

5-71



RADAR SECUNDARIO Y CONTROL DE TRANSITO AEREO

FRANCISCO HERNANDEZ PRADO
FRANCISCO JAVIER SOTELO DUEÑAS
GABRIEL VILLELA PARDO

*lej
71*

UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO
FACULTAD DE INGENIERIA MEXICO, D. F.
MEXICO.

TESIS DONADA POR 1979
D. G. B. - UNAM



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

INDICE

PROLOGO	1
AGRADECIMIENTO	5
CAPITULO 1: INTRODUCCION	6
1.1 Breve historia del radar	7
1.2 Generalidades del radar	11
1.3 Frecuencias utilizadas para radar.	11
CAPITULO 2: PRINCIPIOS DE RADAR	15
2.1 Sistema básico del radar de pulsos	15
2.1.1 Sincronizador	16
2.1.2 Modulador	17
2.1.3 Transmisor	18
2.1.4 Duplexor	19
2.1.5 Antena	20
2.1.6 Receptor	21
2.1.7 Indicadores	23
2.2 Factores básicos en el diseño del radar de pulsos	39
2.2.1 Pulsos de radar	40
2.2.2 Ecuación del radar	42
CAPITULO 3: RADAR SECUNDARIO	64
3.1 Generalidades	65
3.1.1 Introducción	65
3.1.2 Características básicas y principios de operación	65
3.1.3 Descripción de un sistema de radar de vigilancia básico	70

3.2	Análisis de la señal	73
3.2.1	Introducción	73
3.2.2	Respuesta	77
3.2.3	Tipo de decodificadores	87
3.3	Puntos importantes en el funcionamiento del radar secundario	89
3.3.1	Supresión de lóbulos laterales	89
3.3.2	Interferencias más comunes del radar secundario con el control de tránsito aéreo	94
3.3.3	Equipo de obtención de información gráfica	97

CAPITULO 4: TRANSMISION Y RECEPCION EN EL
RADAR SECUNDARIO

		100
4.1	Descripción general	100
4.1.1	Introducción	100
4.1.2	Aspecto físico del equipo	102
4.1.3	Interrogación	103
4.1.4	Tratamiento de la señal	103
4.1.5	Especificaciones	112
4.2	Codificación	125
4.2.1	Generalidades	125
4.2.2	Secuencia de codificación	134
4.2.3	Disparo	141
4.2.4	Características de señales	146
4.3	Transmisión y juntura T/R	150
4.3.1	Generalidades	150
4.3.2	Modulador	150
4.3.3	Transmisor	156
4.3.4	Juntura T/R	157
4.3.5	Transmisión de datos de radar a larga distancia	158

CAPITULO 5: CONTROL DE TRANSITO AEREO	163
5.1 ¿Qué es el control de tránsito aéreo?	164
5.1.1 Objetivos y definiciones	164
5.1.2 Cumpliendo los objetivos	170
5.1.3 La seguridad aérea	192
5.2 El hombre como parte del sistema de control de tránsito aéreo	215
CAPITULO 6: CONTROL DE APROXIMACION	230
6.1 ¿Qué es la gufa de aterrizaje?	230
6.2 El ILS (Instruments Landing System)	233
6.3 El MLS (Microwave Landing System)	237
APENDICES	247
Abreviaturas	248
Símbolos	248
Términos	253
Bibliografía	258

P R O L O G O

La intención de desarrollar este trabajo fue presentar al lector, considerando a éste como integrado dentro de una amplia gama de niveles de conocimientos técnicos, una visión práctica y general de los equipos y procedimientos usados en el control de tránsito aéreo. Dada la vasta -- complejidad de los sistemas empleados para la seguridad -- de la navegación aérea, este escrito no es sino un sencillo esbozo que da una idea de la tecnología y organización empleadas.

Tras de considerar varias alternativas, y tomando en cuenta la acelerada evolución por la que atraviesa este tipo de equipos, se decidió emplear para el estudio el enfoque de diagramas de bloques. Lo anterior es válido para las descripciones constitutivas y funcionales y facilita la -- comprensión de la operación de los sistemas.

Habiendo asentado lo anterior no resulta difícil imaginar que la información contenida en este estudio es de tipo -- preciso en cuanto a los puntos que toca, pero general en cuanto a la profundidad con que ataca los temas. Esta -- aparente paradoja explica cómo es posible describir tal -- cantidad de dispositivos en tan breve espacio. Tras detenido análisis se llegó a la conclusión de que solamente -- la parte medular del equipo básico de control de tránsito aéreo sofisticado --el codificador del radar secundario-- sería objeto de un análisis funcional más detallado y así sucede en esta obra.

Dadas las condiciones sociales, económicas, políticas y -- tecnológicas por las que atraviesa México, el uso del inglés o del español en los términos de uso común constitu-

ye un reto en la búsqueda de mayor objetividad y claridad en las explicaciones. El lector identificará a lo largo de esta tesis un difícil compromiso entre el respeto a los términos de uso generalizado, la introducción de palabras y abreviaturas propios para el nivel técnico y preparación en el medio mexicano y el desarrollo de nuevas expresiones que buscan transmitir mejor las ideas contenidas en ellas.

Al final del desarrollo de este trabajo fue definitiva la convicción de que el atraso en el medio mexicano respecto al uso de elementos óptimos de seguridad en la navegación aérea es definitivo y se ve seriamente agravado por factores económicos, políticos y técnicos.

Existen elementos mencionados en este escrito -el extractor de gráficas, por mencionar uno- que tan sólo ellos los justifican el desarrollo de un estudio serio, profundo y detallado, tanto en su construcción y funcionamiento como en la implementación de su uso. Es el deseo de los autores que esta obra sea ilustrativa en extremo y despierte interés por la elaboración de otros trabajos como el mencionado.

El estudio ha sido dividido en seis capítulos que tratan de abarcar desde el principio en el desarrollo del radar hasta los elementos más modernos en el campo del control de tránsito aéreo.

La parte central del estudio, podrá ser hallada en los capítulos tres, cuatro y cinco que comprenden en ese orden el análisis del radar secundario, del transmisor-receptor y de control de tránsito aéreo.

En el capítulo uno se hace la introducción presentando -- una breve historia del desarrollo del radar que tiene el fin de lograr que el lector se ambiente con el tema en es tudio.

En el capítulo dos se describen las características principales del radar primario, hecho que facilita la compre nión de los capítulos posteriores, especialmente de los - capítulos tres y cuatro.

En el capítulo tercero se empieza por comparar el radar - primario y el radar secundario, se continúa explicando -- las principales características del radar secundario, pr imeramente atendiendo a sus funciones y posteriormente a - sus componentes. Se hace énfasis en el hecho de que am-- bos sistemas de radar, primario y secundario, generalmen-- te trabajan en forma combinada, ésto refuerza la necesi-- dad de también conocer las principales características -- del radar primario.

En el capítulo cuatro se analiza de manera detallada el - núcleo central del radar secundario, tal como lo es el -- transmisor-receptor. Se indican las principales caracte-- rísticas de diseño y funcionamiento del radar secundario del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México.

En el capítulo cinco se anotan y analizan las caracterís-- ticas del tránsito aéreo, destacándose las reglas de con-- trol utilizadas en el espacio aéreo mexicano, se hace tam bién una descripción de una serie de sistemas que se ha-- llan en diferentes fases de desarrollo y cuyo fin es el - de incrementar la seguridad aérea, también se tiene en -- cuenta la participación del hombre en el control de trán-- sito aéreo.

Por último, en el capítulo seis se describen los sistemas de guía de aproximación, que han de dirigir al avión en el aterrizaje.

AGRADECIMIENTO

Para poder elaborar este trabajo fue necesario contar con el apoyo de un gran número de personas, que nos brindaron en mayor o menor grado su asesoría y ayuda, por lo que se ría sumamente difícil mencionarlas a todas.

Sin embargo queremos agradecer al personal técnico de --- SENEAM (Servicios Especiales de Navegación en el Espacio Aéreo Mexicano), antes RAMSA (Radio Aeronáutica Mexicana, S.A.) su ayuda y en especial a los Ingenieros Antonio Lázgare, José Luis Salazar, Raúl Jiménez, Javier Silva y Javier Orozco, por su desinteresada asesoría que nos permitió llevar a buen fin la culminación de este trabajo.

Especial agradecimiento tenemos que dar al Ingeniero Mario Ibarra Pereira por su dirección, que nos permitió trabajar de manera armónica y libre a lo largo de todo este estudio.

CAPITULO I:

INTRODUCCION.

1.1 BREVE HISTORIA DEL RADAR

El sistema de radar fue desarrollado independientemente y casi al mismo tiempo en los Estados Unidos de América, Inglaterra, Francia y Alemania, durante los años 1935 a 1940. En Francia y Alemania el equipo fue desarrollado en laboratorios comerciales bajo la supervisión militar; en Inglaterra y Estados Unidos el inicio del desarrollo fue en los laboratorios de los servicios armados.

Dos ideas son básicas en el sistema de radar de pulsos: el fenómeno del eco y el método del uso de pulsos viajando hacia un determinado blanco. El estudio del fenómeno del eco, data desde los primeros trabajos realizados por Henrich Hertz con ondas electromagnéticas. Hertz descubrió en 1887 que las ondas de radio eran reflejadas por obstáculos sólidos y su observación fue hecha repetidamente en los años subsecuentes, esto fue grandemente productivo para una base de sistemas de detección; a Christian Hulsmeyer le fue concedida la patente en varios países de un elemento de prevención de colisión por radio-ecos. En junio 20 de 1922, el marqués Guillermo Marconi recibió la Medalla de Honor del Instituto de Radio Ingeniería en una comida en Nueva York, en el discurso que pronunció dijo:

"En algunos de mis experimentos he notado los efectos de la reflexión y deflexión de las ondas electromagnéticas por objetos que están distantes varias millas. Me parece que debe ser posible diseñar un aparato por medio del cual una nave pueda radiar o pro-

yectar un rayo divergente de ondas de radio en cualquier dirección y así estos rayos, si chocan con --- otro objeto metálico, como por ejemplo, otra nave, - se reflejarán en parte hacia el mismo lugar del ---- transmisor, y si en este lugar se coloca un receptor apropiado se detectará la presencia y rumbo de esta otra nave aún en la obscuridad o en la niebla".

