

위성 통신 시스템

羅 正 雄

(正 會 員)

韓國科學技術院 電氣 및 電子工學科 教授

I. 서 론

통신을 위한 전송방법으로 선을 이용하는 유선통신과 공간의 전자파를 이용하는 무선통신을 생각할 수 있다. 구리선을 이용하던 유선통신은 이제 유리선을 레이저나 LED와 같이 사용하게 되었으며, 지표면의 공간을 이용하던 무선통신은 지구자전 속도와 같이 지구를 도는 정지궤도 위성을 중계기로 사용하는 위성통신으로 발전하게 되었다.

전화는 현대의 대표적인 통신수단이다. 물론 텔레비전 영상신호, 컴퓨터의 디지털 신호등도 현대 통신수단으로 전송되고 있다. 전화는 한 가입자를 다른 한 가입자와 연결시켜 주는 point-to-point 통신으로 가입자간의 연결은 교환대를 통해서 이루어진다.

한편 무선통신을 이용하는 방송은 교환대가 필요 없으며, point-to-point 통신이 아닌 point-to-multi-point 즉 한 방송국과 수많은 시청자를 동시에 연결시키는 통신 방법이다. 현대문명의 이기인 자동차, 선박, 그리고 비행기등 움직이는 점에서의 이동 통신 그리고 각종 군용통신도 무선통신의 사용이 훨씬 용이하다.

적도 상공 36,000km에 정지궤도 위성을 사용하면, 단 3개의 위성으로 전세계 통신망을 구성할 수 있다는 1945년의 A. C. Clarke 논문^[1]이 발표된 후 19년 후에 세계 최초의 정지궤도 통신위성 SyncomⅢ가 동경 올림픽(64년)을 미국에 중계하는데 성공하였다.^[2] SyncomⅢ가 성공리에 운영된 지 24년후 정지궤도에는 500여개가 넘는 위성이 돌고 있으며,^[3] 1989년 발사될 통신위성 Intelsat-6(대서양)는 전화 회선으로 약 80,000회선, 대역폭으로는 3.68GHz를 갖도록 설계되었다.^[4]

그러나 위성통신은 두가지 기술적인 면에서 제한을 받게 되었다. Point-to-point 통신에서 위성까지의 전파 왕복 시간지연이 약 1/4초에 달하여 음성통신에는 부적합하다는 점과 최근 통신용량이 큰지역에서 point-to-point 채널로서 광섬유의 사용이 값싸다는 점이 문제가 되고 있다.

그림 1에서 보인 바와 같이 광섬유는 회선용량이 커질수록 값싸게 되어 위성통신과 마이크로파 지상 무선통신보다 우위를 차지하며, 쌍방향회선 용량이 600회선 이하시에는 마이크로파 무선이 값싸며, 30회선 정도에서는 위성과 광섬유가 비슷한 경비가 필요하다. 그러나 광섬유는 통신거리에 비례하여 그림 2와 같이 비싸짐으로, 1GHz 대역폭으로 1000km까지의 통신에서는 광섬유가 우위를 갖는다고 얘기되고 있

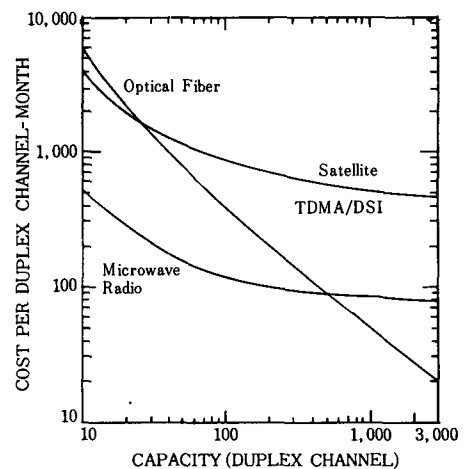


그림 1. 통신 회선당 각종 통신방법의 비용

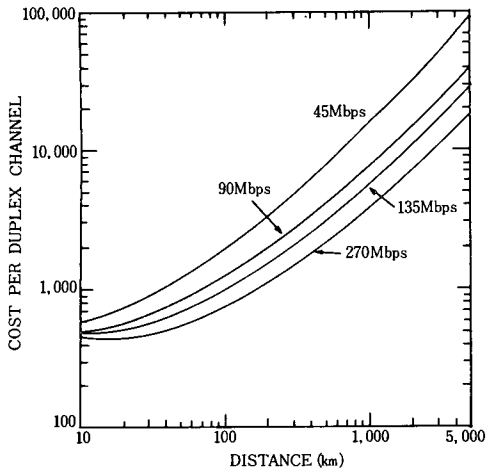


그림 2. 거리에 따른 광섬유 시설비용

다.^[5]

위와 같은 약점 때문에 위성통신은 20세기의 산물로만 남고, 21세기에는 역사적인 유물로만 남을 것인지, 아니면 아직도 미래의 중추적 통신 수단으로 남을 것인지를 문제를 기술, 사회 및 경제적인 측면에서 살펴보아야 할 것이다.

