

行政院及所屬各機關出國報告
(出國類別：實習)

「汰換桃園及臺中終端航管雷達案」

工廠訓練出國報告書

服務機關：民用航空局飛航服務總臺

姓名職稱：張照宗（臺長）、吳勝國（幫工程司）

派赴國家：日本

出國期間：103/08/15 ~ 103/09/28

報告日期：103/10/24

目錄

壹、目的	3
貳、過程	4
參、內容	5
第一章 初級雷達基礎原理介紹	5
1-1、初級雷達基本工作原理	5
1-2、MTI 檢知電路.....	7
1-3、MDF 及 CFAR 檢知電路.....	10
1-4、脈波壓縮 (PULSE COMPRESSION)	13
1-5、靈敏度時間控制 (STC)	15
第二章 初級雷達(NPG-1460F)系統介紹	17
2-1、NPG-1460F 系統簡介.....	17
2-2、天線系統	19
2-3、導波系統	21
2-4、固態元件發射機	25
2-5、信號產生/接收機	29
2-6、監控系統	33
第三章 次級雷達基礎原理介紹	37
3-1、次級雷達基本工作原理	37
3-2、次級雷達發射及接收場型	39
3-3、航機方位的計算	40
3-4、次級雷達詢問訊號及回答訊號介紹	43

3-5、Mode S 詢問格式與回答格式簡介.....	46
3-6、Mode S ALL CALL / ROLL CALL 程序.....	47
3-7、OVERLAPPED INTERROGATION	49
3-8、MIX MODE	50
3-9、靈敏度時間控制 (STC)	53
第四章 次級雷達系統架構介紹	56
4-1、次級雷達架構說明	56
4-2、SSR TR/SP 細部架構說明.....	58
4-3、電源模組	63
4-4、發射功率調整	64
4-5、VSWR 監測.....	65
4-6、SSR TR/SP 之切換及狀態指示介面.....	66
4-7、卡片置換	69
肆、心得與建議	71

壹、目的

桃園國際機場及臺中航空站一為肩負大部分對外國際航空運量之國際機場，另一為含國內、國際線之全方位機場，為增進飛航安全、提供機場精確近場終端服務，於民國 83 年架設桃園及臺中 ASR-9/MSSR 終端航管雷達，以提供全面化之雷達管制服務，另鑒於桃園國際機場之重要性，於民國 94 年增設桃園第 2 套終端航管雷達 (STAR 2000)，建構成雙套互為備援之架構，可避免若雷達服務中斷而影響航機離/到場管制之情況發生，進而提升飛航服務品質。

惟原架設之桃園及臺中 ASR-9/MSSR 終端航管雷達目前已使用逾 15 年，系統老化、穩定性有下降之趨勢，且零件亦購買不易，再以，該等雷達為提供航管自動化系統航空管制之重要設施，爰編列「汰換桃園及臺中終端航管雷達案」對桃園及臺中 ASR-9/MSSR 終端航管雷達，執行例行性汰新作業，以確保該空域雷達服務品質。

本案採購之終端航管雷達每系統各有 1 套雙機測距達 80 哩之初級雷達 (PSR)、1 套雙機測距達 200 哩之次級雷達 (SSR) 及各項監控系統等裝備，新系統除可滿足現有 ASR-9/MSSR 雷達之涵蓋區域外 (現有初級雷達涵蓋範圍為 60 哩)，並可擴大新購系統與其他雷達現所不及之多重涵蓋效果，此外，為解決次級雷達彼此間相互干擾、減少航機上答詢器之過負荷、增加航機目標之位置精確度，並提供所需之陸-空數據傳輸鏈路、增加雷達系統功能及提高飛航安全，本次採購之次級雷達具有 Mode S 功能，以因應我國擁塞空域之特殊需要。

本採購案經公開招標後由得標廠商 NEC Corporation 依合約相關規定，執行之工廠訓練，以期能提昇對系統的了解和故障時維修的能力，提高系統整體的工作妥善率，使本設備發揮最大使用效率。

貳、過程

一、參訓人員：

張照宗 民用航空局飛航服務總臺桃園裝修區臺 臺長
吳勝國 民用航空局飛航服務總臺桃園裝修區臺 幫工程司

二、日期：民國 103 年 8 月 15 日至 103 年 9 月 28 日，共計 45 日。

三、行程概要(以下為臺灣地區之時間)：

- 1.103 年 8 月 15 日搭乘長榮航空 BR198 班機出國，由桃園國際機場直飛日本東京成田機場（8 月 15 日飛抵）。
- 2.103 年 8 月 16 日至 103 年 9 月 27 日參加日本東京 NEC Corporation 工廠訓練。
- 3.103 年 9 月 28 日搭乘長榮航空 BR197 班機返國，由日本東京成田機場直飛桃園國際機場（9 月 28 日飛抵）。

參、內 容

第一章 初級雷達基礎原理介紹

1-1 、初級雷達基本工作原理

初級雷達包含發射機、接收機、天線等三個基本構件，發射機每秒產生約 690 個射頻脈波，再經指向性天線發射出去，脈波頻率在 2,700~2,900MHz 之間 (S-Band)，發射功率約 25kW (Peak Power)，天線以每分鐘 12 轉之速度不停旋轉，所以天線大約每轉動 0.104 度就有一個脈波發射出去，而此發射脈波遭遇障礙物時會有少量電磁波反射回來 (稱為回波)，發射脈波及回波均以光速行進，接收機接收到此回波時，依據此時之天線旋轉角度及發射波束的指向性就可得知障礙物之方位，並依據發射脈波及接收回波之時間差可推算出障礙物之距離。

前述會形成回波之障礙物包含航機、山、建築物、雲等各種不同形式之物體，接收機依據回波的特性設計出一系列檢知電路，以將山、建築物、雲等障礙物 (又稱 Clutter) 之回波濾除，而將航機 (又稱 Target) 之回波檢測出來。這些檢知電路包含 MTI (Moving Target Indicator)、MDF (Multi-Doppler Filter)、CFAR (Constant False Alarm Rate) 等，後續會針對這些技術電路個別介紹。

為了得到方位角或仰角之解析度，通常會設計較窄之波束，而天線之大小直接影響波束寬度之大小 (成反比)。如圖 1.3 所示，天線波束寬度 (半功率寬度約為 1.3 度) 仍較兩相鄰發射脈波之天線旋轉角度差 (約 0.104 度) 大上十數倍，以致於當接收機接收到回波時，只表示標的物方位與此時之天線旋轉角度在一個波束寬度內，運用如圖之 Sliding Window 技術，記憶所有接收到回波所對應之天線旋轉角度 (如圖 1.3 之小圓點)，其中心點才是標的物方位，如此可大大提升方位之解析度。

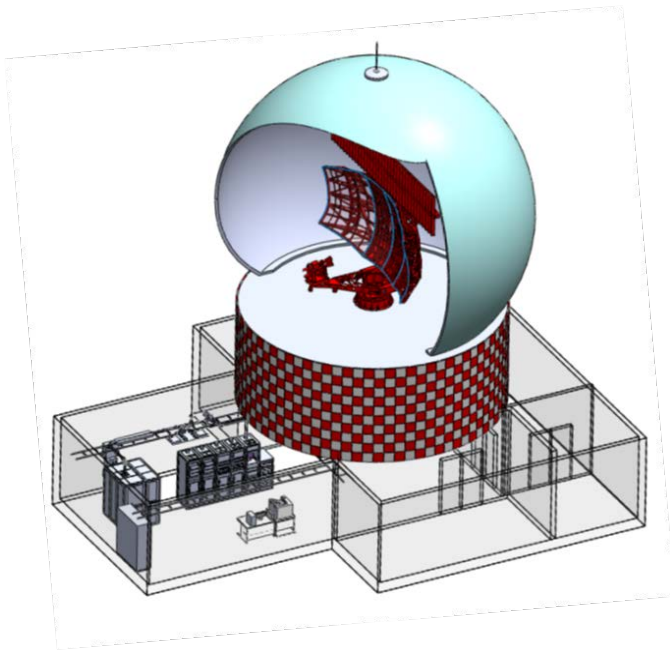


圖 1.1 雷達示意圖

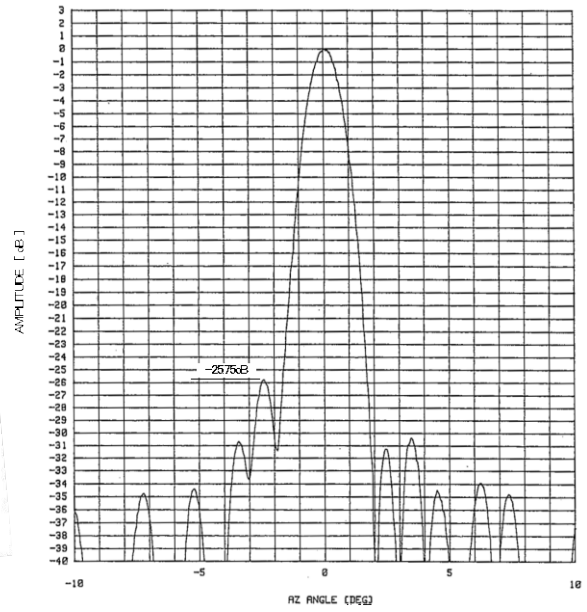


圖 1.2 天線場型

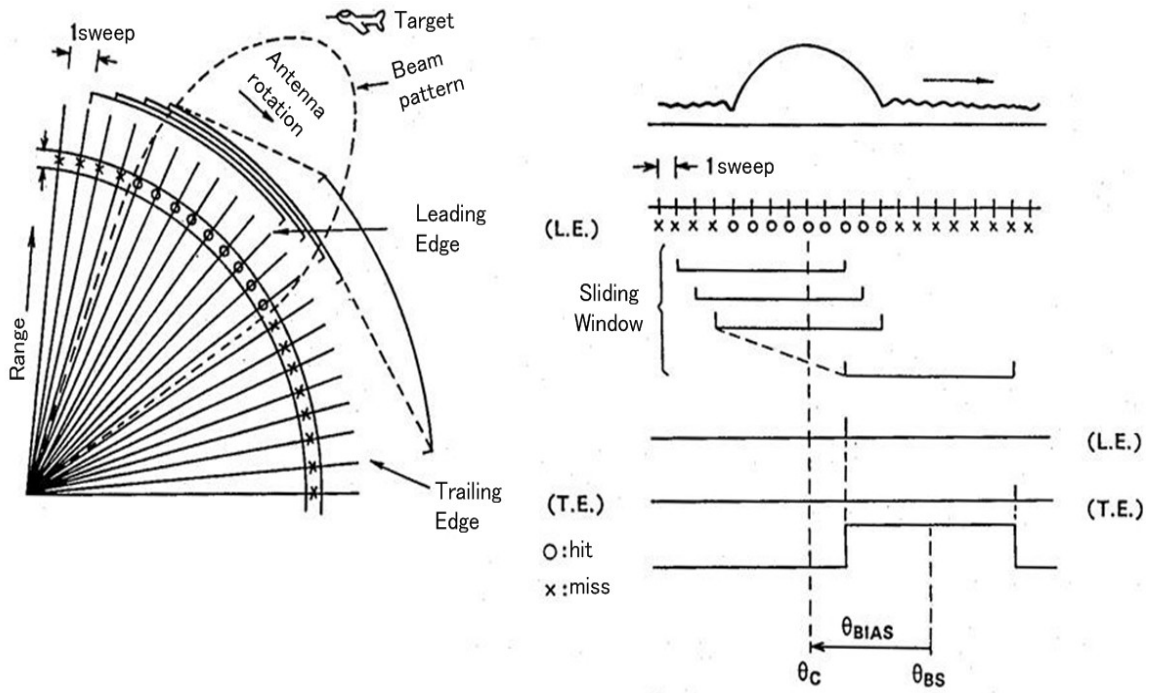


圖 1.3 Sliding Window 技術

1-2、MTI 檢知電路

會形成回波之障礙物包含固定物（如山、建築物等）及會移動之物體（如航機、雲等），MTI 檢知電路的目的就是要將山、建物等固定物之回波消除。

本案 NEC 雷達發射信號之載波係由 STALO（1,870~2,070MHz）、COHO（820.2876MHz）、SYNC Clock（77.6999MHz）等振盪器相乘而得，發射信號載波之數學式可寫成 $A \cdot \cos(2\pi(f_a + f_b + f_c) \cdot t)$ ，其中 f_a 、 f_b 、 f_c 分別為 STALO、COHO、SYNC Clock 等振盪器之頻率，假設回波信號到達接收機時之相位落後發射信號 α 相位（如圖 1.4），所以到達接收機之回波信號數學式可寫成 $B \cdot \cos(2\pi(f_a + f_b + f_c + f_d) \cdot t - \alpha)$ ，其中 f_d 表示都卜勒頻率偏移，經過與 STALO 及 COHO 振盪器解調並濾波後之信號數學式可寫成 $C \cdot \cos(2\pi(f_c + f_d) \cdot t - \alpha)$ ，亦即回波接收信號之相位差會保留出現在解調後之中頻信號中，此 α 相位與障礙物之距離有關，亦即若障礙物為固定物，則第二次接收到該障礙物回波信號之相位仍為 α （因兩次的脈波發射至接收回波所行經距離相同），而若障礙物是移動物體，則第二次接收到該障礙物回波信號之相位應不為 α ，因此 MTI 檢知電路會比較這一次中頻接收信號之相位與上一次中頻接收信號之相位，若兩者相位相同，則這一次的中頻接收信號會被消除，藉此動作將固定物之回波信號消除。

惟當航機對雷達陣地切線飛行時（徑向速度為 0），因兩次之脈波發射至接收回波之距離相同，此航機回波會被視為固定物回波而被消除，無法偵測出航機。

此外，當航機對雷達陣地之徑向飛行速度 $V_b = n/2 \cdot \lambda \cdot \text{PRF}$ 時（ n 為任一常數； λ 為本地振盪器信號之波長，亦為發射射頻脈波之波長；PRF 為脈波重複率，亦即每秒之發射脈波數，在此為 690），因 $V_b \cdot \text{PRI} = n/2 \cdot \lambda$ （ $\text{PRI} = 1/\text{PRF}$ ，為發射脈波之間隔時間），亦即相鄰兩次發射脈波之間隔時間，航機往（或離）雷達陣地恰好移動了半波長的倍數距離，所以發射波與回波的總傳播距離減少（或增加）了全波長的倍數距離，因此兩次接收信號之到達相位

差為零（相差 360 度的倍數），此時的航機回波會被視為固定物回波而被消除，航機無法被偵測出，此時航機之徑向飛行速度稱為盲速（Blind Speed），所以可以說盲速的現象是 MTI 檢知電路所造成的。

MTI 檢知電路就是 PSR RECEIVER 模組內之 Canceller 電路。

本案 NEC 雷達採用 Stagger 技術來克服盲速問題，如圖 1.5 之 AS TRIG 脈波串所示，發射脈波串之間隔時間（PRI）不再維持固定，而是改以 T1、T2、T3 等三種不同的間隔時間變化。

前述造成盲速之前提是 $V_b \cdot PRI = n/2 \cdot \lambda$ ，此時因 PRI 值不再固定，所以同一個徑向飛行速度不會一直造成盲速，除非徑向飛行速度達到 $\lambda/(2 \cdot T1)$ 、 $\lambda/(2 \cdot T2)$ 、 $\lambda/(2 \cdot T3)$ 之公倍數，才會一直造成盲速，無法被偵測出，但此時之徑向飛行速度已遠大於一般航機之可能飛行速度，所以實務上不會產生問題。

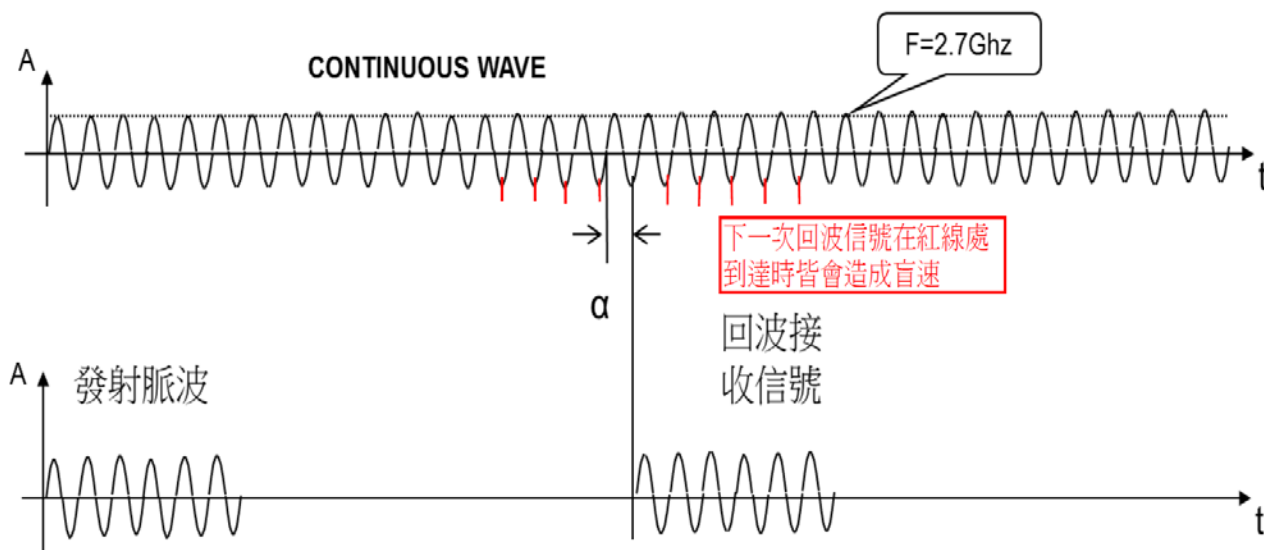


圖 1.4 盲速產生

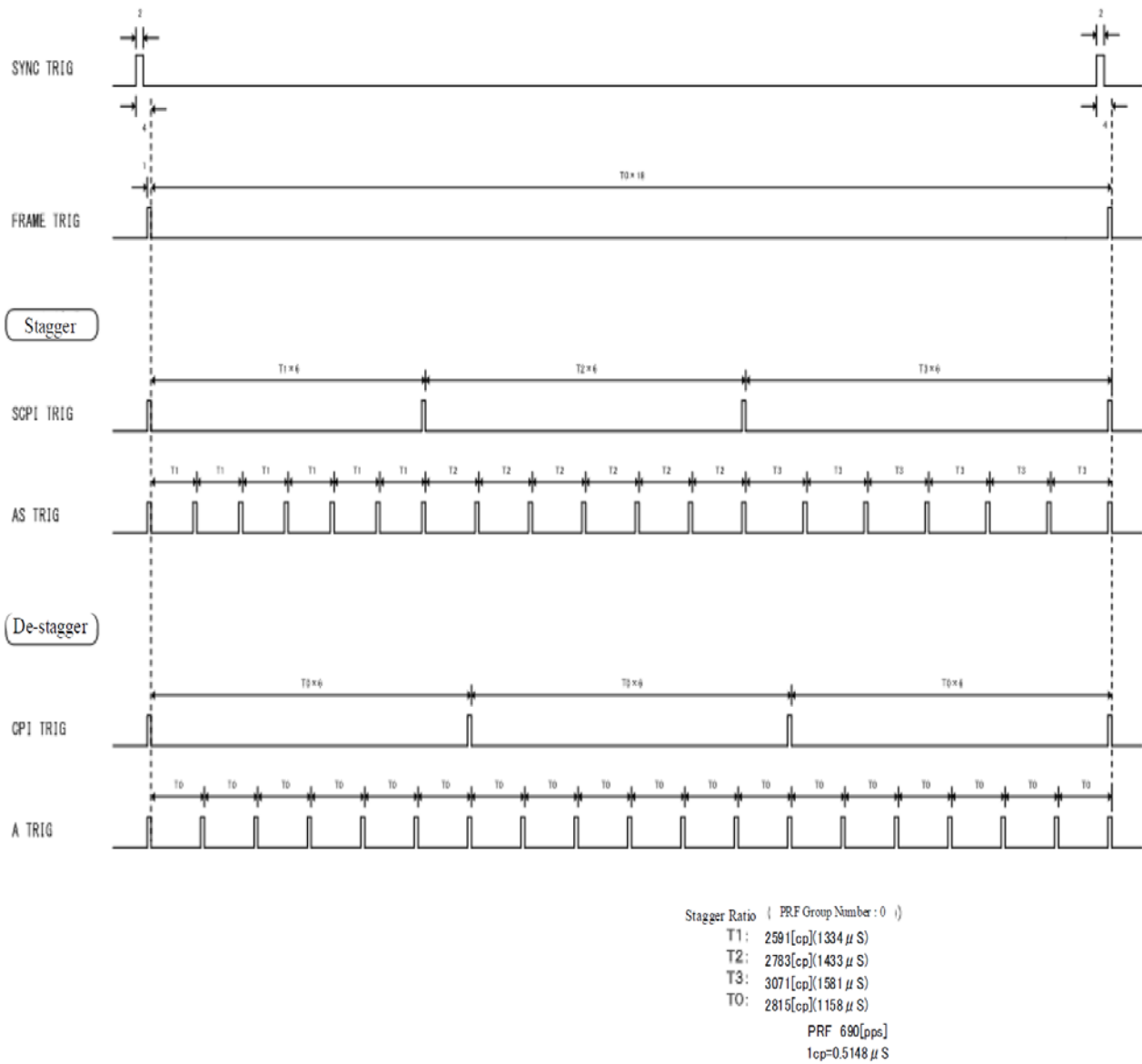


圖 1.5 Stagger 技術

1-3 、MDF 及 CFAR 檢知電路

如圖 1-6 及圖 1-7(a)所示，當山、雲、航機等物體相近時，其回波信號在時域上很難區分，但因該些物體相對雷達陣地各有不同之移動速動，故其回波信號亦各具有不同的都卜勒頻率偏移，因此在接收信號頻譜上會分離開來，其中，山、建物等固定物回波信號之都卜勒頻率偏移趨近於零，而雲及航機等移動物體回波信號之都卜勒頻率偏移較大，此外，雲的回波信號相較航機的回波信號而言，不管在頻域或時域上都具有較大之面積。

接收信號在來到 MDF 檢知電路之前會先經過 MTI 檢知電路處理，因此固定物之回波信號已被消除大半。

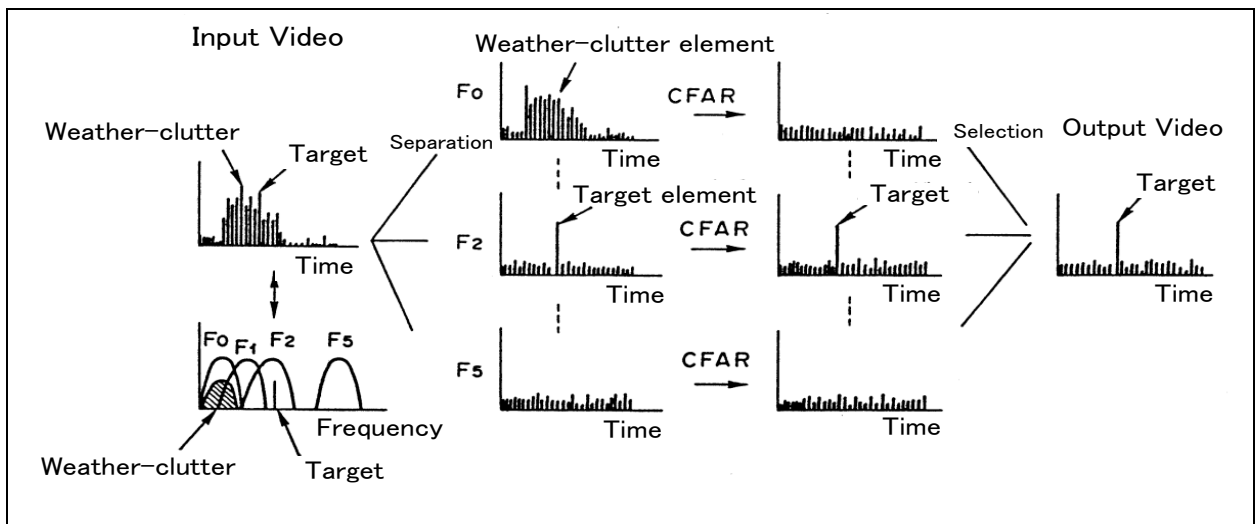


圖 1.6 MDF 結合 CFAR 技術

MDF 檢知電路就是設置多個都卜勒頻率濾波器，如圖 1-6 及圖 1-7(b)所示，每個濾波器之中心頻率各自不同，由都卜勒頻率為零漸次增加，因此其中應會有一組濾波器只通過航機回波信號，而將山、雲等回波信號濾除，當然也會各有一組濾波器只分別通過山或雲的回波信號，而將其餘的回波信號濾除。

各濾波器之輸出信號會各自經一 CFAR (Constant False Alarm Rate) 電路，所謂 False Alarm 就是雷達系統檢測接收信號時錯把雜訊判斷成目標信號，通常雷達接收檢測系統在設

計時，會希望具有一定品質以上的檢測準確性，又希望不要耗費太大成本，因此 CFAR 就成為一種適當被採用之檢測準則。

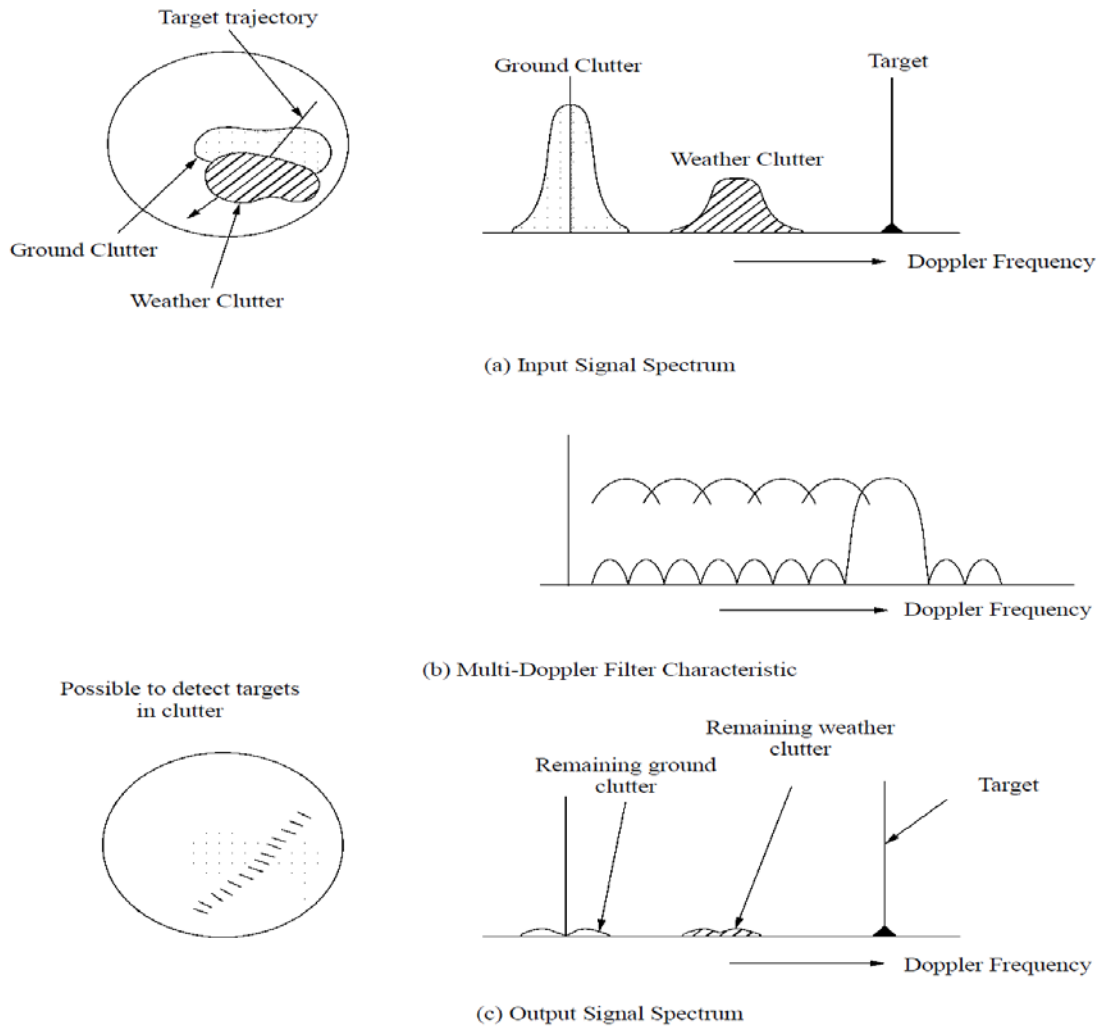


圖 1.7 MDF 技術

CFAR 電路方塊圖如圖 1-8 所示，將接收信號減去平均信號後輸出，參考圖 1-9 所示，其中實線表示平均信號，由圖可看出雲或山等大面積之物體回波會得到較大之平均信號，因此經 CFAR 電路後會被消除較大之信號。

