

## UHF 電 波 伝 播 研 究 (2)



## 目 次

1. 緒 言 .....	7
2. 人工衛星 .....	8
가. 開發史 .....	8
나. 軌道要素 .....	10
다. 衛星의 軌道 .....	15
라. 衛星傳播通路 .....	23
3. 大氣影響 .....	29
가. 電波의 屈折 .....	29
나. 吸 收 .....	30
다. 降水에 의한 減衰 .....	32
라. 交叉偏波特性劣化 .....	34
마. 雲, 霧에 의한 減衰 .....	34
4. 電離層의 影響 .....	37
가. Scintillation .....	37
나. 吸 收 .....	37
다. 到來角變動 .....	38
라. 傳播時間의 遲延 .....	38
마. 周波數의 變化 .....	39
바. 偏波回轉 .....	40

5. 外来雑音 .....	42
가. 太陽雑音 .....	42
나. 宇宙雑音 .....	42
다. 天空雑音 .....	43
라. 大地雑音 .....	45
6. 回線設計 .....	46
가. 自由空間의 伝播 .....	46
나. 空中線 特性 .....	47
다. 雑音溫度 .....	47
라. 搬送波受信電力 对 雑音電力 .....	51
7. 電波伝播実験 .....	53
8. 結    論 .....	56

#### 参考文献

통신기경	이	회	원
통신기좌	서	갑	석
전송기사	육	재	림
전송기사보	배	준	호



## 1. 緒

## 言

高度 成長化 되고있는 社會의 要求로 인한 無線通信方式 및 수  
요의 다양화와 급증에 의한 周波數 Spectrum은 計測技術과 에너지  
利用面에 의한 부족현상을 초래케 하고있고,

인간의 꿈이던 宇宙에 대한 집념과 노력은 과학기술 발달과 더  
불어 1957, 10, 4 Sputnik-1 人工衛星의 成功的 發射와 함께 宇  
宙時代의 到來와 함께 各國에서의 치열한 우주경쟁이 시작되었다.  
이러한 우주과학에 의한 衛星의 實用化단계에 이르러 有限한 靜  
止軌道 使用에도 周波數 Spectrum과 함께 公平하고 效率的인 世界  
各國의 利用化를 위한 ITU에서의 노력과 周波數 資源의 開發을  
必要로 하고 있다.

이에 當研究所에서는 時代的 늦은감이 있으나 1978年度부터 宇  
宙通信電波 技術開發과 높은周波數帶 傳播特性에 관한 연구 및 이에  
부수적業務인 衛星技術・追跡 및 測定方法 습득으로 電波管理 技術  
지원 및 電波資源開發化를 目標로 研究를 시작, 1차년도인 1978年  
에는 基礎와 理論的 傳播特性 研究를 착수, 2次년도인 1979年  
에는 衛星利用에 관한 제문제를 조사했으며 또한, M/W 送受信機  
도입과 이에 의한 氣象狀態變化 影響을 實驗하였다.

## 2. 人 工 衛 星

가. 開發史 :

宇宙通信의 實用化에 까지의 時間的經路는 다음과 같았다.

① 人工衛星 原理 : 1687, I. Newton-, 慣性에 의한 人工衛星에 대한 理論的根拠를 提案

② 人工衛星的 製作 : ( 소 ), K. E. , 치울스키, - 최초로 인공 위성의 제작문제를 解決.

③ 銀河係 電波雜音 : 1930, K. G. Jansky - ( 미 ), 14.6cm 의 波長으로 宇宙電波의 測定. 電波天文의 시조.

④ 静止衛星通信의 豫言 : 1945, 10, A. Clark. - ( 영 ) 정지 통신위성의 有効性和 太陽電池의 半導體利用을 예언. Wireless 誌에 게재.

⑤ 受動宇宙中繼 : 1954, J. R. Pierce- ( 미 ) 月面反射波를 利用 Hawai-Washington間 通信에 成功.

⑥ 人工衛星 1号 : < 소련 > 1957, 10, 4 Sputnik-1, 소련 Baikonur에서 ICBM용 3단 ROCKET에 의해 發射. 초속 8 km 의 近地点 228 km, 遠地点 947 km, 公轉周期 96.17分, 傾斜角 65.1度의 橢圓軌道로서 1958. 1, 4까지 항행, 衛星直徑 58 cm, 重量 83.6 kg, 送信周波數 20.005 및 40.002 MHz 의 1 W出力을 2.4 m 와 2.9 m 의 垂直空中線을 利用 Telemetry로 使用

⑦ 通信衛星 : 1958, 12, 18 미국 SCORE 衛星-, 미국空軍의

Atlas Rocket로서 近地点 185 km, 遠地点 1470 km, 公轉周期 101.5 分, 傾斜角 32.3 度の 軌道에서 132.405 MHz, 132.435 MHz 의 周波數로서 아이젠 · 하우어 대통령의 크리스마스 메시지를 데이 프록음 방송을 13 일간 송신. ( 1959, 1.21 소말 )

⑧ 受動通信衛星: 1960, 8, 12, 미국, ECHO- 1 号, - NASA 에 의 한 近地点 1521 km, 遠地点 1688 km, 公轉周期 118.3 分, 傾斜角 47.2 度の 軌道에서 直徑 30 m 의 알루미늄 풍선에 의한 TV 와 전 화의 信號를 電波反射시켜 通信成功, Beacon 送信機 107.94 MHz,

⑨ 能動通信衛星: 1960, 10, 4, 미국, COURIER-1, 近地点 942 km, 遠地点 1200 km, 公轉周期 106.9 分, 傾斜角 28.3 度の 軌道를 直徑 1.3 m, 重量 227 kg 의 최초 능동중계통신위성을 17 일간 운용.

⑩ 商業通信衛星: 1962, 7, 10, 미국 Telstar-1, 近地点 955 km, 遠地点 6238 km, 公轉周期 157.3 分, 傾斜角 44.79 度를 直徑 85 cm, 重量 77 kg 으로 미국-유럽간 전화 60ch, TV 신호에 대해 電波 4170 MHz / 2.25 W, 4165 & 4175 MHz / 1 W 로서 운용

⑪ 静止通信衛星: 1963, 7, 26, 미국, SYNCOM-2, 최초의 정지통신위성 SYNCOM- 1 가 73, 2, 16 성공리 135 도 W에 軌道진입을 하였으나 지구국과 통신이 되지 못하였음, 제 2 호 가 재발사되어 직경 71 cm, 길이 39.4 cm, 중량 39 kg 으로서 능동 통신중계를 전파 1815 MHz / 2 W 로 운용.

## 나. 衛星의 軌道 要素

### ① 軌道の 六要素 :

人工衛星은 地球 또는 恒星을 焦点으로 하는 橢圓軌道를 돌며,

그 位置와 軌道는 다음과 같은 六개 要素로 구분된다.

- A. 軌道長半徑 (  $a$  : Semi-major axis )
- B. 軌道離心率 (  $e$  : Eccentricity )
- C. 軌道傾斜角 (  $i$  : Inclination of orbit plane to ecliptic plane )

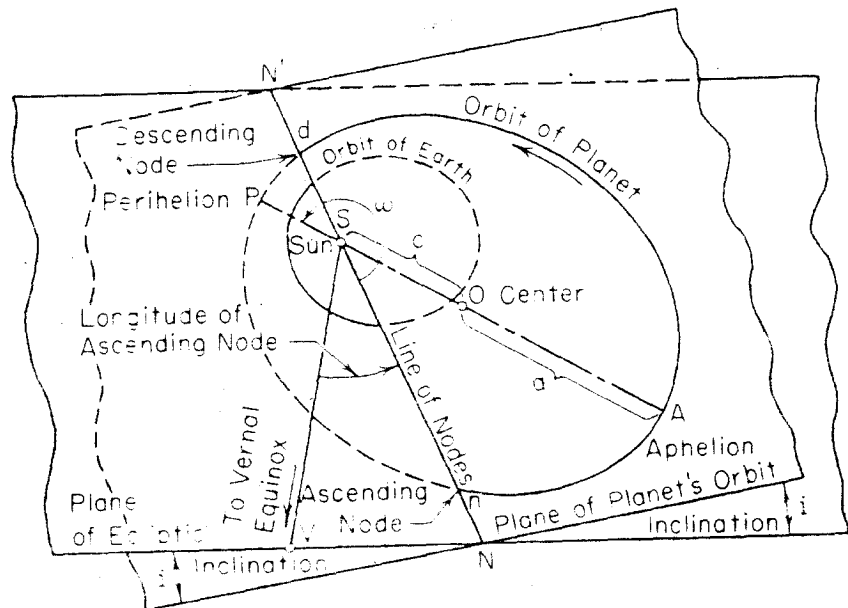


그림 : 1 軌道の 各 要素

D. 昇交点經度 (  $\Omega$  : Longitude of the ascending node )

E. 近地点引数 (  $W$  : Angle from ascending to perigee )

F. 平均近点離角 (  $\mu$  : Mean time motion )

기타 公轉周期가 있다.