II. 미래통신의 전망

2010년에 세계 인구는 70~75억에 이르지만 국가적인 인구분포는 크게 달라지지 않으리라 예상하고 있다. 그러나 지하 및 해저 개발, 섬들의 이용, 지구상 또는 외계의 고도 기술 도시의 생성등에 의한 새로운 인구 집중지역의 창출이 예상된다. 이를 따라 갈 수 있는 통신 수단으로 30~40억대의 전화기, 비슷한 수의 텔레비전을 예상할 수 있다. 그 외에 5억여대의 영상 전화와 같은 수의 고해상도 텔레비전의 사용이 예상되며, 컴퓨터 사용등 data 통신량은 꾸준히 증가될 추세라 생각된다. 특히 개개인의 이동통신 장치의 요구가 크게 증가될 것이며, 손가방, 자동차, 기차, 비행기, 배등에 설치될 이동 통신기는 누구이든, 어떠한 장소에서든 세계 통신망에 연결할 수 있도록 만들어 질 것이다. 간단한 호출기에서부터 영상 및 음성을 송수신 할 수 있는 장치까지 수천만대가 필요할 것으로 예상되고 있다.^[5]

이러한 수요에 대해서 위성통신 방법은 고해상도 텔레비전을 비롯한 방송 송신국(point-to-multipoint)에 적합하며, 특히 각종 이동 통신에 대해 광섬유

사용보다 훨씬 우위에 있다고 판단된다. 이를 위해 각종의 기술 개발이 예상되지만 이동 통신과 관련된 문제점 및 필요성을 먼저 살펴보려 한다.

첫째는 지상에서 위성의 신호를 직접 받을 수 있는 값싸고 작은 수신기 기술일 것이다. 이 수신장치는 광대역 수신이 가능해야 할 것이며, (single-point-to-multipoint), data 속도가 느린 협대역 송신장치(multipoint-to-multipoint)가 필요할 것이다. 손가방 이동 송수신기나 손목시계 송수신기로부터 개개인의 통신망, 지역 통신망, 공중 교환 통신망, 또는 한개 또는 수개의 위성에 직접 연결을 생각할 수 있을 것이며, 이러한 지상 송수신 장치가 값이 싸야 할 것이며(\$300 이하), 혼신을 최소화 시킬 수 있도록 송신주파수 대역의 효율화 및 복사 부엽 특성이 좋은 안테나 기술(phased array) 등이 필요할 것으로 추정된다.

두번째 기술은 위성체내의 신호처리 기술로써 수십만대 내지 수백만대의 단말을 상호 연결시켜 주는 기술이다. 위성체내의 이 교환 시스템은 지상 전화 교환과 같은 point-to-point 연결 방법이 아니며, 지역간의 연결 또는 다른 data rate로의 변환등 다양한 multipoint-to-multipoint 간의 교환방법이 되어야 할 것이다. 이러한 방식을 위해서는 phased array antenna(위상 배열 안테나) 기술을 이용한 multiple beam을 만들어 수백개의 지역을 동시에 비추이거나 또는 이 안테나 beam을 주사시켜 감으로써 상호 연결을 할 수도 있을 것이다. 이들 상호 연결 주파수대역폭은 경우에 따라서는 초 광대역이 될 수도 있으며, 협대역과 광대역 신호가 동시에 연결되어야 할 경우도 생길 것이다.

현재 통신위성을 통한 해외 통화료를 분석해 보면 전체 통화료의 약 0.1이 위성쪽 사용료이며^[5] 나머지는 모두 지상 교환시설을 이용한 비용을 볼때 위성체내의 다양한 교환방법이 앞으로 꼭 필요함을 알 수 있다.

III. 통신위성 및 방송위성의 현황

우주개발중 실용화로 성공한 것은 통신 및 방송위성이 유일한 예일 것이다. 세계의 통신 중계망을 형성하는 Intelsat 위성은 대서양, 인도양, 태평양 상공에 떠 있는 3개의 정지궤도 위성으로 형성된다. 1985년에 발사된 Intelsat-5A가 현재 사용중이며 수명은 7년, 위성체 무게 1016kg, 태양전지 출력 1280 Watts로 C밴드 26개, Ku밴드 6개의 중계 송수신기

로서 15000전화회선과 3개 TV 회선 용량을 가진다.¹⁾ 1989년 및 1990년에 발사될 예정인 Intelsat-6는 Hughes 항공회사가 주계약자로서 영국, 캐나다, 프랑스, 독일, 이탈리아, 일본의 회사등이 참가하여 설계, 개발되고 있다. 48개의 송수신기가 들어가고 이들 중계기들 간에 satellite switched time division multiple access(SS/TDMA) 기능으로 다양한 교환기능을 갖추도록 요구하고 있다.