所有 CFAR 電路輸出信號最後來到一選擇電路，該選擇電路會比較各輸出信號之強度，並選擇其中最強之輸出信號作為 MDF 檢知電路之輸出信號。前述提到山或建物等固定物回波信號已在 MTI 檢知電路被消除大半，而雲或山等大面積之回波信號在 CFAR 電路又會被消除較大

之信號，故此時以航機之回波信號強度最強，因而在眾多濾波器輸出之中，那一組只通過航機回波信號，而將山、雲等回波信號濾除之濾波器輸出信號將會被選擇，從而達到檢知航機回波信號，並濾除山、雲等回波信號之目的。

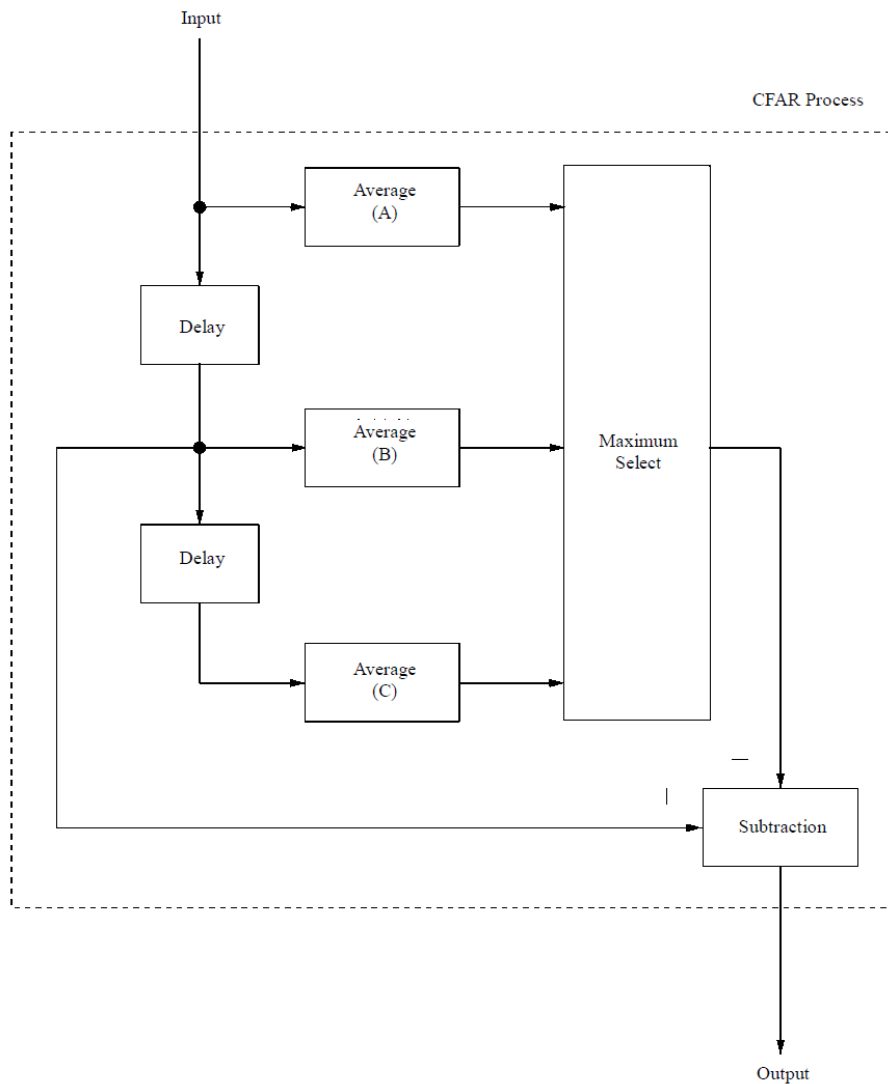


圖 1.8 CFAR 電路方塊圖

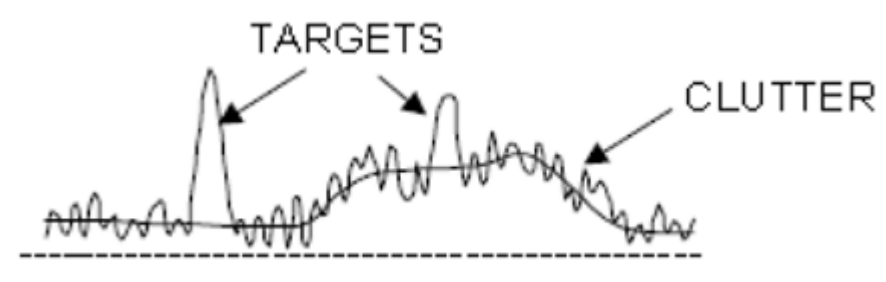


圖 1.9 CFAR 平均信號示意圖

1-4、脈波壓縮 (PULSE COMPRESSION)

在一般數位接收系統中，解調後之接收信號會被積分一個位元寬度後，再判斷此位元為 0 或 1，積分之後雜訊會互相抵減，而信號能量會累積，由此得到較佳之信號雜訊比，在實際電路中，積分器可被濾波器取代，因濾波器具有積分效果，而濾波器頻寬與積分時間成倒數關係，所以影響接收品質之因素不是發射信號之功率，而是發射信號之能量(功率乘以時間)，亦即高功率窄脈波與低功率長脈波相比，若兩者能量相同則具有相同接收品質，雷達接收系統亦是如此。

新雷達系統為了降低發射功率至 25KW，而將發射脈波寬度增加到 $80\mu s$ ，惟如此一來目標間的距離解析能力變差，因為兩目標物之回波信號相差在 $80\mu s$ 之內到達時，接收系統將無法分辨。為了能使用長脈波增加發射信號能量，又能不減低距離解析能力，新雷達系統使用了脈波壓縮技術。

本案 NEC 雷達使用快速傅立葉轉換 (FFT) 來達成脈波壓縮技術，為了容易說明也容易理解何謂脈波壓縮技術，以下以一般之脈波壓縮技術來做說明。

如圖 1.10 所示，長脈波不再是單一射頻頻率，而是由低頻率至高頻率漸次變化，為了說明方便，假設長脈波分成五個頻率時段，每個時段為 $16\mu S$ ，且假設回波信號在 $t=0$ 時到達接收機，從電路可看出在 $t=0$ 至 $t=64\mu S$ 時間內不會有信號輸出，而從 $t=65\mu S$ 開始到 $t=80\mu S$ ，五個頻率時段的信號同時來到輸出點，並疊加在一起，所以發射時為低功率長脈波，到達接收機之脈波壓縮電路之後又等效成高功率窄脈波了。

如果將長脈波分成 80 個頻率時段，每個時段為 $1\mu S$ ，且假設標的物 A 之回波信號到達時間為 $t=0$ ，而標的物 B 之回波信號到達時間為 $t=2$ ，則脈波壓縮電路輸出會在 $t=79\mu S$ 到 $t=80\mu S$ 出現標的物 A 之回波疊加信號，並在 $t=81\mu S$ 到 $t=82\mu S$ 出現標的物 B 之回波疊加信號，顯然距離解析能力得到提升。

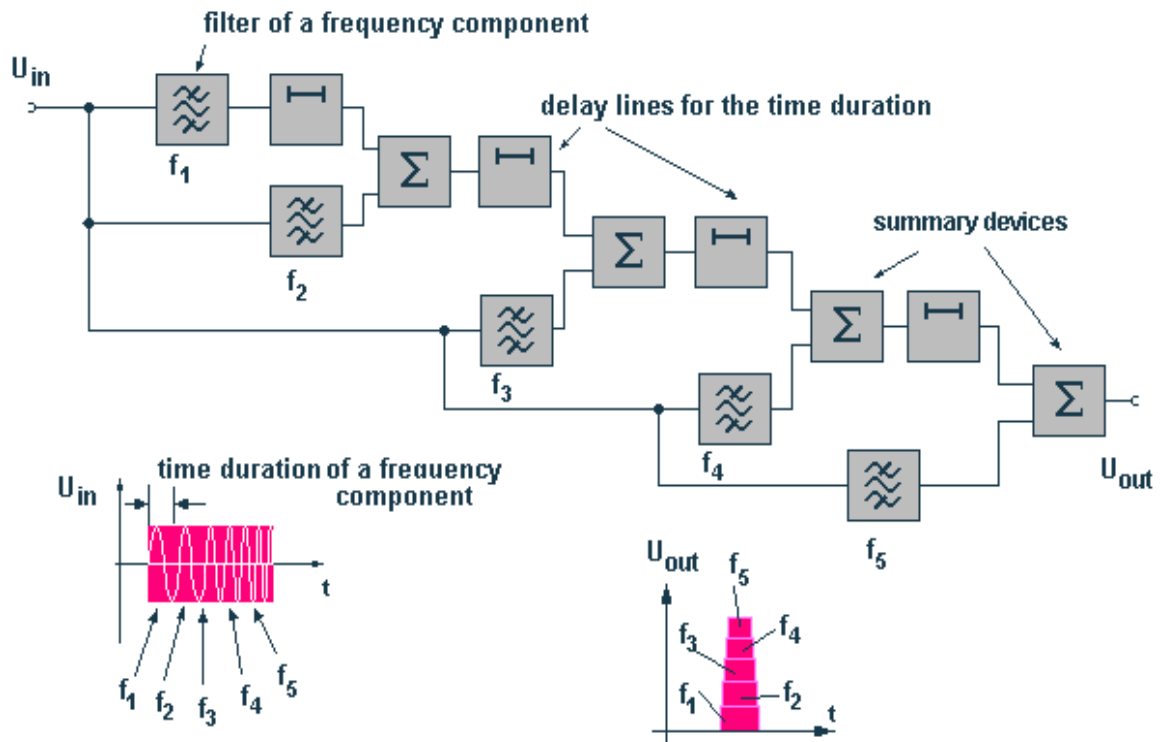


圖 1.10 脈波壓縮電路方塊圖

而若僅使用長脈波的話，由於發射脈波時接收信號會被抑制，亦即會有 $80 \mu S$ 的時間無法偵測信號，相當於距離雷達陣地 6~7NM 內之標的物偵測受到影響（電磁波行進 1NM 來回約需 $12.36 \mu S$ ），所以實際每次發射之脈波包含一次短脈波（ $1 \mu S$ ）及一次長脈波（ $80 \mu S$ ），如圖 1.11 所示，短脈波負責 0~7NM 範圍內之標的物偵測，長脈波負責 7~80NM 範圍內之標的物偵測。

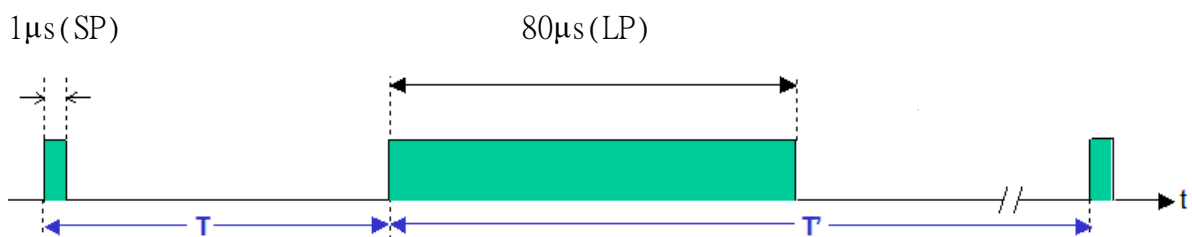


圖 1.11 發射脈波之波形

1-5、靈敏度時間控制 (STC)

靈敏度時間控制 (STC, Sensitivity Time Control) 電路設置於接收機之前端，用以將不同時間到達之回波接收信號予以不同程度之衰減，可設計使得近距離回波接收信號衰減較大、遠距離回波接收信號衰減較小，以平衡近距離回波空間損失較小、遠距離回波空間損失較大之物理現象；此外，針對山、大型建物等會產生較大回波信號之區域，也可事先設定區域並予以該區域之回波信號較大衰減，以保持回波接收信號大小在接收機之動態範圍內。

STC 衰減曲線係事先由 LCMS 之 ASR CHA/CHB Parameter 檔案中設定，有 STC TYPE (衰減曲線)、Depth (起始衰減值)、起始距離、結束距離、起始方位、結束方位等參數須設定，其中 STC TYPE 有 R4、R3、R2 及 F1、F2...F8 等幾種選項，其中，Rn 代表 R^n 曲線，表示衰減值隨距離的 n 次方降低 (時序圖上之時間可換算成距離， $1\text{NM} = 12.36\ \mu\text{S}$)，另 F1、F2...F8 皆表示平坦 (FLAT) 曲線，共可設定 8 個平坦曲線。

圖 1.12 是設定 STC TYPE 為 R4、Depth 為 60dB、距離範圍為 0~9NM、方位為 0~359 度之 STC 時序圖，在 AS TRIG 觸發後再經約 $91\ \mu\text{S}$ ，短脈波開始發射，之後啟動接收，此時為距離 0NM 之回波，STC 起始衰減值為 60dB (電壓 $=V_2=6\text{V}$ ，每 1V 代表衰減 10dB)，之後 STC 衰減值依 R^4 曲線開始減少，亦即距離越遠之回波衰減越少，超過 7NM 後，衰減值回復為 60dB，開始發射長脈波，直至接收 7NM 的回波信號時，STC 衰減延續短脈波接收終止時之衰減值，並依 R^4 曲線開始減少，直到接收距離達到 10NM (距離範圍設為 0~9NM，實際距離代表 0.0~9.99NM) 後終止，衰減值回到 0dB。

圖 1.13 是設定 STC TYPE 為 F1、Depth 為 10dB、距離範圍為 0~19NM、方位為 0~359 度，以及 STC TYPE 為 F2、Depth 為 20dB、距離範圍為 20~24NM、方位為 0~359 度，以及 STC TYPE 為 F3、Depth 為 30dB、距離範圍為 25~29NM、方位為 0~359 度之 STC 時序圖。

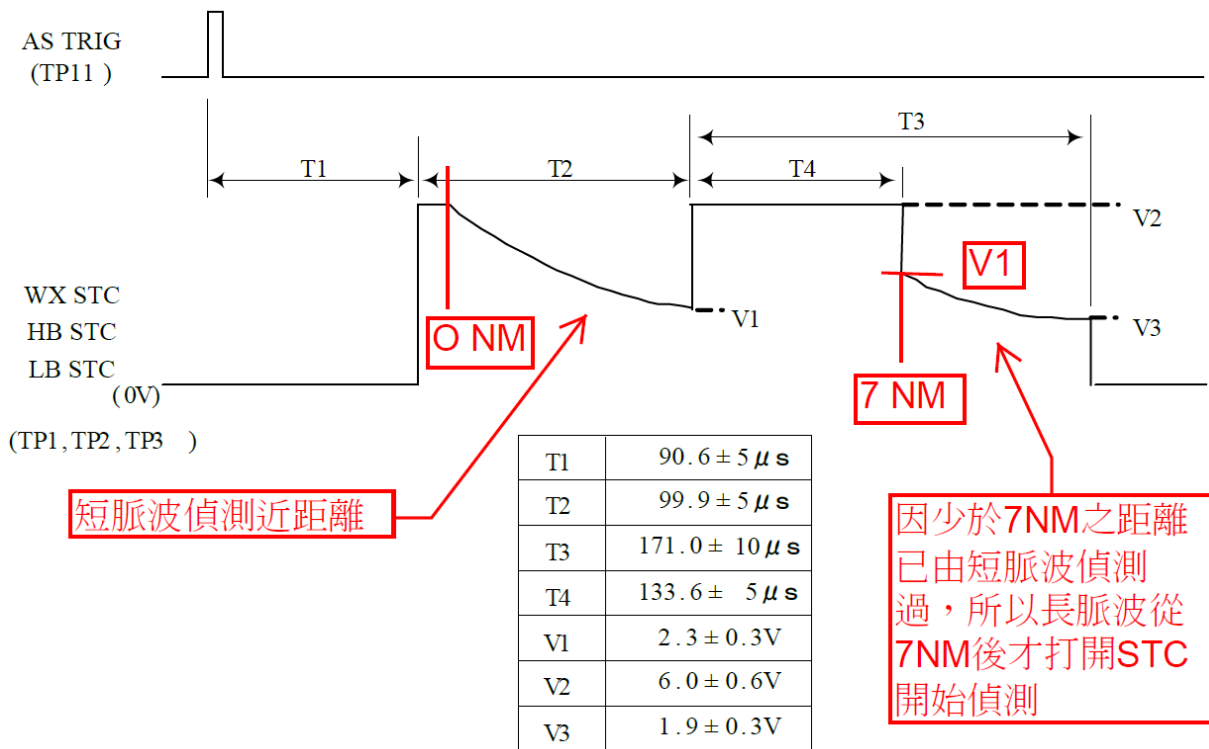


圖 1.12 STC 時序圖一

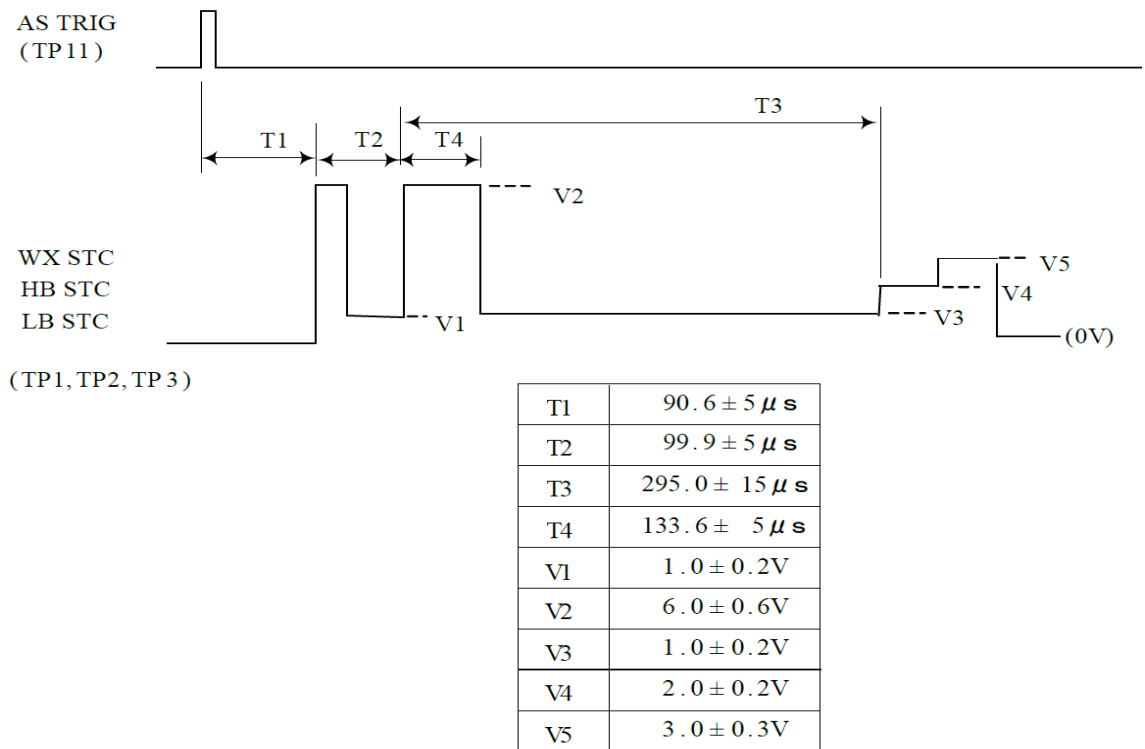


圖 1.13 STC 時序圖二

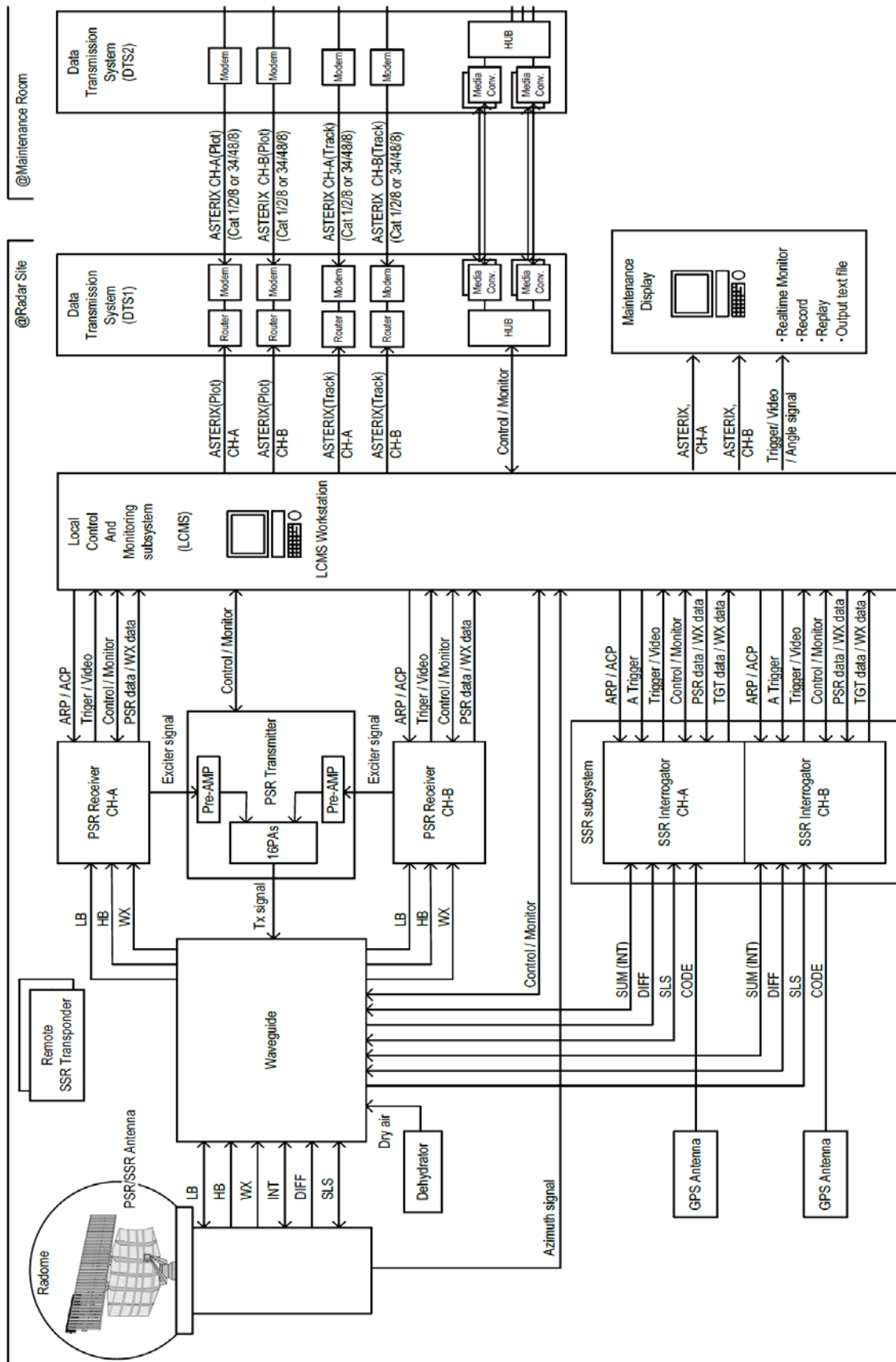


圖 2.2 雷達系統架構二

2-2、天線系統

天線系統 (ANT) 包含以下各項裝備：初、次級雷達天線、天線驅動裝備 (Drive Mechanism)、旋轉耦合器 (Rotary Joint) 及方位信號產生器 (Azimuth Change Pulse Generator)，初級雷達天線裝備提供垂直線性極化及圓型極化兩種極化方式的選擇，其方塊圖及示意圖如下。