El principio del pulso, casi en la misma forma con - la cual se utiliza en el radar, fue empleado en 1925 por Gregory Breit y Merle A. Tuve de la Institución Carnegie de Washington, D.C. en una serie de experimentos realizados para la medición de la altura de - la ionósfera.

En noviembre de 1938, el Consejo de Artillería Costera de la Armada de los Estados Unidos, probó un equipo de radar de localización de posición, diseñado para el control de reflectores de luz para búsqueda de aviones y el control de cañones antiaéreos, diseñados por los laboratorios Signal Corps. Este fue el diseño SCR-268, que posteriormente fue comercializado.

El radar hizo que la fuerza aérea frustrara con éxito los ataques alemanes por el aire en 1940.

Prácticamente a principios de la guerra se utilizó - ya un equipo para detectar aviones, usándose frecuencias de repetición de 20,000 pulsos por segundo, --- potencias de 75 watts y utilizando receptores superheterodinos. Fue así como nacieron el SCR-268 y el SCR-270.

La radiodetección no se ha conocido siempre con el nombre de radar, se le llamó de diferentes maneras - hasta que el término RADAR se acuñó en los Estados Unidos. En Inglaterra se le llamó RDF (Radio Detection Finding, localización de posición por radio). En 1943 se convino en llamarlo Radar por acuerdo de varios países.

Se aclara que la idea de Radar (Radio Detection and Ranging, detección y determinación de distancia por radio), es en sí todo un método para determinar la presencia o existencia de un objeto por medio de los uos de la energía radiante.

Uno de los usos que se le da al Radar es en el control de tránsito aéreo, siendo también importante para las actividades meteorológicas y de tránsito terrestre. En el control de tránsito aéreo, el espacio aéreo está dividido en sectores de control, y un hombre está encargado de cada sector, a partir de la información que está recibiendo por medio del radar puede regular el tránsito aéreo a fin de obtener seguridad en el vuelo. El servicio de radar es utilizado por el control de tránsito aéreo para:

- Proporcionar separación entre aviones y obstáculos cuando se proporcionan vectores a los aviones fuera de trayectorias preestablecidas.
- Mantener vigilancia continua del tránsito en ruta y del tránsito en terminal aérea, con el propósito de que el controlador obtenga una más completa información de posición y avise de cualquier desviación significativa.
- Proporcionar vectores a los aviones que salen a

- fin de autorizar su ascenso a la altitud y ruta permitida.
- Suministrar vectores al tránsito en ruta para el mejor aprovechamiento del espacio aéreo controlado, resolviendo conflictos potenciales.
 - Proporcionar vectores al tránsito de llegada en la transición de ruta a las fases de aproximación inicial o final expeditando su descenso.
 - Proporcionar navegación radar hacia y entre puntos fijos establecidos.
 - Proporcionar asistencia a pilotos al mando de aviones en emergencia.
 - Secuenciar ordenadamente aproximaciones y salidas.
 - Proporcionar información de tránsito.

Dentro de la aviación civil los equipos de radar se dividen esencialmente en dos categorías:

- a) Radar primario.
- b) Radar secundario.

Son éstos dos tipos de radar los que trabajan con emisión de pulsos.

a) Radar Primario:

El receptor recoge la energía del eco o la radiación pasiva de los objetos o blancos que se encuentran con el haz de la antena del radar.

b) Radar Secundario:

El blanco no es pasivo y responde a los pulsos que le llegan, transmitiendo a su vez desde el

avión pulsos de regreso hacia el transmisor original situado en tierra.

1.2 GENERALIDADES DEL RADAR

Principio básico.

La detección de un blanco se realiza por medio de la emisión de energía a una frecuencia tal que, al encontrar un objeto en su trayectoria, esta energía se refleja y una parte de ella es captada por el receptor.

Para poder interpretar la información de los pulsos reflejados se debe utilizar un dispositivo de medición de tiempo, calibrado en unidades de distancia y que mida el tiempo transcurrido entre el pulso transmitido y su eco, el cual da una indicación de la distancia del blanco.

Dicho dispositivo puede ser un tubo de rayos catódicos.

La pantalla del tubo de rayos catódicos se calibra en millas. En el instante en que se transmite un pulso de energía, aparece una deflexión vertical en el lado izquierdo de la pantalla del tubo. El haz de electrones continúa a través de la pantalla mientras que el equipo de radar está en "escucha" de un eco. Cuando el eco es recibido se produce otra deflexión vertical en la pantalla.

1.3 FRECUENCIAS UTILIZADAS PARA RADAR

La selección de frecuencia es muy importante. La --

longitud de onda de la señal debe ser pequeña con --
 respecto al blanco para que exista reflexión, tam--
 bién influye en el alcance de la señal como se verá
 posteriormente.

Los límites de frecuencia utilizados son los que se
 definen en el siguiente cuadro:

CUADRO 1.1
FRECUENCIAS DE RADAR

Letra Código	Longitud Nominal	Aplicaciones (Pasadas, presentes y futuras)	Límites de banda de longitud de onda y frecuencia
P	100 cm	-Aviso anticipado para equi po de tierra -Dirección de reflectores -Primeras guías de cañones -Comunicaciones interplane- rias propuestas	133-77 cm 225-390 MHz
L	30 cm	-Equipo medidor de distan-- cia (DME) -Radiofaros en las naves -- (militares y civiles) -Radio Tacan -Radares de ruta (ARSR)	77-19.35 cm 390-1550 MHz
S	10 cm	-Radar de vigilancia en ae- ropuerto (ASR) -Radar de tránsito (control de velocidad) -Localización de medio y -- largo alcance -Localización con equipo de a bordo -Localización móvil -Trabajo de precisión en -- tierra	19.35-5.77 cm 1550-5200 MHz
X	3 cm	-Radar de precisión para -- aproximación (PAR) -Detección de tormentas por radar -Navegación, planimetría y bombardeo -Guía de cañones	5.77-2.75 cm 5200-10900 MHz
K	1 cm	-Techos y estratos de las - nubes -Equipo detector para super ficie del aeropuerto (ASDE) -Navegación, planimetría y bombardeo	2.75-0.834 cm 10,000-36,000 MHz

CAPITULO 2:

PRINCIPIOS DE RADAR.

2.1 SISTEMA BASICO DEL RADAR DE PULSOS

En este capítulo se pretende introducir al lector a la comprensión de los principales conceptos relacionados con el radar de pulsos.

Para ésto se ha recurrido a explicar sistemáticamente el diagrama de bloques mostrado en la Figura 2.1

En la segunda parte de este capítulo se explican brevemente algunas consideraciones de tipo matemático y físico que influyen primordialmente en el diseño del radar de pulsos.

Cabe aclarar que estas consideraciones, así como la explicación de las diferentes partes, están enfocados principalmente hacia el radar primario, ésto a pesar de que el tema central de este escrito es el radar secundario, sin embargo, se ha pensado que es conveniente describir el radar primario, ya que además de que permite eliminar las dudas que se plantean al estudiar el radar secundario, en la gran mayoría de los casos los radares primario y secundario trabajan conjuntamente en el control del tránsito aéreo.

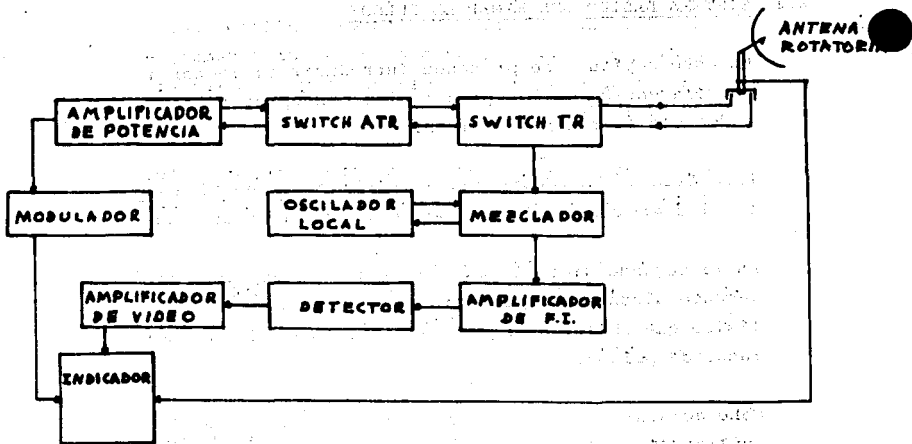


Fig. 2.1 Diagrama de bloques de un sistema típico de radar.

2.1.1 Sincronizador

También conocido como oscilador local o unidad de control de tiempo, indica y controla la secuencia de operaciones que forman un ciclo completo.

Esta unidad proporciona pulsos a un intervalo de tiempo controlado con precisión. Este intervalo representa un ciclo completo de operaciones que comienza con el principio de un pulso transmitido y termina con el principio del próximo pulso a transmitir.

Se pueden controlar otras operaciones del sistema, tales como el comienzo del funcionamiento -

del indicador de barrido; tarea realizada por - medio de pulsos formados en el sincronizador, - ya sea antes o después del pulso que inicia la transmisión.

La duración de los pulsos de sincronización generalmente es muy pequeña, del orden de los microsegundos.

2.1.2 Modulador

Excitado por el pulso de sincronía, su objetivo es generar pulsos de una amplitud y tiempo de duración correctas para efectuar la emisión con una cadencia fijada por los pulsos de sincronía.

Se usan dos tipos de moduladores: uno para el - amplificador de potencia y el segundo un modulador pulsante con línea de retardo.

Los principales requisitos que debe cumplir un pulso para una buena emisión son los siguientes:

- El borde delantero debe ser suficientemente vertical para la medición de alcance de precisión.
- Es necesaria una parte superior plana debido a que el tubo transmisor cambiará de frecuencia y la eficiencia disminuirá si el -- voltaje aplicado se varía durante la operación.
- Es conveniente tener un borde de bajada vertical, ya que es necesario para cumplir los requisitos de alcance mínimo.

2.1.3 Transmisor

El objetivo del transmisor es generar la energía de radiofrecuencia que se aplica a la antena para ser radiada al espacio.

