

人工衛星軌道の 追跡에 관한 研究

電 波 研 究 所
전송기사 육재림
전송기원 김준상
윤광호

I. 序 論

人類의 꿈이었던 宇宙開發의 結實로 SPUTNIK 衛星이 1957.10.4 成功的으로 發射된 이래 人工衛星을 利用한 地球와 宇宙空間 및 行星間 空間에서의 各種 科學目的의 探查와 人類의 달 探險과 함께 實生活에 應用하기위한 通信·放送 氣象 및 地球觀測, 航行과 測地, 遭難救助 등 日常生活에까지 實用化하고 있으며 軍事 目的의 電子 및 寫眞情報과 諜報蒐集 特殊目標物의 識別과 位置確認 등 對衛星 兵器化와 이른바 별들의 戰爭을 위해서 強大國들이 技術開發에 拍車を 가하는 宇宙時代가 되었다.

이러한 人工衛星을 利用하기 위하여는 發射 段階에서 부터 軌道에 投入하고 또한 軌道를 維持시키며 回收하는 段階까지 衛星의 運動軌跡을 正確히 追跡하여 位置와 運動軌道 情報을 把握하고 監視하여야 한다는 附加的 運用過程이 必要하며, 靜止軌道 衛星의 境遇에도 항시 그 位置를 把握하고 軌道 維持와 姿勢安定을 위한 追跡 管制가 必要하며, 人工衛星의 位置追跡과 受信을 위한 人工衛星 追跡 方法과 種類 및 利用事項등을 調査하였다.

II. 人工衛星의 軌道

人工衛星은 萬有引力의 法則과 Kepler의 3 法則에 의해서 地球를 焦點으로하는 橢圓軌道

運動을 하고있다.

이러한 橢圓運動을 軌道 長半徑(a)이 軌道의 크기를 決定하고 離心率(e)이 그 軌道의 形態를 나타내며 軌道內의 衛星速度는 衛星과 地球를 連結하는 動經의 軌跡에 의한 面積 速度가 一定한 速度를 갖는다.

1. 橢圓 軌道

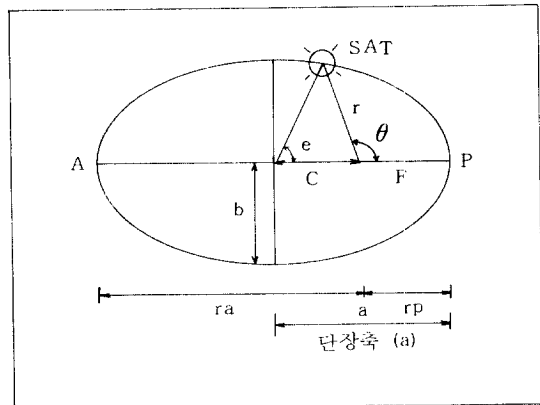


그림 1

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos \theta} \quad (1)$$

r ; 焦點 F로부터 橢圓軌道像의 點까지의 距離

e ; 橢圓의 離心率

0 ; 橢圓의 長軸과 半徑 Vector 가 이루는 角

$$\text{따라서 } e = \frac{c}{a} = \sqrt{1 - \left(\frac{b}{a}\right)^2} \quad (2)$$

$$b = a \sqrt{1 - e^2}$$

$$c = \sqrt{a^2 - b^2} = ae, M = E - e \sin E;$$

平均 近點離角 (3)

近地點 (P; perigee) 과 遠地點 (A; Apogee)
과의 距離 r_p 와 r_a 는 $\theta = 0$ 와 $\theta = \pi$ 일때

$$r_p = a - c = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e} = a(1 - e) \quad (4)$$

$$r_a = a + c = \frac{a(1 - e^2)}{1 - e} = a(1 + e) \quad (5)$$

가 된다.

$$\text{따라서 } r^2 \frac{d\theta}{dt} = h \quad (6)$$

$$V = \frac{ds}{dt} = r \frac{d\theta}{dt} = \frac{h}{r} \quad (7)$$

橢圓軌道を 運動하는 衛星의 運動에너지와 Potential 의 差는

$$U = \frac{1}{2} mV^2 - \frac{GmM}{r} \quad (8)$$

M ; 地球質量 m ; 衛星의 質量
 G ; 萬有引力의 常數 V ; 軌道速度

$$\text{따라서 } \frac{mV^2}{r} = \frac{GmM}{r^2}, \quad V^2 = \frac{GM}{r} \quad (9)$$

$$U = -\frac{GmM}{2r} \quad (10)$$

半徑 Vector 의 平均距離로서 r_p 와 r_a 의 平均値

$$r = \frac{r_a + r_p}{2} = \frac{2a}{2} = a \quad (11)$$

$r = a$ 라 하면

$$\frac{-GmM}{2a} = \frac{1}{2} mV^2 - \frac{GmM}{r} \quad (12)$$

$$V = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (13)$$

$$V_p = \sqrt{GM \left(\frac{1 + e}{a(1 - e)} \right)} \quad (14)$$

$$V_a = \sqrt{GM \left(\frac{1 - e}{a(1 + e)} \right)} \quad (15)$$

$r = a$ 라 하면

$$V_{\text{mean}} = \sqrt{\frac{GM}{a}} \quad (16)$$

따라서 $b = a \sqrt{1 - e^2}$ 을 利用

$$T = \frac{2\pi a^2 \sqrt{1 - e^2}}{h} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{GM}} \quad (17)$$

2. 圓 軌道 (Circular Orbit)

地球를 中心으로하는 原型軌道の 境遇

$e = 0$ 가 되므로

$r = R_e + h$ 라고 하면

$$V_e = \sqrt{GM/a} \text{가 되고} \quad (18)$$

重力의 加速度 g 를 使用하면

$$\frac{mV_e^2}{a} = mg, \quad V_e = \sqrt{ag} \quad (19)$$

$$g = g_0 \frac{R_0^2}{a^2} = g_0 \frac{R_0^2}{(R_0 + h)^2} \quad (20)$$

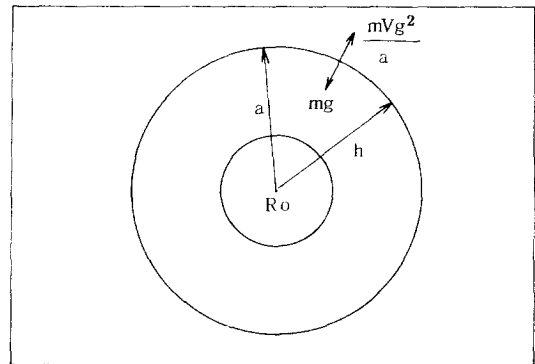


그림 2

g = 重力 加速度, g_0 = 地球 表面에서의 重力 加速度

따라서

$$V_c = R_0 \sqrt{\frac{g}{a}} = R_0 \sqrt{\frac{g_0}{R_0 + h}} \quad (21)$$

$$T = \frac{2\pi a}{V_c} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{GM}} = 2\pi \sqrt{\frac{(R_0 + h)^3}{GM}}$$

가 된다. (22)

3. 衛星軌道 要素

人工衛星이 運動하는 軌跡의 어느時角(Epoch Time; T)에 대한 運動軌道를 구하기 위한 軌道要素(Orbital Element)는 다음과 같이 表示된다.