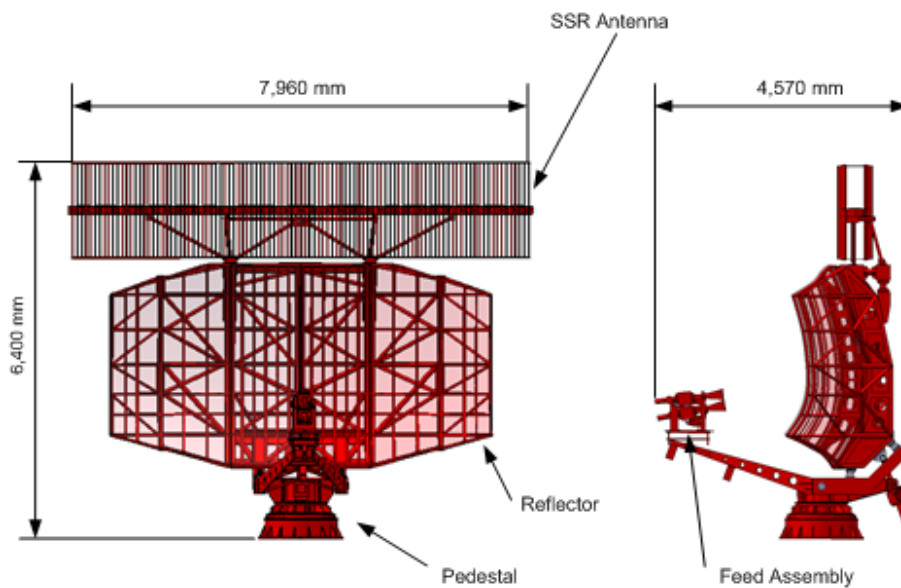


圖 2.3 天線尺寸圖



圖 2.4 天線構件名稱

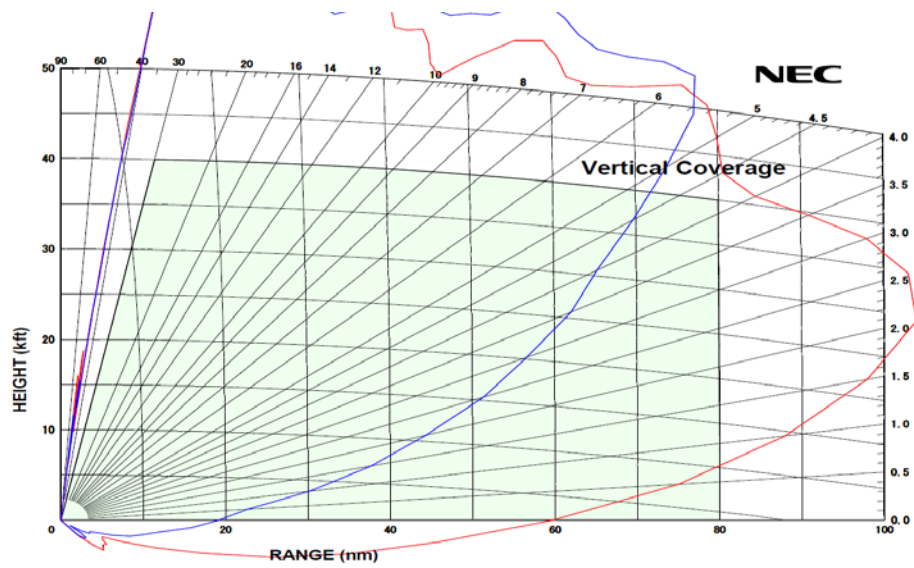


圖 2.5 初級雷達涵蓋範圍

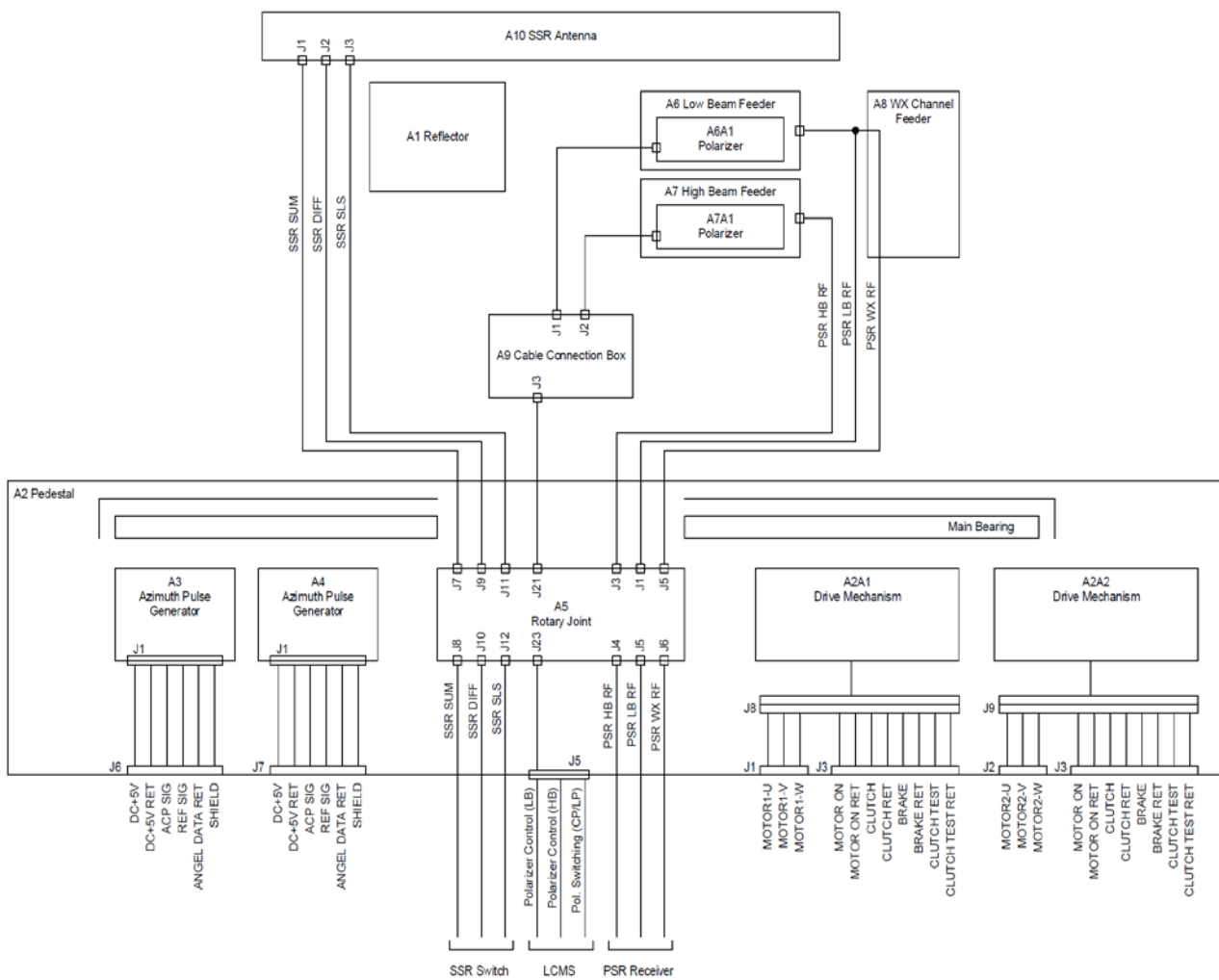


圖 2.6 天線側接線圖

2-3、導波系統

導波系統 (WG) 主要包含 Low Beam Feeder System (來轉換與介接 PSR TX/ RX)、High Beam Feeder System 以及 Weather Channel System。

- (1) Low Beam Feeder System：傳導 PSR TX 發射之脈波信號經由一個定向耦合器連接到 WG Switch 再至天線 Low Beam Feeder，這個定向耦合器可用來提供發射脈波及反射功率 (VSWR) 測量及監控點，WG Switch 可由 LCMS 控制信號來切換發射脈衝傳輸到天線系統或高功率的假負載上。並將天線 Low Beam Feeder 所接收的射頻信號經由發送脈衝同樣路徑送至環流器 (Circulator) 後分別導引至相對應之 PSR RX，若所接收信號的功率過大，則 TR Limiter 將會限制最高功率輸出，以保護後端接收設備。
- (2) High Beam Feeder System：天線之 High Beam Feeder 接收到信號後，送至 High Beam Amplifier 處理(低雜訊放大器 Low Noise Amplifier 用來放大射頻信號)，High Beam Amplifier 安裝在靠近天線 (馬達 Room)，以減少信號 loss，來確保更好的雜訊比。
- (3) Weather Channel：Weather Channel 的信號是由天線 Low Beam Feeder 後端所介接，接收到信號再經由 Frequency Separation 和 Diode Limiter，以防止過高的接收信號。
- (4) Low Beam Feeder 是由導波管 (Waveguide) 連接來提供發射和接收信號，High Beam Feeder 則是透過同軸電纜連接來接收信號。

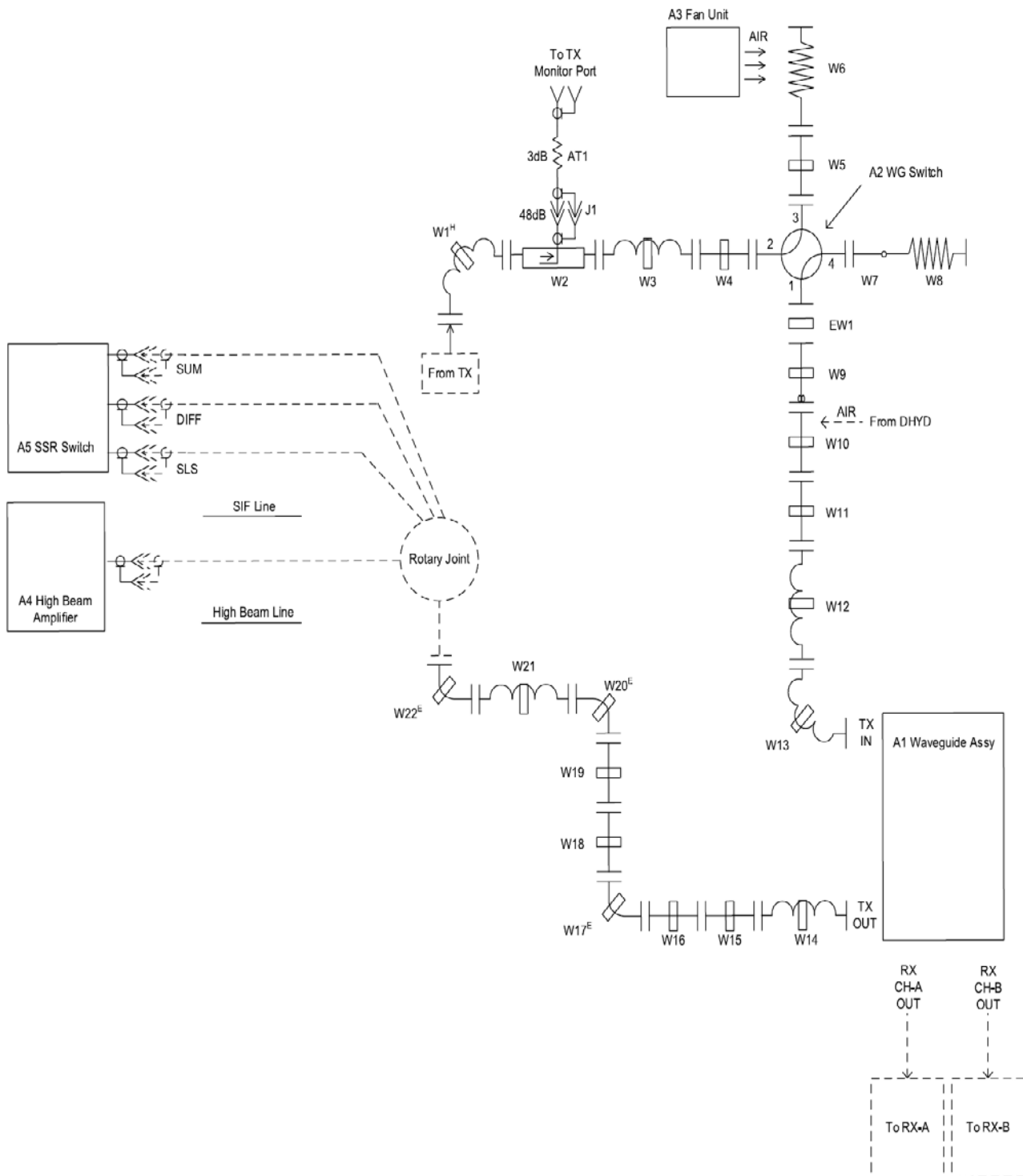


圖 2.7 導波系統方塊圖

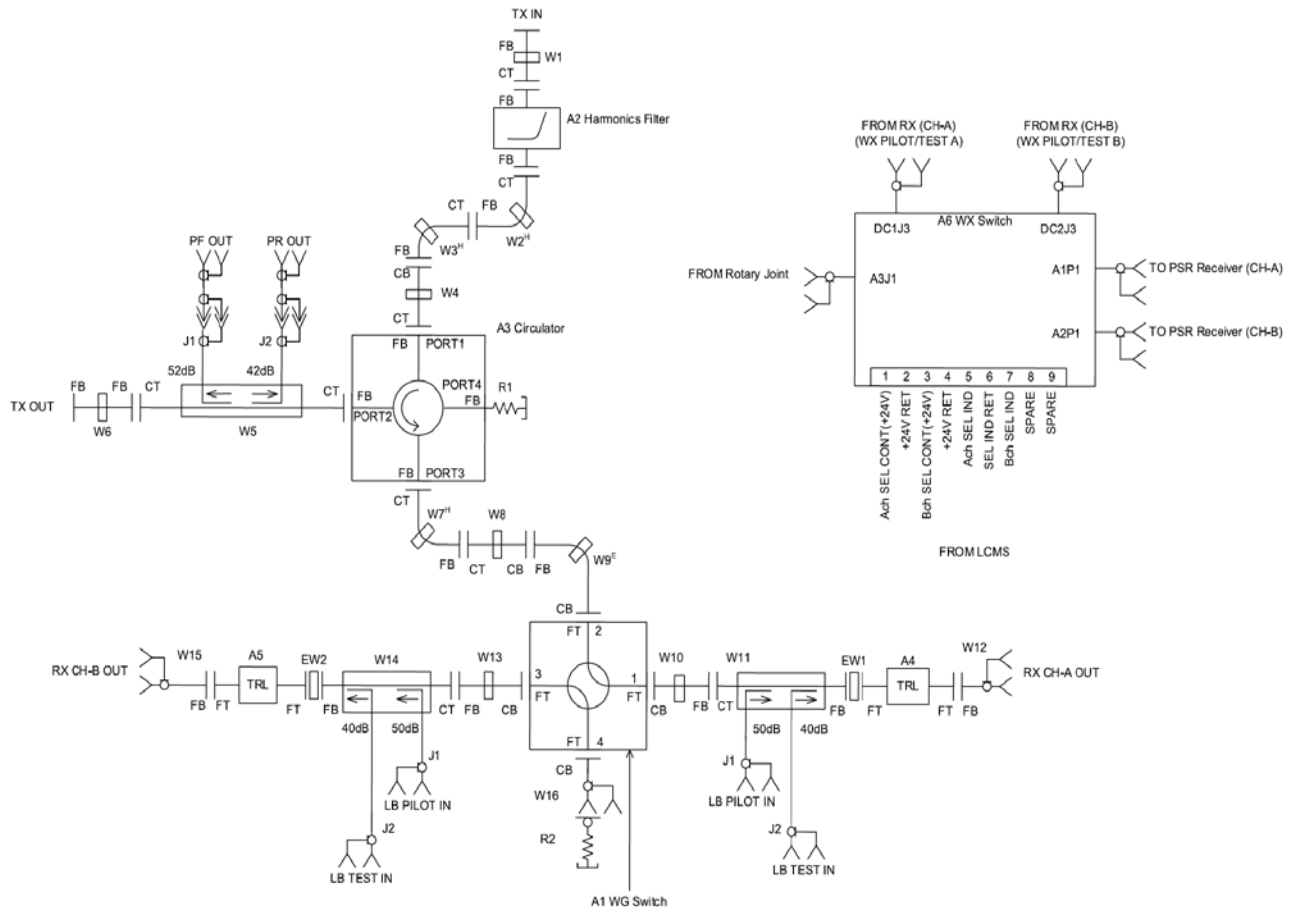
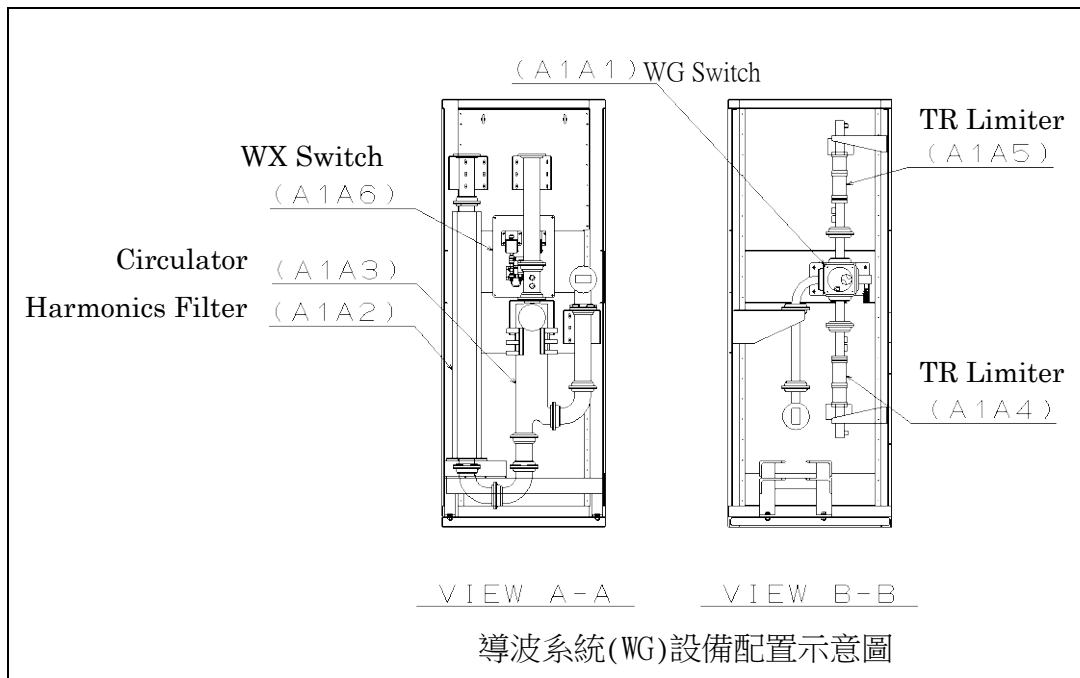


圖 2.8 Waveguide Assy 方塊圖



導波系統(WG)設備配置示意圖

圖 2.9 導波系統設備配置示意圖

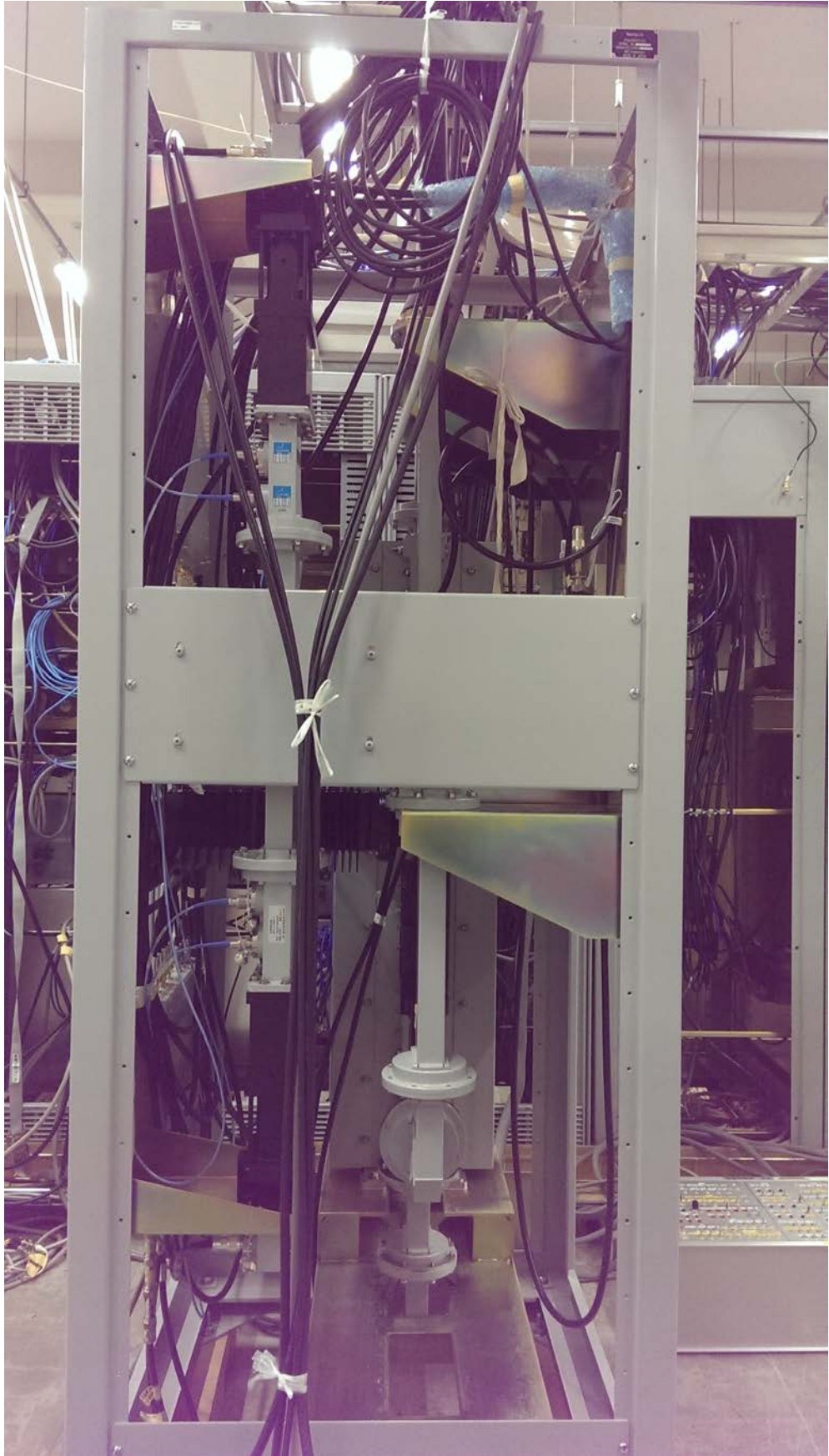


圖 2.10 導波系統設備實機照片

2-4、固態元件發射機

固態元件發射機 (PSR TX) 是全固態元件設計，工作頻率在 2,700~2,900MHz (S-band)，Short Pulse (SP=1 μ S) 及 Long Pulse (LP=80 μ S)，最後發射功率約 25kW (Peak Power)。其中包含 2 個 Power Driver (Dual)、27 個 Power Amplifier (Dual) 及 1 個監控模組 (Control Unit)。

- (1) Power Driver (Dual) 接收 Exciter 信號 (RF signal，從 PSR RX 送出，大約 0 dBm) 放大到 +40dBm (10W)，再經分配器 (Divider) 均分為 54 等份 (每份約 +17dBm (50mW))，供給 54 個功率放大模組 (Power Amplifier Module)。
- (2) 每個 Power Amplifier 內部均含有 2 Modules，每個 Module 將 Power Driver 送來之信號放大至 +58.7dBm (740W)，最後 Power Combiner 將 54 Power Amplifier Modules 送出之信號合併為 +74.3dBm (26.8kW)，然後再將信號送往 Waveguide Subsystem (WG)。
- (3) Control Unit 監控和顯示 Power Driver、Power Amplifier、Power Supply 及 Fan Unit 的狀態及故障訊息，再將這些狀態資料傳送至 LCMS (Local Control and Monitoring System)。