El magnetrón es el tubo transmisor más utilizado en los sistemas de radar de pulsos, pues proporciona potencias picos superiores a los megawatts con frecuencia de 3,000 MHz, siendo muy confiable.

Los experimentos más recientes sobre los tubos de alta potencia en radiofrecuencia, han dado como resultado el amplitrón y el klystrón de potencia.

El amplitrón es un amplificador que usa la salida de un magnetrón como excitación de frecuencia.

El amplitrón presenta por su construcción y diseño una serie de ventajas sobre el magnetrón, las cuales pueden ser resumidas en los siguientes puntos:

- Aumento de potencia (aproximadamente ocho veces más).
- Aumento en la eficiencia.
- Estructura más compacta y relativamente sencilla.

El klystrón de potencia, es un tubo del tipo de 3 cavidades, usa una modulación de velocidades

de un haz de electrones para desarrollar su señal de radiofrecuencia de salida.

Algunas de las ventajas del klystrón son:

- Ganancia extremadamente alta (para una entrada de 200 watts se obtienen salidas de aproximadamente 2 MW).
- La salida del sistema de radar se concentra en una banda más estrecha del espectro de frecuencia.

2.1.4 Duplexor

El duplexor es el dispositivo o switch transmisor-receptor, que hace posible la transmisión y recepción en la misma antena y la misma guía de onda.

Esta unidad aísla al transmisor mientras el receptor está en "escucha", e igualmente aísla al receptor mientras se está emitiendo energía al espacio. Brevemente se puede decir que se trata de una cámara gaseosa colocada estratégicamente en la guía de onda, de tal manera que cuando la energía es transmitida, ésta ioniza el gas contenido en la cámara, ya que el pulso es de alta potencia, formando así una trayectoria en una dirección determinada para llegar a la antena. Los ecos recibidos de los blancos son de una potencia muy pequeña, por lo que esta energía no alcanza a ionizar al gas alojado en la cámara de manera que toma otra dirección distinta a la anterior, llegando así al receptor.

2.1.5 Antena

La función de la antena de radar es la misma -- que lleva a cabo cualquier antena transmisora--receptora, debe cumplir con las condiciones de: alta ganancia, ya que el campo electromagnético disminuye a medida que aumenta la distancia; de be tener un patrón de radiación altamente directivo, con el fin de concentrar la mayor parte - de energía radiada en una sola dirección, ésto puede realizarse por medio de un arreglo de una o varias cornetas de guía de onda que hacen incidir la energía de RF en un reflector parabólico.

Existen también dentro de la estructura de la - antena algunos arreglos para hacerla girar so--bre su eje vertical a fin de explorar la totalidad de la zona que se vigila. La búsqueda en - los 360° se logra al hacer girar la antena por medio de un motor con un tren de engranes con - relaciones apropiadas. Para los radares de búsqueda de largo alcance la velocidad es regular--mente de 5 a 10 rpm.

La información referente a la posición de la antena, con respecto a una referencia que usual--mente es el norte magnético, se lleva a cabo -- con un servosistema que la alimenta al indicador de radar, de tal manera que los blancos están representados en el indicador con una posición verdadera respecto al norte magnético.

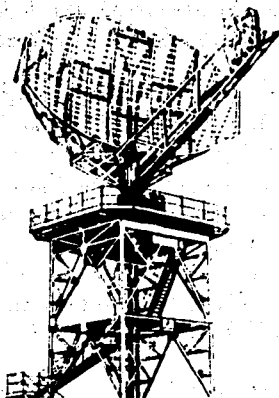


Fig. 2.2 Antena

2.1.6 Receptor

De la energía reflejada por el blanco, sólo una pequeña cantidad, del orden de los microvolts, es captada por la antena, por lo que se hace necesario para obtener información de ella, amplificarla de un millón a diez millones de veces.

Teóricamente se pueden utilizar cualquier número de amplificadoras en un receptor, prácticamente ésto no es posible ya que el ruido producido en las primeras etapas sería amplificado - de tal forma que se podrían obtener resultados erróneos.

El ruido limita la sensibilidad del receptor, - es conveniente tener una alta relación de señal

a ruido. En los circuitos del receptor se encuentran tres tipos básicos de ruido:

- a) Agitación térmica: causada por el movimiento errático de los electrones libres en los conductores.
- b) Efecto de disparo: producido por la falta de uniformidad en la emisión del cátodo de las válvulas.
- c) Ruido inducido: causado por campos electrostáticos y electromagnéticos en las válvulas y los circuitos del receptor.

El receptor más utilizado en los sistemas de radar es el superheterodino. La descripción general de un receptor superheterodino es la siguiente: la señal recibida entra al sistema como energía de radiofrecuencia. La trayectoria de la señal es a través de la antena de la guía de onda y del dispositivo T/R, para ir de ahí hasta el mezclador de cristal, la función de este mezclador es combinar en frecuencia la señal de entrada con la señal del oscilador local. La señal obtenida del mezclador es de frecuencia intermedia (FI), normalmente 30 MHz. La señal de FI es muy débil y necesita amplificarse para enviarse al receptor para la conversión de video. Para esto se utiliza el preamplificador de FI.

El diagrama de bloques de un receptor de Radar, es el siguiente:

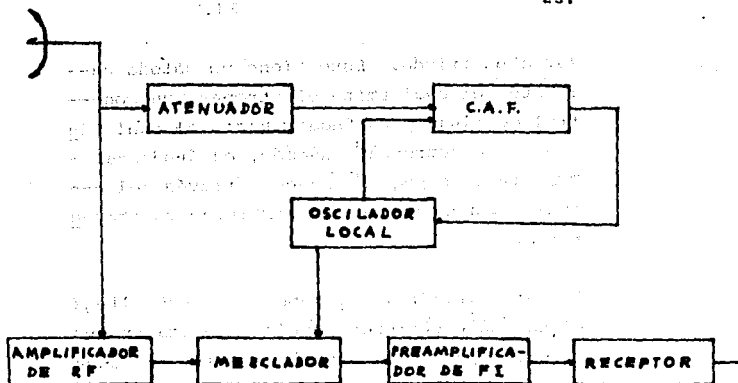


Fig. 2.3 Diagrama de bloques de un receptor de radar.

2.1.7 Indicadores

El objetivo de este dispositivo es proporcionar la información del radar de la manera más usable. Es el destino final de todos los datos --reunidos por el equipo de radar. Todos los indicadores de radar utilizan los tubos de rayos catódicos, que son ideales para este fin.

a) Tubo de rayos catódicos (TRC).

Un tubo de rayos catódicos tiene tres partes esenciales:

Un cañón de electrones, una pantalla luminiscente y entre ellos un sistema de deflexión. El cañón de electrones es muy simi--

lar a un triodo. Este tiene un cátodo caliente, el cual emite electrones, un control de flujo y un ánodo, hacia el cual fluyen los electrones. Además, el ánodo del TRC tiene un pequeño hueco a través del cual algunos electrones continúan su trayectoria.

La parte terminal del tubo, a la cual llega el haz de electrones, está protegida en su interior por un material que emite luz cuando se satura de electrones.

Esta es la pantalla luminiscente. Si el haz no es desviado, choca en el centro de la pantalla produciendo una mancha. El haz puede ser desviado pasando a través de un campo magnético o eléctrico perpendicular a la dirección original del haz.

En la Figura 2.4 se muestra cómo el haz es desviado hacia arriba por el campo eléctrico entre el primer par de placas y a la derecha de su trayectoria por el segundo par. El haz incide en la pantalla a la izquierda del centro visto por un observador. Aplicando un voltaje apropiado a las placas, el haz puede incidir en cualquier otro sitio de la pantalla luminiscente. Esto puede ser efectuado en la misma forma por medio de campos magnéticos, pero el haz presenta un ángulo recto con respecto al campo magnético como se muestra en la Figura 2.5. Estos dos sistemas son conocidos como deflexiones eléctricas y magnéticas respectivamente.

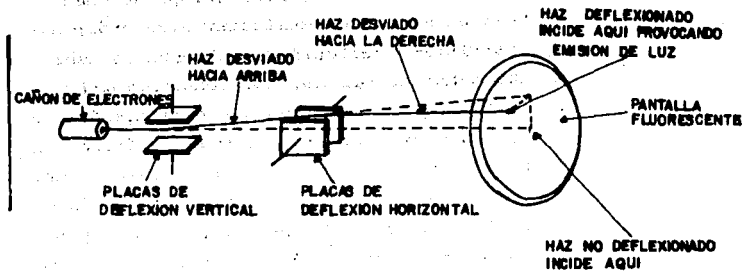


Fig. 2.4 Deflexión por campos eléctricos.

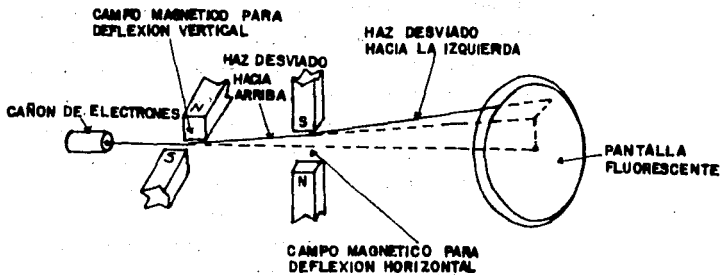


Fig. 2.5 Deflexión por campos magnéticos.

De lo anterior se puede deducir que un campo magnético o eléctrico apropiado puede -- desviar el haz en cualquier dirección; para los sistemas eléctricos lo común es usar -- dos pares de placas, tal como se muestra en la Figura 2.4 para los sistemas magnéticos, lo usual es emplear un campo magnético generado en el exterior del tubo. Esto se muestra en la Figura 2.5, aquí la dirección de la deflexión puede ser controlada por medio de magnetos rotativos alrededor de los ejes del tubo. Si se reemplaza la barra -- magnética por solenoides, la desviación puede ser controlada por medio de variaciones de la corriente en las bobinas.