가. 長半徑(Semi-major Axis; a) 橢圓中心으로부터 遠 地點(Apogee)까지의 距離

나. 離心率(Eccentricity; e) 橢圓 中心으로부터 地球中心까지의 距離와 長半徑의 比

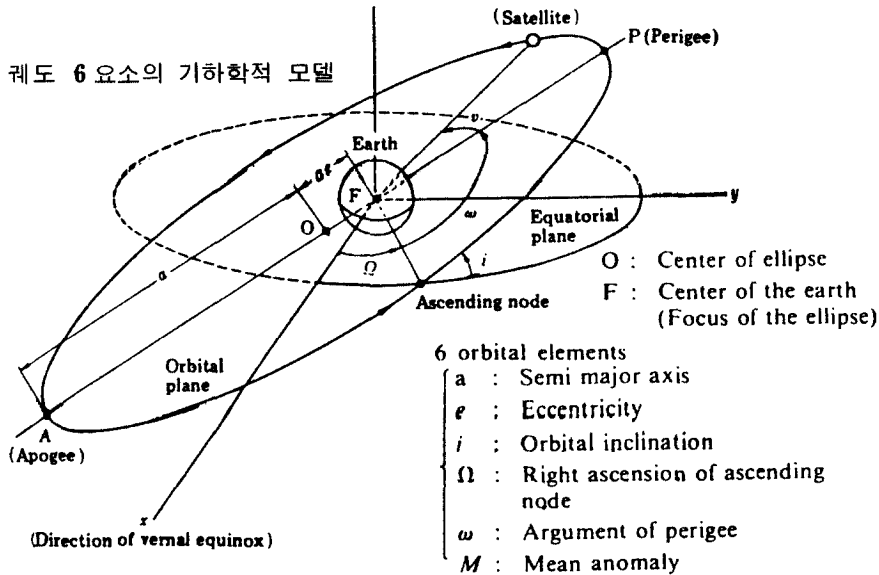
다. 傾斜角(Inclination; i) 地球의 赤道面과 軌道面과의 이루는 角

라. 昇交點 赤徑(Right-ascension of the ascending Node; Ω) 衛星이 南에서 北으로 赤道面을 通過하는 點의 經度를 昇交點 이라고 하며, 地心으로 부터 春分點 方向의 直線과 昇交點 方向의 直線이 이루는 角

마. 近地點 因數(Argument of perigee; ω) 昇交點으로 부터 近地點(perigee)까지 이루는 角

바. 平均近點離角(Mean anomaly at epoch; M) 平均角 速度로서 運動한다고 假定할 境遇의 衛星 近地點으로 부터 이루는 角

그림 3. 궤도 6 요소의 기하학적 모델



4. 衛星 軌道의 豫測 ;

Kepler 第3 法則에 의해서 軌道의 週期(Anomalistic Period; P)가 軌道 長半徑(a)에 의해서 구해지면 平均 加速度(n)는 近地點 通過時刻(Epoch Time; T)에 의해서 $n = 2\pi/P$ $M = n(t - T)$ 로 어느時刻(t)에 대한 軌道豫測이 이루어 진다.

따라서 $M = E - e \cdot (\sin E)$ 가 되므로

$$r \cdot \sin V = a \sqrt{1 - e^2} \sin E$$

$r \cdot \cos V = a \cos E - ae$ 의 關係式이 導出되어 軌道의 豫測이 可能하다.

또한 衛星追跡 方向 情報에 의한 軌道要素의 決定은 人工衛星이 地球를 中心으로 運用時 어

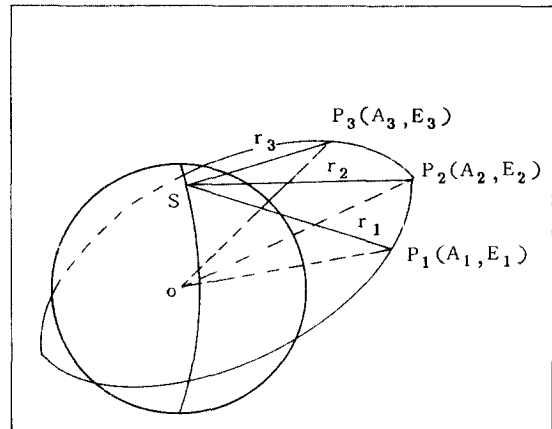


그림 4

0點까지의 Slant Range Vector P1, P2, P3는座標變換되어地心으로부터衛星까지

그러나 軌道 方程式을 알 수 없을 境遇에는 이 方向과 a , e 는 r_1, r_2, r_3 로 부터 生成된 부채꼴의 面積이 橢圓의 어느 部分에 있는 境遇 觀測時間과의 關係에서 Kepler 第2法則에 의해 觀測點이 判明된다.

5. 衛星軌道の變化

人工衛星 發射時 地球의 回轉이 없다고 假定
한다면 軌道의 傾斜角 i 와 發射時의 條件에 의
해서 $\cos i = \cos y \cdot \sin A$ 가 되어진다.

따라서 衛星의 發射角度는 偏向되므로 $\sin i = y$ 가 되어야 하고 人工衛星 發射時 地球에서 脫出速度를 考慮하여 7,912m/s의 地球自

轉速度가 없다고 假定한다. 그러나 地球의 自轉으로 인한 赤道上에서의 接線 速度는 最大 465 m/s가 加算되어져 그만큼 速度가 減少되는 結果가 된다.

나. 重力場 變化 影響

地球自轉에 의한 發射點으로 부터 地球의 重力場의 位置 (Gravitation Potential)에 따라 變化함으로서 衛星軌道가 變化한다. 즉 昇交點 經度 (Ω)는

$$\Delta\Omega = \frac{-k \cos i}{a^{7/2} (1-e^2)^2} (\text{rad/sec})$$

k는 地球 편평을 定數로서

$$K = JRo^3\sqrt{g_0}$$

$$J = 0.001636$$

Ro = 地球半徑

g_0 = 地球 表面의 重力 加速度

원 軌道의 境遇 $\Delta\Omega_c = \frac{-k \cos i}{(Ro + h)^{7/2}}$ 가

되어 이 偏向의 日日 變化率을 구하면 橢圓 軌道에서는

$$\Delta\Omega = -10 \left(\frac{Ro}{a} \right)^{7/2} \frac{\cos i}{(1-e^2)^2} (\text{deg/day})$$

또한 圓軌道에서 의 경우

$$\Delta\Omega_c = -10 \left(\frac{Ro}{(Ro + h)} \right)^{7/2}$$

$\cos i$ (deg/day)