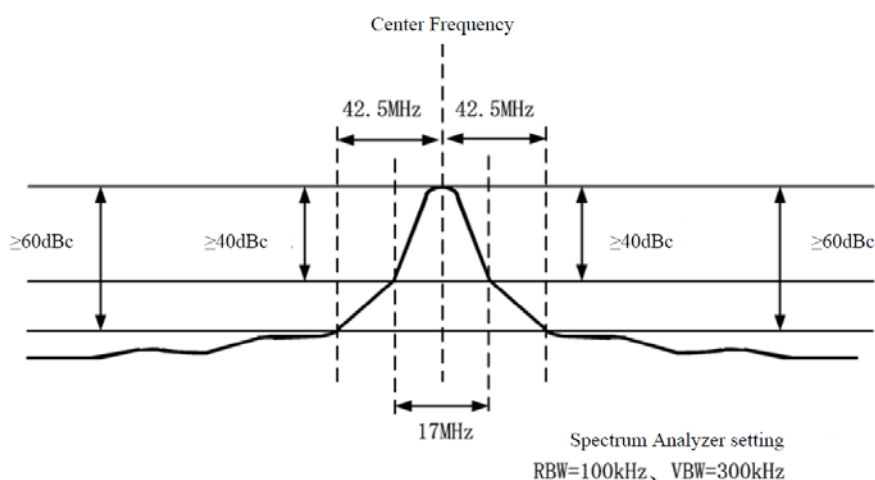


圖 2.11 發射信號之頻譜分析

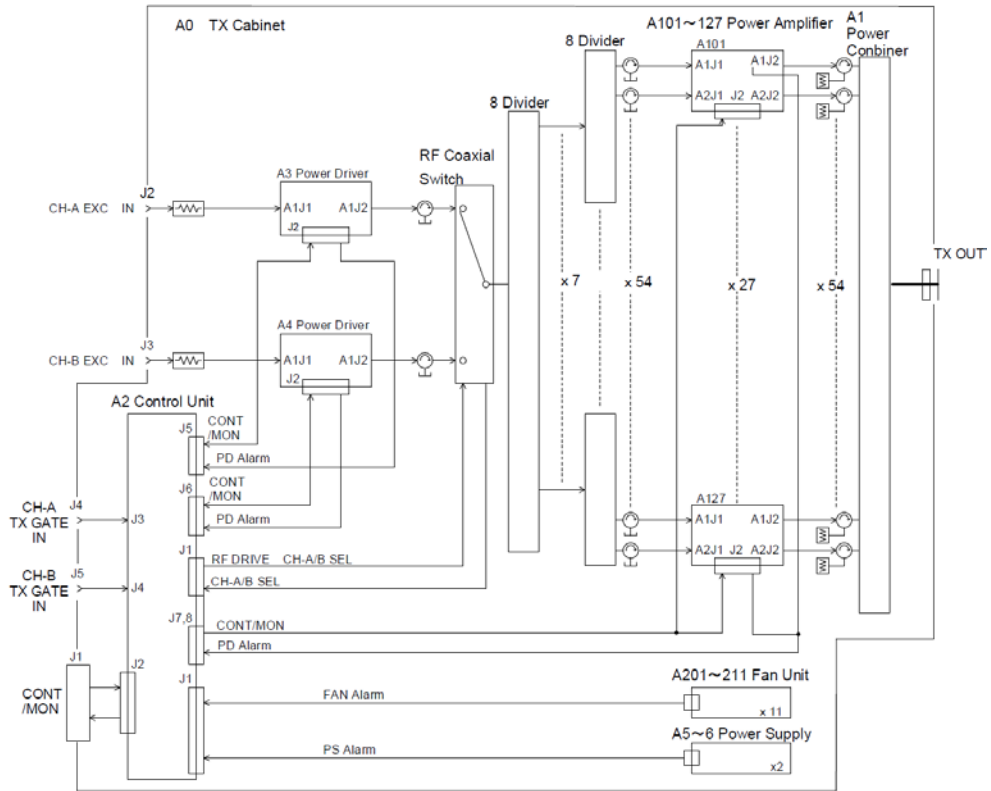


圖 2.12 初級雷達發射機方塊圖一

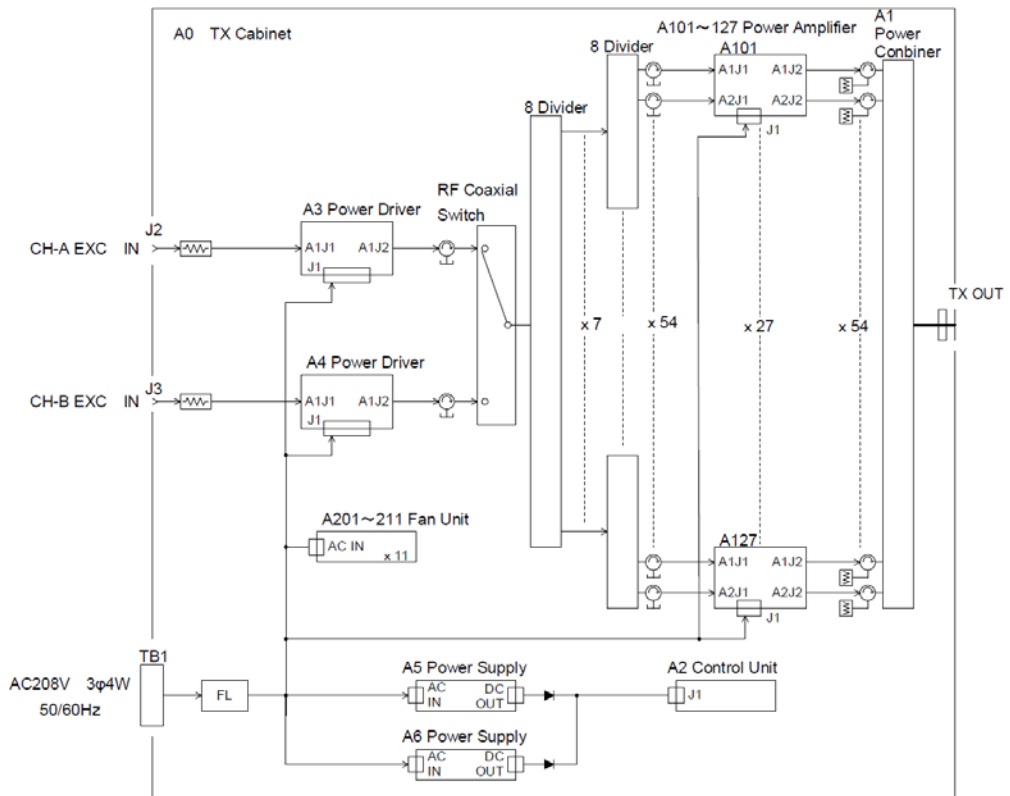


圖 2.13 初級雷達發射機方塊圖二

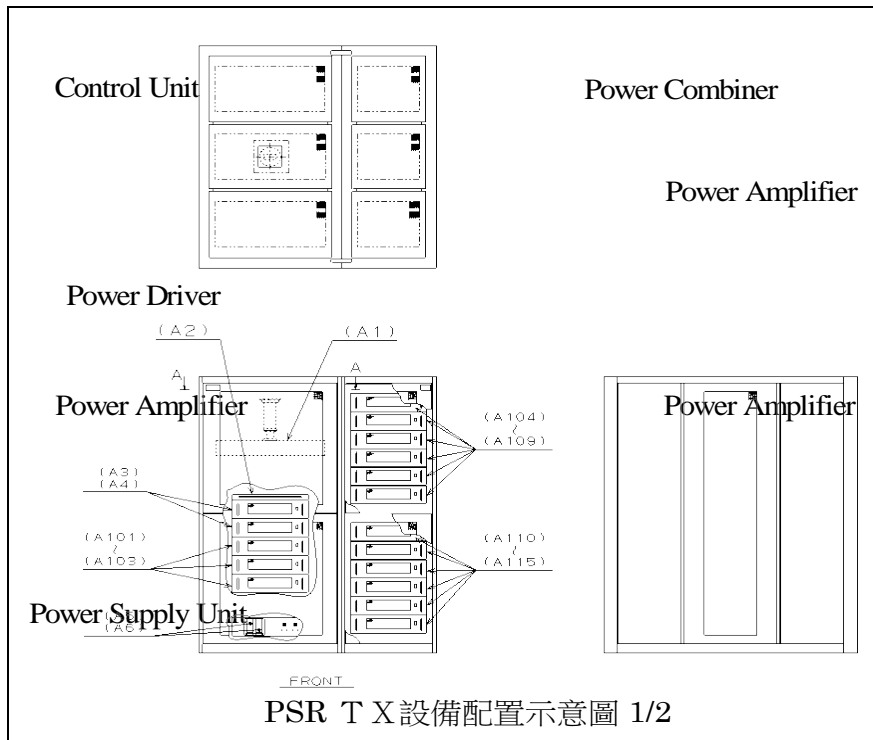


圖 2.14 初級雷達發射機設備配置示意圖一

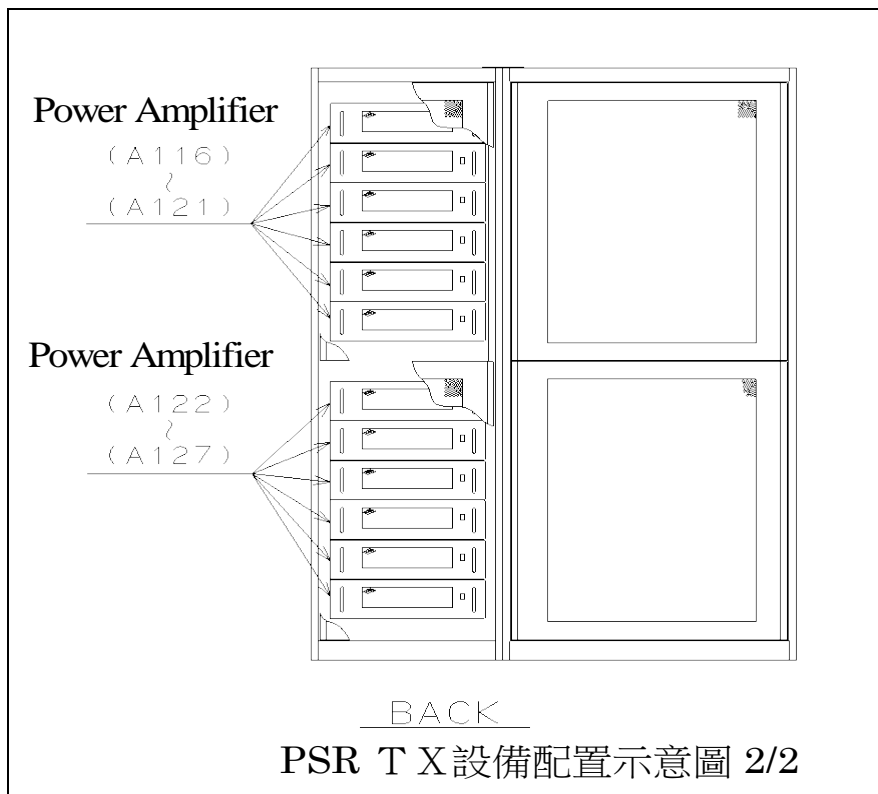


圖 2.15 初級雷達發射機設備配置示意圖二



圖 2.16 PSR TX 實機照片

2-5、信號產生/接收機

信號產生/接收機 (PSR RX) 產生雷達所需要的同步信號 (Trigger) 及 PSR TX 所需要之 Exciter 信號，例如 STALO=1,870~2,070MHz (PLL SYNC)、COHO=820.2876MHz (PLO)、SYNC Clock=77.6999MHz (OSC)。

雷達回波信號的檢測是利用濾波器及臨界值 (Threshold) 來判斷，為了獲得最佳的信號，接收航機回波及氣象回波 (RF 信號) 在進入系統接收機之前，會先通過 STC 電路，再來到低雜訊放大器 (Low Noise Amplifier) 放大信號及濾波，以提高信號的 SNR，之後與參考頻率 STALO 及 COHO 混頻後產生 9.7MHz 之中頻信號 (IF signal) 送至類比/數位轉換器及數位檢波器 (Digital Phase Detection) 後產生 I-video 與 Q-video 信號，送至信號處理器 Signal Processor (SP)，SP 使用 MTI、CFAR、MDF 等功能分離及檢出目標物 (Target)，並提供 MTI Video 信號及 NORM Video 信號。

接收機電路中包含 Pilot 及 Test 兩種測試信號，如圖 2.19 所示，其中 Pilot 測試信號係由 Exciter 單元產生，經 RF Amplifier 後一分為三，分別送往 HB Amplifier、WG Switch 及 WX Switch，再分別耦合進入 HB、LB、WX 等接收路徑中，藉以監測各接收路徑之品質，此 Pilot 測試時序係利用每次發射短脈波前之空檔時間進行持續之監測，因而不影響雷達信號之偵測；而 Test 信號係維護者欲進行信號量測時由外部饋入，維護者可依欲測試之接收路徑，而選擇由 HB、LB 或 WX 外部端子饋入，測試時會影響雷達信號之偵測，因而只能選擇由 Standby 接收機饋入信號做測試。

另 HB Amplifier 放置於靠近天線處的原因，係因為 HB 接收信號從天線到接收機係走同軸電纜，而非如 LB 接收信號走導波管，同軸電纜之信號損失較導波管大，所以須在靠近天線處先經 HB Amplifier 之 LNA 放大器將信號放大，如此可得到較好之接收品質。

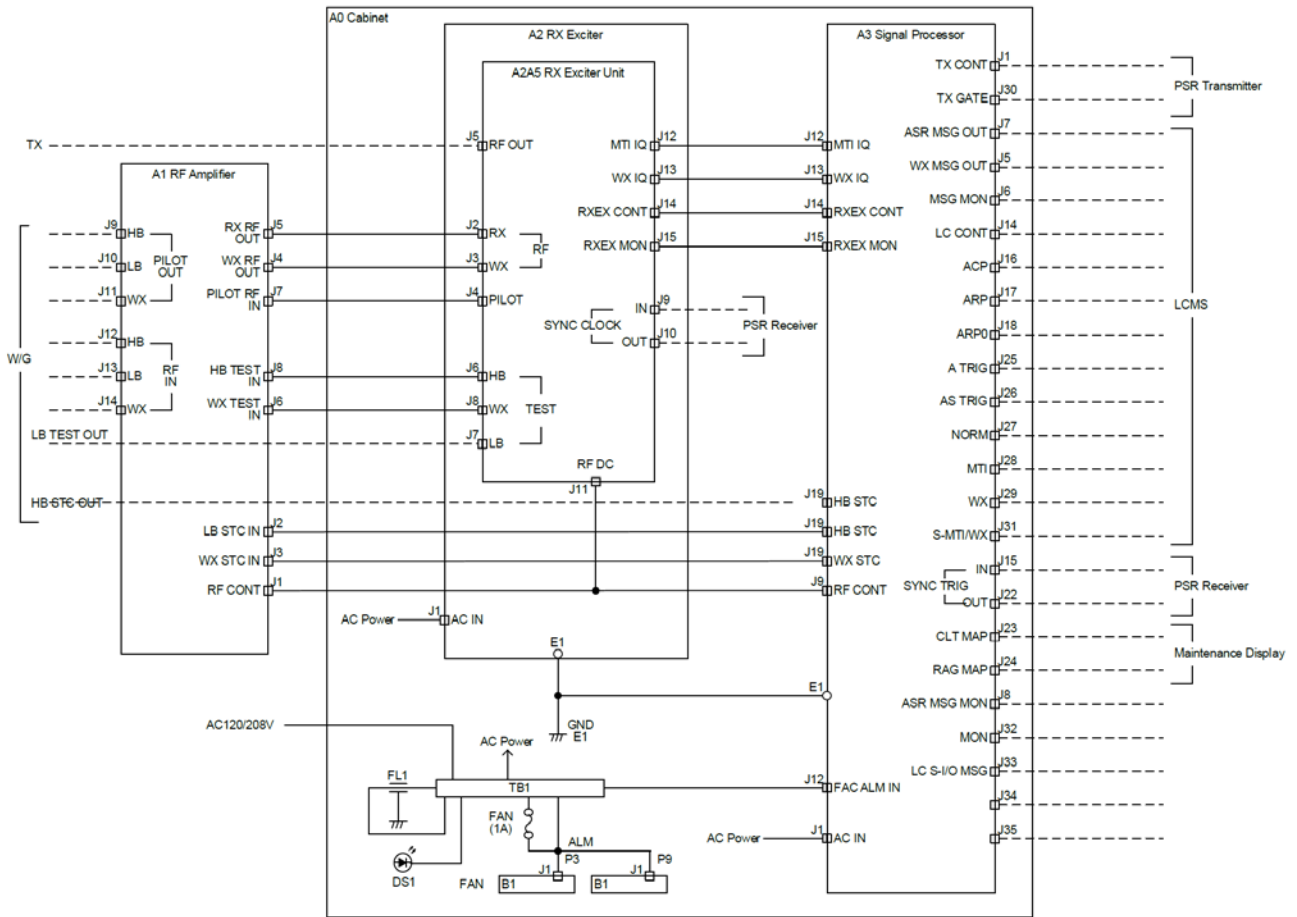


圖 2.17 PSR RX 電路方塊圖一

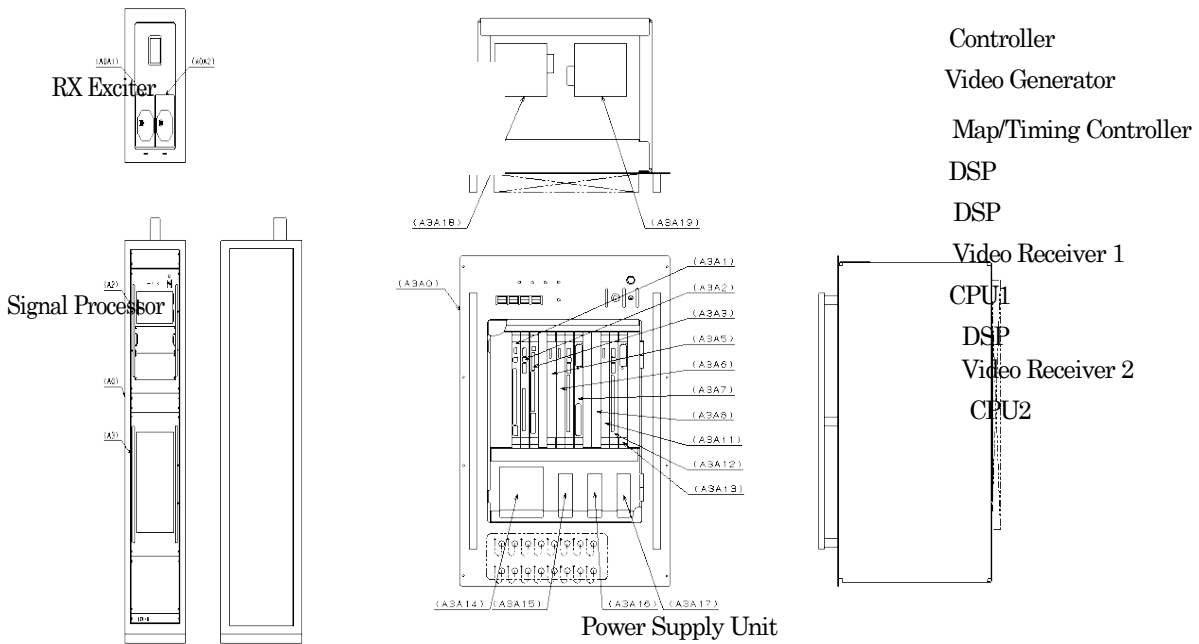


圖 2.18 PSR RX 設備配置示意圖

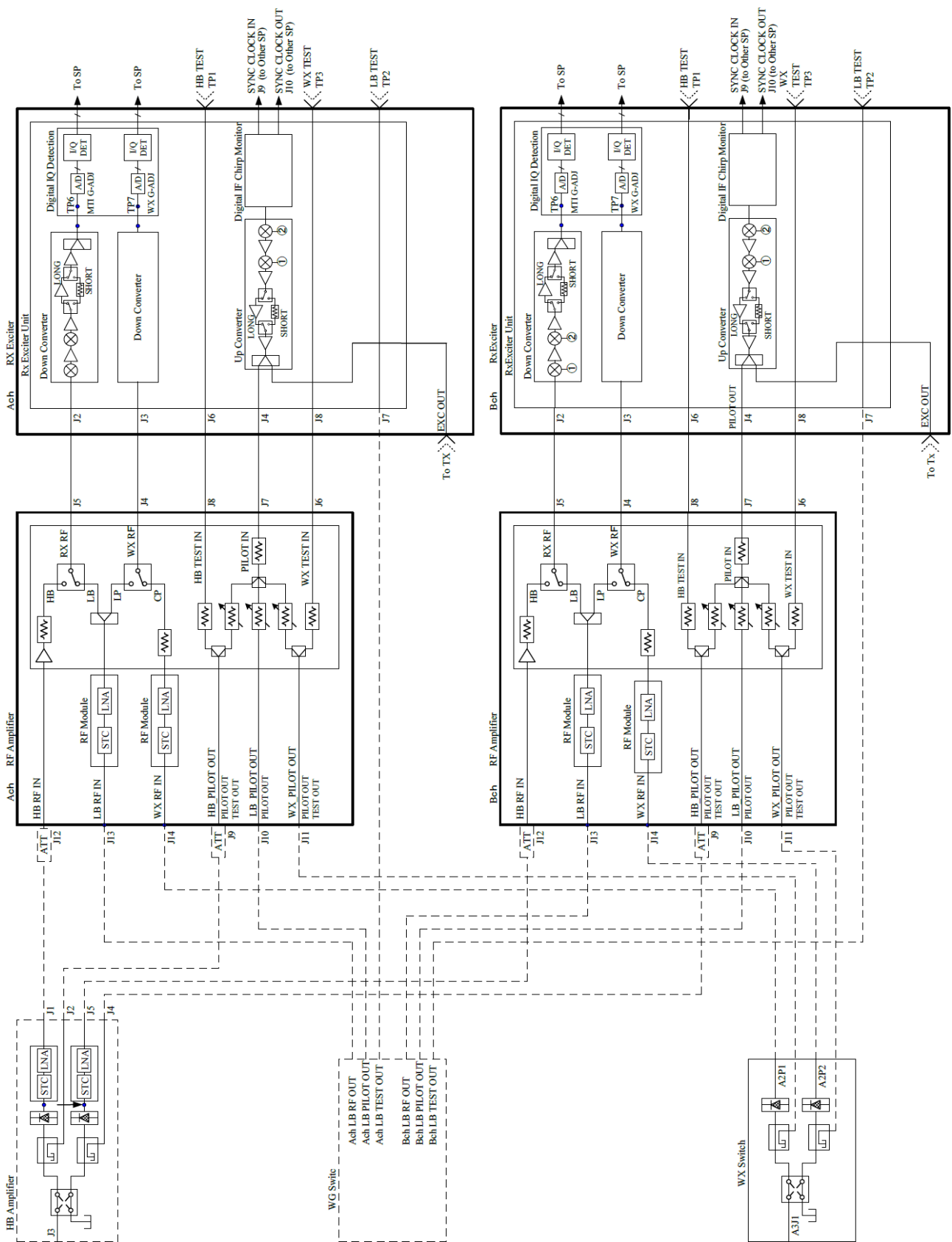


圖 2.19 PSR RX 電路方塊圖二



圖 2.20 PSR RX 實機照片

2-6、監控系統

監控系統 Local Control and Monitoring System (LCMS) 可持續監控天線系統 (ANT)、導波系統 (WG)、固態元件發射機 (TX)、信號產生/接收機 (RX) 的即時狀態。

AZ Signal Generator 接收分配與修正從 Antenna System 送來的 Azimuth Angle 信號及 REF，將 ACP 信號與內部 Clock 同步後修改至 300 μ S Pulse Width 即為 ACP(14)輸出，再修改至 1.2mS Pulse Width 即為 ACP(12) 輸出，將 REF Signal (ARP, 1 pulse / 1 rotation) 與內部 Clock 同步後再與正北做校正，並可監控與告警 ACP、ARP、天線轉速，同時也監控及記錄雷達操作參數與數值，例如發射功率和駐波比 (VSWR)。

LCMS 接收從 PSR RX 送來之 NORM video、MTI video、WX video、A trigger 及 PSR/WX 並分配輸出到各個需要的系統。

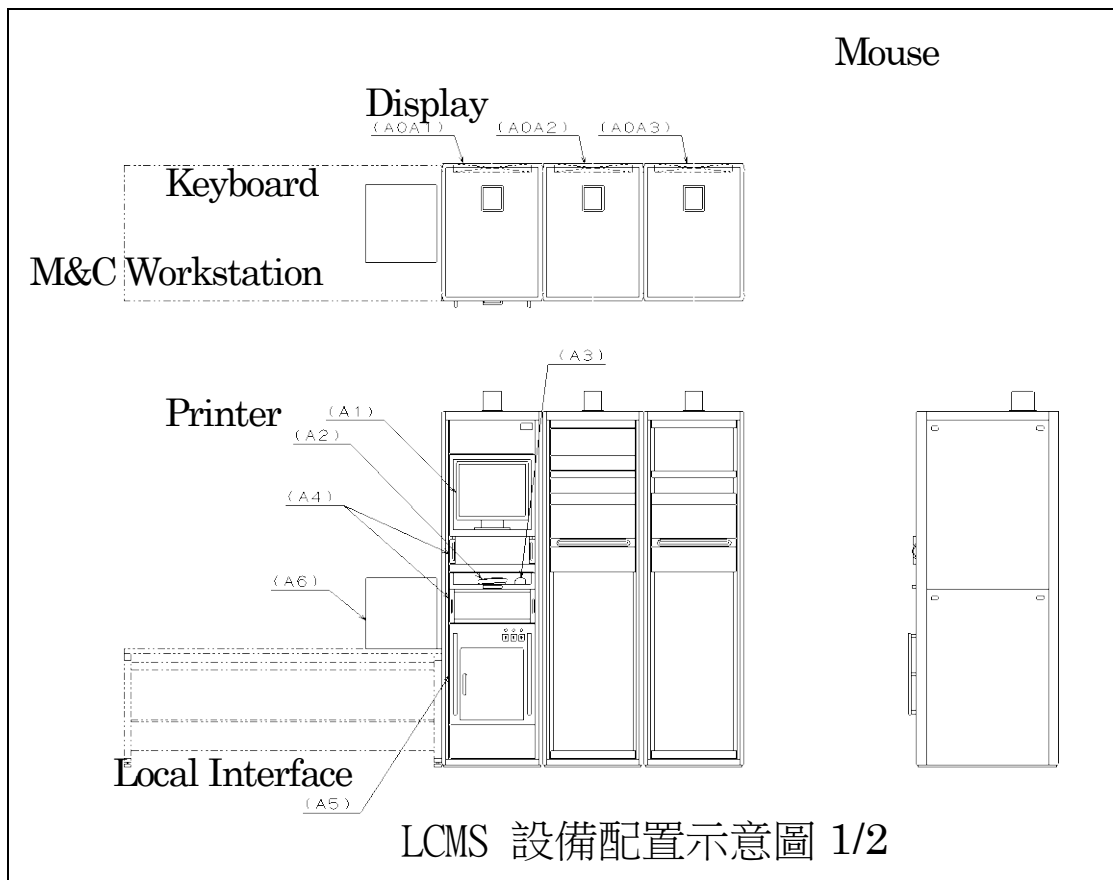


圖 2.21 LCMS 設備配置示意圖一

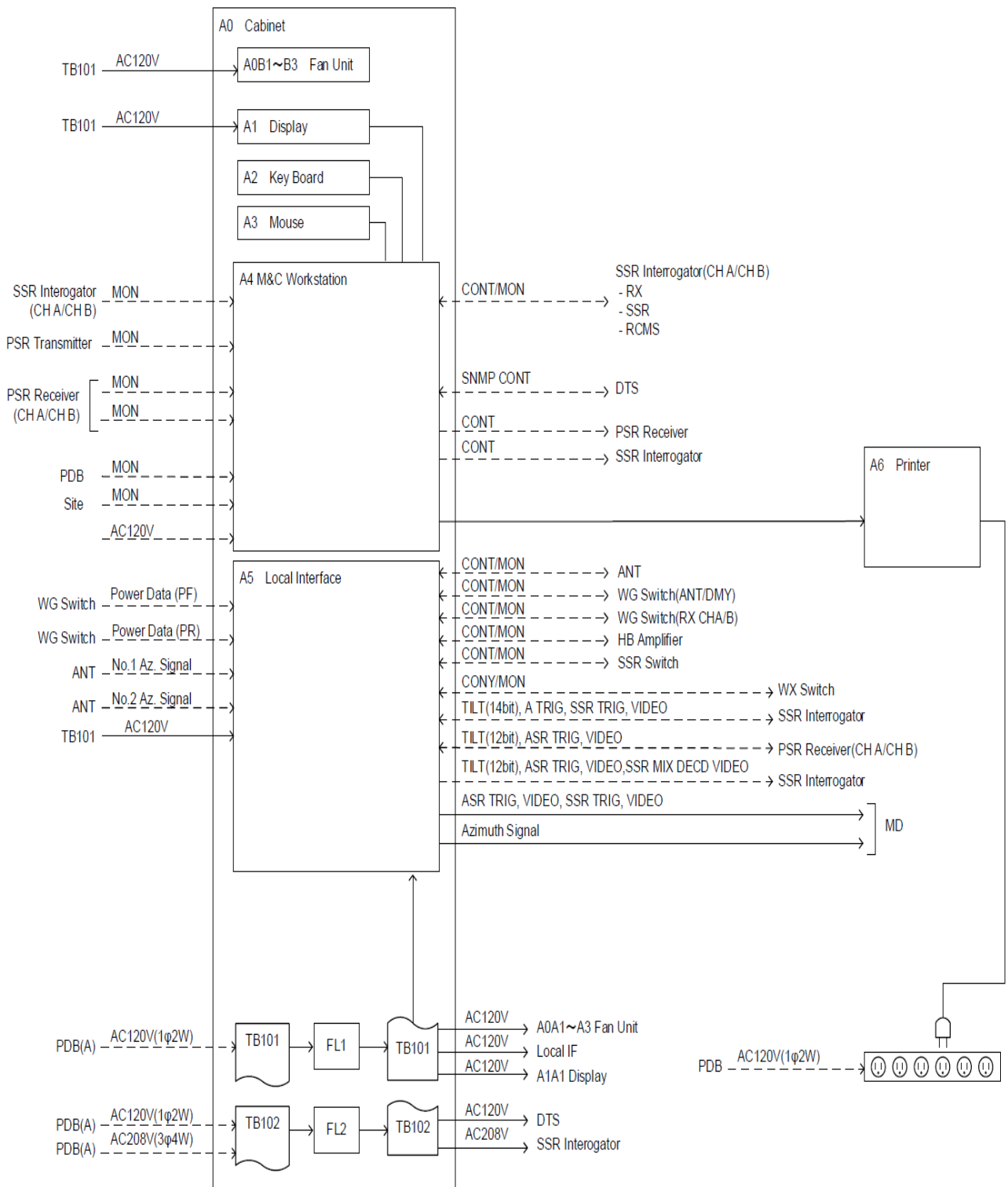
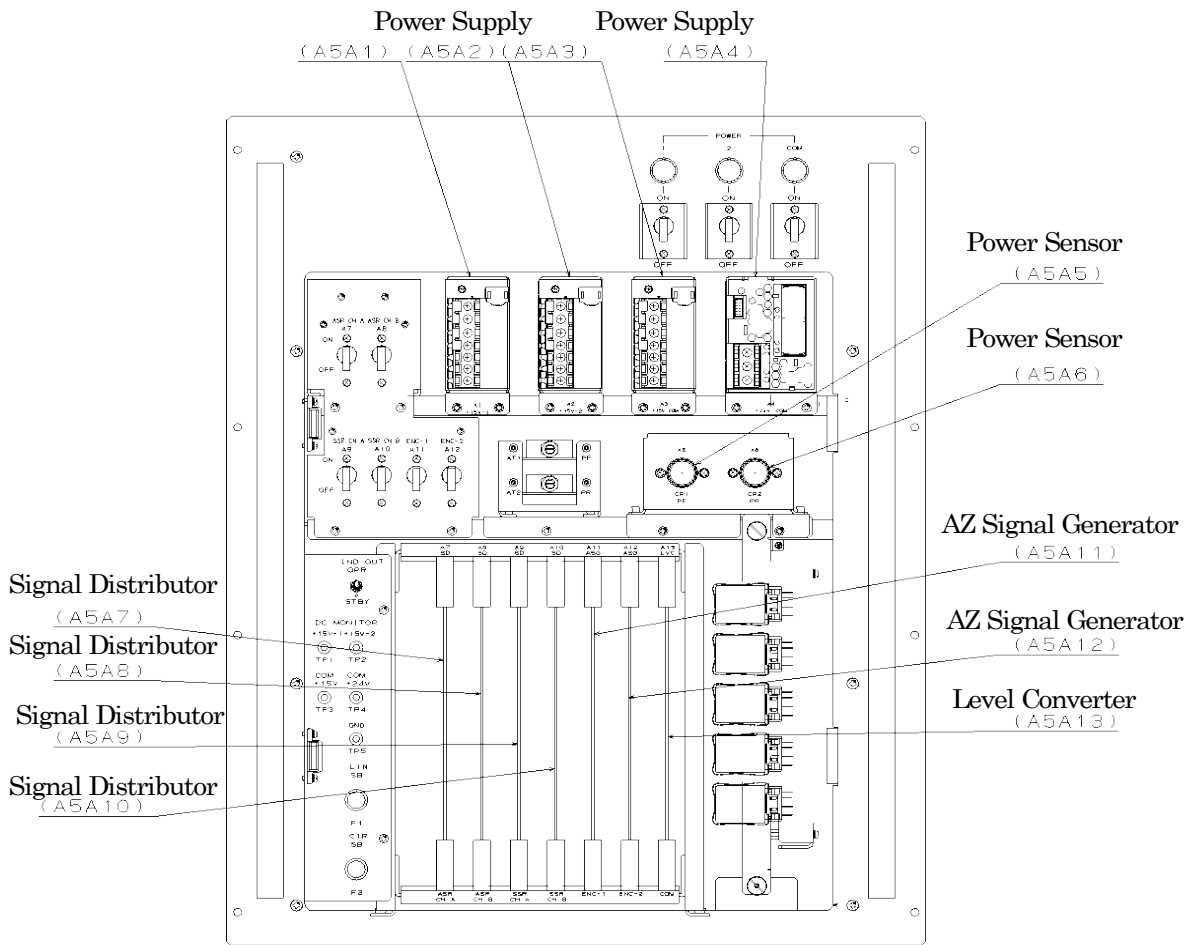