Es muy deseable que la sección transversal del haz luminoso sea muy pequeña cuando incida sobre la pantalla luminiscente, a fin de asegurar un buen enfoque del haz. El enfocamiento puede hacerse por medio de electrodos adicionales ensamblados en el cañón de electrones o con campos magnéticos axiales. Ordinariamente el diámetro de un tubo está compuesto aproximadamente de 200 longitudes de puntos marcados por el haz, aunque existen algunos tubos mejores que éstos. - El número de longitudes (diámetros) de puntos determina el límite de resolución y da una medida de la velocidad de la deflexión la cual puede ser usada con una longitud de pulso dado. De este modo, en un trazo de - un radio de una milla náutica, un diámetro

de punto es cerca de 20 yardas, la cual corresponde a un pulso de longitud de $1/8$ --- useg.

b) Diferentes tipos de indicadores.

En la visualización de radar el principal interés radica en determinar el alcance, el azimut y la elevación. Esta información se ilustra en la Figura 2.6.

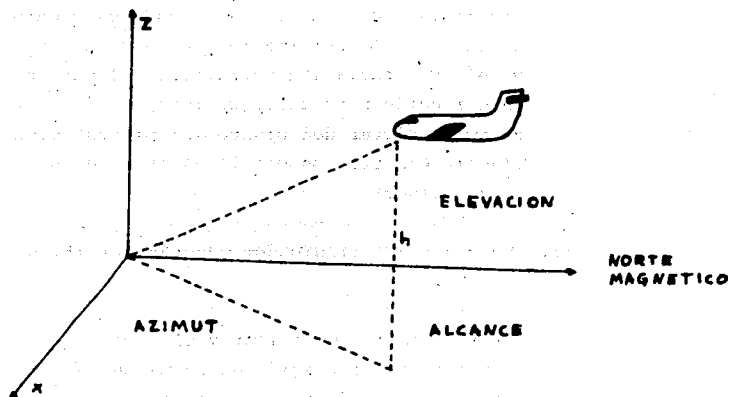


Fig. 2.6 Información de radar.

Existen indicadores para dar exclusivamente una de estas informaciones o bien una combinación de las mismas. Estos indicadores se califican de acuerdo con la forma de presen

tar la información que proporcionan. Para identificar los diferentes tipos de indicadores se utilizan letras, cuando éstas son múltiples, las letras tienen significado especial, mientras que las designaciones con letras solas son por orden alfabético.

i. Indicador de Tipo A.

Es el más simple que se conoce. Se usa en equipo de pruebas tales como el sincronoscopio y el osciloscopio. El barrido puede graficarse como una forma de onda de diente de sierra. La información de la señal aparece como modulación deflectora del barrido en dirección vertical. Da información acerca del carácter del blanco (la presentación lineal, permite conocer la anchura del blanco y alcance).

ii. Indicador PPI (Indicador panorámico) (Figura 2.7).

Permite conocer el azimut y el alcance. Presenta la información en forma de mapa del área circundante. La antena del radar se encuentra al centro del tubo de rayos catódicos. Los blancos se presentan en la pantalla del tubo por medio de modulación en intensidad del haz de rayos catódicos. El alcance se mide como la distancia radial desde el centro del indicador hasta la posición de la mancha. La información del azi-

mut del blanco está presente con una referencia específica, misma que generalmente es el norte magnético.

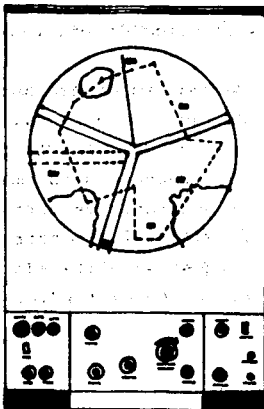


Fig. 2.7 Indicador P P I

iii. Indicador AZ-EL

El indicador azimut elevación (AZ-EL) usado en los radares de precisión para aproximación, da información de alcance, azimut y elevación en la pantalla de TRC.

El sistema de PPI puede ofrecer información adicional a la del video de radar para ayudar en la interpretación de la posición y/o identificación del blanco. Esta informa---

ción se genera dentro del sistema mismo del radar primario o suministrado por un sistema de radar secundario sincronizado con el primario.

Esta información adicional es la siguiente:

- Marcadores de distancia.

En radar es esencial la determinación precisa del alcance de un blanco y para ello pueden usarse marcas generadas por un generador de marcadores de distancia. La Figura 2.8 muestra un diagrama de bloques simplificado de un generador de marcas de distancia.

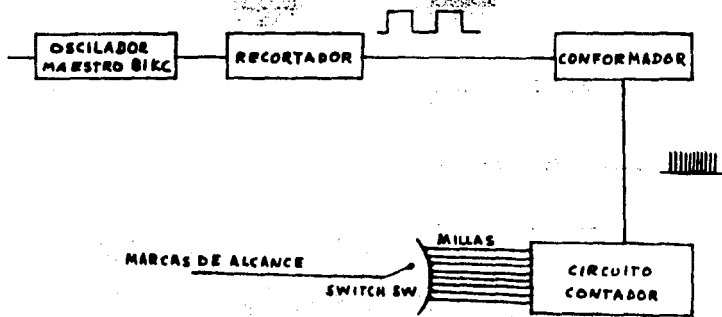


Fig. 2.8 Diagrama de bloques de un generador de marcas de distancia.

- Marcadores de ángulo.

El ángulo azimutal es conocido a través de la pantalla por medio de barridos -- que pueden generarse de varias formas.

La intensificación del barrido en determinadas posiciones angulares, generalmente en incrementos de 10° , es una de las formas más usuales, por la cual se puede conocer dicho ángulo.

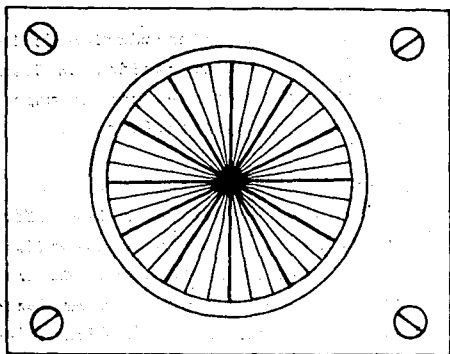


Fig. 2.9 P P I, con marcas a cada 10° y 30° .

- Video mapa.

Es conveniente en determinadas ocasiones presentar en el PPI un mapa de las pistas, marcadores y otra información -- de control o un mapa de las intersecció

nes de las rutas aéreas entre aeropuer-
tos.

El mapa debe tener una relación defini-
da con la posición real del blanco, la
unidad generadora del video planimétrico
debe estar sincronizada con el tiempo y
posición de rotación del sistema -
de radar.

La unidad video planimétrico utiliza --
una fuente de iluminación, un disco gi-
ratorio transparente, con un mapa graba-
do y una celda fotoeléctrica.

- Video identificador.

La información del video identificador
se utiliza como medio de identificación
de una nave en particular. Es produci-
da por un radar secundario emplazado a
un sistema primario, mezclándose en vi-
deo ambas informaciones, para presentar
las en la pantalla. (Este tema se tra-
tará más ampliamente en capítulos poste-
riores).

- Cursor electrónico.

Se usa para determinar la relación de --
la posición angular y la distancia en-
tre dos blancos, o sea cuando no hay --
transmisión ni recepción. Es un barrido
que se efectúa en tiempo muerto, és-
to se lleva a cabo por medio de un gene-
rador de barrido independiente.

c) Mecanismos para proporcionar información.

La orientación de la antena con respecto al norte magnético debe ser conocida en todo momento, para poder obtener a través del indicador la posición azimutal.

Esta orientación se puede obtener por medio de servomecanismos que conectan a la antena con las bobinas de barrido del TRC.

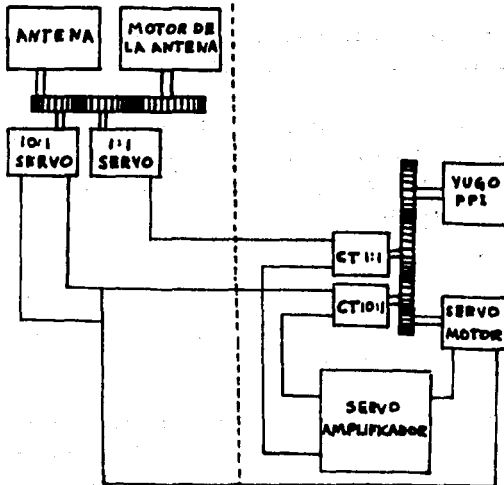


Fig. 2.10 Servomecanismo de conexión antena-bobinas.

d) Eliminación de ecos fijos.

Es necesario eliminar los ecos fijos de la pantalla indicadora, ecos que son origina--

dos por montañas, bosques, edificios, reflexiones del suelo, etc. Estos ecos entorpecen la labor de control de tránsito aéreo. Es por esta razón que la eliminación de ellos se lleva a cabo.

Hace algunos años fueron propuestas dos técnicas de cancelación de estos ecos:

- i) ATI (Air Target Indication).
- ii) MTI (Moving Target Indication).

Antes de analizar estas técnicas se debe de finir el término "Clutter".

Clutter es el factor de calidad de un eliminador de ecos, los valores típicos de un buen eliminador de ecos es de 18 - 20, (valor adimensional).

- i) ATI

Este sistema utilizaba dos patrones de radiación de antena.

Un patrón de cobertura baja para obtener una detección de largo alcance, esto es, que tiene un ángulo débil con respecto al horizonte (en este tipo de radiación existen ecos que son producidos por reflexiones del suelo).

Cobertura alta, detección en la zona próxi-

ma. La radiación se realiza a un ángulo --
 más alto (existen pocos ecos debido a la su-
 perficie terrestre).

Las dos coberturas se utilizaban alternati-
 vamente con una sola antena.

Con este sistema debía de trabajarse a una
 velocidad de rotación de la antena doble de
 la normal, disminuyendo así el número de im-
 pactos al blanco. Es por esta causa que --
 era difícil utilizar un eliminador de ecos
 fijos con este sistema.

ii) MTI.

La característica principal de esta técnica
 es el factor de visibilidad o "sub-clutter-
 visibility" (SCV). Definiéndose el factor
 de visibilidad como: la mayor relación eco
 fijo-eco móvil a la entrada del eliminador,
 por la cual se puede ver un eco móvil super-
 puesto a un eco fijo.