( 참조 : 그림 1 軌度の 各 要素 )

## ② 衛星의 運動

인공위성이 항성주위를 돌때에 焦点이되는 항성의 만유인력을 받아 그림은

$$F = G \cdot \left( \frac{M_1 M_2}{d^2} \right) \text{------(1)}$$

但,  $M_1, M_2$  = 항성과 위성의 질량

$d$  = 항성과 위성간거리

$G$  = 중력상수 :  $6.664 \times 10^{-8}$  (Cgs)

가 되고 타원궤도의 특정지점에서의 距離는 Kepler의 제 1 법칙에 의해 규정된 2 차곡선 운동방정식에 의해

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta} \text{------(2)}$$

但,  $p$  : 2 차곡선의 인수

$Q$  : 궤도장반경축으로 부터의 경사각

때의 이심률  $e$ 는

$$e = \frac{c}{a} = \sqrt{a^2 - b^2} / a \text{ --- (3)}$$

따라서 이심률에 의해서 궤도는

$e = 0$  : 원궤도 ( Circlura )

$e = 1$  : 拋物軌道 ( Parabola )

$e < 1$  : 橢圓軌道 ( Elipse )

$e > 1$  : 쌍곡선궤도 ( Hyperbola )

가 되며, 보통 위성은 타원궤도가 되어 인수 :  $P$ 는 궤도장반경 :  $a$ 에 의해서

$$P = a ( 1 - e^2 ) \text{ --- (4)}$$

### ③ 衛星의 速度 :

인공위성의 속도는 어느지점  $r$ 에서는 Kepler의 법칙에 의해서

$$V^2 = G ( M_1 + M_2 ) \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \text{ --- (5)}$$

이식을 energy의 방정식이라 한다. 이때의 쌍곡선궤도  $a = \infty$

일경우의 속도  $U$ 는

$$U^2 = 2G \cdot \left( \frac{M_1 + M_2}{r} \right) \text{-----} (6)$$

그러므로 타원궤도 식(5)와 (6)에 의한 궤도장반경 :  $a$ 의 평균거리  
리는

$$a = \frac{r}{2} \cdot \frac{U^2}{U^2 - V^2} \text{-----} (7)$$

이식에 의해서 궤도의 크기가 결정된다. 또한 타원궤도의 위성  
속도는 식(5)에서  $r$ 을  $a$ 로 치환시키면 속도는

$$V = \left( \frac{G(M_1 + M_2)}{a} \right)^{1/2} \text{-----} (8)$$

이되어 구할수가 있다.

#### ④ 衛星의 公轉周期와 高度 :

Kapler의 제3법칙에 의한 타원궤도의 공전주기는

$$T = \frac{2\pi r}{V} \text{-----} (9) \text{ (SEC)}$$

여기에 식 (8)을 대입시키면

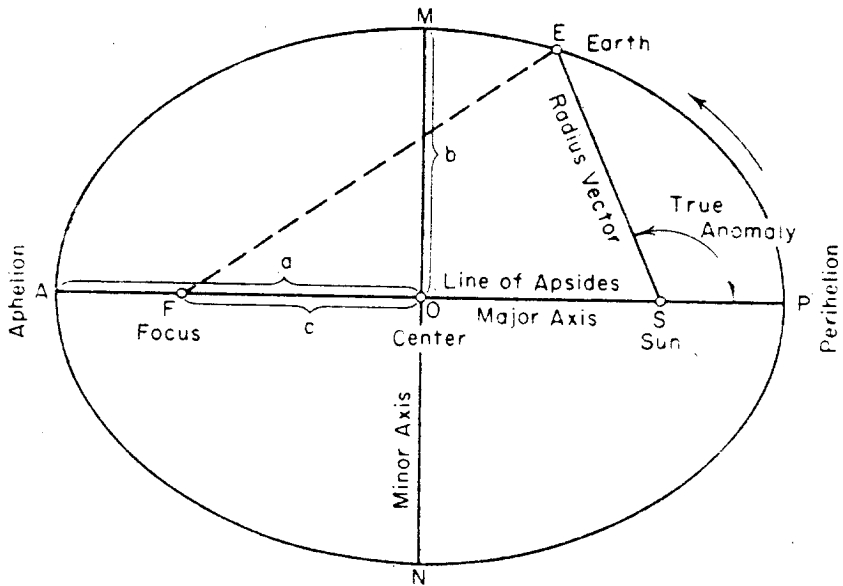
$$T^2 = \frac{4\pi^2}{G(M_1 + M_2)} \cdot r^3 \quad \text{--- (10)}$$

따라서, 지구를 집점으로하는 위성의 원궤도에 대한 공전주기는  
지구반경 : R 과 위성고도 : h 에 의한 공전주기는

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{G(M_1 + M_2)} (R+h)^3 \quad \text{--- (11)}$$

가 된다.

참조 : 그림 2 지구의 타원궤도 圖



다. 衛星의 軌道

인공위성의 궤도는 위성사용 목적과 대상지역범위 및 통과회수와 시간에 의해서 결정할수가 있고, 발사용 Rocket 의 추진력에 의해 제한된다.

이러한 궤도는 보통 10 개의 궤도로 구분 할수가 있다.

### ① 太陽同期軌道 ( Sun Synchronous orbit )

위성의 궤도면이 1 恒星年間에 地球自轉과 같은방향으로 回轉하며, 角速度는 1 日當 1 度씩이 된다. 이런 궤도는 지구의 同一한 衛度를 同一時間에 태양 地方平均時의 同一方向으로 地表面을 관측하는데 有効하다. 이궤도의 昇交點은

$$\dot{\Omega} = \frac{2 \pi}{Y_p} \text{ --- (12)}$$

但,  $Y_p =$  恒星時 ( 365.2563 日 )

$\dot{\Omega} =$  昇交點赤經의 시간변화율

昇交點의 移動速度는

$$\dot{\Omega} = -9.965 \frac{1}{(1-e^2)^{3/2}} \left( \frac{a_e}{a} \right)^{7/2} \cdot \cos i \text{ --- (13)}$$

(deg/day)

但,  $a :$  궤도장반경

$a_e :$  지구의 적도반경

※ NOAA, Nimbus, Meteo 等

② 回帰軌道 (Recurrent orbit) :

위성의 통과하는 地表面을 매일또는 매주기마다 일정한 軌跡을 갖는 궤도로서, 交点周期 :  $T$ 와 昇交点의 시간변화율 :  $\dot{\Omega}$ 가 아래 식을 만족시키는 경우이다.

$$NT\mu = 2\pi NT\dot{\Omega} \quad \text{--- (14)}$$

$$\text{여기에서, } n+\dot{w} = N(\mu-\dot{\Omega}) \quad \text{--- (15)}$$

$$T = \frac{2\pi}{n+\dot{w}} \quad \text{--- (16)}$$

但,  $N$  : 1日間の 회귀수

$n$  : 위성의 평균 공전 각속도

$\mu$  : 지구의 자전각

$w$  : 승교점으로부터 위성운동방향에 측정된  
근지점 까지의 각도

이식을 변형하면, 회귀수, 이심율, 경사각을 알고서 회귀궤도 장반경을 구하려면 식 (14)에 의해

$$T = \frac{2\pi}{N(\mu-\dot{\Omega})} \quad \text{--- (17)}$$

이때의 적도상공 승교점의 궤적평균 간격은

$$D = 2\pi \cdot \frac{ae}{N} \quad \text{---(18)}$$

회귀궤도를 이용하는 통신은 仰角이 크기때문에 지상통신과 주파수 共用이 容易하고, 사용위성의 方位가 정지위성과 반대되는 경우에 정지위성과 주파수 共用이 가능하며, 특히 Remote sensing 에 利用時 앙각이 크므로 氷雪과 雲의 識別이 용이하다.

### ③ 準回帰軌道 ( Near-Recurrent orbit )

地表面의 特定地域에 대해서 衛星으로부터 一定期間씩 반복 관측시에 그軌跡이 조금씩 변화하다가, 어느기간후에는 다시 軌跡이 一致하는 軌道를 말한다.

이 궤도의 상태는

$$(MN \pm 1) T_{\mu} = 2\pi M \pm (MN \pm 1) T_{\Omega} \quad \text{---(19)}$$

여기에서

$$N + W = \left( N \pm \frac{1}{M} \right) (\mu - \Omega) \quad \text{---(20)}$$

但, M : 거의 回振周期(日)와 같은 2 이상의 整数

이때의 적도상공을 통과하는 軌跡의 간격은 다음식과 같다.

$$D = \frac{2\pi ae}{(MN \pm 1)} \quad \text{---(21)}$$

또한 궤도의 공전周期는 식 (15) 대신 식 (20)을 이용하면

$$T = \frac{2\pi M}{(MN \pm 1)(\mu - \Omega)} \quad \text{--- (22)}$$

이러한 回帰軌道는 지구에 대한 일정지점을 일정기간씩 반복관측시 유리하다.

④ 準同期와 Super 同期 ( Sub-Synchronous & super-synchronous orbit )

위성의 평균공전 항성주기가 지구 自轉恒星周期 整数分の 1 이 되는것을 Sub 同期라 하고, 整数倍의 周期가 되는것을 Super 同期軌道라 한다.

Sub 同期: 恒星日마다 동일 항성시에 거의 同一經度, 赤經의 點을 통과.

Super 同期: 同一經度, 赤經을 수恒星日마다 통과. 이러한 궤도는

$$T_e = T_s / N \quad \text{--- (23)}$$

여기에서  $T_e$ : 지구자전角운동량 Vector를 포함하여 지구 평균공전 각속도에서 회전하는 평면에 相對的인 위성의 평균주기.

