성통신시스템 설계 기술", 한국통신학회논문지, 1993. 11.
14. 백정기, "위성통신에서의 진파전파 및 초고주파 기술", 한국통신학회논문지, 1992. 10.