Al combinar estas dos técnicas anteriores -
 se obtuvo un resultado mejor. Al sistema -
 originado de esta combinación se le conoce
 como "sistema de doble fuente o doble corne-
 ta".

Este sistema consta, como ya se ha menciona-
 do, de dos fuentes: una de las cuales se en-
 carga de una cobertura completa en la trans-

misión y la recepción (llamada esta "fuente principal"). La otra fuente únicamente recibe, con un patrón de radiación correspondiente a un ángulo alto (esta fuente es llamada "fuente auxiliar").

A cada recurrencia, la transmisión se hace por la fuente principal; la recepción primero por la fuente auxiliar (cobertura alta) y después por la fuente principal (cobertura baja).

Este sistema evita la recepción de una cantidad importante de ecos de suelo en la zona cercana, trabaja con velocidad de rotación de antena normal. Proporciona mejor detección de los móviles en la zona próxima y reduce considerablemente los residuos de la eliminación.

El cambio continuo de fase del eco resultante del movimiento del blanco hace que la fase del eco sea diferente de la fase de la frecuencia transmitida. Este cambio en fase es el principio que se utiliza en varios sistemas de MTI. (Ver Figura 2.11).

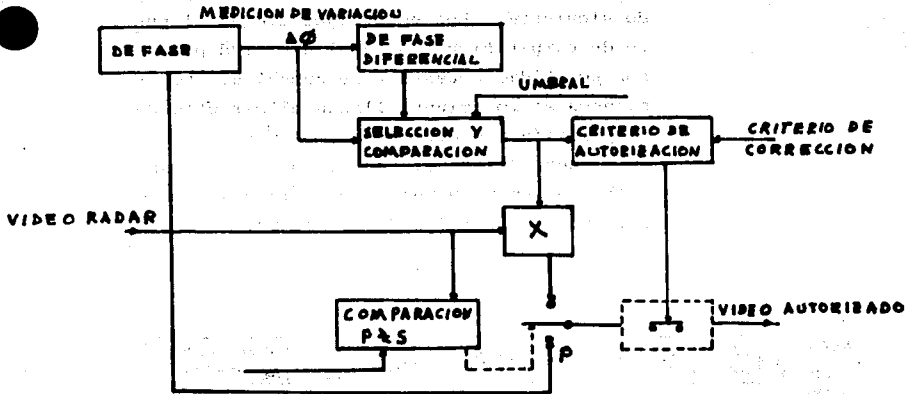


Fig. 2.11 Diagrama de bloques de un MTI.

Para poder efectuar la comparación de fases entre la señal del eco recibido y la señal de pulso transmitido, se utiliza un oscilador conocido como oscilador coherente. (Ver Figura 2.12).

La salida del detector de fase se envía a dos circuitos. El primer circuito a donde se envía la salida es el punto de comparación (video sin retardo). El segundo circuito a donde se envía la salida después de ser invertida, es la línea de retardo, que retrasa la información para un período de repetición. La información retardada se envía al circuito de comparación. El video retardado de un período de repetición se --

compara con el video no retardado del periodo siguiente. Los ecos fijos llegan al punto de comparación con igual amplitud pero con polaridad opuesta y se cancelan. Los blancos en movimiento llegan al circuito de comparación con diferente amplitud y con una ligera diferencia en tiempo, no se cancelan, pasan y aparecen como blancos en movimiento en el indicador de radar.

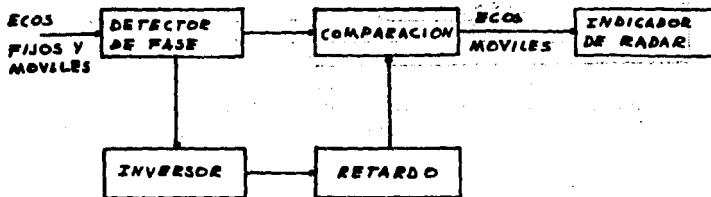


Fig. 2.12 Diagrama de bloques de un oscilador coherente.

Fig. 2.13 Figura omitida.

La técnica del MTI se ha perfeccionado, obteniéndose una mejor eficiencia por medio del MTI digital.

El MTI digital trabaja midiendo en tiempo -

real la fase de los ecos (medición continua de los ángulos). Por medio de una memoria de circuitos integrados, se integrará la variación de fases en cierto número de recurrencias. Si la variación de fases alcanza un determinado umbral se concluye que se trata de un eco móvil y pasa la señal de video hacia la salida. En el caso contrario se cancela la señal.

Usando este sistema se obtienen ventajas como las siguientes:

- Admite cualquier frecuencia de repetición. Se ajusta el umbral de fase sin dificultad.
- Elimina efectos de fase ciega ^{1/} al variar la frecuencia de repetición.

2.2 FACTORES BASICOS EN EL DISEÑO

Los sistemas de tratamiento de pulsos del radar, proporcionan la mayor información posible sobre un objeto o un blanco con un gran factor de seguridad. Debido a esto, generalmente se utiliza el sistema de pulsos en la dirección y guía de la aviación.

De esta manera el estudio del radar por necesidad de

^{1/} Fase ciega: entre disparo de pulsos, el eco se acerca o se aleja del radar un submúltiplo de la longitud de onda de la frecuencia de trabajo, generalmente, 1/4 o 1/8, no hay cambio de fase y por lo tanto el radar proporciona datos erróneos.

be concentrarse alrededor del radar de pulsos. Para comprender mejor el estudio de estos equipos se deben conocer los factores básicos que determinan su diseño:

2.2.1 Pulsos de radar

La forma de señal emitida por la antena para el caso más general de emisión de un pulso simple es la siguiente: (Figura 2.14).

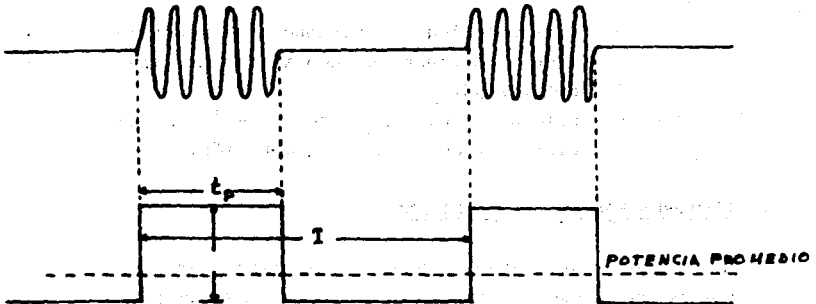


Fig. 2.14 Pulso simple.

donde:

t_p - tiempo de duración de un pulso

T - periodo de repetición del pulso.

Se observa que:

$$\frac{1}{T} = \text{frecuencia de repetición del pulso (FRP).}$$

Un valor típico para la duración del pulso es de un microsegundo, aún cuando se usan valores de 0.25 a 50 microsegundos.

Un valor típico del período de repetición es de 2,000 μ seg.

La relación de la duración del pulso, con el período de repetición recibe el nombre de relación de trabajo del transmisor, o sea:

$$\text{Relación de Trabajo} = \frac{tp}{T}$$

El hecho de que un eco sea detectado depende de la energía que contenga; por lo tanto es necesario que el pulso sea de una potencia muy grande, ya que su tiempo de duración es muy pequeño. La potencia que se produce durante el pulso recibe el nombre de potencia pico, puede ser hasta de unos cinco megawatts.

La energía total contenida en el pulso es $P_t tp$ por tp . La potencia media es por lo tanto:

$$P_{av} = \frac{P_t tp}{T}$$

donde

Pt = Potencia pico

PaV = Potencia media

Reacomodando se obtiene

$$\frac{PaV}{Pt} = \frac{tp}{T} = \text{Relación de Trabajo}$$

$$\frac{PaV}{Pt} = \frac{tp}{T}$$

Donde se observa que la relación entre la potencia promedio y la potencia pico es igual a la relación de trabajo.

2.2.2 Ecuación del Radar

Uno de los objetivos principales del sistema de radar es proporcionar la información de distancia o alcance real hasta un blanco.

Algunos radares están diseñados para detectar -- blancos a grandes distancias, es por ésto importante el cálculo del mayor alcance posible; ---- otros están hechos para trabajo de precisión como lo son los aterrizajes y consecuentemente influye el conocimiento del menor alcance posible.

a) Análisis del largo alcance.

Se considera como alcance máximo, el punto a partir del cual no puede detectarse ningún blanco, ya que la energía reflejada después de este punto es muy pequeña y por lo tanto no es detectable. La señal recibida debe de ser igual o mayor a la mínima señal detectable de acuerdo a la sensibilidad del receptor de radar.

Se llama alcance máximo utilizable a la siguiente relación:

$$D \text{ máx} = \frac{1}{2} C Tr$$

Donde:

D máx: alcance máximo utilizable

C : Velocidad de la luz (300,000 km/seg.)

Tr : Periodo de repetición del pulso.

El coeficiente 1/2 es debido a que la energía recorre la distancia dos veces.

Para realizar el cálculo del alcance máximo, se considera que tanto el radar como el blanco están aislados en el espacio, éste recibe el nombre de "Alcance máximo en el espacio libre".

Si se llama P a la potencia transmitida por el radar y si se usa una antena que radia --

uniformemente en todas direcciones (antena omnidireccional), la densidad de potencia o sea la potencia por unidad de área a una -- distancia R de la antena será:

$$\begin{array}{l} \text{Densidad de potencia} \\ \text{de antena omnidireccional} \end{array} = \frac{P}{4\pi R^2}$$

Ya que la energía se esparce como una capa delgada semejando la superficie de una esfera hueca.

Los radares generalmente utilizan antenas - direccionales, ya que se necesita dirigir - la potencia en una dirección en particular.

La ganancia de una antena (G_t) se define co mo la relación que existe entre la máxima - intensidad de radiación de la antena en estudio a la intensidad de radiación de una - antena isotrópica, es decir, sin pérdida y con una potencia de entrada de la misma magnitud.