$T_s$ : 평균태양일 (= 24 hour)

$N$ : sub 同期時 2 이상의 整数

super 同期時 2 이상의 整数의 逆数

sub 同期 : 기준경도면에서의 위성평균주기,

$$T_r = \frac{T_s}{(N \pm 1)} \quad \text{--- (24)}$$

또한  $T_r$ 의 지구자전은  $\mu T_r$ 이 되며, 그사이에 적도에 투영된 위성의 평균公轉角度는

$$[\pm(n + \dot{w}) + \dot{\Omega}] T_r = \pm 2\pi + \mu T_r \quad \text{--- (25)}$$

Super 同期 :

$$T_r = \frac{T_s}{(1 + N)} \quad \text{--- (26)}$$

$$[\pm(n + \dot{w}) + \dot{\Omega}] T_r = -2\pi + \mu T_r \quad \text{--- (27)}$$

따라서, Sub 同期軌道는 同一地点을 수일간 연속관측과 天體관측 및 Remote-sensing에 有利.

⑤ 太陽周期回帰와 太陽同期準同期軌道 (Sun synchronous recurrent & sun synchronous sub-synchronous orbit )

太陽同期軌道와 回帰軌道の 조건을 同時滿足시키는 軌道를 太陽同期回帰道라 하고, 그軌跡은 매일 地表面의 同一線上을 同一時間마다 반복통과하는 軌道로서 식 (12)와 식 (14)의 태양동기와 회귀의 正의式이 되기때문에 태양동기회귀 軌道는 軌道요소가 식 (12), (14)식을 동시에 만족하는 軌道라 정의된다.

식 (14)의 변형에 의해서 식 (17)의  $\dot{\Omega}$ 에 식 (12)를,  $\mu$ 에 식 (19)를 대입하면

$$T = \frac{1}{N \left( \frac{1}{T\theta} - \frac{1}{Y\theta} \right)} \quad \text{--- (28)}$$

$$\text{단, } T\theta = \frac{Y\theta \cdot T_s}{Y\theta + T_s} \quad \text{--- (29)}$$

따라서 식 (29)를 식 (28)에 대입하면

$$T = \frac{T_s}{N} \quad \text{--- (30)}$$

이식은 태양동기회귀궤도의 交点周期가 평균태양일의 整数分の 1이 된다.

그러므로 태양동기 sub 동기궤도와 태양동기 회귀궤도가 거의 같고, 태양동기궤도는 동일 지방표준시에 동일경도를 통과하기 때문에 태양동기 sub 동기 궤도는 매일 동일 시간에 동일 지점을 통과하는 원측위성에 有利하다.

#### ⑥ 太陽同期準回歸軌道 ( Sun synchronou sub-recurrent orbit )

태양동기궤도와 준회귀궤도의 조건을 만족시키는 궤도로서, 軌跡은 매일 일정한 방향에서 일정한 간격으로 조금씩 변화되며,

일정기간후에 다시 동일지점을 통과하는 궤도를 말한다. 주기는

$$T = \frac{M T_s}{(M N \pm 1)} \quad (31)$$

따라서, 각종 지구의 探査用衛星 軌道에 有利하다.

例: LANDSAT.

### ⑦ 同期軌道 ( Synchronous orbit )

回帰數 또는 同期數  $N$ 가 恒星의 周期와 같고  $N=1$ 이 되는 軌道로

$$T = \frac{2\pi}{\mu - \Omega} \quad (32)$$

에 식 (15)를 代入시켜서

$$n + \dot{w} + \Omega = \mu \quad (33)$$

또한, sub同期, super同期의  $N=1$ 로 代入시켜, 同期軌道の 公轉周期는 地球自轉周期인  $23^h 56^m 04^s$ 로 高度  $35789 \text{ km}$ 가 되고, 地球는 太陽에 對해서 同期軌道を 돌고있다.

일반적으로 恒星의 自轉周期와 같은 軌道を 말한다.

静止軌道는 特定地點에 대한 연속觀측이용에 좋으나 高衛度도의 仰角이 낮아 同期軌道の 傾斜角, 離心率, 近地點引數등을 조정시켜

약 4 시간 정도의 高衛度에서도 静止하는 效果를 갖게할수가 있다.

따라서 남·북 土△의 위도를 특정 經度에서만 매일동일시간 利用이 可能.

### ⑧ 静止軌道 (Geostationary orbit)

離心率, 傾斜角이 Zero 가되는 同期軌道를 말하며 赤道上空 35787 km 지점에서 地球自轉周期인  $23^h 56^m 04^s$ 로 公轉하는 周期의 軌道로

$$T\theta = \frac{2\pi}{n+w+\Omega} \quad \text{--- (34)}$$

이때  $i = 0$ 의 경우에는  $n, w, \Omega$ 의 Vector 方向을 일치하게 되어 赤道上空에 静止한다.

그러나 衛星은 地球의 重力과 磁場, 大氣의 抵抗, 太陽風 및 月の 引力等과 실제 완전한 回轉橢圓이 아닌 地球形態등으로 정확한 位置의 維持가 계속될수 없기 때문에 수시로 位置調整이 必要하다.

또한 静止衛星은 静止点 즉 赤道直下点 (sub satellite point)를 中心으로  $\pm 81.3$  度の 地球表面에 대하여만 커버할수밖에 없고, 실제 CCIR과 R·R에 의한 最低通信可能 勸告仰角 (Permissible elevation angle)인 5 度を 위한 直下点으로부터의 角度는  $\pm 76.35$  度이내이고, 通信을 위한 基準仰角 (Criterion angle)인 10 度を 위한 커버범위는 71.45 度가 된다.

라. 衛星電波通路

### ① 方位角

人工衛星과 通信및 追跡을 위한 地球局에서의 衛星對向 方向, 仰角및 傳播通路長을 求하기 위해서는 地球上의 地上局과 衛星位置의 關係를 그림 . 3 과같이 表現한 大圈通路를 먼저구한다면 球面三角法에의해서 각각의 角은

$$\frac{\sin a}{\sin A} = \frac{\sin b}{\sin B} = \frac{\sin \psi}{\sin N} \quad \text{--- (35)}$$

$$\cos a = \cos b \cdot \cos \psi + \sin b \cdot \sin \psi \cdot \cos A \quad \text{--- (36)}$$

의 關係가 成立된다.

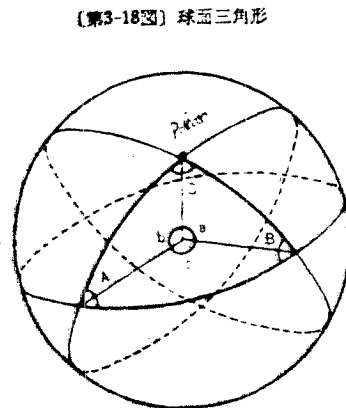
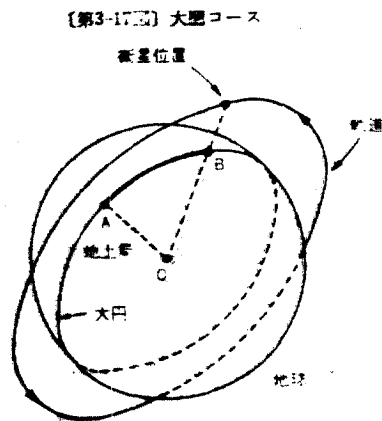


그림 3. 구면삼각법에 의한 대원거리산출

여기에서 地上局 A 点을 緯度:  $\varphi_E$ , 經度를  $\lambda_E$ 라하고, 衛星直下点 B를 緯度:  $\varphi_S$ , 經度:  $\lambda_S$ 라할때 N 点을 北極으로하면

$$\left. \begin{aligned} a &= 90^\circ - \varphi_S \\ b &= 90^\circ - \varphi_E \\ N &= |\lambda_E - \lambda_S| = \Delta\lambda \end{aligned} \right\} \text{--- (37)}$$

이라하면 식 (36)에 의한 A, B의 大圓角度:  $\psi$ 는

$$\cos^{-1} \psi = \cos a \cdot \cos b + \sin a \cdot \sin b \cdot \cos \Delta\lambda \text{--- (38)}$$

이되고 大圓距離:  $\ell$ 은

$$\ell = 2\pi R \cdot \frac{\psi \text{ (deg)}}{360} \text{--- (39)}$$

가되며, A 点에서 본 衛星方位角:  $Az$ 는

$$\sin^{-1} Az = \frac{\sin a \cdot \sin A}{\sin \psi} \text{--- (40)}$$

또, 식 (38) 및 (37), 을 식 (39)에 대입시켜 衛星直下点을 구하면

$$\psi = \frac{360}{2\pi R} \cdot \ell \text{--- (41)}$$

$$b = 90^\circ - \varphi_E \text{--- (42)}$$

$$a_z = \cos^{-1} (\cos b \cdot \cos \psi + \sin b \cdot \sin \psi \cdot \cos \Delta\lambda) \text{--- (43)}$$

但,  $\Delta\lambda > 180^\circ$  時:  $360^\circ - \Delta\lambda$  利用

따라서 直下点의 緯度:  $\varphi_s$  는

$$\varphi_s = 90^\circ - az \quad \text{--- (44)}$$

따라서 식 (35)에 의해  $\lambda_s$ 를 구하면

$$\sin^{-1} N = \frac{\sin \psi \cdot \sin \Delta \lambda}{\sin a_z} \quad \text{--- (45)}$$

$$\lambda_s = \lambda_E \pm N \quad \text{--- (46)}$$

但.  $\Delta \lambda \leq 180^\circ$  時 (-)

$\Delta \lambda > 180^\circ$  時 (+)

가되어 衛星의 方位角이 算出된다.

## ② 仰角:

地球의 半徑을  $R$ , 衛星高度를  $h$ , 라 할때의 衛星-地上局間 伝送路長을  $d$  라하면 식 (41)에 의해서

$$d = [R^2 + (R+h)^2 - 2R(R+h) \cos \psi]^{1/2} \quad \text{--- (47)}$$

또한 양각  $\epsilon$  는

$$\cos r = \left[ \frac{R - (R+h) \cos \psi}{d} \right] [\text{deg}] \quad \text{--- (48)}$$

$$\epsilon = r - 90^\circ \quad [\text{deg}] \quad \text{--- (49)}$$

가된다. 참조 그림 4.