세계적인 이동 통신망으로, 선박, 비행기등의 통신망을 구성하는 Inmarsat 가 있다. 1976년부터 시작하였으나, 그동안은 주로 Intelsat-5의 송수신 중계기를 빌려서 사용하였으며, 현재는 MARECS-A, -B2가 태평양과 대서양에 각각 사용되고 있다. 배에서는 L밴드(1.5-1.6GHz)를 사용하며, 바닷가의 무선국에서는 C밴드(3.6-6.4 GHz)를 사용한다. 본격적인 사용을 기대하며 1989년 L밴드 250 채널과 C 밴드 125 채널의 Inmarsat-2를 발사할 예정으로 있다.

또하나의 세계 통신망으로는 소련을 중심으로 하는 공산권 국가간의 Intersputnik 시스템이 있다. 불가리아, 큐바, 체코슬로바키아, 동독, 헝가리, 몽고, 폴란드, 루마니아 및 소련이 정회원이며, 알제리, 이라크, 북한등은 정회원은 아니지만 이들 통신망을 사용하고 있다.

세계적인 통신망은 구성하지 않고 지역내의 통신망을 구성하는 regional시스템이 있으며, 유럽 지역을 서비스하는 Eutelsat 이 그 예가 된다. 1978년에 실험 통신위성 OTS-2를 발사 성공한 후 1983, 1984, 1987년에 Eutelsat 1-F1, F2, F4를 성공적으로 발사했다. F4는 14개의 중계기를 가지고 80MHz의 대역폭을 운영하고 있으며 1990년에 Eutelsat II를 발사할 계획이다. 이 범주에 속하는 것으로 22개국의 아랍국들 간의 통신을 위한 Arabsat-1 및 -2가 1985년에 발사 사용되고 있다. 이외에도 영국과 이탈리아가 중심이 되어 1989년에 발사될 예정인 직접방송(DBS) 및 통신위성인 Olympus, 유럽 사설 텔레비전 중계망을 구성하려는 Astra 위성등이 이 범주에 속한다.

주로 지역이 넓은 미국, 캐나다, 오스트랄리아, 인도네시아등은 자국만의 통신망 구성을 위하여 통신위성을 운영하고 있다. 미국의 Syncom, ATS, Western, SBS, Comstar, Telstar, Galaxy, Satcom, Space-net, Gstar 등, 캐나다의 CTS, Anik, 오스트랄리아의 Aussat, 인도네시아의 Palapa 등이다.

일본은 자국의 기술발전을 위하여 발사체 및 위성 개발을 해 왔으며 Kiku, -1, -2, -3, -4와 ETS-5를 1987년까지 발사 성공하고 있다. 통신 및 방송을 위해서는 Yuri, Sakura, ECS 1 및 2, CS-2A 및 2B, BSE, -2A 및 B 등이 성공적으로 실험 및 운영되고 있다. 영국의 TV 방송을 위한 BSB 1 및 2, 독일의 통신위성 DFS, 프랑스 방송위성 TDF 및 독일 방송위성 TV-SAT, 스웨덴, 노르웨이 및 핀란드의 방송-통신위성 Tele-X, 프랑스 통신위성 Telecom 등 이제는 선진국이라면 모두 통신 방송 위성을 보유하게 되었다.

IV. Intelsat - 6 의 개요

통신위성 기술을 개괄적으로 살펴보기 위하여 Intelsat-6의 특성을 살펴보려 한다. 표 1에 Intelsat 4 5 및 6의 제원을 비교하였다.⁶⁾ 통신위성은 그림 3에서와 같이 parking 궤도로부터 타원의 transfer 궤도로 그리고 apogee motor를 작동시켜 정지궤도(clark 궤도 -35,800Km)에 진입하게 된다. Ariane 로켓트를 사용할 때는 직접 transfer 궤도로 진입하게 된다.

Intelsat-6호는 4 GHz 송신안테나(직경 3.2m)와 6 GHz 수신 안테나(직경 2m)의 두개 C밴드 안테나를 사용하지만, offset-feed horn 배열로 각각 6개의 안테나 빔을 형성함으로써 같은 주파수대를 6번이나 다시 사용할 수 있도록 설계되었다. 6개의 빔중 두개는 그림 4와 같이 넓은 지역을 동서로 나누고(hemisphere), 나머지 4개는 인구 밀집지역에 작은 지역(zone)으로 나누어 비취게 설계되어 있다. Hemisphere와 zone의 중복은 전파의 분극(polarization)을 다르게 하여 격리시키고 있다. 14/11 GHz 대역 신호도 두개의 안테나(직경 1m)를 사용하여 각각 2개씩의 좁은 지역(spot beam)을 비취게 함으로써 같은 주파수를 두번 재사용하게 된다. 이외에도 주파수를 다르게 사용하는 두개의 horn 안테나로서 전지역을 비취는(global) 빔을 사용한다. Telemetry 신호는 C 밴드 안테나로 그리고 K밴드 안테나는 비콘 신호용으로 사용할 수 있도록 feed horn이 설계되어 있다. 이들 빔간에는 약 30dB의 격리가 가능하게 되어 있으며 150여개의 horn 안테나가 feed array로 사용된다.