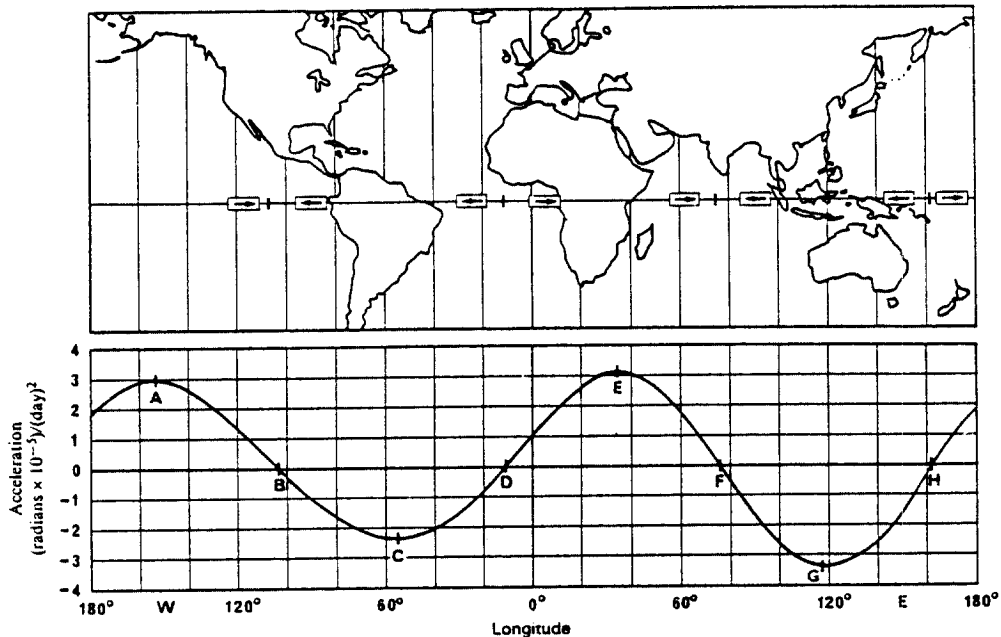


그림 6. 지구중력장 변동에 의한 정지궤도 위치변동

다. 地球磁界 影響

地球磁界 (Geo-magnetic Field)에 의한 變化는

$$B = B_0 \sqrt{1 + 3 \sin^2 \phi} \left(\frac{r}{a} \right)^3, (B_0 = 0.31 \text{ Gauss})$$

에 의해서 衛星이 回轉 함으로써 Eddy current 가 發生하여 3 軸 姿勢安定 (3-axis stabilized) 衛星의 境遇 姿勢安定 Wheel의 Torque 가 變化되어 衛星姿勢 變化와 軌道의 變化要因이 된다.

라. Solar Radiation 影響

靜止軌道 衛星의 境遇 Sun-sensor 에 의한 Sun-sensor 角度的 季節的 變化에 의해서 姿勢制御의 變化와 Solar wind에 의한 影響으로 姿勢와 軌道의 影響을 받고, 軌道衛星도 Solar energy에 의하여 運動 moment가 變化되어 軌道變化 要因이 된다.

마. 大氣壓力 變化에 의한 影響

低 高度의 軌道衛星의 境遇 衛星體의 模樣과 運動의 方向 및 大氣 壓力의 關係에 의해서 衛星運動 方程式이 變化되어 軌道의 變化 要因을 發生시킨다.

바. 宇宙 낙진 및 流星과 惑星에 의한 影響

宇宙낙진과 流星에 의한 抵抗으로 衛星의 運動方程式이 變化되고, 특히 太陽과 달의 위치 關係에 의한 引力의 影響은 至大하다.

사. 衛星體內的 構造에 의한 影響

人工衛星의 構造 또는 質量變化에 의해서 運動 方程式이 變化하는 要因이 發生한다. 例로서 各種 안테나 또는 遠隔探査 衛星의 카메라 등의 位置變化에 따른 Torque 變化와, 衛星 推進體의 消耗등에 의한 質量 變化는 衛星運動 方程式이 變化되어 軌道 變化 要因이 된다.

6. 實用 人工衛星 軌道의 分類

가. 極軌道(Polar Orbit); 衛星의 軌道面이 地球의 兩極을 包含할 때 이 軌道を 極軌道라고 한다. 衛星軌道면 Vector와 地球自轉角 運動量과 이루는 軌道傾斜角(i)가 $\pi/2$ 의 軌道라고 定義하며 地球全體를 觀測할 수 있다.

例) ISIS

나. 太陽 同期 軌道(Solar-Synchronous Orbit); 衛星의 軌道面이 太陽의 1 恒星년에 地球 空轉과 同一한 方向으로 1 回轉하며, 角速度도 1 일에 약 1 度씩 變化를 하여 同一位置의 地點上을 每日 一定한 地方平均 太陽時에 通過하는 軌道を 갖는다. 따라서;

$$\Omega\theta = 2\pi/Y\theta$$

$Y\theta$; 恒星年(365.25636049 Ts)

Ts; 平均 太陽日(24 時間)

例로서 Nimbus, TIROS, ESSA, ITOS NOAA 등이 있다.

다. 回期 軌道(Recurrent Orbit); 衛星이 地表面의 特定 地域을 每日 또는 日程週期마다 反復通過를 하는 軌道を 말하며, $NTw\theta = 2\pi + NT\dot{\Omega}$ 여기서 N; 기의 1 日の 回歸數(定數) $W\theta$; 地球自轉 各速度($2\pi/T\theta$), $T\theta$; 地球 自轉週期 $[(Y\theta/Y\theta + Ts) Ts]$ 따라서 赤道上에 隣接한 軌跡의 間隔은 $D = 2\pi a_e / N$ 가 되어 特定 地域을 定期的인 觀測 比較時 利用한다. 例) 諜報衛星

라. 準回期 軌道(Near-Recurrent Orbit)

地球表面의 全域을 日程週期에 觀測하여 衛星의 軌道を 회에서 西로, 西에서 東으로 移動시키며 回轉軌道의 特性을 갖게 한다.

즉 $(MN \pm 1) Tw\theta = 2\pi M + (MN \pm 1) T\dot{\Omega}$ 여기서 M H 間的 回期數를 表示하며 M은 2 以上の 定數로서,

衛星軌道의 等間隔은 $D = 2\pi a_e / (MN \pm 1)$ 이 된다.

準回期 極軌道의 境遇 $\dot{\Omega} = 0$ 가 되어 $(MN \pm 1) Tw\theta = 2\pi M$, $T = 2\pi M / (MN \pm 1) w\theta$ 가 되어서, $T = MT\theta / MN \pm 1$ 이 된다.

地球全體의 季節 變化와 日日變化의 觀測이 可能하다.

마. 太陽同期 回歸軌道(Sun-Synchronous Recurrent Orbit); 衛星이 特定地域을 特定 時間에 通過하도록 選定하는 軌道로서 $T = 2\pi / N(W\theta - \dot{\Omega})$ 에 의해서 $T = Ts / N$, $a_0 = (kT)^{2/3} / 2\pi$ 가 되도록 한다.

例) NOAA/TIROS-N

바. 太陽同期 準回期 軌道(Sun-Synchronous Near-Recurrent Orbit); 衛星 地表面 大部分을 同一緯度の 地點에서는 同一 地方太陽時에 一定期間마다 通過하기 위한 軌道로서

$T = MTs / MN \pm 1$ 이 되도록 한다.

例) 地球觀測衛星; LANDSAT, SPOT

사. 同期 軌道(Synchronous Orbit); 回歸數가 1 인 軌道を 말하며 週期는 地球自轉週期인 23 h 56 m 04 s 로서 $Tw\theta = 2\pi + T\dot{\Omega}$, $n + w + \dot{\Omega} = \omega\theta$ 인 衛星의 空轉週期가 惑星 自轉週期和 같은 것을 말한다.

通信·放送등의 境遇 靜止軌道가 要望되나 高緯度 地域에서는 觀測이 不可能하므로 4 時間

정도 高度에 靜止시켜 수개의 衛星이 交代로 利用토록 한다.