(第3-24圖) 衛星の仰角の求め方

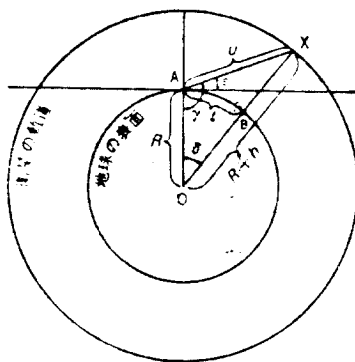


그림 4. 위성의 양각을 구하는법

### ③ 可視範圍

地上局에서 衛星을 관측하기 위한 가시영역은

$$\cos \psi = \frac{R}{R+h} \quad \text{--- (47)}$$

$$\overline{AS} = (R+h) \sin \psi \quad \text{--- (48)}$$

에 의해 식 (36)을 이용하면 된다.

그러나, 산또는 건물의 장애물高 h에 의한 장애물양각:  $\epsilon'$ 에 의해서

$$\angle OAS = 90^\circ + \epsilon'$$

$$\angle ASO = \frac{R}{R+h} \sin (90^\circ + \epsilon')$$

$$\psi' = 90^\circ - (\epsilon' + \angle ASO)$$

에 의해 제한된다.

#### ④ 衛星方向・電波通路算出

다음은 상기식들에 의해서 當電波研究所에서의 方位角, 仰角 및 距離를 主要衛星에 對해서 算出한것임.

표. 주요 인공위성 伝播路

衛 星	軌 道	方 位	仰 角	距 離
INTELSAT IV. F8	E 174°	136.23°	24.893°	39080.6
INTELSAT IV. F5	E 61.2°	230.03°	10.489°	40533.9
BSE	E 110°	200.88°	43.126°	37546.2
C S	E 135°	169.62°	45.859°	37354.4
GMS	E 140°	163.54°	44.526°	37445.6

※ INTELSAT- IV.A. F8 : 태평양지역 통신위성

INTELSAT-IV. A F5 : 인도양지역 통신위성

BSE : 일본, 실험용 방송위성

C S : 일본, 실험용 통신위성

GMS : 일본, 정지형 기상관측위성

### 3. 大 氣 影 響

○. UHF帶 以上 周波數를 利用하는 電波는 自由空間上의 基本傳送損失이 지배적이다. 大氣에 依한 影響과 電離層에 依한 影響을 考慮하지 않을수가 없다. 이 問題는 78年度 研究報告에 論하였고, 다시 生覺하면

가. 電波의 屈折 ( Ray bending )

電波道路上의 一定高度에서의 屈折을  $n(h)$ 는

$$n(h) = 1 + 2 \exp(-b \cdot h) \text{ --- (2-1)}$$

로 標示할수가 있고 標準大氣狀態下에서는

$$n(b) = 1 + 289 \cdot 10^{-6} \exp(-0.136h) \text{ --- (2-2)}$$

가 되고, 이때의 屈折率은

$$n = 1 + N \text{ --- (2-3)}$$

$$N = \frac{77.6}{T} \left( p + 4816 \frac{e}{T} \right) \text{ --- (2-4)}$$

단,  $p$  : 大氣壓 ( mb )

$e$  : 水蒸氣 分壓 ( mb )

$T$  : 大氣溫度 ( °K )

로서 CCIR에서는 勸告하고 있다.

따라서 임의의 通路에서의 電波 曲率은

$$\frac{1}{P} = \frac{1}{n} \cos \epsilon \cdot \frac{dn}{dh} \quad \text{--- (2-5)}$$

가 되고 電波通路 r에 對한 電氣的인 通路距離 l은

$$l = \int_r \cdot n \cdot dr \quad \text{--- (2-6)}$$

이 된다. 따라서 大氣狀態와 高度 및 仰角에 依한 屈折率 變化와 空中線 集点偏向 (Atmospheric defocusing) 및 電波通路 增加 效果가 發生되고 이에 따른 衛星追跡 誤差가 發生되며, 空中線 Beam 拡散 (dispersion)에 依한 損失

$$D = 10 \log \left( 1 - \frac{dn}{de} \right) \text{ (dB)} \quad \text{--- (2-7)}$$

이 생긴다. 또한 垂直分布上的 Irreguratie 한 成分에 依한 大氣振幅, 位相 到來角의 變動을 發生시키는 Scintillation 現狀으로 Tracking의 精度低下와 伝送周波數의 安定性 影響이 發生된다.

나. 吸 收

大氣中の 산소와 水蒸氣에 依한 全吸收 Ar(dB)은 3 GHz

以上の 周波数에서

$$A_a = \int_0^{r_0} \{ \gamma_0(r) + \gamma_w(r) \} dr (dB) \text{ --- (2-8)}$$

이 되며 이 式은

$$A_a = \gamma_{00} \gamma_{e0} + \gamma_{w0} \gamma_{ew} \text{ --- (2-9)}$$

로 標示할수 있다.

여기에서  $\gamma_0, \gamma_w$  : 산소와 水蒸氣의 吸收係數 (dB/K)

$\gamma_0, \gamma_{e0}$  : 地表面에서 決定한 吸收係數

$\gamma_{e0}, \gamma_{ew}$  : 大氣를 通하는 電波路의 有効距離

ESRO 에 依해 11.5GHZ 에 對한 감쇄치 計算 方法은

$$A(f) = A(11.5) [1 + 0.2(f-11.5)] \text{ --- (2-10)}$$

로 구할수가 있으며  $A(11.5)$  는 仰角에 依해서 구해진다.

11.5 GHZ 의 대기 감쇄량 (ESRO)

양 각	감 쇄 량 (dB)	
	시간율 99 %	시간율 99.1 %
5	6.1	13.0
10	4.2	8.7
15	2.9	6.6
20	2.2	5.7
25	1.9	5.1
30	1.6	4.8
35	1.5	4.5
40	1.4	4.4

(主) ESRO : European Satellite Research Organizations.

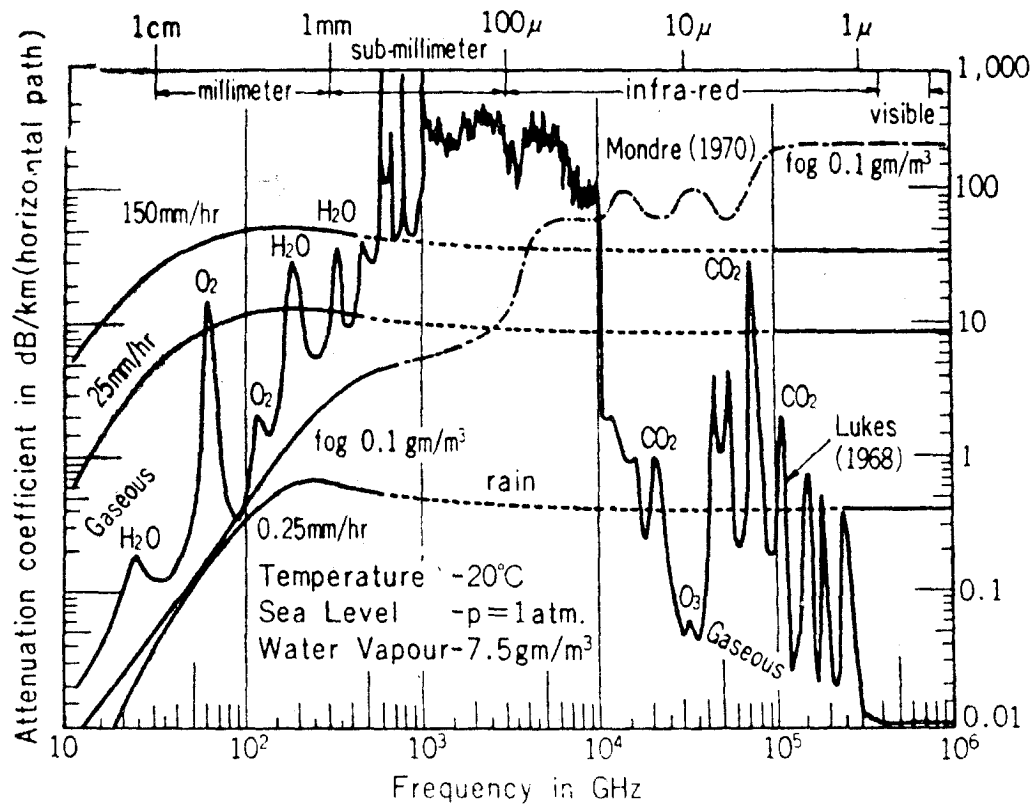


그림 5. 気象粒子에 의한 電波의 減衰特性

#### 다. 降水에 의한 減衰

降雨과 降雪에 의한 減衰는 雨滴內에서의 energy 吸收과 이에 의한 空中線 Beam의 energy 散亂에 의한 減衰가 發生되며 降雨의 強度, 粒子의 크기, 含有水分 및 降下速度에 依해서 決定되며 降雨에 依한 吸收係數  $\gamma_r(r)$ 은

$$A_r = \int_0^{r_0} \gamma_r(r) dr \text{ (dB)} \text{ --- (2-11)}$$

또한 雨滴의 分布에 依한 周波數와 降雨強度의 函數로한 吸收를 求하면

$$\gamma_r = K \cdot R^\alpha \text{ (dB/km)} \text{ --- (2-12)}$$

R : 雨量強度 (mm / hr)

K,  $\alpha$  : 周波數와 粒子에 依한 係數 50GHz 以下에서

( $\alpha \approx 1$ ) 이 된다.