통신용 송수신기를 정해진 궤도로 움직이게 하고 또 안테나를 지구를 향해 그 방향을 항상 일정하게 유지시켜 주기 위해서는 platform의 기능이 부가되

표 1. Intelsat 시스템 특성

Satellite Name	INTELSAT-4A	INTELSAT-5	INTELSAT-5A	INTELSAT 6
Date(s) of Launch	F 1 : September 25, 1975 F 2 : January 29, 1976 F 3 : January 6, 1978 F 4 : May 26, 1977 F 5 : September 29, 1977 launch failure F 6 : March 31, 1978	F 1 : May 23, 1981 F 2 : December 6, 1980 F 3 : December 15, 1981 F 4 : March 4, 1982 F 5 : September 28, 1982 F 6 : May 19, 1983 F 7 : October 18, 1983 F 8 : March 4, 1984 F 9 : June 9, 1984 (launch failure)	F 1 : March 22, 1985 F 2 : June 29, 1985 F 3 : September 28, 1985 F 4 : F 5 : May 30, 1986 (failure) F 6 :	F 1 : 1989 F 2 : 1990 F 3 : 1990 F 4 : 1990 F 5 : 1991
Design Life (years)	7	7	7	14
Launch Vehicle(s)	Atlas Centaur	F 1 : Atlas Centaur F 2 : Atlas Centaur F 3 : Atlas Centaur F 4 : Atlas Centaur F 5 : Atlas Centaur F 6 : Atlas Centaur F 7 : Ariane F 8 : Ariane F 9 : Atlas Centaur (failed)	F 1 : Atlas Centaur F 2 : Atlas Centaur F 3 : Atlas Centaur F 4 : F 5 : Ariane F 6 :	F 1 : Ariane 4 F 2 : Ariane 4 F 3 : Ariane 4 F 4 : Titan F 5 : Titan
In-Orbit Mass (kg)	863	1012	1016	1800
Initial Orbit Positions	F 1 : 31° W F 2 : AOR F 3 : IOR F 4 : 21.5° W F 5 : Failed F 6 : IOR	F 2 : 22° W (spare) F 1 : 24.5° W F 3 : 24.5° W F 4 : 27° W F 5 : IOR F 6 : 18.5° W F 7 : 60° E F 8 : 53° W F 9 : Failed	F 1 : AOR F 2 : AOR F 3 : IOR F 4 : F 5 : Launch failure F 6 : Launch failure	F 1 : Atlantic Ocean F 2 : Atlantic Ocean F 3 : Atlantic Ocean F 4 : Indian Ocean F 5 : Indian Ocean
Operating Frequencies (GHz)				
Uplink	5.932-6.418	5.929-6.423 14.005-14.498 1.6365-1.6445 (F5-F9) 6.4175-6.4250 (F5-F9)	5.929-6.423 14.004-14.498	5.925-6.425 14.0-14.5
Downlink	3.707-4.193	3.704-4.198 10.954-11.191 1.5350-1.5425 (F5-F9) 4.1925-4.2005 (F5-F9)	3.704-4.198 10.954-11.191 11.455-11.698 (F5&6) 11.709-11.946 (F5&6) 12.509-12.746 (F5&6)	3.7-4.2 10.95-11.7 12.5-12.75
Array Power (W)	525	1205 (EOL, 7 years)	1280	3600
Capacity	20 transponders with capacity of 6000 telephone circuits & 2 TV channels	21 C band & 6 Ku band transponders with a capacity of 12,000 telephone circuits & 2 TV channels	26 C band and 6 Ku band transponders with a combined capacity of 15,000 telephone circuits and 3 TV channels	38 C band and 10 Ku band transponders with a combined capacity of 36,000 telephone circuits and 3 television channels
Type of Power Amplifier	32 TWTAs	33 single collector C band TWTAs and 10 dual collector Ku band TWTAs	42 C band & 10 Ku band TWTAs	
RF Output/Channel (W)	6 for the global beams 5 for the spot beams	8.5 for global & hemi beam repeaters; 4.5 for zone beam repeaters	8.5 for global & hemi beam repeaters; 4.5 for zone beam repeaters	13.5 (global) 14.5 (hemi) 5.5 (zonal) 20 and 40 (spots)
Antennas	Two global beams (1 rcv; 1 xmit; EOC EIRP=22dBW). Three spot beam reflectors with feed array allowing generation of hemi or spot beam coverage (EOC EIRP=26 dBW on hemi and 29 dBW on spots)	Two global beam horns (1 rcv; 1 xmit). Two multi feed reflectors, each capable of producing hemi and zone beams. EOC EIRP=23.5dBW (global), 26-29 dBW (hemi and zone). Two Ku band pointable spot beam reflectors.	Same as for INTELSAT-5, but with C band feeds also added to the movable spot beams.	2 xmit, 2 receive (global) 4 xmit, 2 receive (zonal) 2 xmit, 2 receive (hemi) 2 xmit, 2 receive (spots)