例) 蘇聯의 MOLNYA 通信衛星

아. 靜止軌道(Geostationary Orbit); 地表面(Sub-point)에 대해서 衛星의 軌跡이 항상 靜止되어 있도록 傾斜角(i)과 離心率(e)이 0인 同期 軌道로서, $T\theta = 2\pi/n + w + \Omega$ 가 되어 空轉 週期는 地球 自轉週期 23 h 56 m 04 s가 되고, 高度는 赤道上空 35787Km가 된다.

그러나 地球는 完全한 橢圓體가 아니므로 赤道面과 Geoid 面의 交叉線이 0가 되지 않고 橢圓이 되어 E 72度와 W 108度 부근에서는 長時間安定되지 못하여 年 약 0.86度 정도(i)가 變化한다.

III. 人工衛星의 追跡

人工衛星의 追跡(tracking)은 衛星의 瞬間의인 時間(t)에 대한 位置情報인 方位角, 仰角 및 거리와 거리 變化率등을 把握하여 衛星의 發射段階에서 부터 正常的인 運用與否를 決定하기 위한 중요한 過程이 된다. 人工衛星을 追跡하기 위한 方法으로는 望遠鏡을 이용한 光學的 追跡과 電磁波의 特性을 이용한 電波 追跡 方法이었다.

光學追跡 方法으로는 普通의 望遠鏡(Telescope)과 Camera에 의한 方法(Schmidt Camera)들로서 直徑 20cm 이상의 世界 主要光學追跡 裝置를 보면 i) Baker-Nunn Camera ii) Hewitt Camera, iii) Russian AFU-75 Camera, iv) GEODSS System v) LASER Traking 그리고 其他의 Schmidt Type 등이 있고, 電波에 의한 Radio 追跡方法으로는

- i) Radio Interferometer tracking
- ii) Doppler Tracking
- iii) Side tone range
- iv) two-way coherent Doppler system 등이 있고 Automatic direction Tracking 方法들이 있다.

1. Optical Tracking System

가. Baker-Nunn Camera ; 1958年 美國의

James G. Baker 와 Joseph Nunn 이 Super Schmidt-Type 을 利用하여 만든것으로서 直徑이 51cm, 초점거리 51cm, 反射鏡 76cm, 3축 Gimbal System의 望遠鏡과 Camera 로서 追跡視角(Field of View) 30도, 追跡精度 0.0002度(deg)의 超精密 Camera이다. 이 Camera의 像성 視等級(Photographic Stars Magnitude) -14等級이며 人工衛星의 境遇 -12等級까지 追跡이 可能하다. 이 裝置는 Smithsonian 天體 觀測所에 設置運用되고 있어 1960年代부터 약 12개 Site에서 運用하고 있다.

나. Hewitt Camera ; 1950年代 말경 英國의 Royal Radar Establishment의 Joseph Hewitt가 設計하고 Grubb Parson社에서 製作된 것으로, 人工衛星과 彈道 誘導彈의 軌跡을 追跡하기 위해서 製作한 直徑 86cm의 反射鏡으로서, 衛星 追跡精度 0.0003度(deg)를 4000km의 距離에 있는 衛星 視等級 -10에서까지 追跡이 可能하다.

1963年度에 Evesham에 設置되었고 1980年度에 濠洲의 New South Wales에 있는 Siding Spring에 再設置 運用중에 있으며 Edinburgh의 王立天文台에 設置된 2번째 望遠鏡이 Greenwich 王立天文台에 設置 運用중에 있다.

다. Russian AFU-75 Camera ; 蘇聯의 Riga University에 있는 衛星 追跡所에 K. K. Lapushka와 M. K. Abele가 1965年度 設計 한것으로서 Baker-Nunn Camera 형과 같이 4-軸 Mounting으로 設計하였다.

光學系는 7段 Lens로 된 直徑 21cm이며, 초점거리 74cm, 追跡可能視角(Field of View)이 10度×14度 Camera의 映像 Film 크기는 19cm이며 人工衛星의 視等級 -10까지 0.001度(deg)의 精度로 追跡이 可能하다.

이 裝置는 1970年度 부터 蘇聯의 Riga, Uzhgorod, Zvenigorod, Pulkovo에 設置되었고 Ondrejov(Zechoslovakia), Sofia(Bulgaria), Cairo(UAR), Afghoi(Somalia), Kerguelen Island(Indian Ocean), Mirny

(南極)에 設置 運用中에 있다.

라. 其他 大型 Camera : 스위스의 Zeiss SBG Camera (GDR)가 直徑 4 cm이고, 프랑스의 Antares가 直徑 30 cm, Filand의 Schmidt-type이 直徑 34 cm, 蘇聯의 直徑 50 cm 大型 Tracking Camera VAU가 運用되고 있다.

마. GEODSS : 美國 空軍의 Ground based electro-optical deep space surveillance system (GEODSS)이 電子-光學的 1개 site에 直徑 1.02 m의 視角 2度 望遠鏡 2개와 直徑 38 cm, 視角 6度의 望遠鏡 한개의 3개가 system으로서 각 Station에 構成되어 映像을 既存 Camera의 境遇 Film에 記錄하는 대신 Vidicon Tube Radiometer에 의해서 Computer로 運用 및 測定結果가 CRT上에 Real-Time으로 出力되어 5,000 km ~ 36,000 km의 人工衛星을 0.0005度의 精度로서 位置測定이 可能하다.

이 裝置는 4軸 Mount上에 무게가 약 9톤으로 White-sands (New Mexico), Maui (Hawaii), Taegu (Korea) eastern Atlantic

region, Indian Region에 各各 設置 運用中에 있다.

바. LASER Tracking ; 1972年 Goddard Space Flight Center에서 最初로 開發 運用하였고, 1982年 英國 Greenwich 王立 天文台에 設置하여 運用中에 있다.

LASER는 Nd-Yag (5320 Å)의 녹색系列로서 直徑 10 cm의 光學計와 直徑 50 cm의 反射鏡을 利用하여 人工衛星의 位置를 2 cm의 精度로 測定이 可能하다.

GSFC에서 運用中에 있는 LASER Tracking Station은 Kauai (Hawaii), San-Diego (California), Goldstone (California), Big Pine (California : Valley Radio Observatory), Quincy (California), Bear Lake (Utah), Westford (Massachusetts : Haystack Radio Observatory), Maui (Hawaii), Fort Davis (Teyas), Bermuda (U.K), Patrick AFB (Florida), Grand Turk Island (U.K), Madrid (Spain), Kwajalein (Marshall Island), Yarragadee (Australia), American Samos

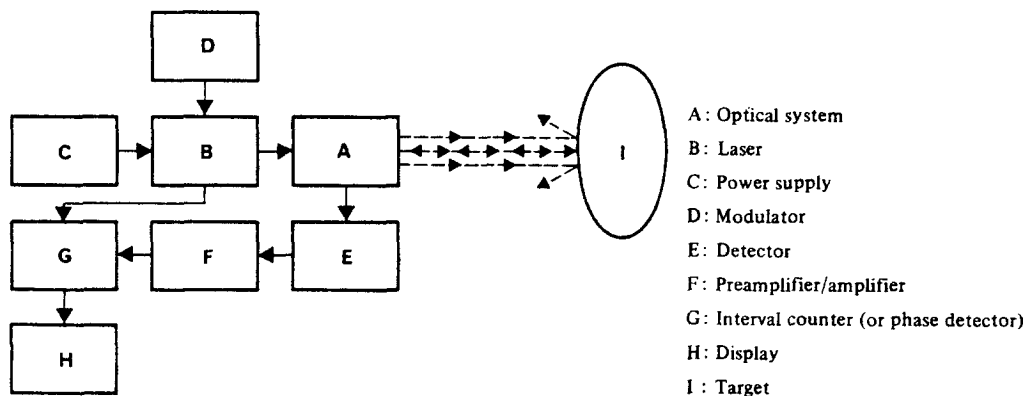


그림 7. LIDER system 구성

2. Radio Tracking System

電波追跡 System은 電磁波의 到來 信號特性을 利用한 것으로 到來角度的 測定方法으로 Interferometer와 안테나 自動指向 追跡裝置, Doppler 效果를 利用한 追跡裝置 그리고 衛星

까지 發射된 電波의 時間 遲延差를 測定하는 Ranging 裝置가 있다.