참조, 그림 6 강우에 의한 감쇄특성도

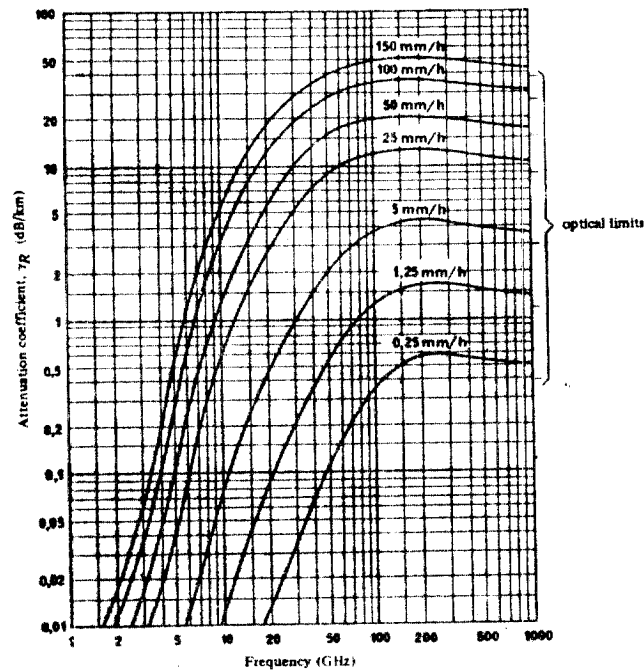


FIGURE 1 - Attenuation coefficient due to rain  
 Raindrop size distribution [Laws and Parsons, 1943]  
 Terminal velocity of raindrops [Gunn and Kinzer, 1949]  
 Index of refraction of water at 20°C [Ray, 1972]

라. 降水에 依한 交叉偏波特性劣化

降雨에 依한 交叉偏波識別度の 둔화 特性은 水滴에 依한 主偏波와 直交하는 偏波間の 特性이 둔화되며 降雨 減衰와 아주 긴밀한 상관 關係가 이루어지며 그 相關關係는

$$D = -0.4 A + 35.5 \quad \text{--- (2-13)}$$

단  $15 < A < 50$

D : 交叉偏波識別度 (dB)

A : 主偏波 降雨減衰

가 되며 또한 偏波에 依한 D는

$$D = \left| \frac{E_R}{E_L} \right| = 20 \log \left| \frac{e_D + 1}{e_D - 1} \right| \text{ (dB)} \quad \text{--- (2-14)}$$

$E_R$  : 主偏波의 強度

$E_L$  : 直交 偏波의 強度

$e_D$  : 偏波率

가 되며 : 空中線 設計의 基礎資料와 周波數의 再利用을 爲한 共用時 問題가 된다.

마. 雲, 霧에 依한 減衰

一般的으로  $0.01 \text{ cm}$  以下の 水滴 또는 水粒子에 依해 構成되는 雲霧에 對한 單位 體積當 全水分에 依한 吸收는

$$A_c = K_{EM} \text{ (dB/km)} \text{ --- --- --- (2-15)}$$

$K_l$  : 減衰係数 (dB/kg)  $(g/m^3)^{-1}$

M : 粒子的 液状水分 (  $\text{g} / \text{m}^3$  )

그러나 氷晶雲 ( Ice cloud ) 는 同水分量の 水性雲 ( Water cloud )

보다 誘電特性에 依해 約 2倍 정도 적게 減衰를 받는다.

叶、降水散乱斗 干涉

降雨와 降雪에 依한 降水域에 對해 2개 以上の 地上에서 放射된 Beam의 電波는 水滴에 依해서 散亂이 되고 이 散亂波가 자기 다른 電波와 結合 (coupling) 效果가 發生됨으로서 地球局-地上局, 地上局-地上局間 混信干涉을 하는 役割을 한다. 이러한 影響은 雨滴크기, Cell의 幅과 높이 이에 따라 決定되고 地球局의 調整區域 (Co-ordination)에 對해 重要な 因수가 된다.

참조 : 그림 7. 강우에 의한 산란

## 혼신 MODEL

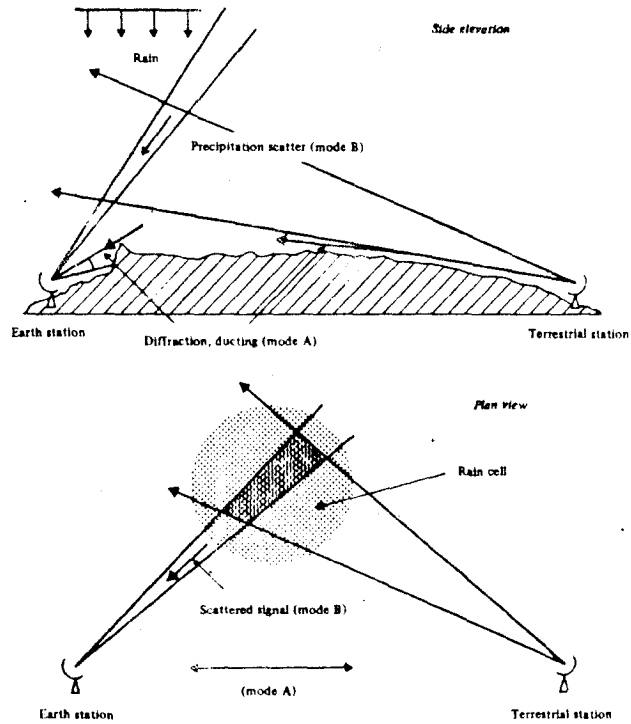


FIGURE 1 - Elevation and plan view of modes A and B

그림 7. 강우에 의한 산란혼신 MODEL

#### 4. 電離層의 影響

衛星電波가 電離層을 通過할때 받는 影響은 自由電子와 地球磁場에 의한 媒質에 依해 影響을 받는다. 이 影響을 Scintillation, 吸收, 到來方向의 變動, 傳播時間의 遲延, 周波數變動과 Polarization 등이 있다.

##### 가. Scintillation

電波가 電離層의 Irregular한 媒質圈을 通過할때에 電波의 振幅, 位相, 偏波와 到來方向變動등이 發生된다. 이 現狀은 地域, 時間 및 太陽活動波 등에 依해서 決定되며 仰角에 따른 電離圈 通路長 變化로 影響이 생긴다.

이 特性은 대체로 周波數가 높을수록 影響이 적으나 GHz 帶에서도 影響을 받고, 특히 地磁氣嵐 發生에 依한 相關關係가 있으며 日本의 ETS-II, GMS 및 美國 ATS-3, ESSA-9, ITOS-1 衛星에 依한 Syntillation 影響을 無視할수 없음이 報告되었다.

##### 나. 吸 收

一般的으로 電離層에 依한 吸收는  $1/f^2$  特性이 있으나 極冠帶인 Auroral zone 을 通過하는 電波와 太陽活動 影響은 무시할 수가 없다.

다. 到来角變動

移動性 電離層 擾亂 (TIDS) 을 수천 km의 水平方向까지 Irreguratie 한 電離層 現狀 發生으로 높은 周波數의 影響을 發生시킨다. 따라서 이 경우에는 電波의 屈折率 變化에 依한 到来角이 變化된다.

라. 伝播 時間의 遲延

電播層을 通過하는 電波는 電離層 電子密度에 依한 電波路의 屈折率이 다음과 같이 變化된다.

$$n = \sqrt{1 - \left(\frac{f_c}{f}\right)^2} \doteq 1 - \frac{40}{f_c} Ne \quad \text{--- (2-16)}$$

$f_c$  : 임계주파수

$f$  : 사용주파수

$Ne$  : 전자밀도 (elec./ $m^3$ )

따라서 電波通路 變化에 依한 變化値는 上式에 의해 代入하면

$$\Delta Rn = Rn - R = \int \left(\frac{1}{n} - 1\right) dR \doteq \frac{40}{c^2} \lambda^2 \int Ne \cdot dR \quad \text{--- (2-17)}$$

$\lambda$  : 파장

$R$  : 通路長

그러나 電波通路의 仰角과 높이  $h$ 에 依한 變化率은

$$\Delta Rn = \frac{40}{f^2} \sec \epsilon \int Ne \, dh \quad \text{--- (2-18)}$$

따라서 電波追跡 ( Tracking & Ranging ) 에 對한 誤差를 發生  
시킨다.

마. 周波數의 變化

人工衛星은 地球와 함께 相對的으로 運動을 함으로서 送信周波  
數에 對한 2次的 效果를 發生시키는 Doppler 效果가 發生된다.  
이때의 電離層의 屈折에 依한 Doppler 周波數는 變化됨으로서  
受信周波數  $f$  는

$$f = \frac{f_0}{1 + \frac{1}{c} \frac{dR_n}{dt}} \doteq f_0 \left( 1 - \frac{1}{c} \frac{dR_n}{dt} \right) \text{ -----(2-19)}$$

이때 周波數 偏移幅을  $\Delta f$  라 하면

$$\Delta f = f - f_0 \doteq -\frac{f_0}{c} \frac{dR_n}{dt} = -\lambda \frac{dR_n}{dt} \text{ -----(2-20)}$$

가 되고 自由空間上의 周波數 偏移量

$\Delta f_0$  는

$$\Delta f_0 \doteq -\frac{f_0}{c} \cdot \frac{dD}{dt} = -\lambda \frac{dD}{dt} \text{ -----(2-21)}$$

가 되어 결국 測位 ( Range ) 誤差

$\Delta R$  은

$$\Delta R = -\frac{c}{f_0} (\Delta f - \Delta f_0) = -\lambda (\Delta f - \Delta f_0) \text{ -----(2-22)}$$

의 차이가 발생됨으로서 電波追跡에 對한 誤差가 發生된다.