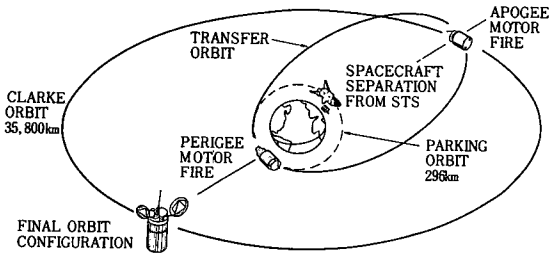


그림 3. 정지궤도 통신위성의 궤도진입

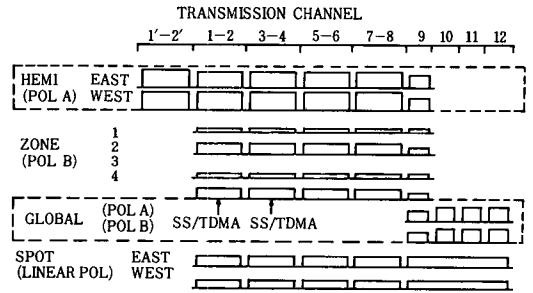


그림 5. Intelsat-6의 주파수 할당 및 50여개의 송수신기

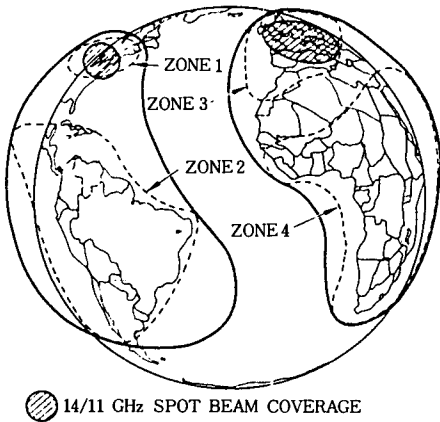


그림 4. 대서양 Intelsat-6의 빔패턴 (동경 335.5°)

어야 한다. Intelsat-6는 Hughes사 특색인 몸통 회전에 의한 위성자세 유지 방법을 사용한다. 물론 통신용 안테나와 이에 연결된 중계기는 회전하지 않으며 항상 지구를 향하게 된다. 우주공간에서 처음으로 자세조정을 할때는 RF 비콘 추적을 이용할 것이며, C 밴드 안테나 방향을 최초로 정할때 그리고 그 후 정밀 조정할 때에도 이를 이용하도록 되어 있다. 태양전지는 두개의 원통으로 안테나가 우주공간에서 퍼지듯 망원경을 길게 만들때와 같이 퍼지게 되어 있으며, 3.6Kw의 출력을 보장하며 1년에 춘분때와 추분때 두번 일어나는 일식때도 계속 전력공급을 하기 위하여 nickel hydrogen 배터리를 사용한다.

통신 중계 시스템은 사용되는 안테나 빔 한개에 한개의 중계 시스템을 생각하면 10대의 중계시스템이 된다. 즉 그림 5와 같은 주파수 배열이 hemi에 2대, zone에 4대, global에 2대, spot에 2대로 총

10대의 중계시스템이 된다. 이 각각의 중계 시스템에 각 채널마다 송수신기를 따로 사용하면 총 50대의 송수신기가 필요하게 된다. 그림 5의 채널 9가 global에서도 중복 사용되도록 되어 있으므로 동시에 사용할 수 있는 최대 송수신기 대수는 48대가 된다.

C밴드 및 K밴드의 8개 중계 시스템의 채널들 1-2,3-4,5-6 및 7-8은 항시 교환 매트릭스를 통하여 연결이 가능하며, 채널 9는 hemi와 zone 간에만 연결가능하도록 설계되었으며, 이는 요구되는 통신량에 적절히 대응하기 위해서이다. 이러한 연결을 지상에서 보내는 명령으로 해결하게 되어 있다. Intelsat-6의 새로운 특성으로는 hemi와 zone 빔의 채널 1-2와 3-4에 작동시키려 하는 SS/TDMA satellite switch이다. 이 스위치에 의해 어떤 빔내의 한 지상국은 다른 6개 빔내의 어떤 지상국과도 이 채널을 통하여 동시 연결이 가능하다. 이들 SS/TDMA 연결은 스위치 제어 유닛의 프로그램이 가능한 기억소자에 의해 조정할 수 있으며, 시간은 공통 전원으로부터 따내 사용함으로써 TDMA 전송의 동기신호를 따로 줄 필요가 없도록 하였다.

V. 미래의 통신위성 기술

현재까지 사용해온 통신위성의 비용은 미국 국내 위성인 경우 한개의 송수신기당(32~34dBW) 년 \$30만~\$35만이며, 국제 위성인 경우 넓은지역의 상호 연결때문에 \$35만~\$40만이 필요하다.^[5] 직접방송 위성은 아직 충분한 통계 숫자는 없지만 한개의 TV 송수신기를 위성에서 운영하는 경우(55dBW 이상) 년 \$2백만의 비용(감가상각 포함)이 필요하다고 한다.