Tomando en cuenta lo anterior, la densidad de potencia para una antena direccional resulta:

$$\begin{array}{l} \text{Densidad de potencia} \\ \text{de una antena direccional} \end{array} = \frac{P G_t}{4\pi R^2}$$

Conocer la energía que es reflejada por el blanco u objetivo es útil para el cálculo -

de la distancia de alcance ya que ésto depen-
de de su tamaño, forma, composición y tam-
bién tomando en cuenta que el blanco sea mó-
vil, la energía reflejada varía, por lo tan-
to el cálculo matemático exacto de esta ener-
gía es imposible. Sin embargo, a partir de
diversos experimentos, se ha establecido que
el área efectiva de un blanco es el área de
corte seccional de una esfera, que refleja a
un radar una cantidad de potencia igual a la
potencia media reflejada por el blanco real.

Llámesse A a la sección transversal del obje-
tivo, expresándose A en unidades de área.

$$\text{Potencia recibida y} \quad = \quad \frac{PGt \ A}{4\pi R^2}$$

reflejada por el blanco

La densidad de potencia de la onda reflejada
debido a que se expande en frentes de onda -
esféricos semejantes a los de la onda ini-
cial, tiene el siguiente valor:

$$\text{Densidad de potencia} \quad = \quad \frac{PGt \ A}{4\pi R^2} \quad \frac{PGt \ A}{(4\pi R^2)^2}$$

del eco del radar

Si el área efectiva de la antena receptora -
es A_r y llamando P_r a la señal recibida en -
la antena, o sea, a la densidad de potencia
recibida en el área efectiva de ésta, se tie-
ne que:

$$Pr = \frac{Pt Gt A Ar}{16 \pi^2 R^4}$$

La energía recibida es entonces:

$$Wr = \frac{Pt Gt A Ar}{16 \pi^2 R^4} tp$$

Ya que

$$Pr = \frac{Wr}{tp}$$

Donde

Pr: potencia recibida del eco

Wr: energía del eco

tp: longitud del pulso del eco

De la ecuación de la energía, despejando R se tiene que:

$$R = \sqrt[4]{\frac{1}{16 \pi^2}} \sqrt[4]{\frac{Pt Gt A Ar tp}{Wr}}$$

Para la obtención del alcance máximo del radar se tiene que:

$$R_{\text{máx}} = 0.282 \sqrt[4]{\frac{Pt Gt Ar A}{Pr \text{ mín.}}}$$

Se debe comprender que esta ecuación no es exacta, ya que en ella no intervinieron fac-

tores tales como la variación del blanco y los efectos de la atmósfera y la tierra sobre la propagación de las ondas, por lo que se debe recordar que la ecuación anterior es para el alcance máximo del radar en el espacio libre.

Se observa de esta ecuación, que el alcance máximo es proporcional a la raíz cuarta de la potencia máxima de salida, la raíz cuarta del ancho del pulso y la raíz cuarta del tamaño del blanco. También es proporcional a la raíz cuarta del tamaño de la antena y la frecuencia ($1/\lambda$).

b) Análisis de la eficiencia del sistema de radar.

1) Atenuación atmosférica

Recordando que las frecuencias utilizadas en el radar caen dentro del rango de los 100 a 30,000 Mhz, o en términos de longitud de onda, de 3 m. a 1 cm., se puede hacer un resumen del cuadro 1.2 el cual se muestra a continuación

Cuadro 2.1
Bandas utilizadas en los sistemas
de radar

Tipo de Radar	Banda	Long. de Onda Típ.
UHF	P	1 m
UHF	L	30 cm
Microondas	S	10 cm
Microondas	X	3 cm
Microondas	K	1 cm

Para poder determinar el uso de la frecuencia a utilizar, se debe considerar el tamaño físico de la antena, el tamaño del blanco, la posición del objetivo y la antena con respecto a la tierra y el alcance máximo requerido.

Existe una atenuación de las ondas electromagnéticas en su trayectoria a través de la atmósfera, en las frecuencias de las bandas P y L la atenuación es -- tan pequeña que podría considerarse inexistente, en cambio en las frecuencias de las bandas S, X y K sí son susceptibles de tomarse en cuenta.

Por lo tanto se observa que la transmisión a largas distancias con el uso de las frecuencias más altas (bandas S, X, K), es impráctica debido a la atenuación del aire.

Ahora se discutirá la atenuación debida a la presencia de agua en la atmósfera, ya sea en forma de lluvia, vapor o acumulada en las nubes. La atenuación debida al nitrógeno, oxígeno y otros componentes de la atmósfera no es usualmente importante en estas bandas.

La atenuación resultante de la precipitación atmosférica es debida a la absorción y dispersión del haz causada por las gotas de lluvia, los gránulos de hielo y nieve. Cuando las partículas son muy pequeñas comparadas con la longitud de la onda, solamente la absorción es importante. Tan pronto como la relación entre el diámetro de la gota y la longitud de la onda se incrementa, ambas, dispersión y absorción, aumentan también. Para valores suficientemente grandes de esta relación, la dispersión constituye una fracción apreciable del total de la atenuación; esto ocurre solamente con grandes gotas y muy cortas longitudes de onda. La energía sobrante en el haz disminuye recibándose así ecos atenuados.

La atenuación debida al agua acumulada en las nubes es raramente significativa en cualquier banda, excepto cuando las nubes contienen agua en forma de lluvia. Muchas nubes que contienen agua en for-

ma de vapor o neblina causan más absorción que dispersión. Por ejemplo, los cúmulos de nubes con forma de pacas de algodón, comunmente vistos en las tardes de verano, no producen ecos de radar, indicando ésto que las partículas de agua son muy pequeñas; asimismo, las formaciones de cúmulos con forma de hojas de papel, las cuales frecuentemente se acumulan en espesores de hasta 10,000 pies sobre grandes áreas, usualmente -- producen una pequeña atenuación.

La tercera forma de atenuación es causada por el vapor de agua, éste es un verdadero proceso de absorción molecular - en el cual la energía de microondas es absorbida por las moléculas individuales y redifundida en todas las direcciones, la magnitud de esta atenuación es muy pequeña en la banda de 10 a 3 cm. Pero desafortunadamente en el centro de la banda 1.25 cm. su valor es muy alto. Lo anterior sucede debido a que la banda de frecuencias fue seleccionada y -- los componentes fueron diseñados y construidos antes de que los datos de absorción del agua estuvieran disponibles.

Se sabe que en una longitud de onda de 1.25 cm. el coeficiente de atenuación - del vapor a nivel del mar es aproximadamente de 0.04 db por milla náutica por

gramo de masa de agua por metro cúbico de atmósfera (humedad relativa).

Una característica interesante de la -- atenuación debida al vapor es su variación con respecto a la altitud. La densidad de vapor en la atmósfera (la humedad relativa) disminuye rápidamente con la altitud, porque aquella depende de la presión, por lo tanto el valor del coeficiente disminuye también. En la gráfica de la Figura 2.15 se observa el comportamiento de la humedad con respecto a la altitud.

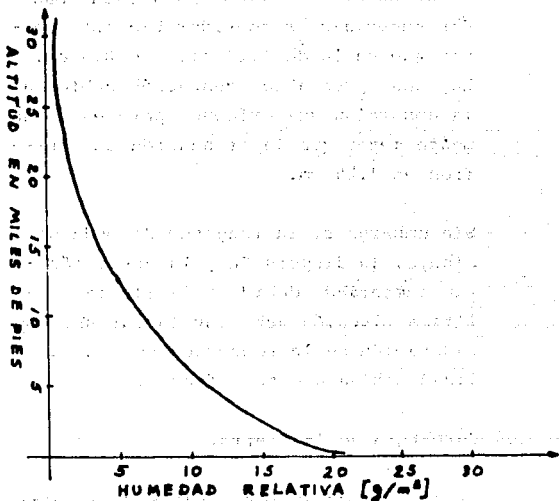


Fig. 2.15 Comportamiento de la humedad con respecto a la altitud.

Ya que los sistemas de radar que trabajan en la banda de 1.25 cm. en tiempos húmedos tienen una desviación en longitud de onda significativa se han hecho dos proposiciones:

Si la resolución de azimut es el criterio más importante se elegiría una longitud de onda cercana a 0.9 cm. Si se sacrifica la resolución de azimut e interesa la detección en un rango máximo, sería conveniente seleccionar una banda cercana a 1.8 cm.

La atenuación de vapor para estas bandas sugeridas es considerablemente menor que en la de 1.25 cm. En 0.9 cm. hay una apreciable atenuación debido a la absorción del oxígeno, pero es comúnmente menor que la atenuación que sufren en 1.25 cm.

Sin embargo si la longitud de onda disminuye, la dispersión y la absorción van aumentando debido a la lluvia. La última elección debe involucrar una consideración de la reducción en confiabilidad debida a estos efectos.

ii) Curvatura de la tierra.

Si se desprecian los efectos de la atmósfera sobre la radiación de las micro-

ondas en línea recta, una última limitación en el rango de cualquier radar es la curvatura de la tierra.

En la práctica se encuentra que la estratificación horizontal de la atmósfera de la tierra causa refracción de los rayos de microondas, usualmente se trata de inclinar estos rayos para que --- tiendan a seguir más de cerca la superficie de la tierra.

Los efectos de refracción atmosférica son usualmente insignificantes para radares de avión, ya que el trayecto de la onda forma ángulos tan grandes en las capas estratificadas, que los efectos de refracción no son notables. En suma, el horizonte para los aviones de alto vuelo, es tan grande que las limitaciones están en el radar mismo. Sin embargo, para radares de superficie en los cuales el límite del rango es usualmente el horizonte, la refracción es importante.

Si una antena de radar está a una altura h_a sobre la superficie de la tierra, la distancia geométrica al horizonte, - asumiendo que el radio de la tierra sea de aproximadamente 4,000 millas náuticas, está dada por la relación.

$$D = 1.08 \sqrt{h_a}$$

donde h_a y D están expresados en pies y millas náuticas respectivamente.

Si un blanco está a una altura h_t sobre la superficie, el rango de horizonte t_o tal es la suma de los horizontes de ambas, transmisor y blanco, o sea:

$$D = 1.08 (\sqrt{h_a} + \sqrt{h_t})$$

Este fenómeno se observa en la Figura - 2.16.

Para cuando se utiliza la energía de microondas en radar, la cual es más refractada que la luz por la atmósfera, el factor es 1.24.