바. 偏波回轉 ( Faraday Rotation )

電離層의 地球磁場을 通過하는 衛星通信電波는 正常波와 異常波의 屈折速度 ( $\mu_0, \mu_x$ ) 의 差가 合成되어 偏波가 相互反對方向으로 回轉하는 Faraday Rotation 效果가 發生된다.

이때의 回轉角  $\Delta\Omega$ 는

$$\Delta\Omega = \frac{2\pi f}{2c} \int (\mu_0 - \mu_x) dR \quad \text{--- (2-23)}$$

$$\approx 1.68 \frac{B \cos \theta \sec \epsilon}{f^2} \cdot f_0 \quad \text{--- (2-24)}$$

衛星에서 送信된 電波가 電離層을 通過할때 電子와 地球磁場에 依한 두개의 回轉하는 橢圓偏波가 發生하는 正常波와 異常波로 分岐되어 각각 다른 屈折率 ( $\mu_0, \mu_x$ ) 의 合成에 依한 位相差로서 偏波가 回轉한다.

回轉角  $\Delta\Omega$ 는

$$\Delta\Omega = \frac{2\pi f}{2c} \int_R (\mu_0 - \mu_x) dR \quad \text{--- (2-25)}$$

$$\approx 1.68 \cdot \frac{B \cos \theta \sec \epsilon}{f^2} (f_0 F_2)^2 \quad \text{--- (2-26)}$$

단 B : 地磁氣強度  
 Q : 伝播方向과 磁力線과의 角  
 $\epsilon$  : 仰角  
 f : 測定周波數  
 $f_0\sqrt{2}$  : 電離層 임계 주파수  
 $r$  : 電離圈의 幅

이때 偏波回轉에 依한 空中線 偏波 不整合 損失은

$$h(f) = -20 \log 10 \frac{\cos \Delta\Omega}{2} \text{ (dB)} \quad \text{--- (2-27)}$$

이 現狀은 Scintillation 現狀과 상당한 관련이 있다.

## 5. 外 来 雑 音

원거리 通信에 따른 宇宙通信電波의 受信強度는 相對적으로 미약하여 外来雜音의 強度는 通信回線品質 評價의 요소가 되고 있다.

一般的으로 地球局 外来雜音은 太陽, 宇宙, 大氣, 大地雜音으로 구분된다.

### 가. 太陽雜音

太陽은 約 6000 °K의 黑體放射源으로서 春, 秋分경 太陽 衛星 地球局의 一置時間에는 太陽雜音에 의한 SUN-Interference 放害 影響을 받아 通信이 杜絶된다. 그러나 太陽雜音을 利用한 SUN Tracker에 의해 仰角과 구름 및 降雨 減衰 影響을 測定할 수가 있다.

### 나. 宇宙雜音

通常 太陽界 外の 天體에서 放射된 電波로서 主로 銀河界에서의 到來되는 電波이며 그中 강한 雜音電波를 放射시키는 電波星으로서 Cassiopei-A, Taurus-A, Cygnus-A, Vir-A, Orion 星 등이 있어 電波天文 또는 地球局用 大型 空中線의 position 및 指向特性 (Far-field) 測定 Source로서 利用되고 있다.

Source	Temp (°K)	Flux-density (Wm <sup>-2</sup> Hz <sup>-1</sup> x10 <sup>-26</sup> )
TAU- A	3.54	511
CAS- A	2.65	386
CYG- A	0.625	84
VIR- A	0.165	23
ORION-COMP	2.08	309

AT 15.5GHz

다. 天空雜音 ( Sky Noise )

吸收 媒質로서의 大氣分子와 降水는 雜音 放射源으로서 有効  
天空雜音溫度  $T_s$  는

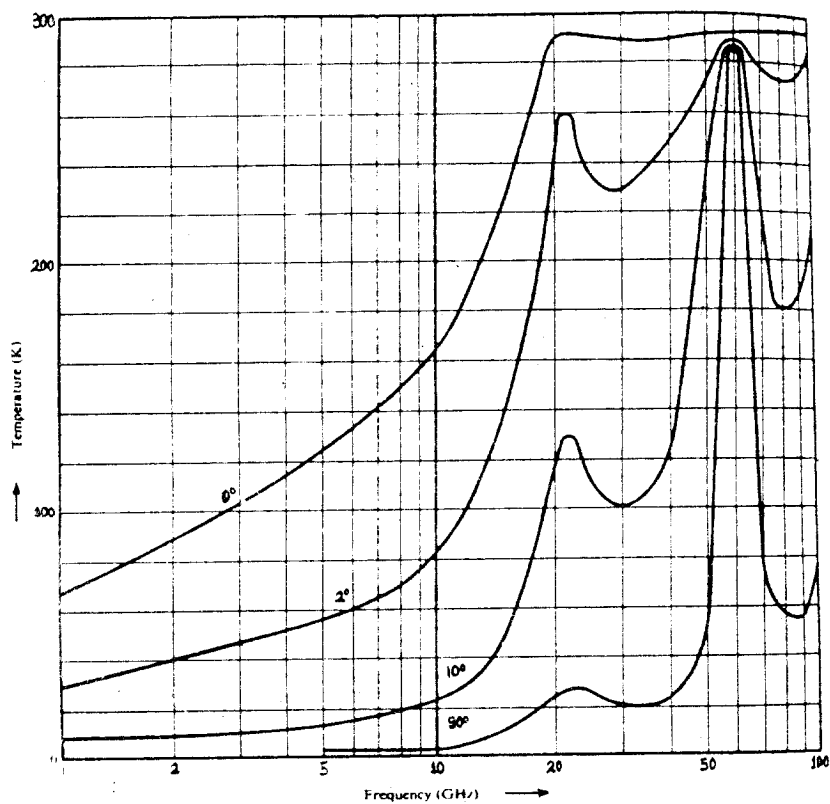
$$T_s = \int_0^{\infty} T(r) \alpha(r) \exp \left\{ -\int_0^r \alpha(r') dr' \right\} dr \quad \text{--- (2-28)}$$

이 되며 이 式을 平均放射溫度  $T_m$  으로 고치면

$$T_s = T_m \left( 1 - \frac{1}{L} \right) \quad \text{--- (2-29)}$$

로 標示할수 있고 水平成層大氣의 경우 天頂角  $\phi$  에 對한 天空溫  
度는

$$T_s(\phi) = T_m (1 - \beta_0^{\sec \phi}) , \quad \text{단 } (\phi \leq 85^\circ) \quad \text{--- (2-30)}$$



이 된다. 여기서  $T(r)(k)$ 와  $(r)$ 은 媒質의 溫度係數와 吸收係數  $(r)$ 은 媒質의 溫度係數와 吸收係數  $\beta_0 = \frac{1}{L_0}$  : 天頂方向의 大氣伝送能力 그러므로 仰角에 따른 天空雜音溫度는 空中線特性和 함께 主要 要素가 된다.

라. 大地雜音

大地는 地表面의 溫度인 約  $290^{\circ}\text{K}$ 의 雜音源이 되고 있다. 따라서 低仰角의 宇宙通信 空中線의 경우 空中線의 Side lobe에 의한 Noise 影響을 考慮하여야 한다. 그러므로 大地雜音 影響을 減小시키기 爲한 空中線 指向特性은

$$G = 32 - 25 \log_{10} \varphi \text{ (dB)} \text{ --- (2-31)}$$

를 CCIR에서 勸告하고 있고 INTLSAT의 경우 仰角  $3^{\circ}$  以內에서의 運用을 금지하고 있다.

## 6. 回 線 設 計

가. 自由空間의 伝播

自由 空間上에서 電波가 一定한 出力  $P_t$ 로서 等方向에 放射  
할때 一定한 距離  $d$ 에서의 電力密度 ( Power flux-density )  $s$ 는

$$S = \frac{P_t}{4\pi d^2} \quad (W/m^2) \quad \text{--- (3-1)}$$

이고 送信 空中線의 指向 利得  $G_t$ 와 受信 空中線의 有効面積  
( Aperture area )  $A_{eff}$ 에서의 受信電力

$$P_r = \frac{P_t}{4\pi d^2} \cdot G_t \cdot A_{eff} \quad \text{--- (3-2)}$$

또한 空中線有効面積과 空中線 利得과는

$$A_{eff} = \frac{\lambda^2}{4\pi} \cdot G \quad \text{--- (3-3)}$$

$G_r$ 을 受信空中線 利得이라 하면 受信 電力은

$$P_r = P_t \cdot G_t \cdot G_r \cdot \left(\frac{\lambda}{4\pi d}\right)^2 \quad \text{--- (3-4)}$$

이때의  $(\frac{\lambda}{4\pi d})^2$  을 自由空間伝送損失 ( Lbf ) 이라 한다.

$$Lbf = 32.44 + 20 \log D (km) + 20 \log 10 f (MHz) \text{ ---- (3-5)}$$

#### 나. 空中線 特性

UHF 以上の 周波数에서 使用하는 Parabola 空中線의 直徑 D (m) 에 依한 利得과 有効面積과 電力半値角은

$$G_0 = \eta \cdot \left( \frac{\pi D^2}{\lambda} \right) \quad \text{단 } (\eta \leq 0.64) \text{ ---- (3-6)}$$

$$= \eta \left( \frac{\pi \cdot D^2 \cdot 0.3}{f (GHz)} \right)$$

$$Q_0 \doteq \frac{70\lambda}{D} \text{ ---- (3-7)}$$

단  $\eta$  : 空中線 効率

가 된다.