미래의 기술은 이 비용을 같은 서비스에 대해 줄일 수 있는 방향으로 발전될 것이며, 이러한 관점

에서 볼 때 위성의 수명, 위성 기능의 향상, 그리고 기타 문제로 나누어 미래의 발전 방향을 고려해 보려 한다.

위성의 수명은 목적하는 기능을 위해 사용한 여러 부품중 동작되지 않는 부품에 의해 단축되는 경우가 있지만, 이들이 정상적으로 동작하더라도 전원 공급을 위한 축전지의 수명과 위성의 궤도 및 자세 제어를 위한 로켓트 연료의 제한으로 오는 수명이 근본적인 제한 요소가 된다. 이러한 이유에서 현재까지 통신 위성의 수명은 최대한 7년이 되었다. 이 기간을 13년~16년으로 연장할 때 통신위성의 값이 더 경제적이 될 것이지만 현재로서는 그 보다 더 긴 수명은 오히려 경제적이지 못하다고 한다.^[5] 한편 space platform이나 satellite cluster를 형성할 경우, 전원 및 로켓트 연료등을 재공급 할 수 있는 경우를 생각할 수 있으며, 이때는 16년~20년의 수명이 바람직하다고 한다.

NASA는 정지궤도의 통신 및 기타 위성의 로켓트 연료, 축전지, 그리고 태양전지를 주입하거나 바꿀 수 있는 원격 로봇 개발을 1990년대에 끝낼 수 있는 계획을 하고있다 한다. 만일 \$150만 가는 Intelsat-6를 연료 주입하고 수리하는데 약 \$10만이 든다면, 그리고 그 수명이 10년에서 20년이 된다면 이는 상당히 가능한 계획이다. 이러한 위성 수명의 연장이 15년~20년만 되어도 통신위성의 값은 반 이하가 될 것이며, 기술적으로는 30년 수명도 가능하며 위성의 값이 더한층 싸질 가능성이 보인다.

통신 위성 기능 향상이라는 점에서는 첫째로 전력 공급 시스템의 개선, 둘째로 위성 안테나 시스템의 정밀화, 그리고 셋째로 위성체내의 고속 디지털 신호처리 능력 향상이다.

전력 공급 시스템 개선에는 태양전지의 효율 향상으로 태양전지가 증가적으로 한개의-태양대신 세개 또는 더 많은 태양을 볼 수 있는 배열 또는 근본적으로 더 좋은 성능을 내는 GaAs 태양 전지의 사용 등이다. 또한 축전지에 의한 위성의 전력 공급과, 궤도수정등에는 고성능 축전지(Zn/Br , Li , 니켈 수소 전지등) 또는 수소/산소 fuel cell을 사용하는 방법이다. 또는 ion engine, electro thermal converter 등을 사용하는 방법등 현재 태양전지 1kg 당 25watt의 에너지를 발생시키는데 이를 1990년까지 5배~10배의 성능으로 올리려 하고 있다. 물론 미래의 발전은 기술적으로 외의 방법으로 이 에너지 문제를 해결할 수도 있을 것이다.

위성 발사시 겹쳐진 안테나가 위성이 궤도에 진입하면 펼쳐지는 대형 반사판 안테나와 각종 feed 안테나의 설계 및 측정기술이 정밀화 됨에 따라 대형 위성 안테나로 50여개의 부엽이 대단히 낮고 집속된 pencil빔을 만들 수 있게 되었다. (최소빔은 0.1° 의 빔각) 이러한 안테나를 사용하면 다른 분극으로 분리 하는 것을 포함하여 같은 주파수를 100번이나 다시 사용하게 됨으로서 사용가능한 채널 수를 늘릴 수 있는 장점을 부여하게 될 것이다.

기존 위성 안테나와는 좀 다르지만 위상 배열 안테나로서 수개의 빔을 전자적인 방법으로 원하는 방향으로 대단히 빠르게 움직일 수 있도록 한다면, 지상의 많은 안테나의 요구에 대해 즉각 적응할 수 있는 최선의 방법이 될 수도 있을 것이다.

위성 안테나의 어려움은 그 크기가 대단히 크고 우주 공간의 환경 특히 온도차에 의한 팽창 및 수축 문제에 대응하면서도 그 정밀한 구조를 유지해야 하는 점이다. 따라서 가볍고 잘 퍼질 수 있으며, 열에 의한 팽창·수축 계수가 낮은 재료 및 이들을 결합시키는 구조적인 문제가 미래의 중요한 문제가 될 것이다. 위성 안테나의 성능이 개선될 수록 지상의 송수신기가 간단해 지고 값이 싸지기 때문에 큰의미를 갖게 된다.