圖 2.22 LCMS 方塊圖



LCMS 設備配置示意圖 2/2

圖 2.23 LCMS 設備配置示意圖二

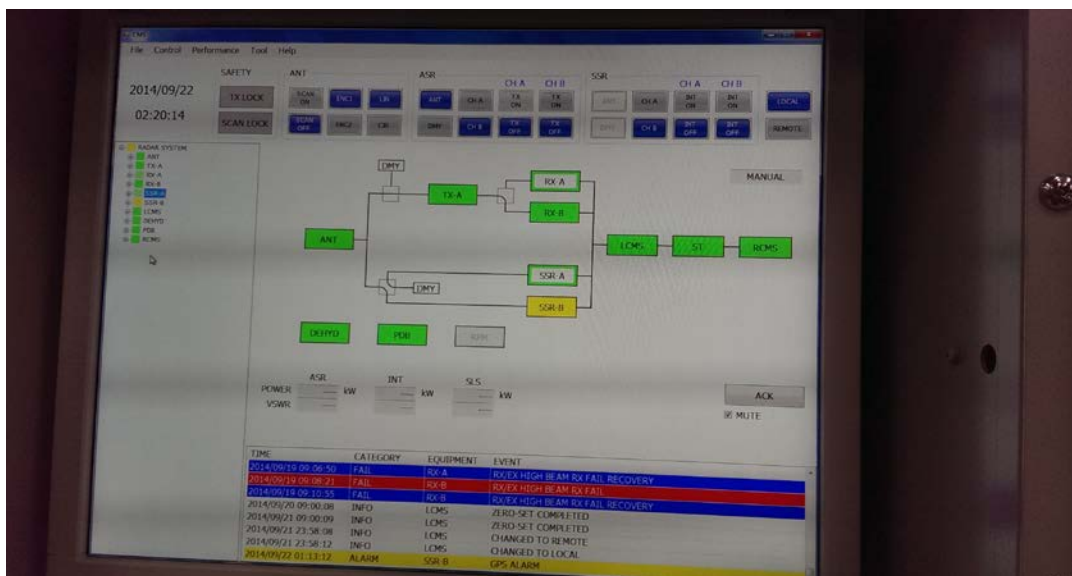


圖 2.24 LCMS 監控及設定顯示畫面



圖 2.25 LCMS 實機照片

第三章 次級雷達基礎原理介紹

3-1、次級雷達基本工作原理

所謂次級雷達係由地面雷達（詢問器 Interrogator）發出詢問波，航機（答詢器 Transponder）收到後依詢問內容發出回答波，地面雷達解碼回答波可得到航機之高度或識別碼，並依據回答波到達時間及雷達天線方位計算出航機之距離、方位。

傳統次級監視雷達（ATCRBS：Air Traffic Control Radar Beacon System）是使用詢問器與航機答詢器進行監視的雷達系統，所以在空域中的所有飛機會對次級監視雷達的詢問訊號一起回答，這樣會造成詢問器無法識別，尤其是在飛機密度愈高的區域愈嚴重，所以發展出 Mode S 模式（Mode Select）次級監視雷達，對每架飛機採取個別詢問的方式，因此解決了訊號重疊問題；另外又增加資料（56 或 112 bits）上鏈（Uplink）/下鏈（Downlink）的功能，大大提升地面站台與航機之間的通訊能力。

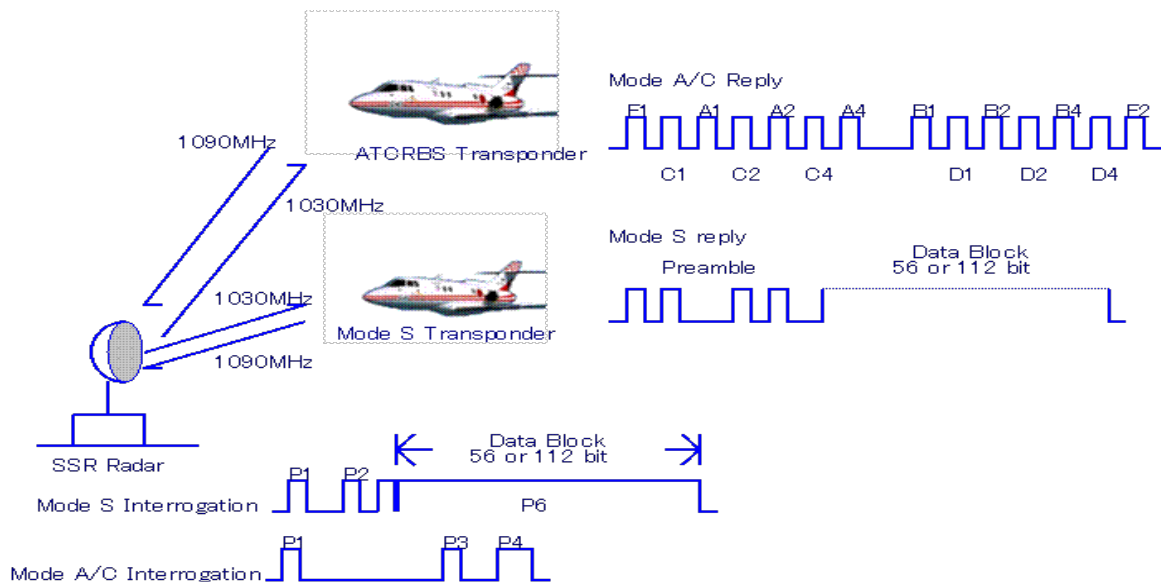


圖 3.1 次級雷達基本工作原理方塊圖

為了能平順從 ATCRBS 模式（或稱 MODE A/C 模式）過渡到 MODE S 模式，所以 MODE S 模式須能相容 ATCRBS 模式，亦即 MODE S 雷達須能分別對 ATCRBS 航機及 MODE S 航機發出令其能辨識之詢問波，而 MODE S 航機亦須能識別不管是 ATCRBS 雷達或 MODE S 雷達發出之詢問波並回答。

如圖 2.2 所示，MODE S 雷達對 MODE S 航機發出 MODE S 詢問波，並對 MODE A/C 航機發出 MODE A/C ALL CALL 詢問波，MODE S 航機回應 MODE S 回答波，MODE A/C 航機則回應 MODE A/C 回答波。

而 MODE A/C 雷達對 MODE S 航機及 MODE A/C 航機同時發送 MODE A/C 詢問波，MODE S 航機及 MODE A/C 航機則同樣回應 MODE A/C 回答波。

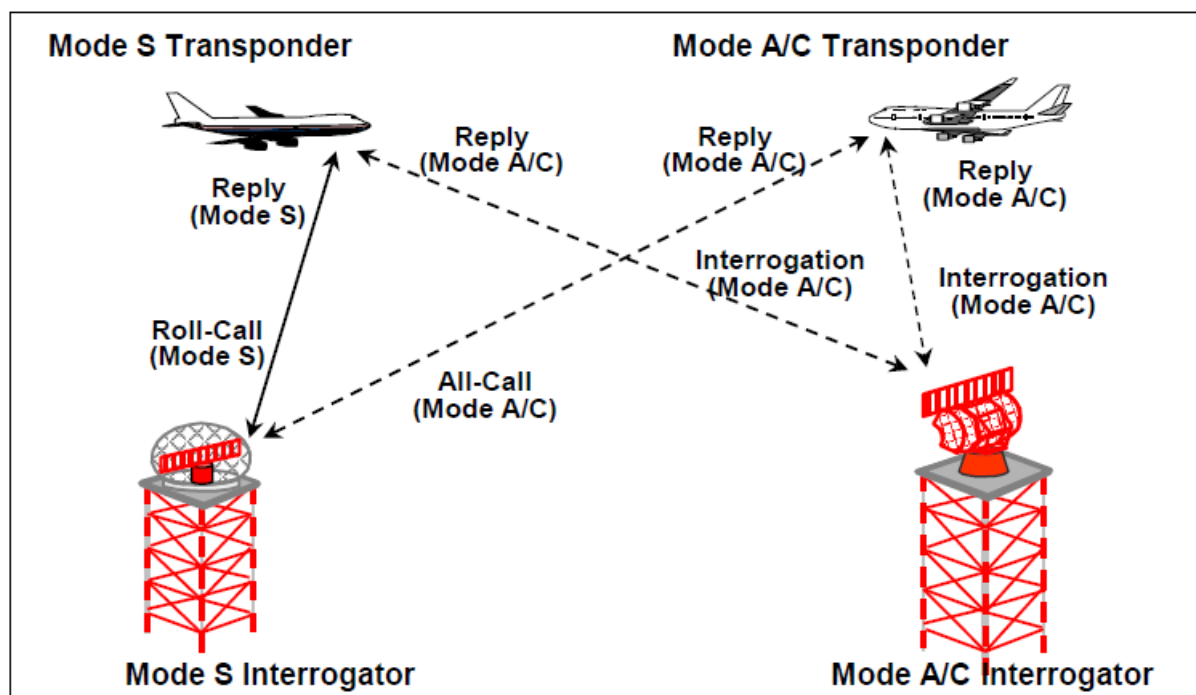


圖3.2 ATCRBS模式與MODE S模式並存示意圖

3-2、次級雷達發射及接收場型

如圖 3.3 所示，次級雷達接收場型包含和 (Σ)、差 (Δ) 及旁波抑制 (SLS, Ω , 又稱控制) 等場型, 而發射場型包含 Σ 及 Ω 場型, 增加 Ω 場型的目的是為了達成 ISLS (Interrogator Side Lobe Suppression)、IISLS (Improved ISLS)、RSL (Receiver SLS) 等旁波抑制之功能, 俾讓航機在非主波帶的區域不要回答, 或者詢問器在收到由非主波帶區域回答的訊號時不予處理。

ISLS: 雷達發射詢問波包含 Σ 以及 Ω (SLS) 兩種信號, 當航機收到之 Σ 信號大於 Ω 信號, 表示航機位於雷達天線之主波束內, 故對此詢問波會進行回答; 而若航機收到之 Σ 信號小於 Ω 信號, 即表示航機位於雷達天線之旁波束內, 故對此詢問波不予回答。

RSL: 航機發射之回答波只有一種信號, 但因雷達天線具有三種接收場型, 隨著航機所在之位置, 雷達天線會接收到 Σ 、 Δ 及 Ω 等三種不同振幅之航機回答波, 當雷達接收回答波之 Σ 振幅大於 Ω 振幅, 且 Σ 振幅大於 Δ 振幅, 表示航機位於雷達天線之主波束內, 故視此回答波為有效而進行解碼; 否則視此回答波為無效而不予處理。

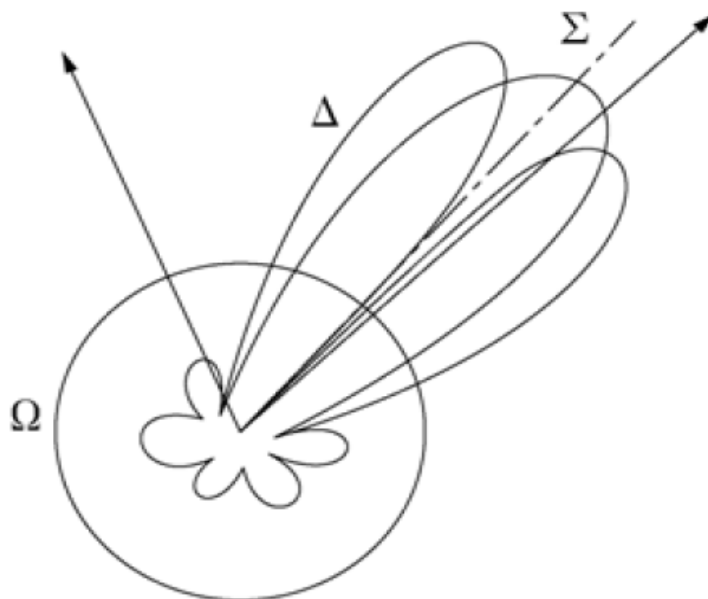


圖 3.3 次級雷達發射及接收場型

3-3、航機方位的計算

本系統採用單脈波次級雷達 (Monopulse SSR)，其接收天線包含 Σ 、 Δ 及 Ω 等三種場型，當航機位於 Σ 波束內之不同方位發射回答信號，則次級雷達會接收到對應之不同的 Σ 及 Δ 信號振幅，兩振幅之除值 (Δ / Σ) 與航機位於 Σ 波束中心線之偏移角度成正向關係，再藉由查表即可得出正確之偏移角度，如此即可藉由單次回答波就能得知航機精確方位，而不必如傳統的 Sliding Window 技術，需藉由多次回答波才能得知航機精確方位。

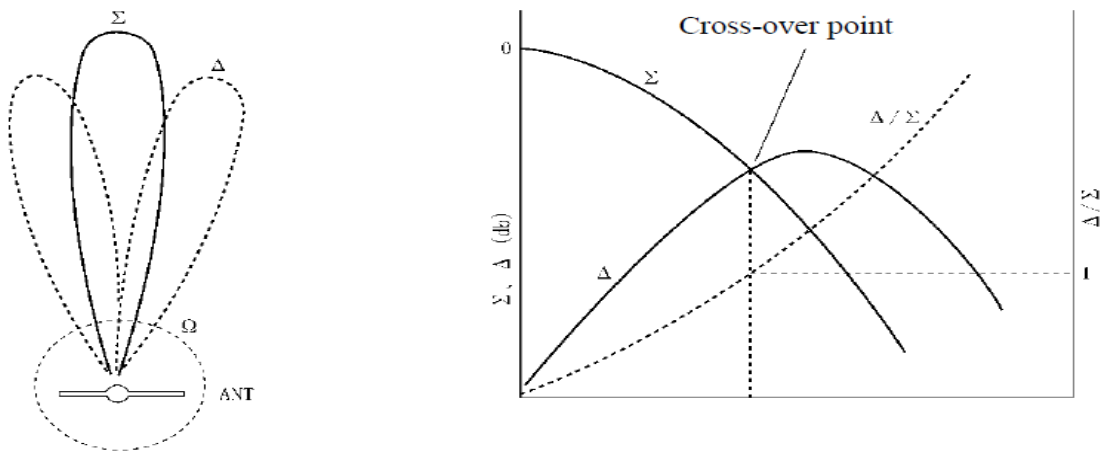


圖 3.4 MSSR 接收天線場型

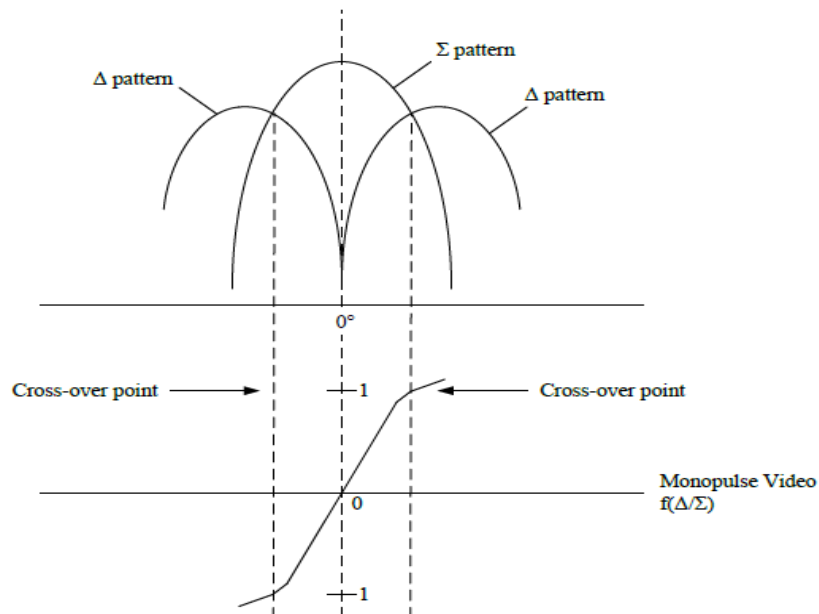


圖 3.5 Δ / Σ 與方位偏移角的關係

使用單脈波技術除了有利於得知航機方位，亦有利於將來自不同方位但距離接近之兩航機產生碰撞干擾（Garbling）之回答信號予以解碼，亦即具有較強之 De-Garbling 能力，但僅限於來自不同方位之信號 Garbling，對於來自相同方位之信號 Garbling 則不具能力。

如圖 3.6 所示之單脈波 VIDEO 產生電路，將接收到之 Σ 及 Δ 信號轉換成 $\sin\Phi$ （單脈波 VIDEO）信號輸出，其中 $\Phi = \tan^{-1}(\Delta / \Sigma)$ ， Φ 與航機位於 Σ 波束中心線之偏移角度成正向關係。

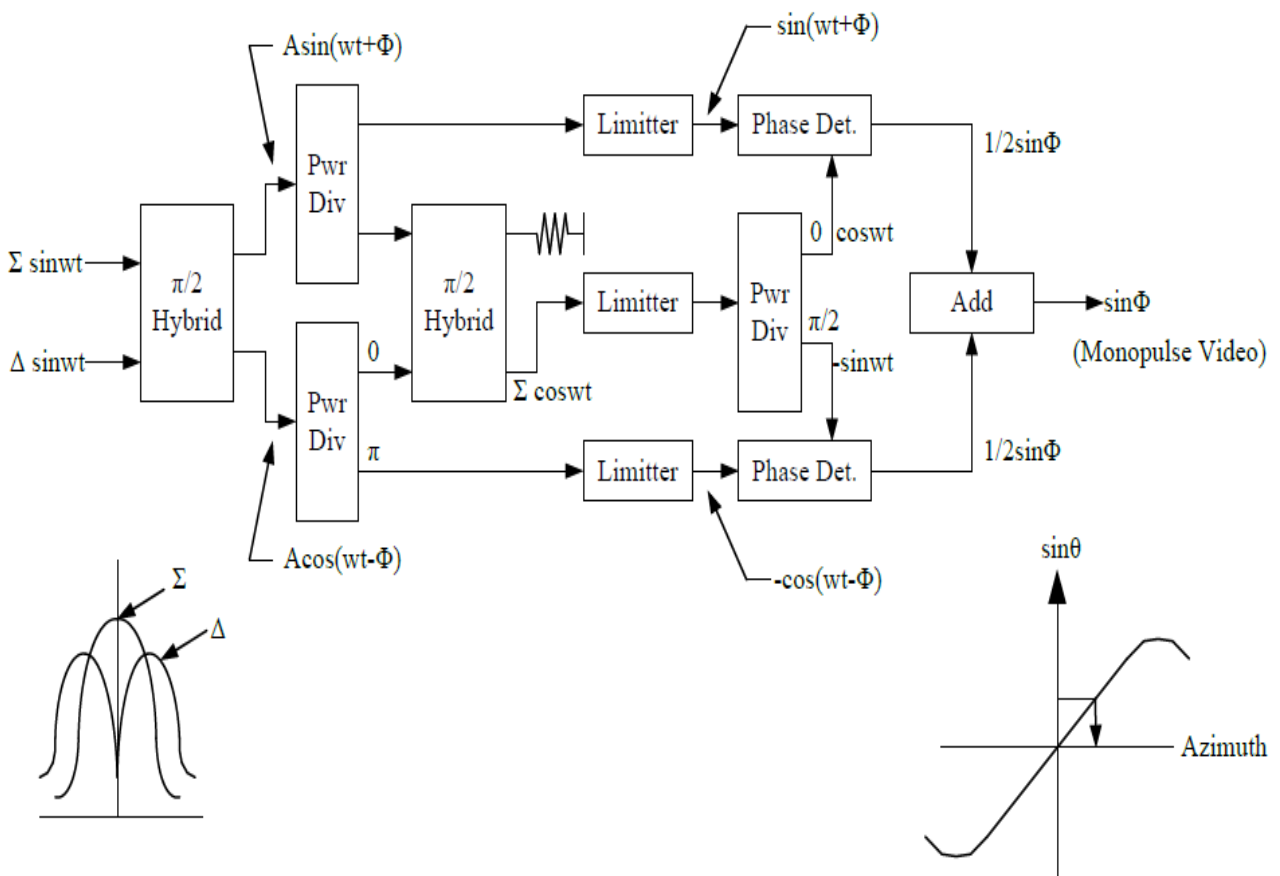


圖 3.6 MONOPULSE VIDEO 產生電路

今假設有 P、Q 兩架航機分別位於 Σ 波束中心線之右方及左方，則雷達接收機產生之單脈波 VIDEO 信號如圖 3.7 所示。由前述可知單脈波 VIDEO ($\sin\Phi$) 大小與航機位於 Σ 波束中心線之偏移角度成正向關係，因 P 航機位於 Σ 波束中心線之右方，所以其回答波之 Σ 及 Δ 接收

信號均為正，故單脈波 VIDEO 信號之 C_P 脈波 (Δ_P / Σ_P) 亦為正；同理單脈波 VIDEO 信號之 C_Q 脈波為負；另其中有一脈波為 P、Q 回答脈波同時到達，造成 C_P 、 C_Q 互相重疊抵減，但配合 Σ 、 Δ 接收信號之大小亦可推算出此處有脈波重疊，且能夠還原出其原始信號大小。

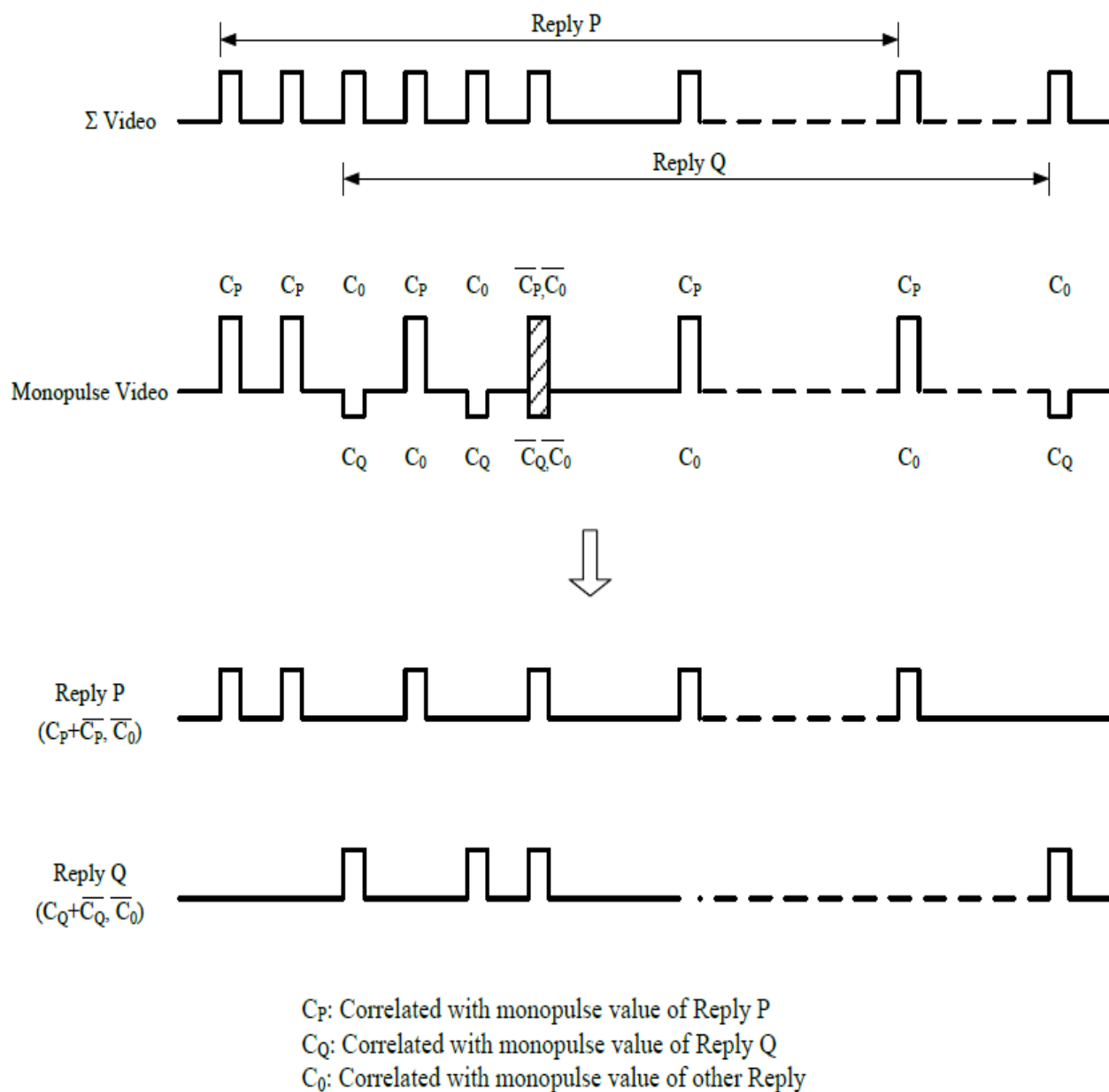


圖 3.7 MONOPULSE VIDEO 信號波形

3-4、次級雷達詢問訊號及回答訊號介紹

雷達（詢問器）發出脈波串式的 MODE 詢問訊號，航機（答詢器）收到此詢問訊號後，依相對應的模式發出脈波串回答訊號。

表 3.1 列出 MODE A/C（ATCRBS）雷達、MODE S 雷達與 MODE A/C 航機、MODE S 航機間詢問及回答之狀況：

System	Interrogation	Reply
Mode A/C	<p>*1 Mode A 8 µs Mode C 21.0µs P1, P2, P3: 0.8µs</p>	<p>Mode A/C Transponder and Mode S Transponder</p>
Mode S	<p>Mode A/C all-call</p> <p>*1 Mode A 8.0µs Mode C 21.0µs P1, P3, P4, P5: 0.8µs</p>	<p>Mode A/C Transponder</p>
	<p>Mode S all-call/roll-call</p> <p>P1, P2, P5: 0.8µs</p>	<p>Mode A/C Transponder : Not reply</p> <p>Mode S Transponder</p>

表 3.1 ATCRBS 雷達、MODE S 雷達、ATCRBS 航機及 MODE S 航機之間答詢狀況

如表 3.1 所示：

- (1). MODE A/C（ATCRBS）雷達發出 MODE A/C 詢問波時，ATCRBS 航機及 MODE S 航機均會回應 MODE A/C 回答波。其中 Interrogation 詢問波即為 Σ 信號，而 SLS 詢問波即為 Ω 信號。