가. Interferometer Tracking : 人工衛星에서 發射된 信號(入)를 一定한 間隔의 거리(L)에 있는 2개의 Antenna에서 동시에 瞬間

的으로測定하여 2개 Antenna 間の Wave-front 到來 時間의 位相遲延差(ϕ)를測定하여 人工衛星의 電波의 到來方向(α)을 구한다.

$$a = \cos\left(\frac{\phi \lambda}{2L}\right)$$

이裝置는 NASA에서 136MHz 帶의 Beacon 周波數를 0.02 도 精度로測定하는 MI-NITRACK System을 世界 各地 12 개소에 設置하여 20 餘年間 1983 年 TDRS 衛星의 利用시 까지 運用하였다.

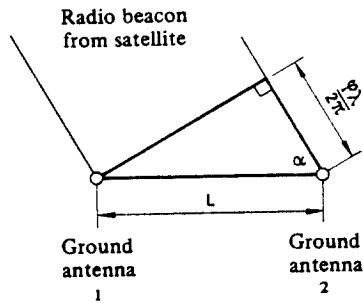


그림 8. Interferometer system

나. Doppler Tracking : 人工衛星에서 發射된 周波數는 人工衛星의 相對的인 運動速度 變化에 따라서 受信周波數가 Doppler 效果에 의해 變化된다. Doppler 測定裝置는 Beacon 受信機와 BFO 그리고 精密 Clock 과 Frequency counter 그리고 그 Channel Recorder 에 의해서 약 0.1 秒 間隔으로測定하여 衛星이 가장 가까운 距離에 通過할 경우 Doppler 曲線 變化率이 最大가 되는 PCA(Point of Closet Approach)와 이때의 時角 TCA(Time of Closet Approach)를 구하여 2 개소 以上の 追跡에 의해 人工衛星의 距離變化率과 衛星速度 軌道 半徑 그리고 衛星까지의 距離(最短 距離)位置와 高度등을 計算할 수 있다.

이 方法을 利用한 美國의 航法衛星 Transit 그리고 NAVSAT 및 GPS(Global Positioning Satellite System)의 140MHz와 400MHz의 周波數를 受信하여 1 m까지 자기 受信位置 情報를 얻을 수 있다.

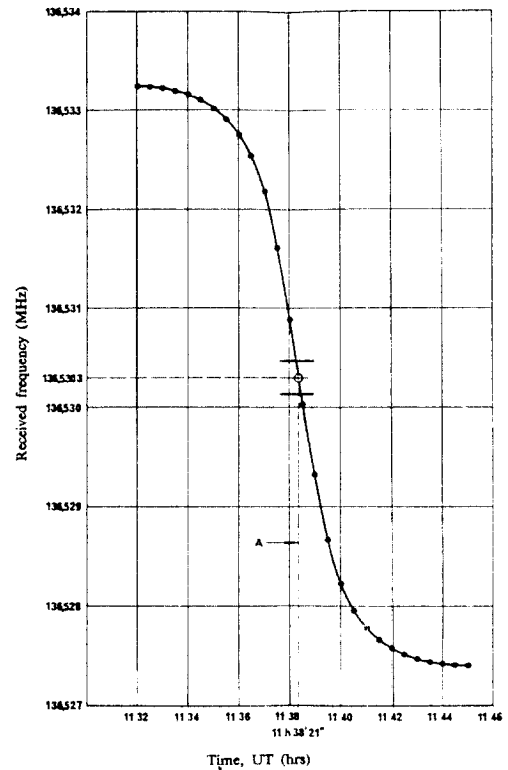


그림 9. Doppler 效果測定 DATA의 例

다. Rader Tracking : 高出力 超精密 測定 Rader 를 利用한 低軌道의 人工衛星을 探索하여 位置와 距離를 追跡하는 것으로서 美國의 NORAD(North American Air Defence Command)에서 運用中에 있으며 4,000 km의 距離에서 10 cm 크기의 物體를 探知할 수 있다. 初期에 Ballistic Missile Early Warning Station으로 Clear (Alask)를 최초로 Thule (Greenland) Fylingdales Moor(England)에 建設 運用中이며, 大型의 32x32 m의 Phased array 를 利用한 RADAR System이 Eglin, Florida, Shemya, Alask에 設置하였고 小型이지만 매우 強力한 RADAR System이 Antigua, Ascension Island, Pave Paws (Beale AFB) Otis AFB에 各各 設置 運用中에 있다.

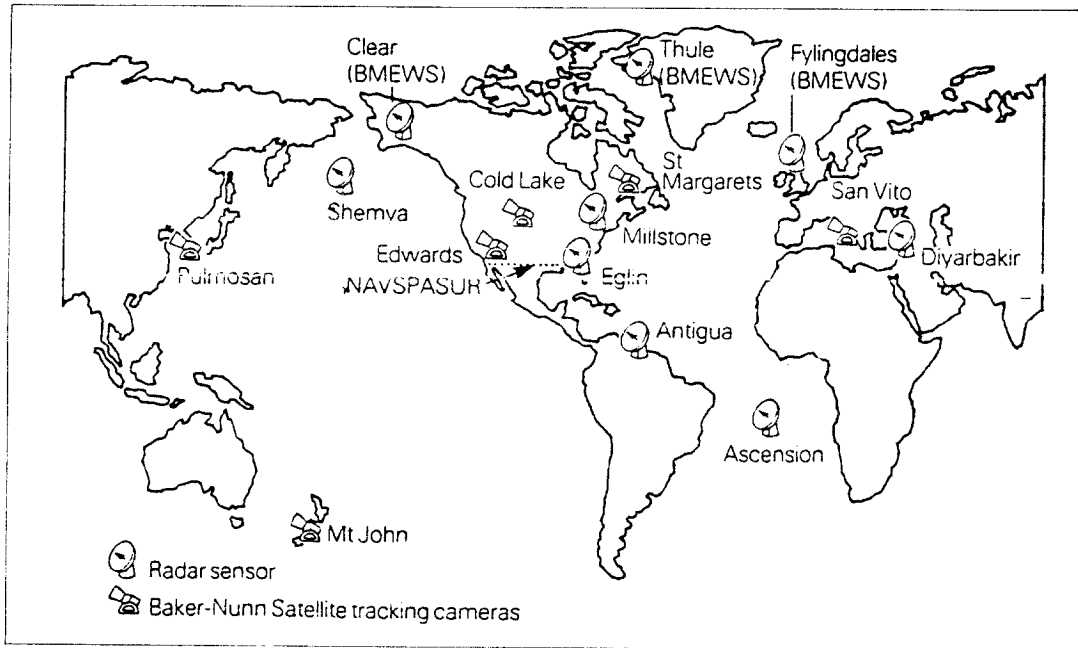


그림 10. NDRAD의 GEODDS와 Tracking Network

라. NAVSPASUR System: 美 海軍 Naval Research Lab의 Dr. Rogers Eastons에 의해서 考案된 것으로서 高 出力 Radar와 高 感度 Interferometer System을 複合的으로 利用한 것이다. 이 System은 217 MHz의 810 Kw 高 出力의 電波를 단일 Array가 2556개의 dipole로서 構成되어 東西와 南北間 3 km 區間에 配置되어 있는 3 개의 送信所와 美 本土 약 N 33 도 線上의 附近인 San Diego 로 부터 Fort Steward에 까지의 6 개 受信 시스템에 의해서 어느 人工衛星이든지 南北 또는 東西方向에서 매우 예리한 Fan-beam Array의 電波