아무리 출력을 증가시키고 안테나 크기를 증가시켜도 그 증가 속도는 한정되기 마련이다. 가까운 장래에 출력과 안테나 크기를 2~4 배로 증가 시켰다면, 통신량의 증가는 아마 10~30배의 증가를 사회가 요구할 것이다. 이러한 점에서 볼때 미래의 위성은 커다란 안테나와 전력 발전 시스템에 아주 작은 통신 및 제어용 칩으로 구성될 것이다. 21세기의 통신이 대단히 빠른 속도로 스윕칭되는 디지털 프로세서를 사용하여 수신 신호를 처리하고 적절히 연결해 주며, 신호 재생등을 하게 될 것이다. 이 스윕칭 속도가 현재 10^{-9} 초에 육박하고 있으며, 21세기에는 10^{-12} 초에 도전하게 될 것이다.

위성체내에서 빠른 속도로 신호처리를 하기 위한 기본 소자로는 현재 두가지 방법이 연구되고 있다. 그 하나는 Josephson-junction 기술이라고 부르는 반도체 소자에 의한 스윕칭으로 이를 동작시키기 위해서는 절대온도 $4^\circ K$ 까지 내려가는 저온 상태가 필요하다. 이 저온의 초전 물질사용은 우주공간 및 위성체 환경에서 유지하기가 힘든 상황이라는 단점이 있다.

다른 하나는 광 스윕칭 방법으로 이는 오히려 열을 발생시키는 면에서 다른 전자 장치와 격리시켜야

하는 단점을 가진다.

Intelsat-6에서 통신 시스템은 1초에 3.5Gbit를 처리할 수 있는 속도에 도달하고 있다. 이는 약 200개의 TV 채널을 동시에 전송할 수 있는 속도이다. 그러나 SS/TDMA 스위치는 6×6 매트릭스 작동용으로, Motorola사가 Advanced Communication Technology Satellite (ACTS) 위성용으로 개발한 80,000 전화회선용 처리기에도 못미치는 아주 원시적인 단계에 있다.

따라서 위성체내에서 빠른 속도로 신호처리가 가능한 스위칭 소자의 개발이 필요하며, 이를 대량 빔을 만들 수 있는 전자식 위상 배열 안테나와 결합시켜 통신위성을 만든다고 할때, 현재 대부분의 시설 및 운영비를 소요시키는 지상의 교환 및 신호발생 작동을 피할 수 있는 간단하며 더 싼 통신 방식을 이루게 될 것이다. 광섬유가 단지 전송 매체로만 동작하는데 비해, 위성 통신은 multipoint-to-multipoint를 지상의 교환시설을 통하지 않고 직접 연결시킬 수 있는 다양하며 유동성 있는 미래통신 방식으로 환영 받을 것이다.

통신 위성의 미래 기술 발전 방향에 관련 되기 보다는, 비교적 개념적이면서도 선택해야만 할 문제점이 있다. 예를 들면 우리나라가 1990년도 중반에 통신위성을 보유한다고 할때, 통신기능만을 갖는 위성이어야 하는지 아니면 통신, 방송, 원격 탐사등 복합적인 기능을 가지는 위성이어야 하는지 선택을 해야하는 문제점이다. 유럽 항공 우주국(ESA)에서 조사된 바에 의하면 두가지 목적을 가진 위성은 위성의 내부영역을 효과적으로 사용하는데 도움이 되지만 3가지 4가지 기능을 복합할때는 시스템 복잡성으로 인한 단점이 더 크게 나타난다고 결론짓고 있다.¹⁵⁾ Intelsat-5의 경우 C밴드, S밴드 및 Ku 밴드 송수신기를 사용하였으며, 위성체의 안테나등을 펼때의 신뢰도 및 유동성 그리고 예비 위성(spare) 문제등으로 더 이상 많은 기능은 오히려 비생산적이라고 결론짓고 있다.

경제적인 면에서 볼때 예비위성이란 바람직하지 못하다는 견해가, 많은 국내 통신 위성을 가졌고 통신망이 발달한 미국에서 논의되고 있다. 이 문제는 국제 통신 위성이나 광섬유 통신 시스템에서는 좀 더 심각한 문제가 되겠지만, 예비위성이 전체 비용의 25~33퍼센트를 차지하기 때문에 중요시 되고 있다. 물론 여기에 세금 및 보험금을 포함한다면 더욱 생각해 볼 문제이다. 앞으로 10년간에 국제 통신망 구성에서 예비회선을 위해 \$30억 이상이 시설비로 소요

된다면 적절한 해결 방법이 강구되어야 함은 명백하다. 현재까지 통신위성과 광섬유 통신은 그 통신방법에 차이가 있어서 위성통신의 예비회선은 통신위성으로 광섬유 회선의 예비회선은 광섬유로 설치 운영하고 있다. 앞으로는 위성 통신 회선의 예비회선은 광섬유 회선이 되고 광섬유 회선의 예비회선은 통신 위성이 되는 방법은 어떨지등, 항상 100퍼센트 예비회선을 갖출 필요가 있는지 생각해 보아야 할 것이다.