- (2). MODE A/C 詢問訊號的型式 (包含 Mode 1、2、3/A、B、C、D 等型式) 是由 P1 與 P3 的時間間隔決定，而 P1、P3 的脈波寬是 0.8us，MODE A/C 之詢問波及回答波均使用脈波調變。
- (a)、Mode 1 (P1 與 P3 的時間間隔 = 3us)、2 (P1 與 P3 的時間間隔 = 5us) 軍用。
 - (b)、Mode 3/A (P1 與 P3 的時間間隔 = 8us) 軍民用 (詢問飛機編號資料)。
 - (c)、Mode B (P1 與 P3 的時間間隔 = 17us) 測試用。
 - (d)、Mode C (P1 與 P3 的時間間隔 = 21us) 軍民用 (詢問高度資料)。
 - (e)、Mode D (P1 與 P3 的時間間隔 = 25us) 實驗用。
- (3). MODE S 雷達發出 MODE A/C ALL CALL 詢問波時，ATCRBS 航機會回應，但 MODE S 航機不回應 (雖然在規範中，P4 可為長、短脈波二種狀況，當 P4 為長脈波時，MODE S 航機須回應，而當 P4 為短脈波時，MODE S 航機不回應，但實際上已幾乎不使用 P4 長脈波，故在此僅考慮 P4 為短脈波之情況)。
- (4). MODE A/C ALL CALL 詢問波及回答波均使用脈波調變。
- (5). MODE S 雷達發出 MODE S ALL CALL 或 ROLL CALL 詢問波時，ATCRBS 航機不回應，但 MODE S 航機會回應。
- (6). Mode S ALL CALL 或 ROLL CALL 詢問訊號如圖 3.8 所示， Σ 信號是由 P1、P2、P6 所組成，而 Ω 信號則有 P5，P1 與 P2 的間隔為 2us，訊號的脈波寬為 0.8us，P6 脈波寬為 16.25us (56 bits) 或 30.25us (112 bits)，而 P6 脈波中距離前緣 1.25us 的第一個訊號反相是作同步用，當成詢答運作的時序參考，P1、P2 採用脈波調變，P6 訊號採相位調變 (DPSK)。
- (7). Mode S ALL CALL 或 ROLL CALL 回答訊號如圖 3.9 所示，是由二個脈波對 (Preamble) 及資料區段 (Data Block) 所組成，第一個脈波外的其它脈波位置分別在 1us、3.5us

及 4.5 μ s 的位置，而在 8 μ s 標頭傳送完畢後即開始傳送資料塊，資料區段為 56 μ s (56 bits) 或 112 μ s (112 bits)，Data Block 訊號採脈波定位調變 (PPM)。

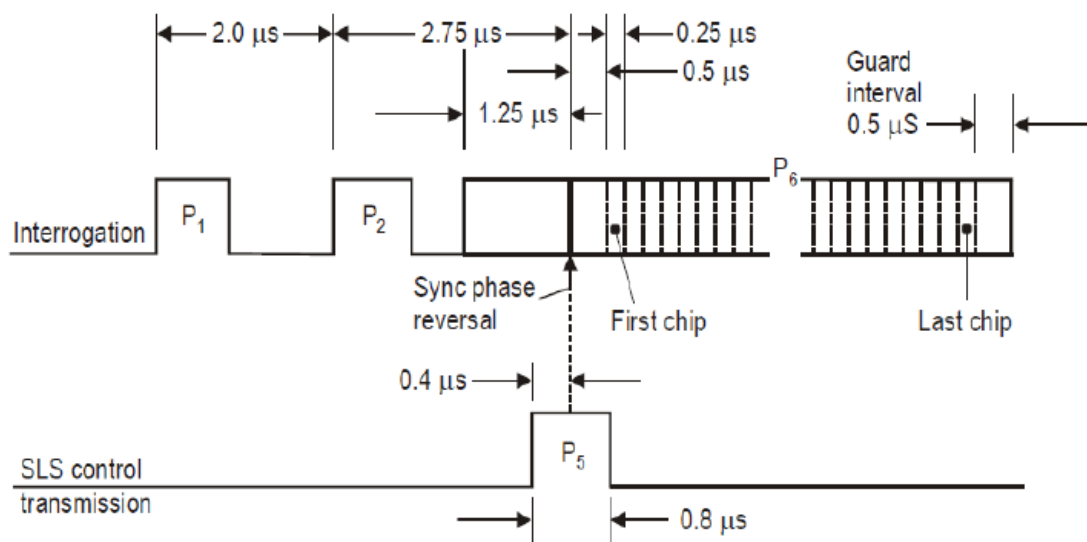


圖 3.8 Mode S 詢問訊號

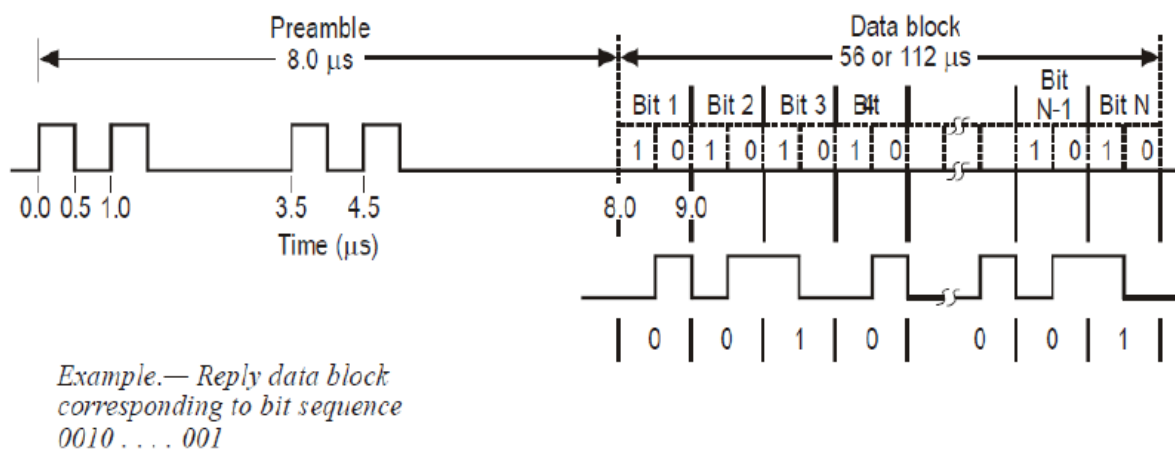


圖 3.9 Mode S 回答訊號

3-5、Mode S 詢問格式與回答格式簡介

Mode S 的資料傳輸格式分為 25 個詢問格式（上鏈 Uplink）與 25 個回答格式（下鏈 Downlink），如圖 3.10 所示。

每個傳輸格式均有二個基本欄位：格式欄（Format）為 5 個位元（格式 24 只有 2 個位元除外）及檢核欄（Address/Parity，AP 或 Parity/Interrogator Identifier，PI）為 24 個位元；其餘為控制欄及資料欄，共有 27 個位元（Short Message）或 83 個位元（Long Message）。

格式欄表示本次詢問/回答之主旨，例如 UF4（格式欄 = 00100）表示本次係為詢問航機之高度，而當航機接收此詢問信號後，會回應 DF4（格式欄 = 00100）之回答信號以告知航機高度；DF17 為航機廣播 ADS-B 信息之格式。

Format Number								Format Number											
0	00000	3	RL:1	4	AQ:1	18	AP:24	Air to Air, Short (ACAS)	0	00000	VS:1	7	RI:4	2	AC:13	AP:24	Air to Air, Short (ACAS)		
4	00100	PC:3	RR:5	DI:3	SD:16	AP:24		Surveillance Altitude	4	00100	FS:3	DR:5	UM:6	AC:13	AP:24		Surveillance Altitude		
5	00101	PC:3	RR:5	DI:3	SD:16	AP:24		Surveillance Identification	5	00101	FS:3	DR:5	UM:6	ID:13	AP:24		Surveillance Identification		
11	01011	RR:4	IC:4	CL:3	16	AP:24		Mode S All-Call	11	01011	CA:3	AA:24	PI:24				Mode S All-Call		
16	10000	3	RL:1	4	AQ:1	18	MU:56	AP:24	Air to Air, Long (ACAS)	16	1000	VS:1	4	RI:4	2	AC:13	MV:56	AP:24	Air to Air, Long (ACAS)
19	10001	XX:2						For military use	17	10001	CA:3	AA:24	ME:56	PI:24			Extended Squitter		
20	10100	PC:3	RR:5	DI:3	SD:16	MA:56	AP:24	Comm-A Altitude	18	10010	CF:3	AA:24	ME:56	PI:24			Extended Squitter (non-transponder)		
21	10100	PC:3	RR:5	DI:3	SD:16	MA:56	AP:24	Comm-A Aircraft ID	19	10001	AF:3						Extended Squitter (For military)		
22	10110	XX:2						For military use	20	10100	FS:3	DR:5	UM:6	AC:13	MB:56	AP:24	Comm-B Altitude		
24	11	RC:2	NC:4		MC:56	AP:24		Comm-A (ELM)	21	10101	FS:3	DR:5	UM:6	ID:13	MB:56	AP:24	Comm-B Aircraft ID		
	XX: M								22	10110	XX:2						For military use		
									24	11	1	KE:1	ND:4	ID:13	AP:24		Comm-D (ELM)		

圖 3.10 MODE S 詢問格式及意義

3-6、Mode S ALL CALL / ROLL CALL 程序

MODE S ALL CALL 詢問波為對所有 MODE S 航機進行詢問位址之詢問信號，只有進入 LOCK-OUT 模式之航機不必回答，所以容易有回答信號碰撞干擾的問題 (Garbling)，為降低回答信號之碰撞機會，在詢問信號中有一 PR (Probability of Reply) 欄位，會指定本次回答之機率 (機率值為 1、1/2、1/4、1/8 或 1/16)，航機依該機率值來做回覆即可。

當 MODE S 航機一進到 MODE S 雷達領域時，會收到雷達廣播之 MODE S ALL CALL 詢問信號 (UF11)，並回應 DF11 回答波以告知航機之位址，當雷達二次掃描均收到該航機之位址後，即將該航機歸入 ROLL CALL 程序，亦即改以發送指定位址之詢問波，僅有該指定位址之航機須回答，而該詢問波會包含 LOCK-OUT 指令，以指示該航機以後對 ALL CALL 詢問信號不必回答；而當 MODE A/C 航機進到 MODE S 雷達領域時，也會收到雷達廣播之 MODE A/C ALL CALL 詢問信號，由於兩者之間沒有航機位址之溝通機制，所以會一直停留在 ALL CALL 模式。

圖 3.11 及 3.12 所示為 MODE S 雷達發射 ALL CALL 或 ROLL CALL 詢問信號之時序示意圖，該時序示意圖中凸出的時段表示 ALL CALL 時段 (包含發射時段及接收航機回答時段)，此 ALL CALL 時段可為 MODE S ALL CALL、MODE A ALL CALL、MODE C ALL CALL 單一信號亦或 MODE S+A ALL CALL、MODE S+C ALL CALL 組合信號 (Overlapped Introrogation)。

而時序示意圖中凹入的時段表示 ROLL CALL 時段，雷達會依據進入 ROLL CALL 程序之航機距離及數量來安排 ROLL CALL 時程，由於一次只有一架航機回答，所以不會有信號碰撞干擾的問題。

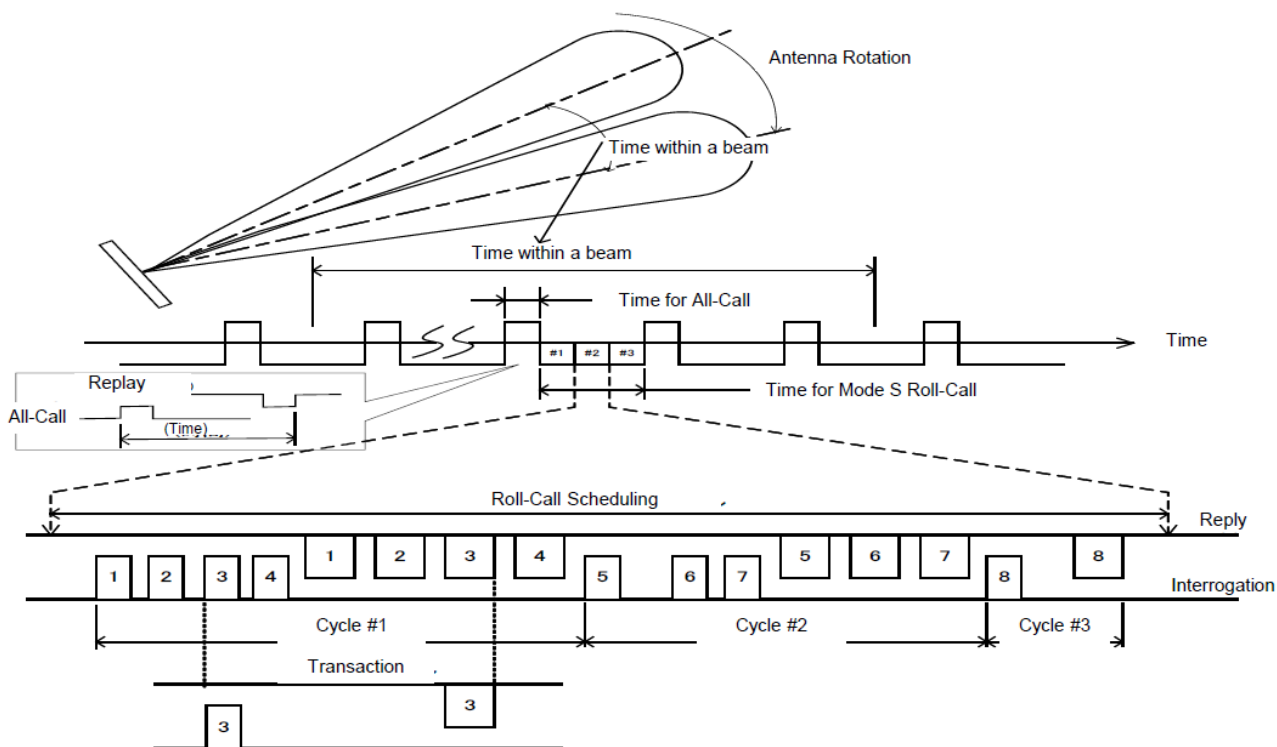


圖 3.11 Mode S 雷達發射 ALL CALL/ROLL CALL 詢問波時序圖一

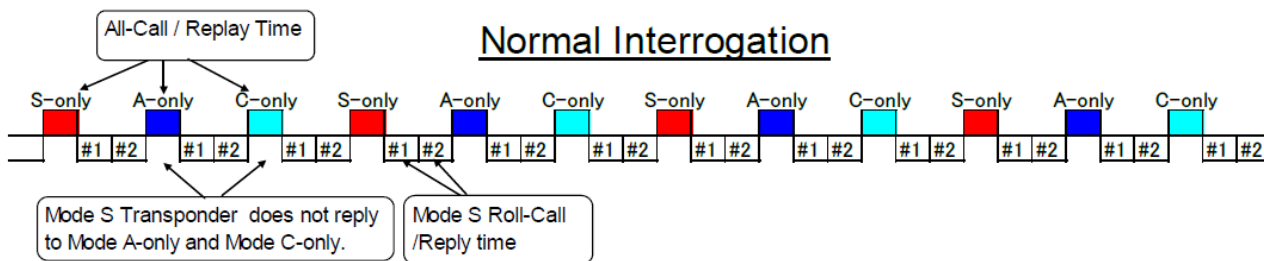


圖 3.12 Mode S 雷達發射 ALL CALL/ROLL CALL 詢問波時序圖二

3-7、OVERLAPPED INTROROGATION

Mode S 雷達也提供如圖 3.13 所示之 Overlapped 詢問信號，在 MODE S ALL CALL 詢問信號之後又接著 MODE A/C ALL CALL 詢問信號，之後才同時接收兩詢問波之回答信號，MODE S 航機在接收到 P6 同步相位反轉位元後延遲 128 μ S 才發射回答信號，而 MODE A/C 航機在收到 P3 脈波時再延遲 3 μ S 才發射回答信號，因此 MODE S 雷達會在 P4 脈波之後開始同時接收 MODE S 及 MODE A/C 航機之回答信號。

MODE S 航機在接收到單一 MODE S ALL CALL 詢問波時亦同樣延遲 128 μ S 才發射回答信號，所以在計算航機距離時，MODE S 發射詢問及接收回答的時間差需再減掉航機延遲的 128 μ S 時間，而 MODE A/C 發射詢問及接收回答的時間差需再減掉航機延遲的 3 μ S 時間。

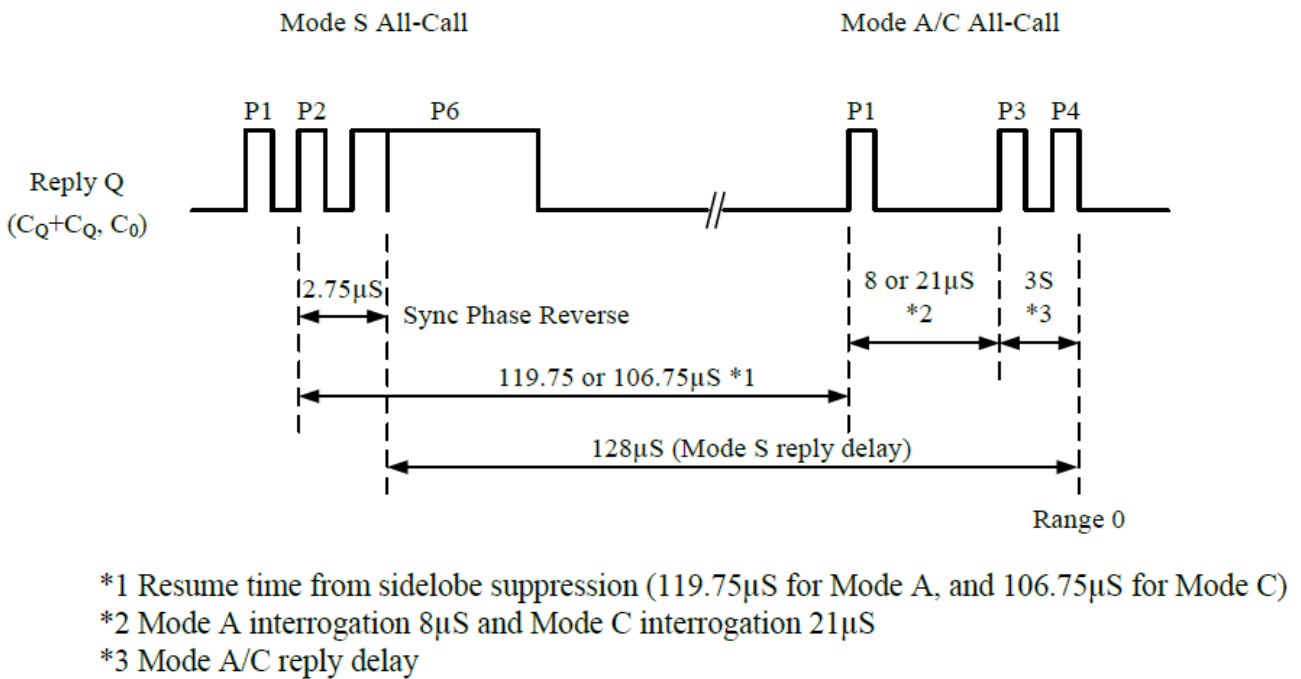


圖 3.13 Overlapped 詢問信號

3-8、MIX MODE

如圖 3.14 所示，在 MODE S 正常模式下，MODE S 雷達發出之 MODE A/C ALL CALL 詢問波中存在 P4 脈波，接收此詢問波之 MODE A/C 航機會回答，而 MODE S 航機不會回答。

而在 MODE S MIX 模式下，MODE S 雷達發出之 MODE A/C ALL CALL 詢問波中，P4 脈波被抑制，等同於 MODE S 雷達發出 MODE A/C 詢問波，所以接收此詢問波之 MODE A/C 及 MODE S 航機均會回答。

MIX MODE 啟用之時機：一、對於不回答 MODE S 詢問之 MODE S 航機啟動偵測；二、想得到 MODE S 航機之 MODE A/C 回答。

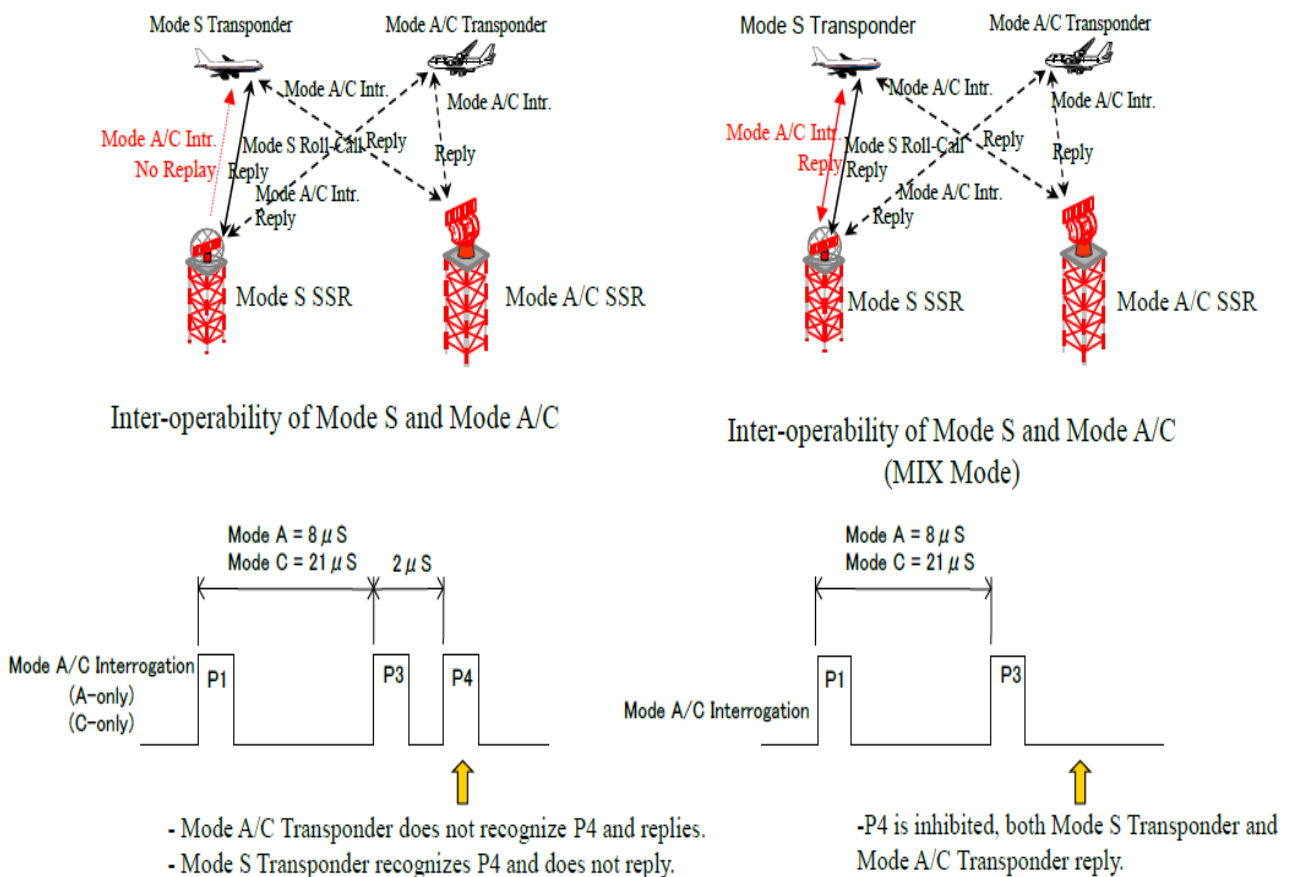


圖 3.14 Mode S Normal 模式與 MIX 模式之比較

圖 3.15 顯示 Mode S 雷達 MIX 模式之時序圖，而圖 3.16 假設在僅有一架 MODE S 航機之狀況下，在正常模式下，在 ALL CALL 時段中，航機僅在接收到 MODE S ALL CALL 詢問信號時才回答，在經過二圈 ALL CALL 掃描後進入 ROLL CALL 時段中，同樣也僅在接收到 MODE S ROLL CALL 詢問信號時才回答。

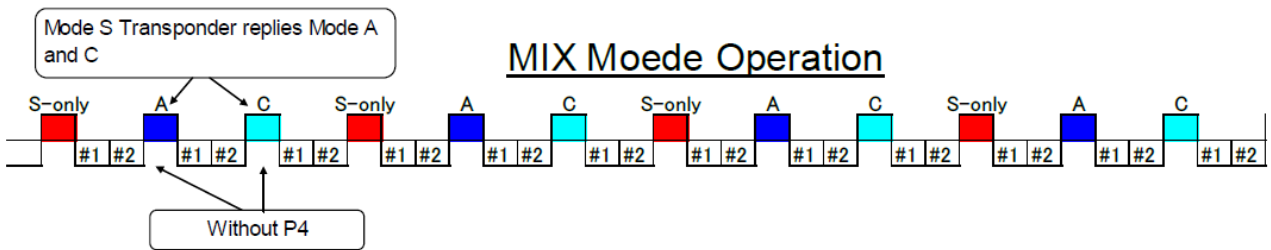


圖 3.15 Mode S 雷達 MIX 模式之時序圖

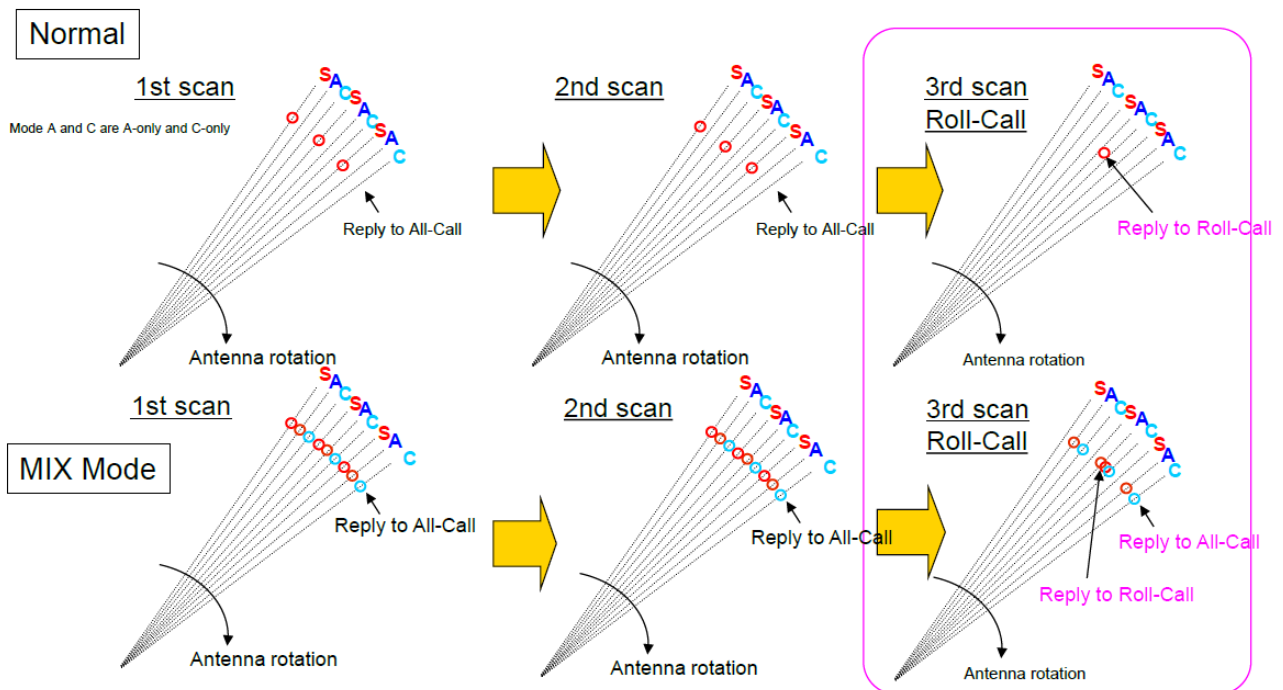


圖 3.16 一架 MODE S 航機下 Normal 模式與 MIX 模式之比較

而在 MIX 模式下，在 ALL CALL 時段中，航機在接收到 MODE S ALL CALL 詢問信號時回覆 MODE S 回答波，而在接收到 MODE A/C 詢問信號時回覆 MODE A/C 回答波，而在經二圈 ALL CALL 掃描後進入 ROLL CALL 時段中，此時航機不僅在接收到 MODE S ROLL CALL 詢問信號時要回覆 MODE S 回答波，且在接收到 MODE A/C 詢問信號時仍要回覆 MODE A/C 回答波，顯然航機回答次數增加了，而造成回答信號碰撞干擾的機會也變多了。