를 反射시키고 이를 檢出할 수 있도록 된 System으로서 500 km 以上の 高度에 있는 人工衛星의 追跡精度는 200 m 이내로 되어있고 각 수신 system에 의한 檢出信號는 Dahlgren(Virginia)에 있는 NAVSPASURHQ의 秒 大型 Computer에 의해서 一日 약 10萬개의 衛星軌道 情報가 處理되어 NORAD에 提出된다. 이 system의 送信所는 Lake Kikapoo (Texas)를 Main-Station으로 Gila River 그리고 Jordan lake에 있으며 6개의 Interferometer는 San Diego, Elephant Butte, Red River, Silver lake, Hawkinsville, Fort Steward에 있다.

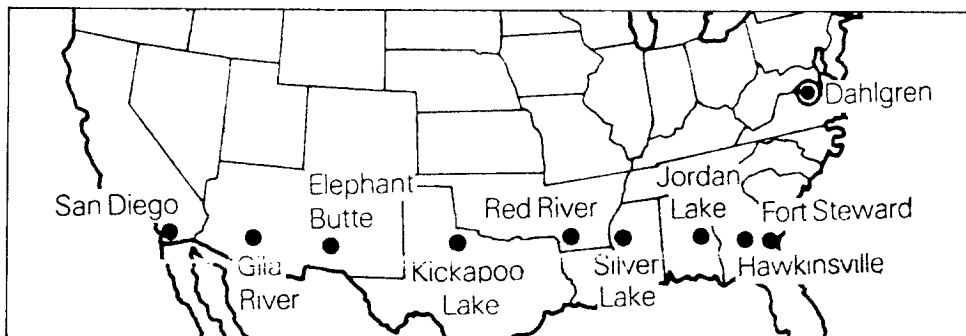


그림 11. NARSASVR tracking Network

마. Automatic Tracking Antenna : 自動追跡 안테나는 人工衛星에서 發射된 Beacon 波를 受信하여 到來 方向에 受信 안테나를 一致시켜 自動追跡하므로써 이때의 안테나 指向角度

(方位角, 仰角)를 Encoder 에 의해서 發生시켜 指向 方向情報를 取得한다. 이 方式은 一般 衛星通信 地球局과 衛星追跡 管制 System으로 많이 利用되고 있다.

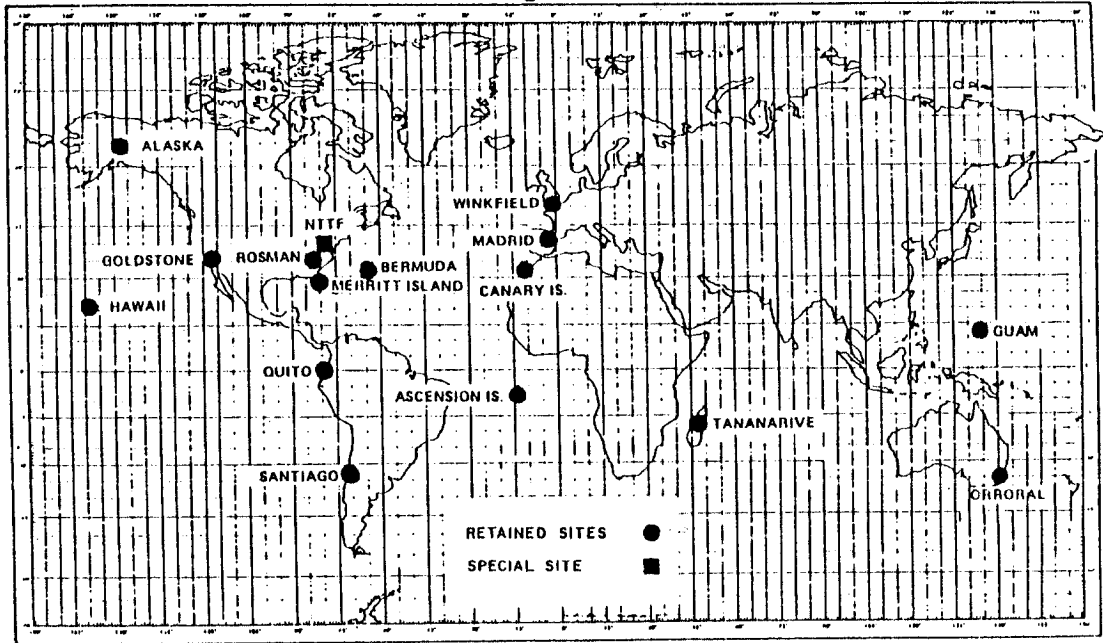


그림 12. NASA Spaceflight Tracking Network

(1) 自動追跡 안테나는 lobe-in tracking 과 Monopulse tracking 方式으로 區分된다. lobe-in tracking 은 Beam Scanning, Beam-switching, step-tracking 方式이 있다.

(a) Beam-Scanning tracking : Antenna 의 Beam을 回轉시켜 Beam 中心으로 부터 衛星電波 信號의 到來 方向에 誤差가 發生時 振幅變調되는 效果를 利用하여 誤差 電壓에 의한 角度를 檢出시켜 안테나를 구동 追跡한다.

(b) Beam-switching tracking : Beam 回轉 대신에 一次 反射器의 指向 方向을 달리한 複數개의 Beam 안테나를 만들어 順次的으로 電氣的 switching에 의한 等價 Beam-scanning을 發生하여 Boresight로 부터 發生되는 指向 誤차를 檢出시켜 안테나를 구동 追跡한다.

(c) Step-tracking : 안테나를 一定한 方向으로 微小한 角度의 變化를 시킴으로서 受

信 強度가 最大가 되는 方向을 檢出하여 指向시키는 停止衛星용 小型 地區局들이 많이 利用한다.

(2) Monopulse tracking 은 Multi-Horn 그리고 高次 Mode Monopulse tracking 方式이 있다.

(a) Multi-Horn Monopulse tracking : Boresight에서 약간 뒤틀린(squinted) 角度를 갖는 複數개의 Beam 안테나의 出力을 Hybrid로서 Sum(Σ) 그리고 different(Δ) 信號를 發生시켜 Σ , Δ 의 合成值에 의해서 指向誤差 發生에 의한 誤差電壓을 利用하여 안테나를 구동 追跡시키는 方法으로서, 振幅 比較方式과 位相比較方式으로 區分할 수 가 있고, Beam 幅을 예리하게 하기 위하여서 Multi-Array System方式이 利用된다. 이 方式은 各國의 衛星追跡 및 管制를 위한 追跡方式과 그 使

用안테나로서 많이 利用되고 있으며 當 電波研究所에 設置된 衛星電波 受信追跡方式에도 Band-1,2에서 cross-dipole Array로한 振幅比

較 方式의 Monopulse tracking Antenna를 採用하고 있다.