점점 많아지는 정지궤도 위성을 위하여 정지궤도에 우주 정거장을 설치하여 여기에 통신 중계기를 설치하자는 안 또는 통신위성 군을 형성하는 문제등이 논의되고 있다. 이는 shuttle의 발전과 함께 논의되고 있으며, 전체 가격면에서 많은 통신 위성을 설치할 경우 싸지리라 생각된다. 그러나 아직은 같은 곳에 모든 통신기를 설치할때의 신뢰도 문제등이 제기되고 있다.

물론 이러한 문제들 외에도 핵전쟁이 발발 한다면, 핵폭발에 의해 생기는 전자파 펄스로 통신위성의 기능을 완전히 마비시킬 것이다. 또는 위성의 기능을 마비시키는 전자파에 의해 그 기능이 마비될 수도 있다. 기타 정치적인 문제등으로 이들의 사용이 저해 받을 수도 있을 것이다.

마지막으로 위성통신의 단점중의 하나인 전송지연 문제를 개선하기 위하여 정지궤도까지의 거리보다 낮은 높이에 통신 위성을 올린다는 subsynchronous 궤도 개념의 제안이 있다. 지상에서 낮은 높이의 궤도 위성은 정지 위성으로 보이기 위해서는 회전속도가 평형속도 보다 작아야 하며, 위성의 원심력과 지구 인력의 평형을 위해서는 위성에 원심력 방향으로 힘을 가해주어야 할 것이다. 이 안정화 힘은 열전기 엔진 또는 이온 엔진에 의하여 우주공간에서 얻을 수 있으며 21세기에나 실험해 볼 수 있으리라 예측된다. 그러나 위성과 지구표면의 거리가 단축됨으로써 발사비용이 절약될 것이며, 전송지연을 줄일 수 있음은 물론 거리 단축에 의한 자유공간 감쇄가 줄었으므로 송신기 출력력을 줄일 수 있다는 장점이 있게 된다.

VI. 결 론

1990년대 중반까지 위성내의 송수신기 한대당 년 비용을 \$5만 수준으로 내릴 수 있다고 예상한다. 이는 현재 \$35만~\$40만에 비해 약 1/6 수준으로서 위성의 수명 연장, 위성체내의 신호처리 기술의 발전,

그리고 위성 배열 안테나의 사용등에 의해서라고 판단된다. 이는 물론 기술 발전만에 힘 입어서가 아니고 통신량의 증가에 의한 대형화에도 영향 받을 것이다.

통신 위성의 특성으로 보아 위성 방송 및 이동 통신에 있어서 광섬유를 사용하는 것 보다 우위에 있다고 볼 수 있지만, 계속적인 기술 개발에 의한 비용의 절감과, 국내 통신 위성, 지역 통신 위성 및 국제 통신위성을 서로 연결하고, 위성내의 신호처리에 의한 가입자의 다양한 연결등이 강구되어야만 위성 통신의 우위를 지킬 수 있으리라 생각된다.

정보화 사회로의 발전에 대해 위성 통신과 광섬유에 의한 유선 통신은 상호 보완적이며 21세기의 인류 생활을 바꿀 수 있는 요소가 될 것이다. 지구의 어느 곳에서나 어느 누구와도 통신으로 연결이 가능함으로써 노동과 서비스의 전자적인 수출입이 세계적인 수준에서 가능하게 될 것이다.

參 考 文 獻

- [1] A.C. Clarke, "Extra terrestrial relays," Wireless World, pp. 305-308, Oct. 1945.
- [2] H.A. Rosen, "Syncom and its successors," Proc. IEEE, vol. 72, no. 11, pp. 1429-1434, Nov., 1984.
- [3] W.L. Morgan, "Satellite Locations-1984," Proc. IEEE, vol. 72, no. 11, pp. 1434-1444, Nov. 1984.
- [4] S.B. Bennett, and D.J. Braverman, "Intelsat VI-A Continuing Evolution," Loc. Cit, pp. 1475-1468.
- [5] J.N. Pelton, "Satellite Telenets: A Techno-Economic Assessment of Major Trends for the Future," Loc. Cit. pp. 1445-1456.
- [6] E.W. Ashford and J.L. Rose, Ed., Space Communication and Broadcasting, International Jour. vol. 6, no.1-2, pp. 1-21, 1988. ㉔

♣ 行 事 案 內 ♣

본 학회 학술행사 계획(9월중 실시 예정)을 아래와 같이 알려드리오니¹이에 관심 있으신 회원 여러분의 많은 참여 있으시기를 바랍니다.

행 사 명	일 시	장 소	비 고
전자계산연구회 학술발표회	9월 3일(토)	한양대학교 제 3 교육관	전자계산연구회 주관
통신 및 전자교환연구회 합동 학술발표회	9월 9일(금) ~10일(토)	전북대학교	통신연구회, 전자교환연구회 공동 주관
회로 및 시스템연구회 학술발표회	9월 10일(토)	전북대학교	대한전기학회와 공동 주최

* 기타 자세한 내용은 학회 사무국(568-7800, 7489)으로 문의바랍니다.