圖 3.17 顯示在一架 MODE S 航機進入 ROLL CALL 模式，而附近又有一架 MODE A/C 航機狀況下，在 Normal 模式下，兩航機會在不同時段接收到詢問波，也會在不同時段回覆回答波，所以不會有回答信號碰撞干擾問題；而在 MIX 模式下，兩航機會在相同時段內接收到 MODE A/C 詢問波，也會在相同時段內回覆回答波，當兩航機距離又比較靠近時，則回答信號碰撞干擾問題就產生了。

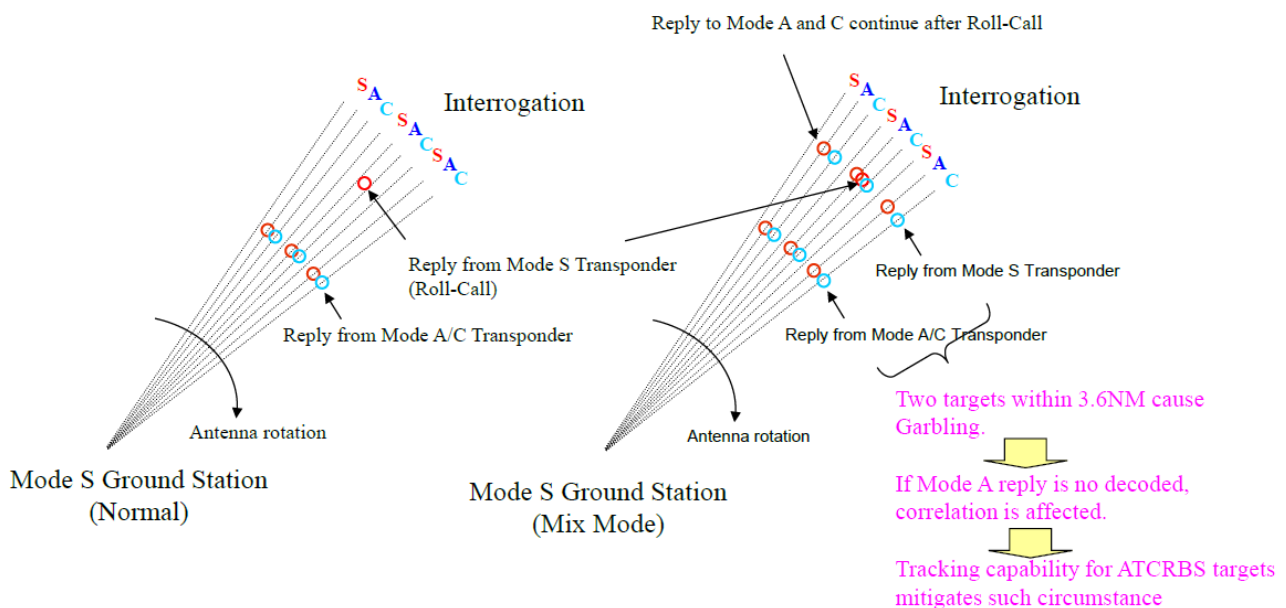


圖 3.17 兩架航機下 Normal 模式與 MIX 模式之比較

3-9、靈敏度時間控制 (STC)

為了處理近距離回波空間損失較小、遠距離回波空間損失較大等現象，次級雷達也同初級雷達一樣設計靈敏度時間控制 (STC, Sensitivity Time Control) 功能，以保持回波接收信號大小在接收機之動態範圍內。

次級雷達之 STC 包含 Basic STC 以及 Area STC 兩種，兩種 STC 疊加就是最後輸出結果，其中 Basic STC 是系統預設，可平衡遠、近距離回波信號衰減不同之問題；而 Area STC 需由 LCMS 之 SSR CHA/CHB Parameter 檔案設定，可因應需要而將某些位置區塊輸入，以對該位置區塊之回波信號予以更大或更小之 STC 衰減值。

圖 3.18 是 MODE A/C 之 Basic STC 時序圖，在 P3 脈波開始發射同時 STCA TRIG 開始觸發，經 3.1 μ S (約等於航機從接收 MODE A/C 詢問波到回答的等待時間) 後開始啟動接收，此時為距離 0NM 之回波，STC 衰減值 60dB，12.36 μ S (距離為 1NM 之回波) 後，STC 衰減值依 R^2 曲線開始減少，亦即距離越遠之回波衰減越少，直到預設之接收距離達到後，進入 MONITOR 時段，此時段係 PILOT 測試信號的測試時段 (此時段內 STC 衰減值為固定)，藉以監測相關電路之品質，之後接收信號關閉，直到下一次發射信號啟動後才又重新啟動接收。

MODE S 之 Basic STC 時序圖係在 STCD TRIG 開始觸發後，經 128 μ S (約等於航機從接收 MODE S 詢問波到回答的等待時間) 後才開始啟動接收，其餘後續與 MODE A/C 之 Basic STC 時序圖相同。

SSR TR/SP 機框之 TCNT (Timing Controller) 卡片之 S14 開關 (圖 4.9 之紅色橢圓框處) 可切換 STC ON/OFF，STC ON 時才啟動上述 STC 衰減功能，當 STC OFF 時，如圖 3.19 所示，於 STC TRIG 觸發後開始啟動接收，接收期間信號完全不衰減。

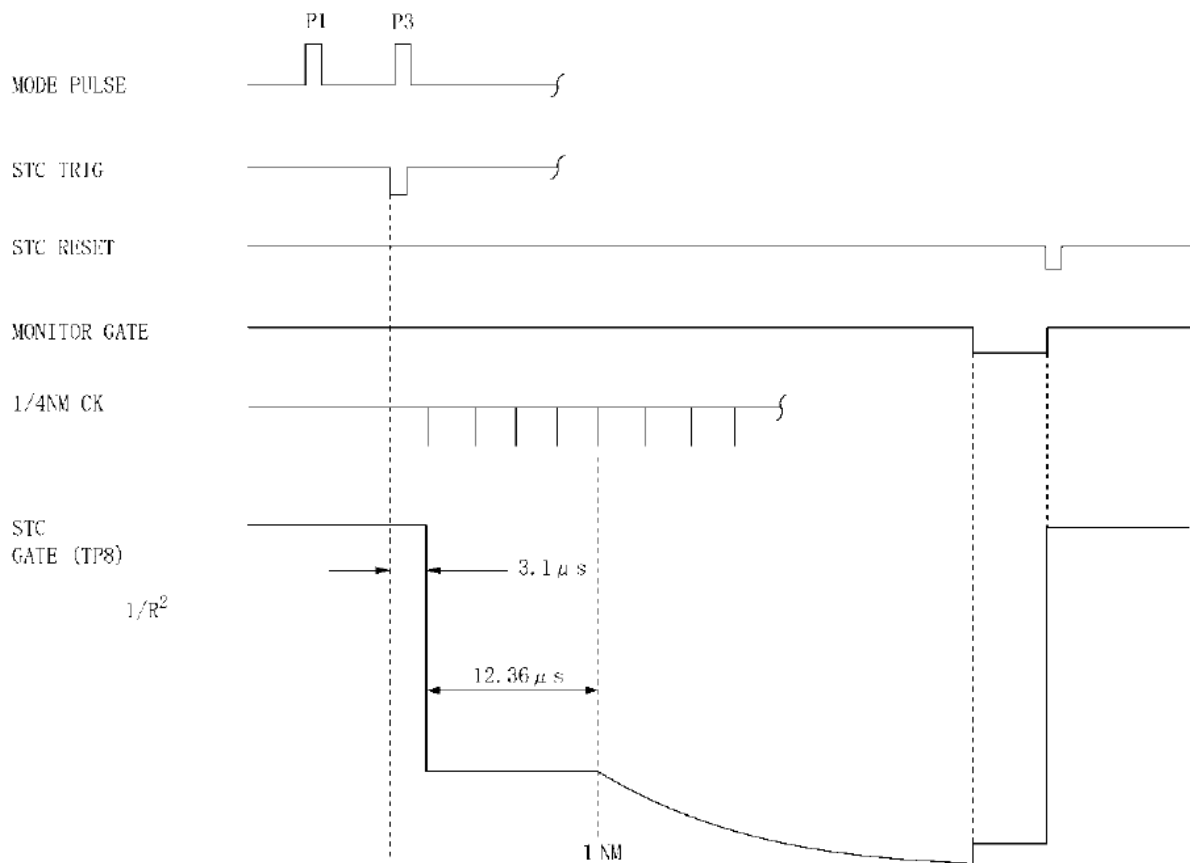


圖 3.18 MODE A/C 之 Basic STC GATE

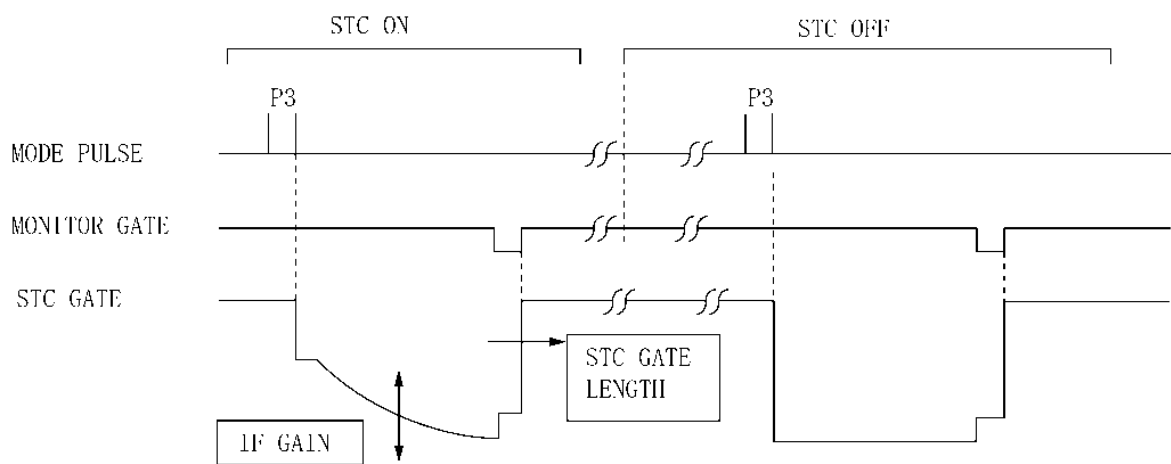


圖 3.19 STC ON/OFF 比較圖

圖 3.20 左邊 Area STC 區塊圖是由 LCMS 之 SSR CHA/CHB Parameter 檔案設定之位置區塊示意圖，每個區塊位置以起始距離、結束距離、起始方位、結束方位來建立，並指定此區塊之衰減值以及設定該衰減值為正或負，衰減值為正表示增加 STC 衰減值，衰減值為負表示降低 STC 衰減值，最大可建立 40 個區塊，建立完成後，系統會依據順序形成圖 3.20 右邊 Area STC 區塊圖，亦即區塊重疊區域以順序排前的區塊為主，Area STC 與 Basic STC 的衰減值疊加就是最後 STC 衰減結果。

在 SSR TR/SP 機框之 TR Monitor 卡片，可量測 STCA GATE (TP8) 及 STCD GATE (TP12) 之時序波形圖，該波形圖就是 Area STC 與 Basic STC 衰減值疊加的最終 STC 衰減結果。

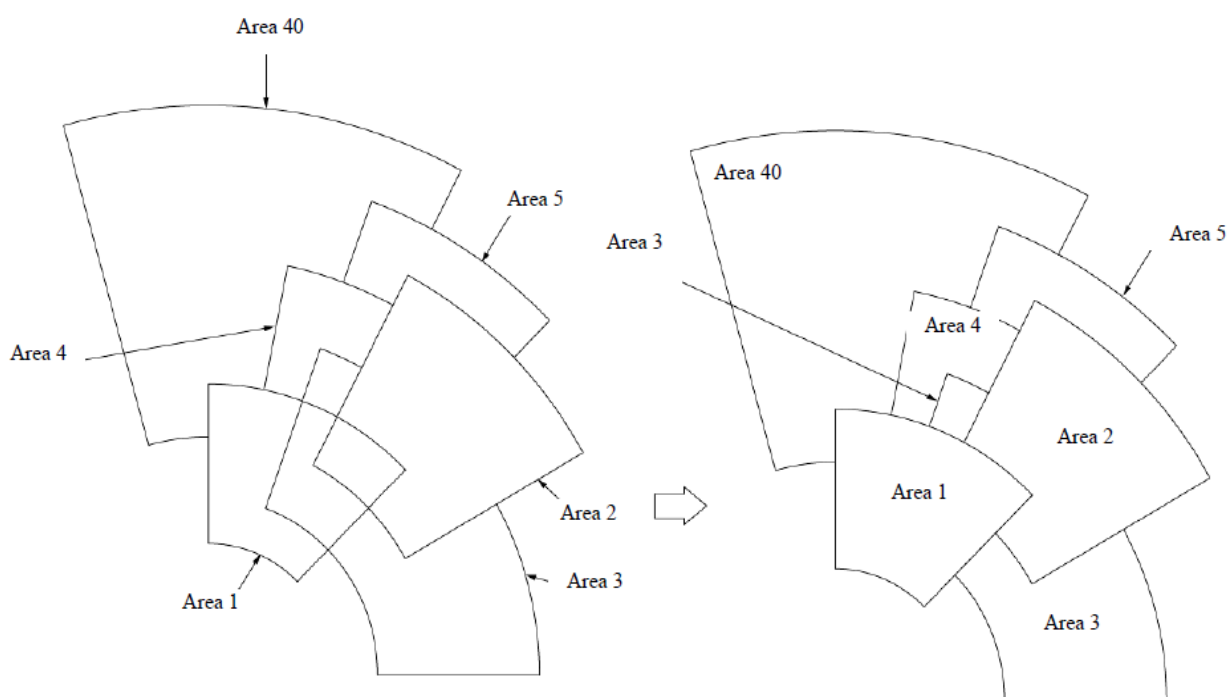


圖 3.20 Area STC 區塊圖

第四章 次級雷達系統架構介紹

4-1、次級雷達架構說明

NEC 次級雷達包含兩套 SSR 設備，具有 Redundant 功能，每套 SSR 架構如圖 4.1 所示，包含下列組件：

- (1). SSR TR/SP：為 SSR 運作之核心，包含 SSR 各種詢問波之產生、發射以及航機回答波之接收處理均在此完成。
- (2). POWER SUPPLY：輸出 DC 45V 電壓，提供 SSR TR/SP 中之 SUM POWER AMPLIFIER 卡片使用。
- (3). Communication Unit：為一 L3 網路交換器，SSR TR/SP 所解碼出之航機資訊經此交換器傳送給維護顯示器（MD）、遠端監控設備（RCMS）或資管中心。
- (4). GPS Antenna：接收衛星 GPS 信號。
- (5). GPS Clock：產生參考時間資料供 SSR TR/SP 使用。

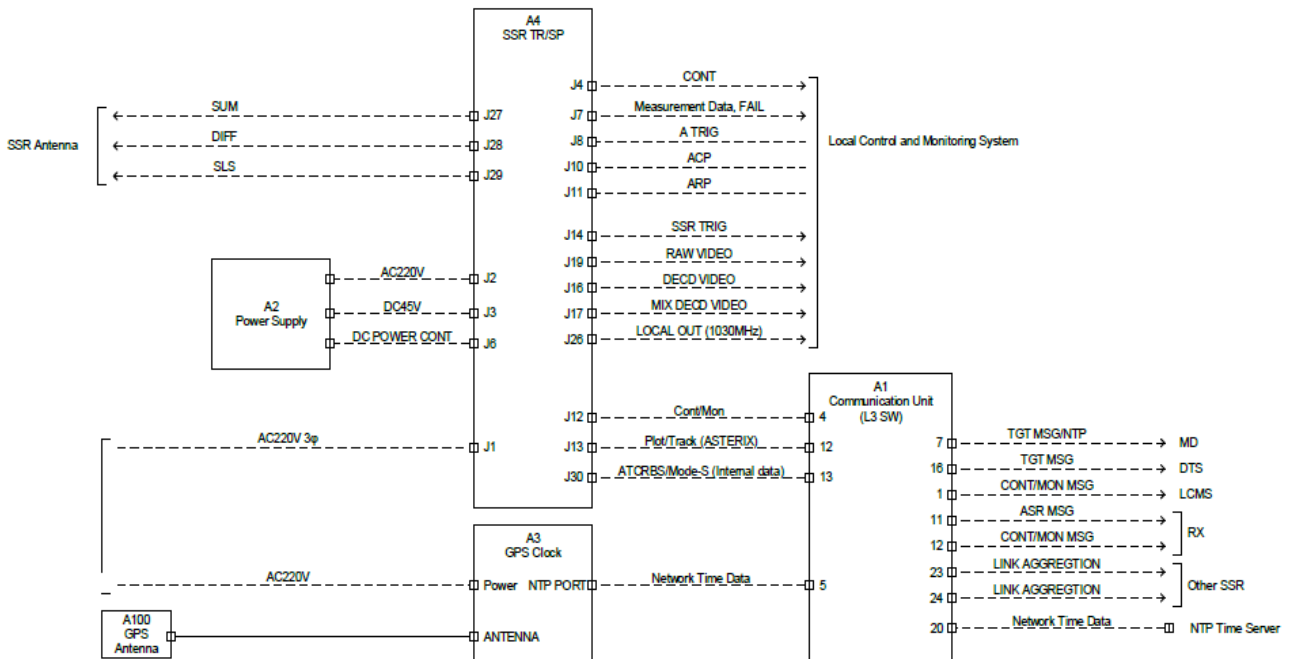
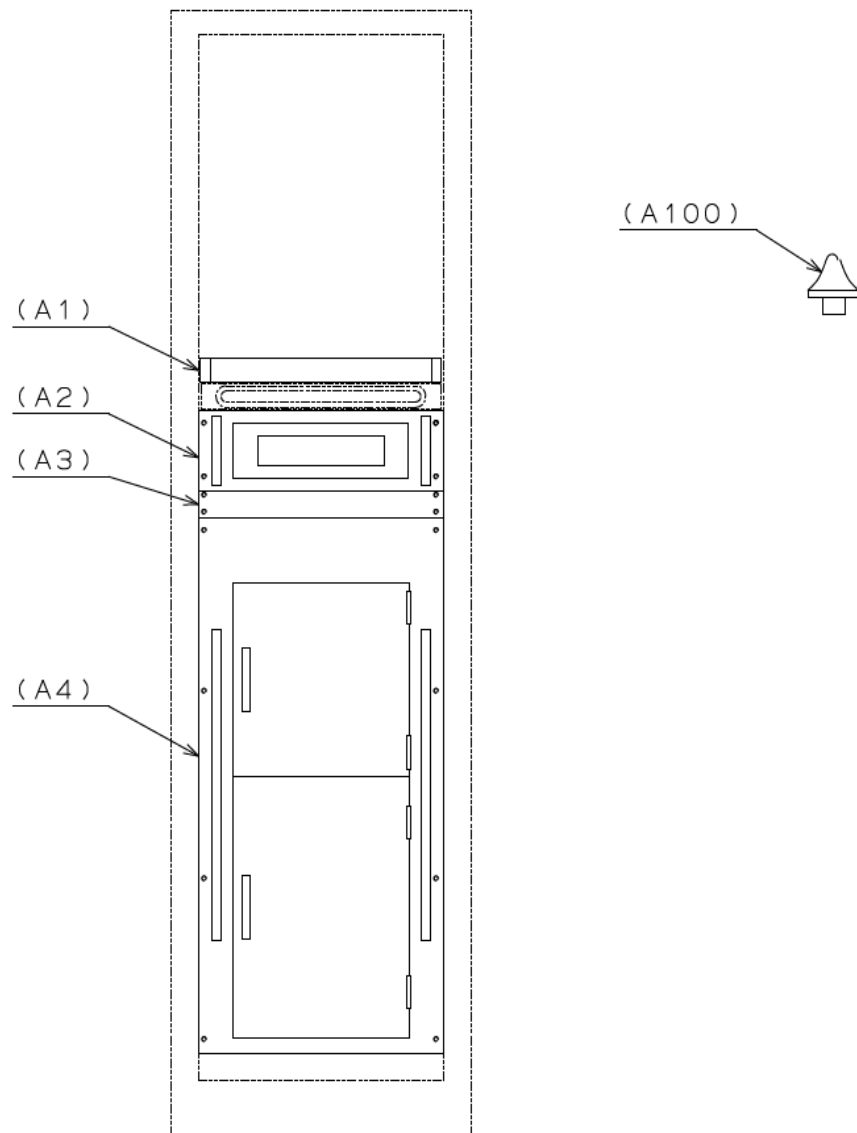


圖 4.1 次級雷達架構圖



Designation	Unit Description	Unit Part Number
A1	Communication Unit	SPA-A-114751
A2	Power Supply	176A212242-002
A3	GPS Clock	ES-104AP (ESE)
A4	SSR TR/SP	176A214210-009
A100	GPS Antenna	ES-ANT (ESE)

圖 4.2 次級雷達機櫃設備配置圖

4-2、SSR TR/SP 細部架構說明

如圖 4.3、4.4、4.5 所示，SSR TR/SP 機框包含下列群組：

- (1). 發射接收 (TR) 群組：位於 SSR TR/SP 機框之下半部，此群組包含下列卡片：
 - (a). Exiter：產生 1030MHz 之射頻載波，提供 SUM PA (Power Amplifier)、SLS PA、接收單元等三張卡片調變、解調使用，並提供做為本地載波頻率監測用。
 - (b). SUM PA：將信號處理群組送來之各種詢問波的 INT 信號，與 Exiter 送來之射頻載波調變成射頻信號，MODE S 之資料框使用 DPSK 調變，其餘脈波使用脈波調變，並經功率放大成高功率後輸出至 SUM 天線發射。
 - (c). SLS PA：將信號處理群組送來之各種詢問波的 SLS 信號，與 Exiter 送來之射頻載波經脈波調變成射頻信號，再經功率放大成高功率後輸出至 SLS 天線發射。
 - (d). 測試信號產生器：將信號處理群組送來之 PILOT 信號，與內部自行產生之 1090 MHz 射頻載波經脈波調變成射頻信號，分別輸出至接收單元之 SUM、DIFF、SLS 等三個接收路徑解調、解碼，以監控接收單元之運作狀況。
 - (e). 接收單元：將天線接收之 SUM、DIFF、SLS 等三個場型之航機回答波，或測試信號產生器送來之測試信號，以 SUM、DIFF、SLS 等三個接收路徑分別接收處理，經移頻至中頻 60MHz 後，再以 MONOPULSE 量測電路將 SUM、DIFF 振幅比例轉換成 MONOPULSE VIDEO，該 VIDEO 與航機位於天線主波束中心線之偏移角度成正向關係，最後 MONOPULSE VIDEO 與 SUM、DIFF、SLS 等信號一起送至信號處理群組解碼。
- (2). 信號處理 (SP) 群組：位於 SSR TR/SP 機框之上半部，此群組包含下列卡片：
 - (a). CH MPU：ALL CALL、ROLL CALL 時段安排；ALL CALL、ROLL CALL 程序管理；發射、接收時間管理；判斷接收回答信號是否成功。

- (b). SMPU：從 MODE S 的回答信號中取得並追蹤航機標的資訊 (Target Message)，並傳輸標的資訊給 CPMU。
- (c). CPMU：接收來自 ASR 接收器之 PSR 標的資訊、來自 MPU 之 ATRBS 標的資訊以及來自 SMPU 之 MODE S 標的資訊，將此三個標的資訊做相關 (Correlation) 處理，所謂相關處理是比較兩標的位置是否在預設之距離、方位範圍內，若是則視為同一標的；將上述標的資訊連同來自 ASR 接收器之氣象資訊，再貼上時間標籤後以 ASTERIX 格式(圖 4.1 中 A4 單元之 J13 埠輸出，或圖 4.4 中 A3 CPMU 之 Target Message 輸出) 一起送到 L3 交換器傳輸，資訊內容包含 PLOT 及 TRACK，這兩種資訊都會送到 MD 顯示，但只有 PLOT 資訊會送到資管中心。
- (d). TR Interface：作為信號處理群組各卡片間之傳輸、接收介面。
- (e). Timing Controller：產生詢問信號、STC 信號，並執行 MODE S 回答波處理，以及 MODE S 時序控制。
- (f). Memory：將傳輸資料 (SD)、資料終端等待 (ER)、傳輸信號元件時序 (ST1) 之信號型式由 RS-232C 轉換成 RS-422。
- (g). MPU：執行標的方位的計算、ATRBS 標的資訊相關處理、產生 ON-LINE 及 OFF-LINE 測試標的。
- (h). Reply Processor：將回答波信號做數位化取樣、偵測、解碼。
- (i). TR Monitor：監視輸出功率、VSWR、接收靈敏度、發射脈波時間、MOD 觸發信號、SSR 觸發信號以及 STC GATE。