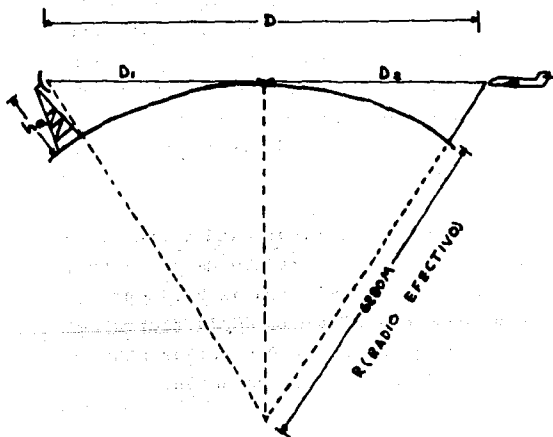


Fig. 2.16 Limitación de alcance por la curvatura de la tierra.

c) Señal mínima detectable:

La sensibilidad de un receptor depende del ruido producido por la temperatura en sus componentes, el ancho de banda del receptor y el acoplamiento de impedancias. Una señal debida a un eco con la misma magnitud de potencia media del ruido no puede ser distinguida y por lo tanto, este nivel de ruido es el límite teórico de la sensibilidad de un receptor.

La potencia media de ruido a la entrada de un receptor es:

$$P_R = K T_k \Delta f$$

donde:

K : constante de Boltzman = 1.38×10^{-23}
joule/o_k

T_k : temperatura absoluta (grados kelvin)
de la antena y alrededores.

Δf : ancho de banda del receptor.

Considerando que un receptor teóricamente perfecto es aquel para el cual el único ruido es el de entrada P_n , es común expresar la sensibilidad real de un receptor en función de la de un receptor perfecto.

El aumento de frecuencia hace que la eficiencia del sistema del receptor disminuya

causando así una pérdida en la señal, esta pérdida limita la sensibilidad de dicho receptor.

La figura de ruido, es como se indica a continuación:

$$F_{(db)} = 10 \log \frac{\text{Relación de potencia de señal a ruido en la entrada}}{\text{Relación de potencia de señal a ruido en la salida}}$$

La sensibilidad final del receptor puede aumentarse de dos maneras: disminuyendo el ancho de banda o reduciendo la relación señal a ruido en la salida. Sin embargo, el ancho de banda debe ser tan grande que permita la reproducción deseada. La relación de salida de ruido a entrada de ruido es independiente del ancho de banda. De esta manera la potencia mínima de señal detectable es:

$$P_{d \text{ mín}} = F K T_k \Delta f$$

La sensibilidad de un receptor es la medida de la facilidad con que puede detectar la presencia de un pulso de eco, teniendo tanta importancia la energía contenida en el pulso (duración del pulso) como la potencia máxima.

Si se duplica el contenido de energía de un pulso, ya sea duplicando P_t o t_p el alcance aumenta en $\sqrt[4]{2}$ o sea un 19%. Para aumentar el alcance es más económico alargar la

duración del pulso que aumentar la potencia máxima.

Se debe considerar que siendo el blanco móvil, la potencia reflejada varía en su contenido de energía de uno a otro eco; además para que una señal sea confirmada y analizada deben de recibirse alrededor de 20 pulsos de un blanco para asegurar su identificación. A estos múltiples retornos se les llama impactos al blanco. Al repetirse los retornos de los ecos casi al mismo punto, - la señal obtenida sobresale del ruido. Este efecto de integración se presenta en el indicador para ser apreciado por la vista humana.

d) Cálculo de número de impactos al blanco.

A cada paso del haz, el blanco recibe tantos pulsos como el haz permanezca más tiempo sobre él. En estas condiciones el número de impactos a un blanco es proporcional a la FRP y al ancho del haz de la antena -- (β) e inversamente proporcional a la velocidad de rotación de la antena, o sea, el número de impactos al blanco (N_s) está dado por:

$$N_s = \frac{FRP (\beta)}{6 \text{ rpm}}$$

donde:

β : ancho del haz (en grados)

FRP: en hz/seg

e) Ecos de segunda recurrencia.

Es importante lo que sucede si un eco se sitúa en la segunda recurrencia, que es el caso que se muestra en la Figura 2.17.

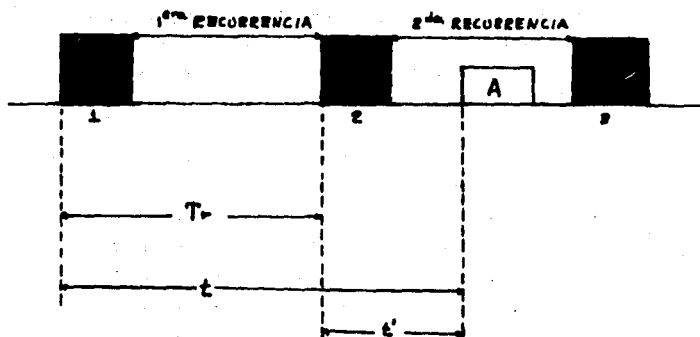


Fig. 2.17 Eco de Segunda recurrencia.

El eco que llega en el curso de la segunda recurrencia es el pulso A que aparentemente es debido al pulso de emisión "2" midiéndose t' . Si el eco A realmente se debe a la emisión del pulso de emisión "1", existe -- una medición errónea. Por lo tanto la dis-

tancia errónea medida será:

donde $d' = \frac{Ct'}{2}$ es la distancia real que se mide cuando se selecciona T_r en el punto T_r .

Recordando:

donde $D_{\text{máx.}} = \frac{Tr}{2}$ es el alcance máximo que se mide cuando se selecciona T_r en el punto T_r .

y además como:

donde $d = \frac{Ct}{2}$ es la distancia real que se mide cuando se selecciona T_r en el punto T_r .

se tiene que:

donde $d' = d - D_{\text{máx.}}$ y $t' = t - T_r$.

Una vez seleccionado T_r , eventualmente se

pueden tener respuestas de ecos que se encuentren más allá del alcance máximo y que tengan una superficie equivalente importante, de tal manera que la energía que regresan tiene suficiente nivel para ser detectada, sólo que llegan después de tiempo (respuestas de segunda recurrencia). Para evitar lo anterior es suficiente disponer de un equipo de control de sensibilidad variable en el tiempo (GVT) para suprimir dichas respuestas indeseables, que sencillamente molestan y obstruyen la representación del alcance en el indicador panorámico.

f) Alcance mínimo de un radar.

La capacidad de un sistema para medir una distancia depende de su capacidad para medir el tiempo que transcurre desde el borde delantero del pulso transmitido hasta el momento en que arriba el pulso del eco. El alcance mínimo de un radar es ligeramente mayor que la longitud del pulso transmitido.

Para que un objeto muy cercano pueda ser detectado, su corte transversal debe ser grande para regresar un eco suficientemente fuerte como para anular las señales débiles producidas por el transmisor.

Los factores que limitan el alcance mínimo son: el tiempo que utiliza el gas contenido en la cámara TR para su desionización de manera que las señales lleguen al receptor; y el tiempo de recuperación del receptor.

Se puede demostrar por lo tanto, que el alcance mínimo es el siguiente:

$$d_{\text{mín.}} = 1/2 C (t_p + T_R)$$

g) Resolución.

El término resolución indica la capacidad de un radar para recibir señales separadas y distintas de los diversos objetos que lo circundan. Tomando en cuenta lo anterior,

el rango máximo de resolución es la separación mínima distinguible entre dos blancos, esto depende de la longitud del pulso transmitido, de las características del receptor, del tipo de indicador y el tipo de blanco.

Básicamente existen dos tipos de resolución que son: la resolución de alcance y la resolución angular.

i) Resolución de alcance.

Para el caso de dos blancos que se encuentran en la misma dirección y con una distancia menor que la mitad de la dimensión ocupada por la longitud del pulso transmitido, en el indicador se registra como un solo blanco. La dimensión ocupada por el pulso es:

$$\text{Dimensión del pulso} = Ct_p$$

Analizando la trayectoria de un pulso transmitido y su eco con dos blancos situados en la misma dirección pero con una separación mayor que la mitad de la dimensión del pulso, primeramente el haz encuentra en su camino al blanco más cercano y se obtiene un eco correspondiente, continua el haz su trayectoria encontrando así el segundo blanco, el cual provoca un segundo eco, que debe recorrer nuevamente la distancia de

separación entre los blancos antes de proceder a regresar a la antena. Al llegar a la antena dicho eco, el eco del primer blanco acaba de cesar y por lo tanto los blancos aparecen como dos puntos separados. De todo lo anterior se puede concluir que la distancia mínima de separación para diferenciación entre dos blancos que se encuentran en una misma dirección es:

$$\text{Resolución de alcance} = 1/2 C t_p$$

ii) Resolución angular.

También llamada capacidad de un radar para distinguir entre dos blancos a la misma distancia pero a diferentes direcciones. En la Figura 2.18 se encuentra un diagrama ilustrativo de este fenómeno.

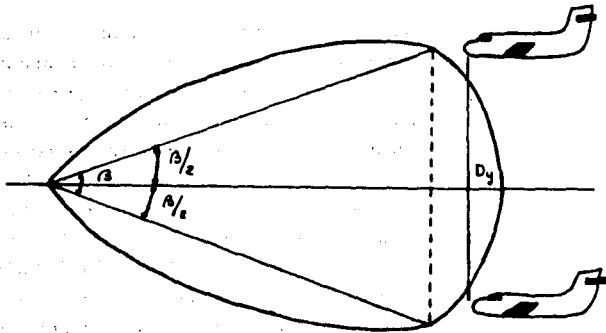


Fig. 2.18 Resolución angular.

El factor importante en este caso es el ancho del haz, que si es demasiado ancho, se reciben en el radar los ecos de los dos blancos como si fuese uno solo. Otro factor que afecta a la resolución angular es la distancia a la que están los blancos del radar.

La separación mínima entre los blancos que permita al radar distinguir como -- blancos separados puede verse en la Figura 2.18.

En donde se puede observar que D_y está dado por la siguiente expresión:

$$\frac{D_y}{2} = R \tan \frac{\beta}{2}$$

$$D_y = 2 \left(R \tan \frac{\beta}{2} \right)$$

donde

β : ancho del haz de la antena

R : distancia o alcance.