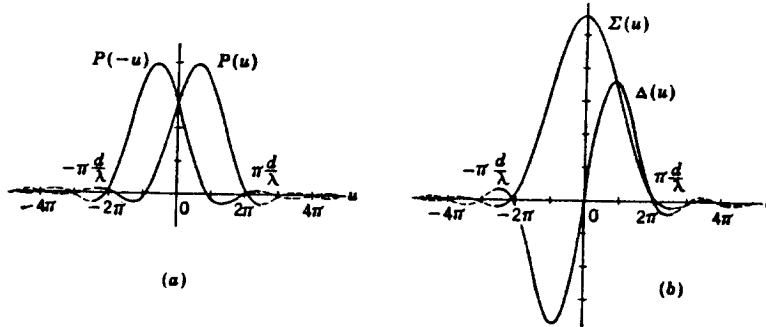


그림 13. Monopulse Tracking 방식 원리도

(b) Higher-mode Monopulse tracking System: 이 방식은 M/W帶의 waveguide를 急給電器로 利用하는 tracking Antenna에서 TM₀₁, TE₀₁ 또는 TE₂₁의 基本 Mode를 갖는 受信 안테나가 指向誤差 發生時 基本 Mode와 高差 Mode가 發生되어 高差 Mode를 檢出시켜 基本 Mode와 高差 Mode의 Σ , Δ 를 구하여 誤差 電壓으로서 안테나를 구동 追跡시킨다. 이 방식은 M/W帶의 C-Band 以上 周波數를 利用하는 停止 通信·放送衛星 등의 追跡用으로 많이 利用된다.

160Hz, 40Hz, 10Hz의 Minor tone를 順次的으로 發生시키고 side-tone과 Pseudorandom binary-encoded ambiguity resolving code에 의해 644,000 km의 距離에 까지 地上에서 發射된 Range信號가 人工衛星에서 再 發射되어오는 遲延 時間을 測定함으로써 1 nsec 당 15 cm의 分解能으로 距離測定이 可能하다.

(2) Laser Ranging 방식은 人工衛星에 Laser를 發射시켜 反射되는 光信號를 檢出하는 LIDAR(Light Detection and Ranging) 방식에 의해서 2 cm 이내의 精度로서 位置檢出이 可能하다.

(參照 그림 7의 LIDAR System Block Diagram)

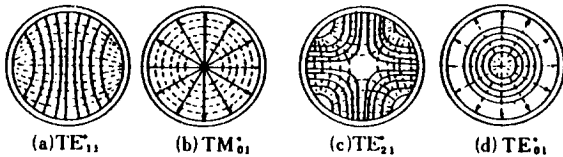


그림 14. Higher Mode의 도파관내 전자계 분포

바. Ranging System: 人工衛星과 tracking station과의 正確한 距離를 測定하여 衛星追跡 位置를 把握하기 위해서는 tone-Ranging과 Laser-Ranging 방식이 利用된다.

(1) Tone-Ranging은 NASA에서 開發된 것으로서 高 安定度의 時角裝置의 clock信號에 同期된 500KHz, 100KHz, 20KHz의 major tone을 Range tone Generator에 의해서 發生시키고 不明瞭性을 除去하기 위해 800Hz,

IV. 人工衛星 追跡 誤差

光學 또는 電波에 의한 衛星追跡時 人工衛星의 位置情報 取得에 따른 衛星과 追跡裝置間의 電波通路 또는 光學通路(Propagation Path)상의 大氣圈과 電離層의 狀態 變動과 周波數에 따른 衛星追跡 誤差가 發生된다.

1. 大氣圈 影響

가. 大氣屈折率(refractive index); 標準 大氣 狀態의 條件이 變化함으로써 發生되는 屈折指數(reflectivity: N)가

$$N = (n-1) \times 10^6 \text{ (NU)} \text{ 에서 } N = 77.6 \frac{P}{T} +$$

$$3.73 \times 10^5 \frac{e}{T} \text{ (NU)}$$

여기에서 P : 大氣壓 (mb), e : 수증기압 (mb), T : 絶對溫度 (°K) 가 되어 水晶屈折率 (m) 과 水晶屈折 指數 (M) 는

$$m = n + \frac{h}{a}, \quad M = (n-1 + \frac{h}{a}) \times 10^6$$

$$= N + 157 h \text{ (MU)}$$

여기에서 r = 6378 km, h = 地表面으로 부터 大氣의 높이 가 되므로 大氣圈의 氣象條件에 따라서 到來 方向이 變化한다.

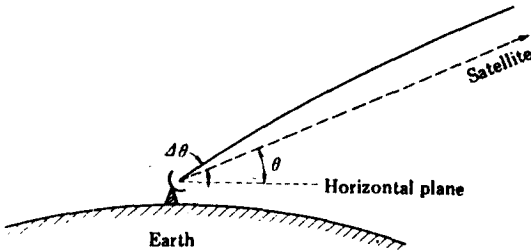


그림 15. 大氣圈 屈折率 變化에 따른 Tracking 誤差

나. 大氣 Scintillation : 大氣圈 屈折率의 不規則한 變動에 到來 電波의 受信強度와 光源의 強度가 變動하는 것으로 그 強度의 變動에 대한 標準偏差 (δx) 는 :

$$\delta x = \frac{1}{2} \log_{10} \left[\frac{32}{3} \sqrt{\pi \Delta n^2} \left(\frac{LA(\theta)}{\ell_0} \right)^3 \right]$$

F(p)] (db)가 되어 大 구경의 안테나 또는 望遠鏡에 의한 觀測時 影響이 크다.

다. 降雨·降雪影響 : 降雨·降雪時의 粒子에 의한 吸收와 散亂에 의한 減殺 및 散亂波의 受信到來 方向變動 그리고 交叉偏波 特性의 識別波 鈍化 (Cross-polarization discrimination degradation) 에 따른 受信強度의 變動과 偏波識別度 鈍化에 따른 追跡誤差가 發生된다.

2. 電離圈 影響 :

가. Faraday Rotation : 電波가 電離層을 通過時 地磁界 影響에 따른 plasma 에 의해서 Faraday 效果가 아래와 같이 發生되어 偏波面이 回轉함으로써 受信 안테나의 偏波極性 不一致에 따른 受信強度가 變化된다.

$$\Omega = \frac{e^3}{8\pi^2 m^2 \epsilon_0 f^2} \int_1 NB \cos \theta d\ell$$

$$= 2.365 \times 10^4 \frac{1}{f^2} \int_1 NB \cos \theta d\ell$$

여기에서 Ω : Faraday 回轉角度, f : 周波數, e : 電子의 電荷, m : 電子의 質量, ϵ_0 : 誘電率, N : 電子 密度, B : 磁速 強度, θ : 電波路와 地磁界와의 이루는 角度, ℓ : 電波通路 길이, 따라서 円偏波의 利用과 10GHz 以上の 높은 周波數 利用이 要求된다.