#### 다. 雜音溫度

一般的으로 R 이 되는 抵抗에 絶對溫度 T 度에서 發生되는 熱雜音電圧 E 의 二承平均値는

$$\overline{E_n^2} = 4 \cdot K \cdot T \cdot B \cdot R \quad [V] \text{ ---- (3-8)}$$

단,  $K$  : Boltzman Constant  $= 1.38 \times 10^{-23}$  (Joule/°K)

$B$  = 等価雜音 帶域幅 ( Hz )

또한, 이 抵抗에 整合된 負荷에서 發生되는 最大雜音電力  $P_n$  은

$$P_n = KTB \quad (W) \quad \text{--- (3-9)}$$

그러나 一般的 增幅機의 雜音性能은 入力  $S_i/N_i$  와 出力  $S_o/N_o$  와의 比에 의해서 決定하는 雜音指數 ( Noise Figure )

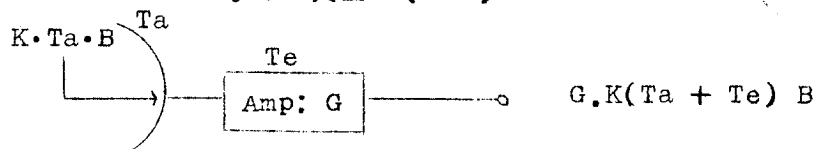
$$NF = \frac{S_i / N_i}{S_o / N_o} \quad \text{--- (3-10)}$$

로서 標示함으로 增幅機의 利得 ( $G$ )에 의해서 增幅된 雜音量과 增幅機內에서 發生되는 雜音의 合成値는

$$NF = S_i / N_i \bigg/ \frac{G S_i}{K \cdot T_0 \cdot B \cdot G + K \cdot T_e \cdot B \cdot G} \approx 1 + \frac{T_e}{T_0} \quad \text{--- (3-11)}$$

단,  $T_e$  : 增幅機의 雜音溫度 ( °K )

$T_0$  : 実溫 ( °K )



그림에서와 같이受信空中線の等価雜音溫度  $T_a$ 를 利用한 受信  
 係 시스템의 雜音出力  $T_s$ , 그림과 같이 受信空中線の 等価雜音  
 溫度  $T_a$ 에 依한 受信 시스템 出力雜音量  $N_s$ 는

$$N_s = K (T_a + T_e) B = K \cdot T_s \cdot B = K \cdot T_0 \cdot F_{op} \cdot B \dots (3-12)$$

$T_s$  : 시스템 雜音 溫度 (°K)

$F_{op}$  : 動作雜音指數 (Operating N.F)

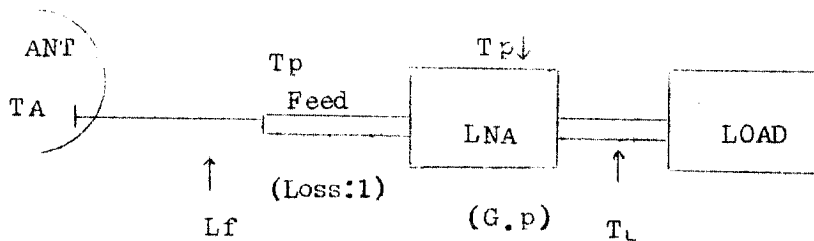
空中線에 接續된 動作中인 受信 시스템의  $F_{op}$ 와 그 增幅機의  
 雜音指數 ( $F$ )와의 關係는

$$F_{op} = \frac{T_a + T_e}{T_0} = \frac{T_a}{T_0} - \frac{T_0}{T_0} + \frac{T_e + T_0}{T_0} = \frac{T_a}{T_0} (F-1)$$

----- (3-13)

가 된다.

따라서 실제의 地球局 受信 시스템의 雜音溫度  $T_s$ 는



$$T_s = \frac{T_A}{L_f} + T_f \left(1 - \frac{1}{L_f}\right) + T_p + \frac{T_L \left(1 - \frac{1}{L_f}\right)}{G_p} \quad \text{--- (3-14)}$$

여기에서  $T_A$  : 受信空中線의 等価雜音溫度 ( Cassegrain  $\approx 30^\circ\text{K}$  )

$$T_f \approx 300^\circ\text{K}$$

$$T_p \approx 20^\circ\text{K}$$

$$T_L \approx 300^\circ\text{K}$$

$$G_p \geq 30 \text{ dB}$$

이때  $T_a = T_0 + T_{\text{rain}}$  :  $T_{\text{rain}}$  : 降雨에 의한 空中線 雜音 溫도의 上昇分

$$T_{\text{rain}} = \frac{L_{\text{rain}}(\text{dB}) - 1}{L_{\text{rain}}} \cdot T_0 \quad \text{--- (3-16)}$$

한 地球局 性能指數 ( Figure of Merit )  $G/T$ 는

$$G/T \geq 40.7 + 20 \log \frac{f}{4} \quad (\text{dB} / ^\circ\text{K}) \quad \text{--- (3-17)}$$

$G$  : 受信空中線의 利得 ( dB )

$f$  : 受信周波數 ( GHz )

$T$  : 受信시스템 雜音溫度 (  $^\circ\text{K}$  )

( 단, 仰角  $5^\circ$  時 )

그러므로  $T_s$ 를 輕減시키기 爲해서는 다음 사항이 요구된다.

- ① 受信空中線의 利得을 높일것
- ② 空中線의 side lobe를 억제할것
- ③ 금전선계의 損失을 줄일것
- ④ 受信 LNA의 利得을 높일것
- ⑤ 受信 LNA의 溫度를 낮출것이 必要하다.

라. 搬送波 受信 電力 對 雜音 電力比 :

衛星通信界에서의 衛星 送信 電波의  $C/N$  比는

$$Pr = Pt - Lft + Gt - Lbf - LA + Gr - Lfr \text{ (dB)} \text{ --- (3-18)}$$

$P_t$  : 衛星 送信機 出力

$L_{ft}, L_{fr}$  : 送·受信空中線 利得

$L_{bf}$  : 自由空間上的 伝送 損失

$LA$  : 大氣가스에 의한 吸收 損失 (大氣吸收, 降雨損失 포함)

$L_d$  : 空中線 指向 損失 (dis-advantage)

또한 地球局에서의 受信機 等価雜音溫度를  $T_s$ , 等価帶域幅을  $B$

라 할때의 搬送波 受信電力 對 雜音電力比 ( $C/N$ )는

$$C/N = Pr - 10 \log K \cdot T_s \cdot B \text{ --- (3-19)}$$

$T_s : \quad (\text{dB } ^\circ\text{K})$

$K : \quad -228.6 \text{ (dB/Hz } ^\circ\text{K)}$

$B : \quad (\text{dB Hz})$

또한 衛星通信의 경우 地上送信電波 (Up-Link)와 衛星送信電波 (Down-Link)의 上,下 回線의  $C/N$ 比를 ( $C/N$ ) UP과 ( $C/N$ ) down이라하고 上·下 回線의 雜音合計를  $T_{up}, T_{down}$ , 衛星内部에서의 混交調를  $T_i$ 라 할때의 Down Link의 ( $C/N$ ) down은

$$(C/N)_d = (C/N)_u + 10 \log \left( 1 + \frac{T_{up} + T_i}{T_{down}} \right) \text{ --- (3-20)}$$

따라서 綜合回線  $C_0/N_0$ 比는 다음과 같다.

$$(C_0/N_0)^{-1} = (C_1/N_1)_{up}^{-1} + (C/N)_{down}^{-1} \text{ --- (3-21)}$$

참조 : 放送衛星

○ 放送衛星通信에 對한 FM變調의 Threshold Level을 爲한  $C/N$ 比는 12GHz에서 美國, 유럽  $\rightarrow$  7 dB, 日本  $\rightarrow$  9 dB로 定하고 있다.

○ 소요  $S/N$ 比는 美國, 캐나다의 NTSC方式의 경우 42dB, 日本의 NTSC에서는 46dB에서 評價者 50%가 우수하다고 評價.

## 7. 電波電磁實驗

UHF 帶 以上 電波의 傳播通路에서 發生되는 氣象狀態 變化에 對한 傳播特性을 파악하여 衛星通信 傳播 特性과 地上波의 通信에 對한 관련 資料를 확보하기 위한 M/W 送受信裝備를 도입, 實驗을 하였다.

### 實驗概要 :

M/W 帶의 傳播通路에서 發生되는 氣象狀態變化에 對한 傳播特性과 악으로 衛星 및 地上通信 電波에 對한 周波數 利用上의 問題點 및 관련 技術 資料 確保로 周波數 擴大와 衛星通信追迹 및 受信에 關한 基礎 實驗을 실시하고, 이를 위한 M/W 送受信裝備 도입과 안양에서의 間距 ( 1.93 km )에 對한 降雪效果를 測定하였음.