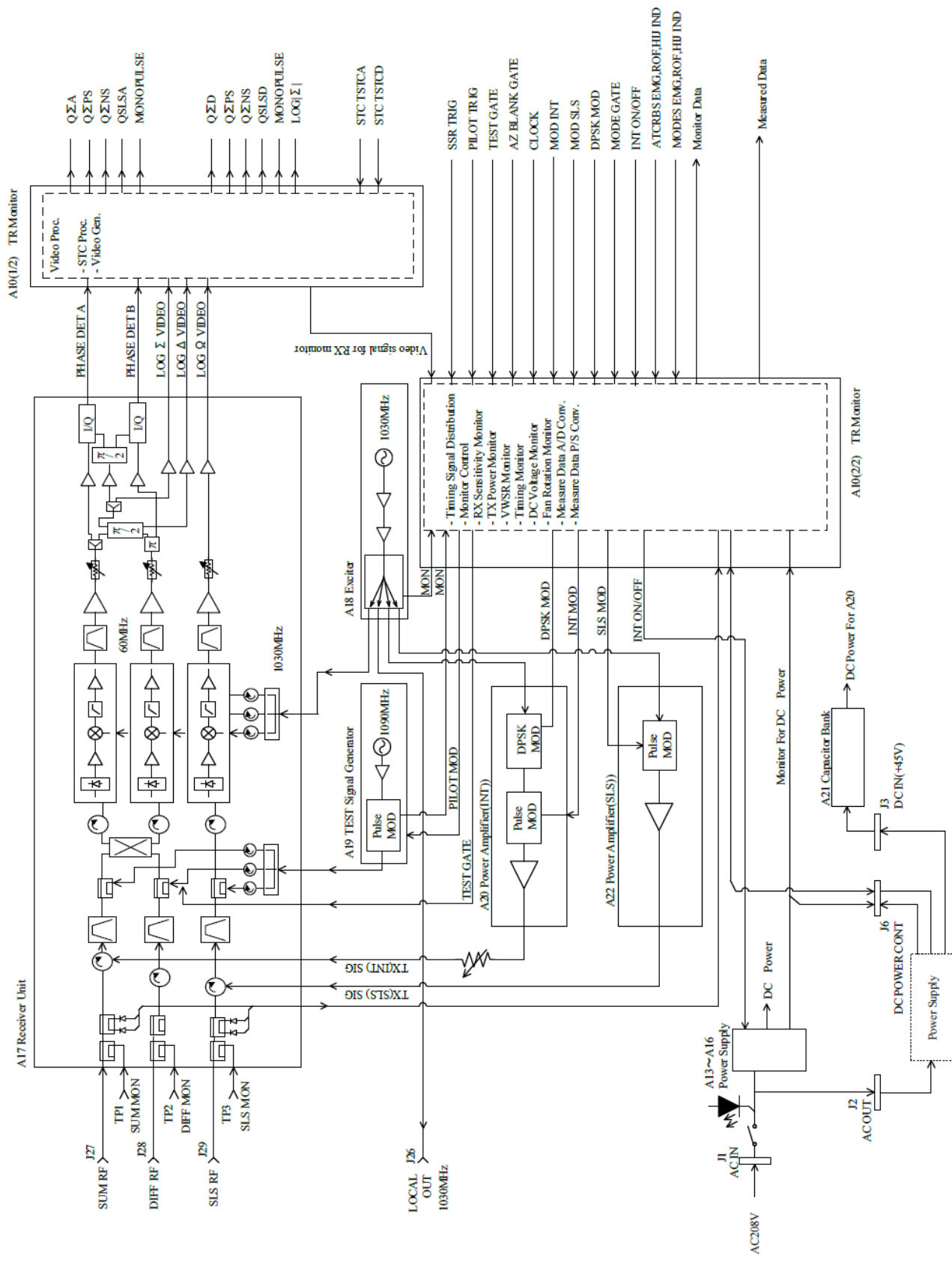
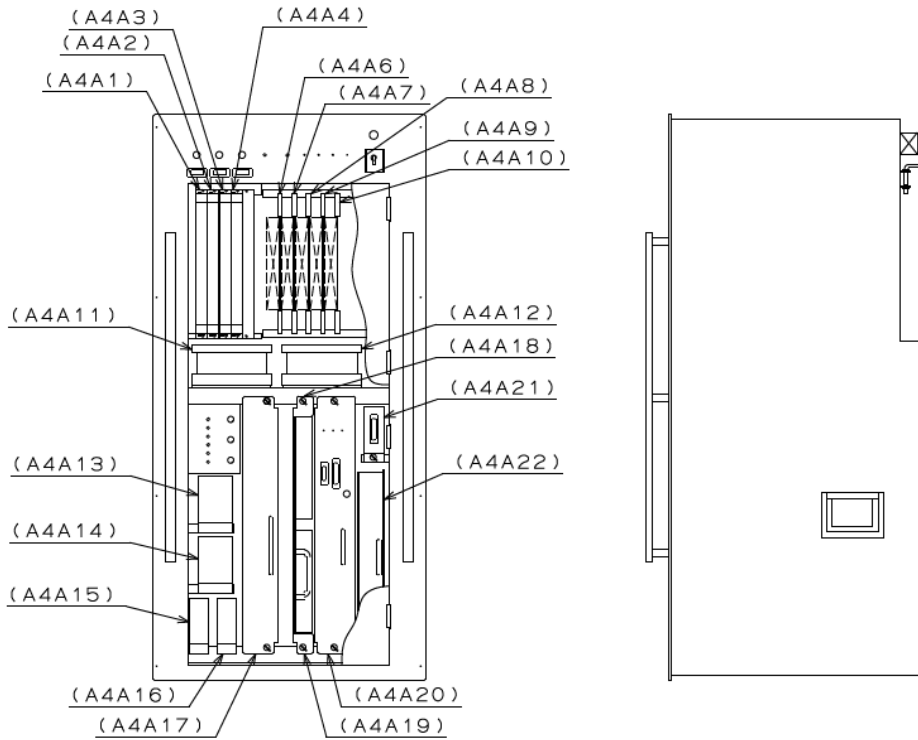


圖 4.3 SSR TR/SP 電路方塊圖一



Designation	Unit Description	Unit Part Number
A4A1	CH MPU	175A223380-003
A4A2	SMPU	175A223381-003
A4A3	CMPU	175A223382-006
A4A4	TR Interface	175A223383-003
A4A6	Timing Controller	175A223384-003
A4A7	Memory	175A223385-002
A4A8	Microprocessor	175A223332-012
A4A9	Reply processor	175A223386-002
A4A10	TR Monitor	175A223387-002
A4A11	Fan Unit	175A217010-001
A4A12	Fan Unit	175A217009-001
A4A13	Power Supply Unit	HWS300-5(TDK Lambda)
A4A14	Power Supply Unit	HWS300-15(TDK Lambda)
A4A15	Power Supply Unit	HWS80-15/A(TDK Lambda)
A4A16	Power Supply Unit	HWS80-48RA(TDK Lambda)
A4A17	Receiver Unit	SPA-A-100243-0001
A4A18	Exciter	176A214803-001
A4A19	Test Signal Generator	176A214804-001
A4A20	Power Amplifier	176A214388-001
A4A21	Capacitor Bank	176A210910-001
A4A22	Power Amplifier	SPA-A-087053-0001

圖 4.5 SSR TR/SP 機框卡片配置圖

4-3、電源模組

每套 SSR 設備內之電源模組計有如圖 4-2 之 A2 以及圖 4-5 之 A4A13、A4A14、A4A15、A4A16 等，分別介紹如下：

- (1). A2：具有雙模組 Redundant 功能，輸出直流 45V，經 A4A21 之電容組穩壓後，提供 SUM PA 卡片使用。
- (2). A4A13：輸出直流 5V，提供各卡片使用。
- (3). A4A14：輸出直流+15V，提供各卡片使用。
- (4). A4A15：輸出直流-15V，提供各卡片使用。
- (5). A4A16：輸出直流 50V，提供 SLS PA 卡片使用。

上述各項直流電源之量測點位於 SSR TR 群組之左上方（圖 4.6 之紅色方框處）。

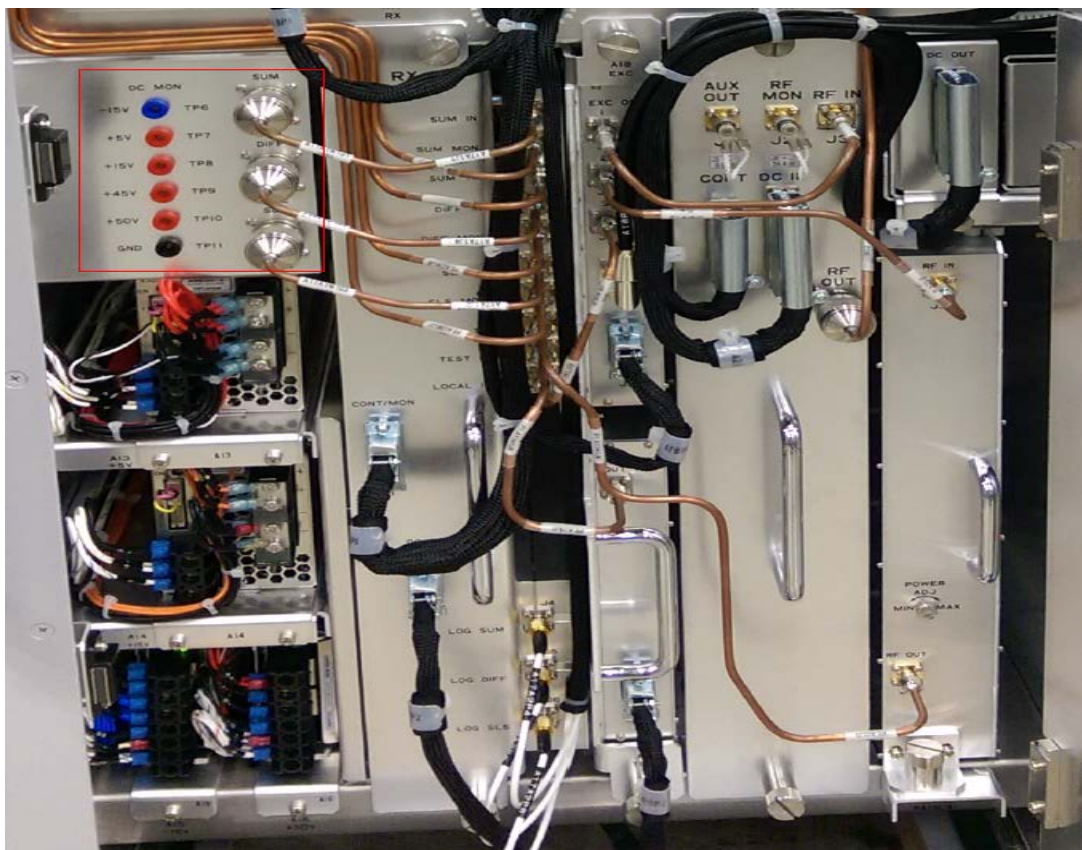


圖 4.6 直流電源量測點

4-4、發射功率調整

SUM 發射功率可由圖 4.7 之 AT1 旋鈕調整，AT1 旋鈕位於 SSR TR/SP 機框內部，調整時須將機框移出，若熟悉者亦可直接將手由 SP 群組卡片上方伸入調整。

SLS 發射功率則直接由 SLS PA 卡片面板之 Power ADJ 調整。

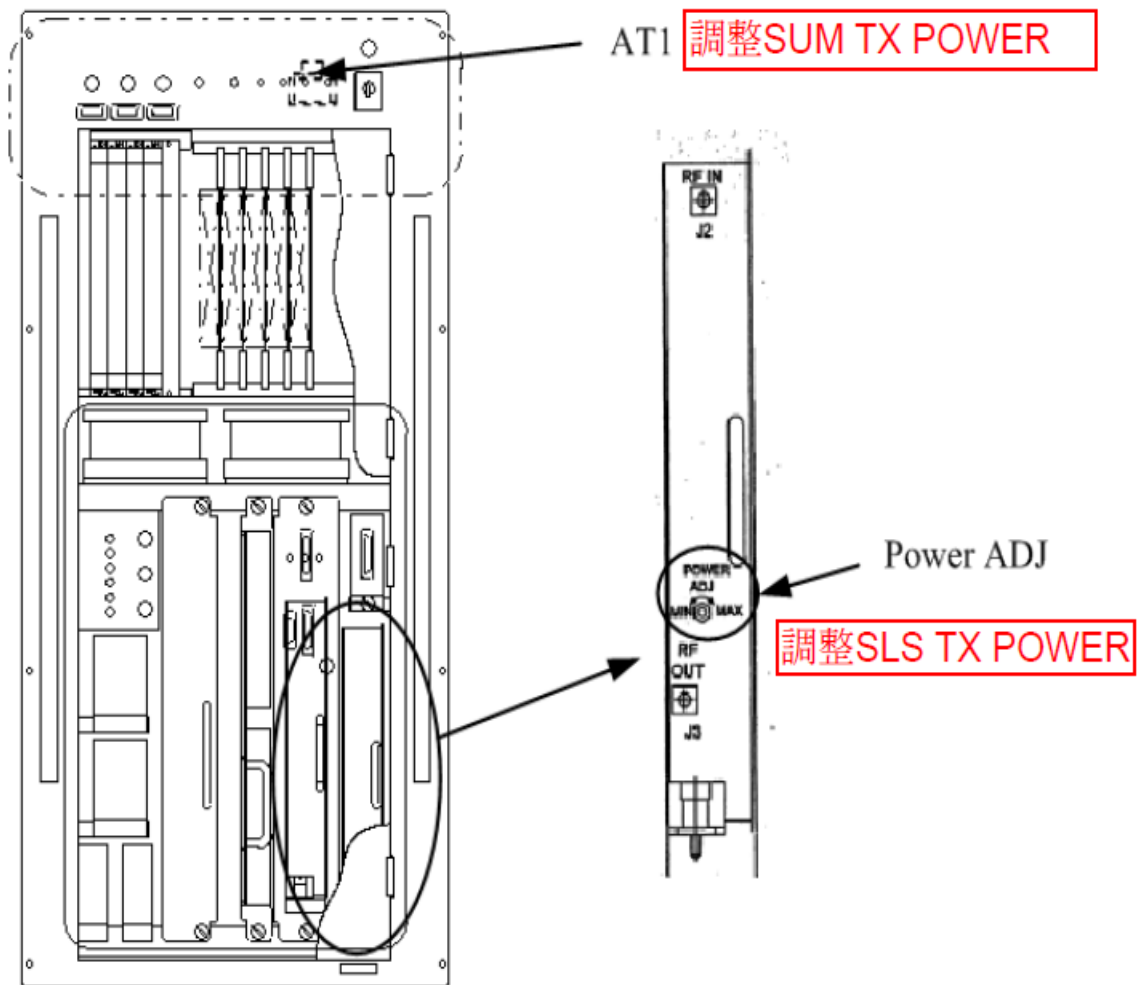


圖 4.7 SSR 發射功率調整元件

4-5、VSWR 監測

系統對於次級雷達之 SUM 及 SLS 發射信號會進行 VSWR 監測，量測電路如圖 4.8 所示，並將數值顯示於 LCMS。

電路中之 Directional Coupler 量測點位於 SSR TR/SP 之 Receiver Unit 內，而 VSWR 計算及調整點位於 TR Monitor 卡片內。

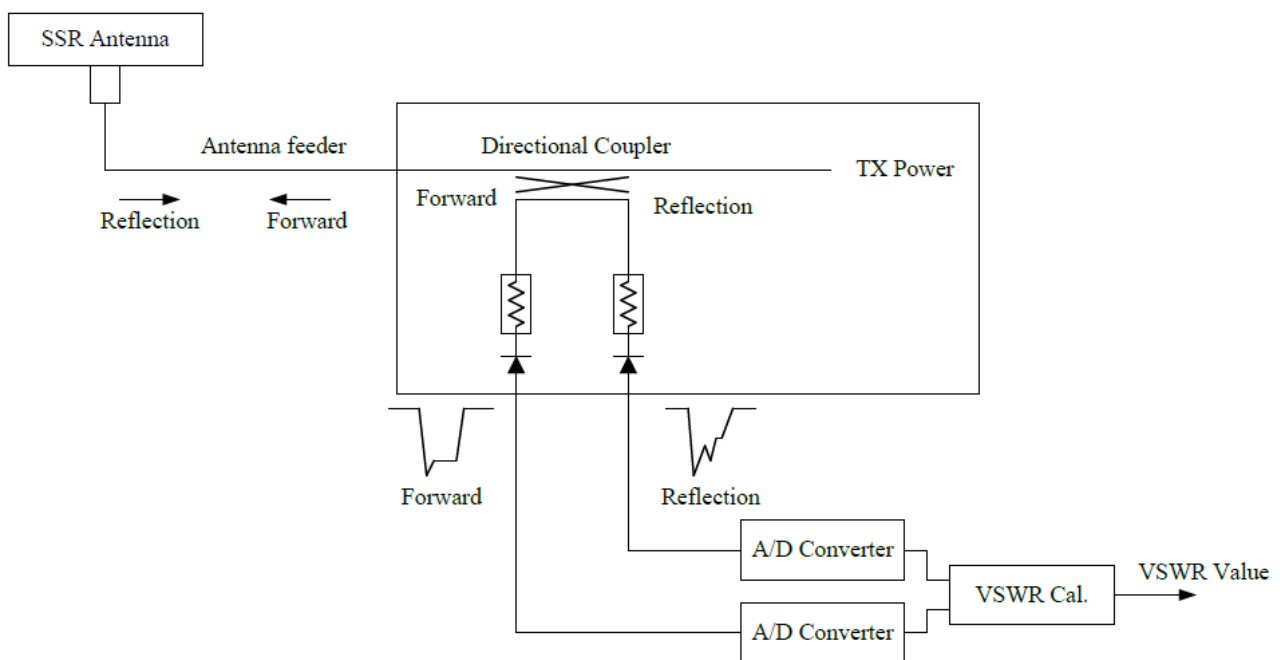


圖 4.8 VSWR 量測電路

4-6、SSR TR/SP 之切換及狀態指示介面

SSR TR/SP 之切換及狀態指示介面（如圖 4.9 紅色方框內）位於 SP 群組卡片之上方，提供維護者進行信號測試、監測之連接點、狀態指示燈以及電源開關。



圖 4.9 Switches and Indicators 介面

各接點及指示燈介紹如下：

- (1). SUM、SLS (TP1、TP3)：信號輸出、入接點；可由此輸入射頻測試信號，經耦合至接收單元之 SUM 或 SLS 接收電路解調（參看圖 4.3），以測試接收電路及後續處理電路之各項參數，輸入耦合損失如接點下方標籤之 RX 數值；此兩接點亦可耦合輸出 SUM 或 SLS 之射頻高功率發射信號，以供量測發射信號之各項參數，輸出耦合損失如接點下方標籤之 TX 數值。
- (2). DIFF (TP2)：信號輸入接點；可由此輸入射頻測試信號，經耦合至接收單元之 DIFF 接收電路解調（參看圖 4.3），以測試接收電路及後續處理電路之各項參數，輸入耦合損失如接點下方標籤之 RX 數值。
- (3). SSR TRIG (TP4)：SSR TRIG 信號輸出，提供量測 SSR TRIG 信號之各項參數，或提供示波器之觸發信號以便於觀看各項發射、接收及 STC 等信號之波形。
- (4). MON (TP5)：配合下方 A6 TCNT (Timing Controller) 卡片之 S10 開關（圖 4.9 之紅色圓框處）設定，可輸出各項信號供量測或利用，S10 開關設定值與 TP5 輸出訊號之關係如圖 4.10 所示。
- (5). OPR 指示燈：若此機為主機則亮綠燈，為備份機則不亮燈。
- (6). INT ON 指示燈：發射時亮黃燈。
- (7). FAIL 指示燈：此機 FAIL 時亮紅燈。
- (8). LAMP TEST：按下可測試各指示燈。
- (9). 電源開關：ON/OFF 此 SSR TR/SP 設備。
- (10). 電源指示燈：電源開關 ON 且供電正常亮綠燈。

MON SEL (Switch)	S10	To select output signal at TP5 “MONITOR” 0:STCA TRIG 1:AZ BLANK GATE 2: MODE 1 GATE 3:MODE PULSE 4:MODE A GATE 5:MODE C GATE 6:ACP 7:ARP 8:PILOT TRIG 9:MODE S GATE A:ALL CALL WINDOW B:ROLL CALL WINDOW C:PDET D:ADR TRIG E:STCD TRIG F: MODE 2 GATE
------------------	-----	--

圖 4.10 S10 開關設定值與 TP5 輸出訊號之關係

圖 4.10 中之 STCA TRIG 表示 MODE A/C 之 STC TRIG，而 STCD TRIG 表示 MODE S 之 STC TRIG；

另 PILOT TRIG 係表示圖 4.3 電路中測試信號的觸發信號。

4-7、卡片置換

置換 SSR TR/SP 機框卡片時，須注意 CH MPU、SMPU、CMPU 及 MPU (Microprocessor) 等卡片之 SW 設定與工作於 CHA 或 CHB 有關，設定如下：

(1). CH MPU、SMPU、CMPU：

(a). CHA：SW1-1 ON

(b). CHB：SW1-1 OFF

(2). MPU：

(a). CHA：SW8-8 OFF

(b). CHB：SW8-8 ON

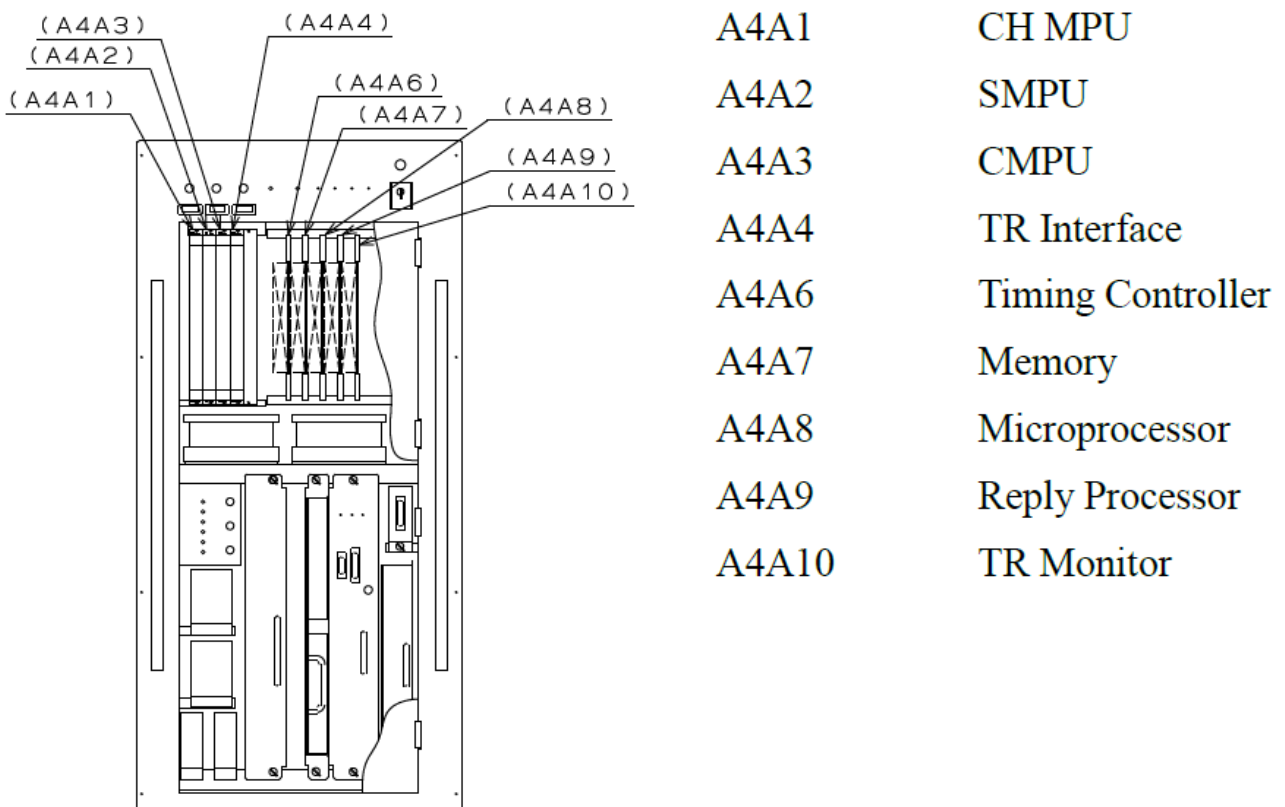


圖 4.11 SSR TR/SP 機框之 SP 群組卡片位置圖

此外，CH MPU、SMPU、CMPU 等三張卡片上有小電池，當小電池故障或失去電力時，卡片上之參數執行檔會消失，卡片將無法運作，更換電池後，需再依據手冊重新設定卡片上之參數執行檔。

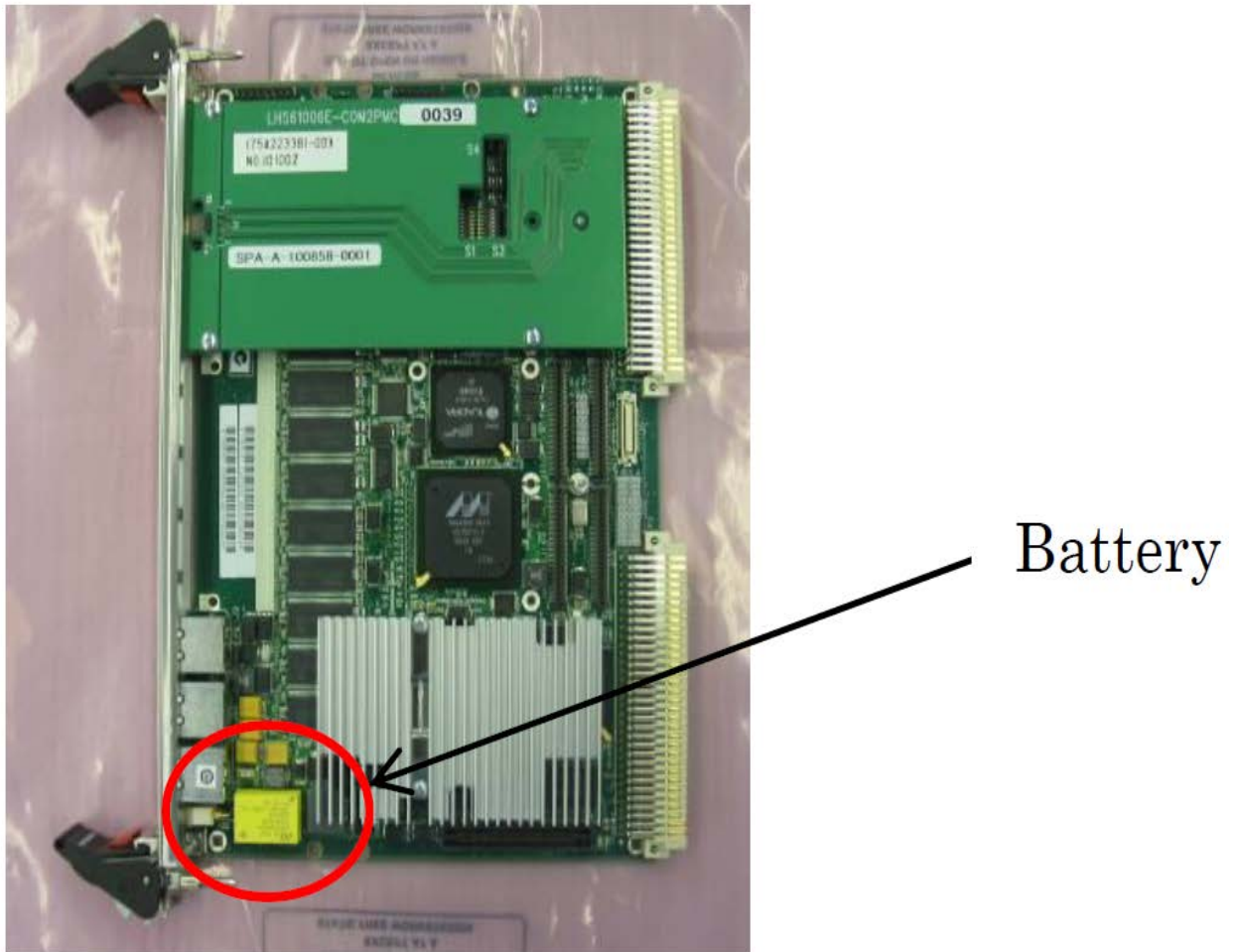


圖 4.12 CH MPU、SMPU、CMPU 卡片之電池位置圖

肆、心得與建議

1. 此次出國接受原廠雷達訓練，雷達裝備包含機械（天線旋轉部分）、電子及資訊等專業領域，在往後的維修方面亦需電腦參數設定、網路狀態分析以及航機訊號傳送，建議能對航電維修人員多提供相關的電腦、網路及軟體等訓練。
2. 經過原廠基礎維護課程之後，對雷達的基本原理及系統架構有了初步的了解，惟雷達系統畢竟是較為龐大的設備，無論是雷達理論、硬體架構、參數設定、軟體操作等方面皆較一般設備來的複雜與繁瑣，要想對這套雷達更為熟悉或在維護能力上更為精進，除了原廠訓練基礎之外，還需廠商架設時的觀摩學習以及日後的自主學習，要做到這些，除了個人的學習意願外尚須相當時間的投入，因此建議日後選派人員參與雷達工廠訓練時，應以每架設單位（設備臺或助航臺）兩人受訓為宜，後續再藉由彼此討論、教學相長，相信在學習深度上能更有益處。