나. 電離層 Scintillation : 衛星으로 부터 送信된 電波가 電離層에 의한 振幅, 位相, 到來角, 偏波狀態 등의 不規則한 變動을 發生시키는 것으로서 sporadic-F, sporadic-E層의 發生時 影響이 많고, 電離層 狀態의 變動에 의해 크게 變化되어 太陽活動도 地球磁界의 變動, 地域 또는 時間 變化가 發生되며 中 緯度地域에서도 M/W帶에 까지 影響이 發生된 것이 報告되었다.

다. 到來角 變動 : 電離層內의 40 ~ 400 km의 高度에서의 電離層 密度가 攪亂되어 (Travelling Ionospheric Disturbance) 電離層을 通過하는 電波의 到來角이 變動되는 것을 말한다. 또한 Auroral Zone 에서의 Auroral 와 polar cap Absorption (PCA) 등의 현상에 의해서도 發生된다.

라. 電波 時間遲延 : 電離層을 通過하는 電波는 電子密度의 增加에 따라서 傳送時間의 遲延이 發生되고 使用 周波數帶역이 넓을수록 differential Group delay가 發生되어 Ranging 誤差의 發生要因을 일으킨다.

3. Doppler 效果

移動衛星과 地球局間의 相對速度 變化에 따라 發生되는 $\Delta f = \pm f_0 \cdot \Delta \dot{V}/c$ 의 doppler shift

發生으로 追跡 受信周波數 變動에 따른 追跡誤
차가 發生된다.

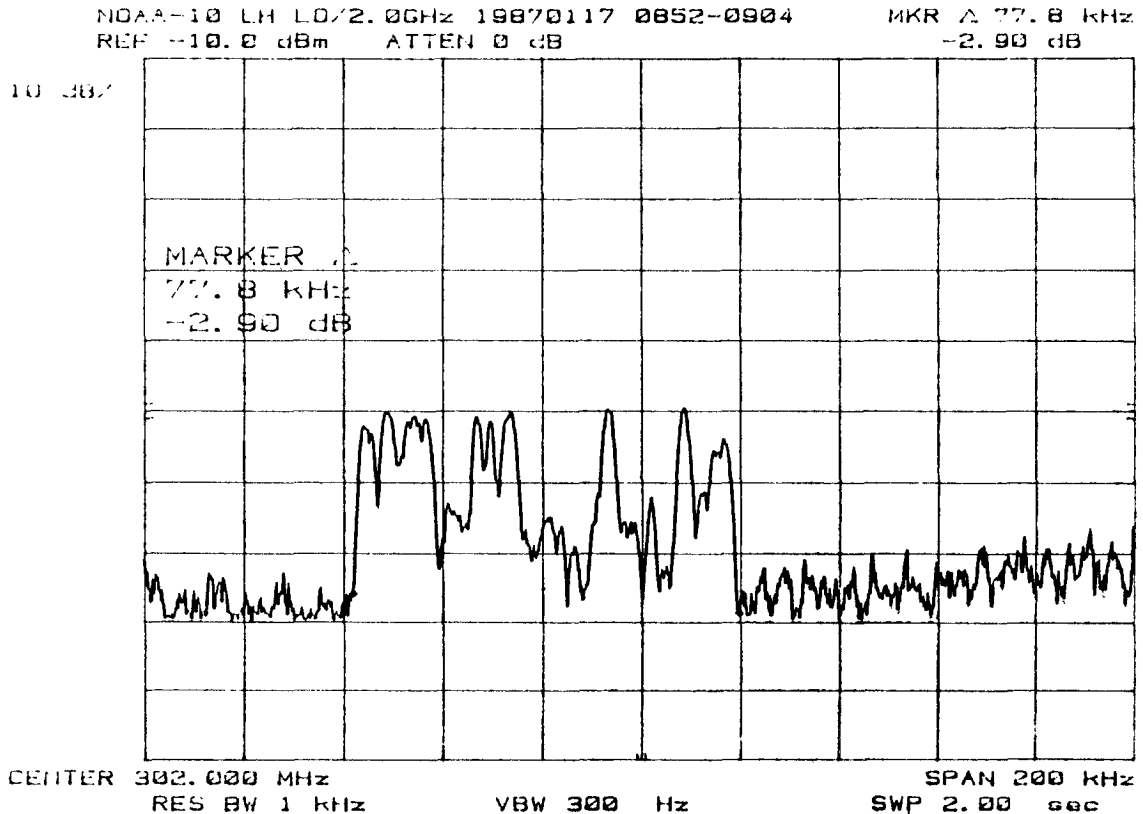


그림 16. NOAA-10 衛星追跡市 發生된 Doppler shift 受信 例(RRL)

V. 結 論

人工衛星이 우리 生活에 實用化되고 있고 限定된 資源의 管理와 開發 및 通信利用과 需要가 急增하고 있으며, 軍事的인 目的에서까지 宇宙가 兵器化 되고, 各國에서의 宇宙開發 競爭은 國力 象徵化되고 있는 實情이다. 이에 人工衛星 追跡과 監視 및 關係技術은 人工衛星 實用에 必要 不可決한 要素가 되고 있고, 앞으로 國內에서 實用化될 放送, 通信衛星 發射에 對備하여 人工衛星의 追跡과 關係技術 蓄積이 切實한 이때 當 電波研究所에서 設置 運用 實驗中인 多周波數帶 衛星追跡受信 裝置를 利用한 人工衛星이 追跡과

軌道 豫測技術 및 諸 關係影響을 研究할 것이며 關聯技術도 漸次 施設 擴充과 함께 遂行될 것이다.

參 考 文 獻

1. CCIR Rep.548 ; 1984. ITU
2. 육재림 外 2 ; “UHF 電波傳播研究(2)” ; 研究報告書 p.7 ~ p.60, Vol.38.(1979) 電波研究所
3. F.F.Slack and et al.; “Tracking and Display of Earth Satellites”; proc. IRE p.655 ~ 663, Apr.1960.

4. 野鳥正義 ; “人工衛星의 開發과 追跡管制”
; p.3 ~ p.13. 1978 電波振興會
5. CCIR Rep. 546-2 ; 1984. ITU.
6. E.G.Mueller et al ; “Communication Satellites”, p 37 ~ 67, 1964,
John Wiley
7. CCIR Rep. 843 ; 1984. ITU
8. Desmond King-Hele “Observing Earth Satellites” ; p.106 ~ p.143, 1982
9. CCIR Rep. 548-1 ; 1984. ITU
10. R. L, Easton et al ; “The Navy Space Surveillance System” ; Proc.
IRE, p.663 ~ p.669, Apr.1960.
11. CCIR Rep. 276-1 ; 1974. ITU
12. D.R Rhodes ; Introduction to Monopulse, 1980. Rep.
13. CCIR REp 700-1 ; 1984. ITU
14. 육재림 外2 ; “UHF 電波傳播研究” ; 研究
報告書 p. 7 ~ p.51. Vol 32. 1978. 電
波研究所
15. K. Takahash et al.; “Error in Range
of a ground station to a stationary
satellite in Range-Rate Measureme-
nt induced by the Atmosphere” ; p.
99 ~ p.115, Vol.16, 85/86, JRRL
16. G.C.Weiffen Bach ; “Measurement
of the Doppler shift of Radio Tran-
smission from Satellites” ; Proc.
IRE, p.50 ~ 758. Apr.1960.