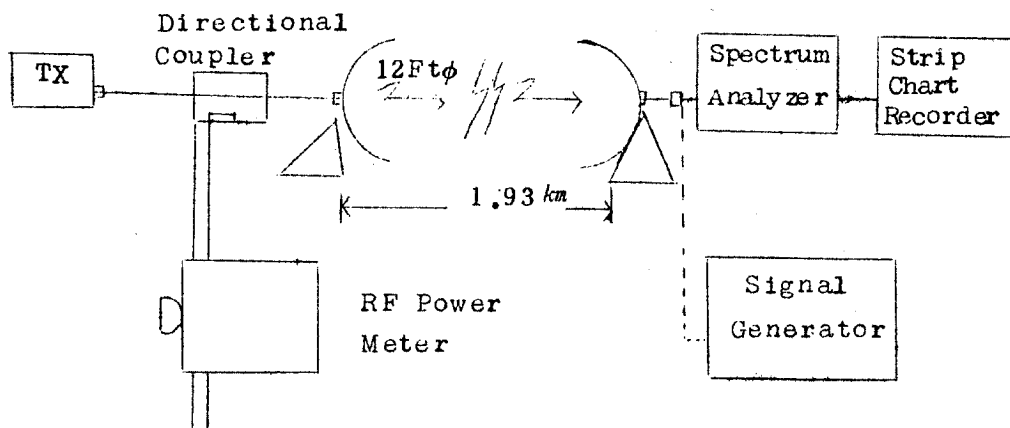
### 實驗內容 :

當研究所에서 구입한 M/W 送受信裝備에 의한 안양우체국 - 연구소간의 傳播通路에 對한 受信電力特性을 測定하여 氣象變化와 의 相關關係를 比較하기 위함이었음.

使用된 裝備는 送受信裝備 1 set와 各 通信係에 對한 급전손실을 Signal Generator와 RF Wattmeter에 의해 測定하였고 受信強度는 dynamic 한 Level 變動을 測定하기 위한 Spectrum

Analyzer에 의해 測定 기록하였음

測定 BLOCK DIAGRAM



M/W 伝送特性 実験 回線構成図

実験回線諸元:

- ① 送・受信場所: 안양우체국 - 전파연구소
- ② 実験区間: 1.93 km
- ③ 送信裝備: TCM-604DT.DR
- ④ 使用空中線: 4Ft Parabola
- ⑤ 使用電波: 7.8GHz/V-Polarization
- ⑥ 送信機出力: 28.09dBm (0.7dB 급전손실 포함)

- ⑦ 受信電力: - 46dBm (4.5dB 급전 손실 포함)
- ⑧ 自由空間 基本 伝送損失: - 115.99dB
- ⑨ 空中線 利得: 36.95dB ( $\eta \approx 0.5$ )
- ⑩ 부가회선손실: 32dB (편파 V-H 反轉 損失)
- ⑪ Spectrum Analyzer: Hp 141T & 8555A
- ⑫ Signal Generator: Hp 618 C
- ⑬ Recorder: 680M
- ⑭ RF Power meter: 436A With 8481 H Sensor
- ⑮ Directional Coupler: 779D (20dB)

實驗結果:

1979, 12, 26, 14시경 부터 내린 降雪에 의한 受信電力의 影響은  $80 \text{ mm/hr}$ 가 되던 15시 35분경 -8dB가 되어 약  $4.14 \text{ dB/km}$ 의 減衰量을 指示하였음.

참조: 降雪資料는 서울지방의 觀測 資料임. (중앙관상대)

## 8. 結

## 論

無線周波數 Spectrum 利用時 傳播通路上的 大氣와 電離圈等 次要因에 의한 使用可能 周波數가 制限됨을 알았다. 또한 人工衛星 利用時 軌道要素 變化에 의해 軌道形態와 位值 및 電波傳播路가 決定되고, 이에 의한 衛星追跡이 可能하며 回線設計가 可能함을 알수가 있다.

따라서, 傳播通路상 氣象・電離層 影響 및 人工衛星 利用상의 문제점 파악을 위해서 衛星電波追跡 및 受信 System 확보로, 실험적 우주통신기술과 衛星電波追跡・監視技術 習得 및 傳播特性分析이 可能함으로 宇宙科學 技術增進・電波資源開發 및 電波管理技術志願이 可能할 것이다.

아직도 本研究는 基礎단계에 있으므로 年次的인 長期研究와 관계 자료수집원 확대 및 政策的인 지원이 필요하다.

끝으로 本연구의 실험을 위해서 협력을 해준 안양우체국 관계관과 중앙관상대 관계관 여러분에게 감사말 드립니다.

## 参 考 文 献

- ① 畑中武夫： 電波天文学，恒星社，p . 17 ~ 38 & 163 ~ 234，  
1964
- ② A . ツコテルシフエルト： 人工衛星，岩波新書，p . 212 ~ 237，  
1958
- ③ 宮 憲一： 衛星通信工学，ラテイス，p . 1 ~ 51，1972
- ④ F.A.Heacock: Graphics in Space Flight, Mc Graw Hill,  
p . 1 ~ 26, 1964
- ⑤ 元求喜： 応用天文学，普文社，p . 212 ~ 343，1975.
- ⑥ 横井 寛： 人工衛星と電波星，日本ITU協会，1975.
- ⑦ Aldert Van Der Ziel： 雑音，近代科学社，p . 30 ~ 52，1957.
- ⑧ R.E. Collin： Foundations for Microwave Engineering，  
International Student Editions，p.485 ~ 489，1966.
- ⑨ D.H. Hamsher: Communication System Engineering Hand  
Books, Mc Graw Hill, CHAP.16, 1967.
- ⑩ Radio Regulation: 470L& App.1A-1B, ITU, 1976.
- ⑪ Radio Regulation: App. 28 ~ 29, ITU, 1976
- ⑫ CCIR: Rep. 393-4
- ⑬ CCIR: Rec. 453
- ⑭ CCIR: Rec. 369-2
- ⑮ CCIR: Rep. 233-1

- ⑩ CCIR : Rep. 234-3
- ⑪ CCIR : Rep. 382-4
- ⑫ CCIR : Rep. 388-3
- ⑬ CCIR : Rep. 454-2
- ⑭ CCIR : Rep. 455-2
- ⑮ CCIR : Rep. 263-2
- ⑯ CCIR : Rep. 276-2
- ⑰ CCIR : Rep. 391-1
- ⑱ W.L.Morgal; Geosynchronous satellite log, COMSAT  
Tech. Rev. p.219 ~ 237
- ⑲ C.Louis; WARC-79 Faces satellite Issues, M.S.N,  
p.85 ~ 145 Sep.1979
- ㉑ 高橋 耕三; リモート・センシングに 適した 人工衛星の軌道,  
日航空宇宙会, Vol. 24 No.264 p.10 ~ 19 1976
- ㉒ 高橋 耕三; 極軌道衛星; 電研委, Vol. 20 No.28 p.361 ~  
364 1974
- ㉓ K.Takahashi; Determination of element of recurrent  
& Near recurrent orbit & their application to opera-  
tional Satellite J.R.R.L. Vol. 21 No.107 p.519 ~  
542 1974
- ㉔ I.Dolezel; an arc of the geostationary sat. Orbit  
and Its minimum angle of elevation from an area at

- the earth's surface. *Telec. Jour.*, Vol. 44 No.1  
p.21 ~ 25 1977
- ③⑩ Y.Beniguel; Use of the computer to calculate the  
co-ordination areas of an earth station. *Telec.  
Jour.*, Vol.42 No.7 p.419 ~ 424 1975
- ③⑪ T.Oguchi; Scattering properties of pruppacher and  
pitters from raindrops and cross-polarization due  
to rain. *Radio Science*, Vol. 12 No.1 p.41 ~ 51 Jan  
1977
- ③⑫ R.K.Morita; Radio wave propagation through precipi-  
tation. *J.IECE*, Vol.60 No. 4 Apr.1977
- ③⑬ H.Yokoi; Atmospheric Attenuation and scintillation  
of Microwaves from outer space, *Astronomical Soc.  
Japan*. Vol. 22 No.4 p.511 ~ 524.
- ③⑭ R.S.Cole; The effect of the outer scale of Turbulence  
and Wavelength on scintillation fading at Millimeter  
Wavelengths.  
*IEEE Trans. A & p* Vol-Ap26 No 5 sep 1978
- ③⑮ 小口 知; 雨適による電波の散乱 吸収, *電通学論誌*, Vol.60,  
No.4, p.368 ~ 375 , Apr.1977.
- ③⑯ 栗原弘 外 5; 降雨による交さ偏波識別度の劣化, *電通学論誌*, Vol.  
61-B, No.10, p.858 ~ 865, Oct. 1978.

- ㉞ 川口則幸： CS アンテナの交差偏波識別度と  $\gamma$  の劣化特性，電通学会，A.P.78 ~ 54, p.13 ~ 18, Oct. 1978.
- ㉟ F. Fujita: 1.7GHz Scintillation Measurements at Mid-Latitude Using a Geostationary Satellite Beacon, J. Atmospheric & Terrestrial Physics, Vol.40, p.963 ~ 968, 1978
- ㊱ 新野賢雨： 技術試験衛星-II 型による VHF フアラデー回転とシシチレーツヨシの研究，電波研究発表会，p.77 ~ 83, 1977.
- ㊲ K.Hashimoto et: Errors in Range of a ground station to a stationary satellite & in Rang-Rate measurement induced by the Atmospher, J.R.R.L, Vol. 16, No.85, p.99 ~ 115, 1969.
- ㊳ 백수현： 인공위성에 의한 전리층 전자 함유량 산출및 특성조사연구, 空士論文集, 自然科学 5輯, p. 1 ~ 19, 1975.
- ㊴ N.Kawaguchi et: Radio Star Observatio for boresight Caliblation & Gain Measurement of 13m $\phi$  Antenna at 18.4GHz, Kashima Branch, R.R.L.