D_y : separación de los blancos.

CAPITULO 3:

RADAR SECUNDARIO.

3.1 GENERALIDADES

3.1.1 Introducción

En el capítulo anterior se ha presentado una -- descripción y un breve análisis del radar de -- pulsos. Básicamente esta descripción ha estado enfocada hacia el radar primario. En este capítulo se resumen las características básicas y principios de operación de los radares primario y secundario, se les compara en sus puntos relevantes y se describe el radar secundario tipo -SSR (Secondary Surveillance Radar), atendiendo a funciones y componentes que pueden ser comunes a ambos tipos de radar y que generalmente - trabajan en forma conjunta, o sea, acoplados.

Con ésto se deja para el siguiente capítulo una descripción más detallada de la parte más importante del radar secundario, o sea, el transmisor-receptor.

3.1.2 Características básicas y principios de operación

A continuación se da una descripción simplificada del funcionamiento del radar primario y del radar secundario:

- a) El radar primario transmite un pulso, al encontrar un objeto el pulso regresa en forma de eco y es recibido en tierra. En el caso de un radar primario de vigilancia la idea

es que sea un avión, que se encuentre dentro del alcance de transmisión, el que produzca un eco significativo, el equipo de radar en tierra procesa la información y la presenta en una pantalla, de dicha presentación se puede conocer azimut y distancia. La Figura 3.1 ayuda a comprender el modo de funcionar del radar primario.

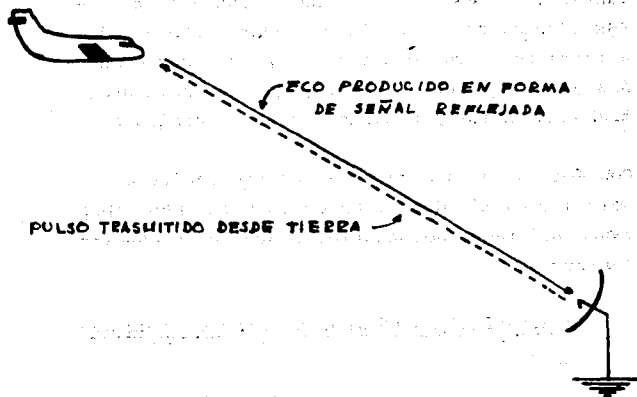


Fig. 3.1 Funcionamiento del radar primario.

El radar primario tiene un solo elemento básico: el equipo en tierra que transmite pulsos, recibe ecos y procesa la información para presentarla en las pantallas.

- b) El radar secundario transmite una interrogación en forma de tren de pulsos al llegar -

este tren de pulsos a un avión equipado con respondedor y que se encuentre dentro del alcance de transmisión hace funcionar al -- respondedor, el cual a su vez transmite una respuesta en forma de tren de pulsos. Esta respuesta se recibe en tierra y se procesa para presentar en las pantallas información acerca del avión tal como identificación y altura, en forma digital. La Figura 3.2 -- ayuda a comprender el modo de funcionar del radar secundario.

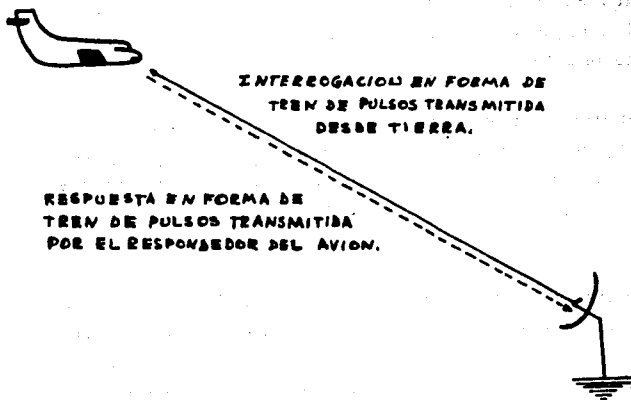


Fig. 3.2 Funcionamiento del radar secundario.

Un sistema de radar secundario comprende dos elementos básicos: el equipo en tierra, que incluye un transmisor para enviar la inter--rogación, un receptor para captar las seña

les de respuesta y equipo para procesamiento y visualización de la respuesta; y el -- equipo en los aviones, que incluye un receptor para captar la interrogación y un transmisor para enviar la respuesta.

A fin de obtener una idea más clara acerca de la diferencia entre estos dos tipos de radar de pulsos, a continuación se presenta una tabla comparativa de los puntos principales en el funcionamiento de ambos:

RADAR PRIMARIO

Opera para cualquier avión dentro del rango de distancia de detención.

No proporciona información precisa sobre altura.

Para identificar plenamente a un avión es necesario ejecutar ciertas maniobras significativas.

Aparecen en la pantalla interferencias debidas a ecos fijos y desórdenes atmosféricos.

RADAR SECUNDARIO

Opera solamente para aviones equipados con respondedor.

Proporciona información precisa sobre altura, las lecturas se toman automáticamente del altímetro del -- avión.

Identificación segura de un avión de manera muy sencilla a partir de la información enviada por éste.

No aparecen interferencias en la pantalla debido a que el interrogador opera a una frecuencia y el respondedor a otra.

La potencia a la que opera el transmisor debe ser grande, ya que la señal debe poseer la energía suficiente como para alcanzar al blanco y volver a la antena --- transmisora-receptora.

La potencia a la que se operan los transmisores es mucho menor.

La señal recibida por el radar primario proviene de la reflexión de los pulsos de energía radioeléctrica ---- transmitidos desde tierra, en el trayecto la señal experimenta absorción y difracción, además sufre los efectos del carácter fluctuante de la superficie --- equivalente de reflexión -- del avión.

La señal recibida por el radar secundario proviene del respondedor del avión. La respuesta es una señal de forma y potencia definidas que sólo sufre las perturbaciones de una sola trayectoria.

Existen tres sistemas diferentes de radar secundario:

- a) IFF (Identification Friend or Foe) básico.
- b) IFF/SIF (IFF/ Selective Identification Feature)
- c) SSR

Los tres sistemas usan el mismo principio para la interrogación. Más adelante se establece la correspondencia entre estos sistemas y el tipo de interrogación.

El radar primario y el radar secundario generalmente trabajan asociados, para ésto es necesario sincronizar los dos sistemas en alcance y azimut. En alcance se usan los disparos de radar de acuerdo con la FRP que se use. En azimut se acoplan las dos antenas.

3.1.3 Descripción de un sistema de radar de vigilancia secundario básico.

A continuación se hace una descripción más detallada de un sistema de radar secundario y de su funcionamiento. Primero atendiendo a sus funciones y después atendiendo a sus componentes y a la tecnología que involucran.

Relación del sistema básico atendiendo a sus funciones:

- a) Interrogación desde tierra: ésta es la función básica a partir de la cual se inicia el proceso, una señal es transmitida por el equipo terrestre en una dirección definida por medio de una antena que gira constantemente. El elemento fundamental de esta función es que dicha señal de interrogación se repite n número de veces por segundo (FRP) dependiendo del alcance del sistema particular de que se trate.
- b) Recepción del respondedor del avión: los aviones que cuentan con un respondedor en -

funcionamiento y se encuentran dentro del haz y el alcance de transmisión de la interrogación, reciben dicha señal.

- c) Transmisión de respuesta desde el avión: si el modo de interrogación coincide con el modo en el cual está ajustado el respondedor una señal de respuesta codificada es transmitida con una frecuencia distinta de la de interrogación y en forma omnidireccional.

Es oportuno hacer en este punto dos observaciones:

- i) Existen varios ajustes diferentes para un respondedor, dependiendo del ajuste contesta a un tipo de interrogación o a otro.
 - ii) La interrogación de la estación de tierra se transmite direccionalmente y la respuesta del avión se transmite omnidireccionalmente.
- d) Recepción en tierra: la antena en tierra recibe las respuestas de los aviones, éstas permiten conocer:
- i) Azimut: por la posición de la antena.
 - ii) Distancia: por la medición del tiempo entre la interrogación y la respuesta.

- iii) **Altura:** si el respondedor trabaja en modo C.
- iv) **Identificación del avión.**

e) **Decodificación y visualización:** el objetivo del decodificador es reconocer la respuesta del avión. La función del sistema de visualización es presentar en una pantalla de radar los resultados del trabajo del decodificador.

Atendiendo a sus componentes y a la tecnología que involucran un radar secundario se conforma de cuatro partes principales:

- Radar
- Respondedor del avión
- Extractor de gráficas
- Procesador de video y pantallas.

La Figura 3.3 es una excelente ayuda para comprender ésto:

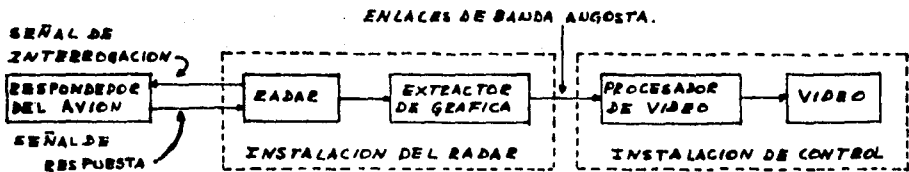


Fig. 3.3 Partes básicas de un SSR.

Se considera al interrogador y a la antena como componentes del radar de tierra. El interrogador produce la señal a transmitir y la pasa a la antena del radar para ser transmitida a los aviones. Al recibir la interrogación el respondedor transmite a su vez la respuesta en forma de trenes de pulsos que llegan al radar y son pasados al extractor de gráfica.

Alcanzado este punto de la descripción del sistema es necesario hacer una breve descripción de las señales transmitidas y recibidas en el radar de tierra. La transmisión y la recepción son hechas a diferentes frecuencias para evitar la interferencia. Las señales de interrogación son transmitidas en forma direccional repetidamente y las respuestas son enviadas desde el respondedor del avión mientras éste está dentro del haz de la señal de interrogación.

3.2 ANALISIS DE LA SEÑAL

3.2.1 Interrogación

Tres pulsos (P1, P2, P3) forman la señal de interrogación. Aunque son elementos constitutivos de un mismo tren de pulsos, P1 y P3 por un lado y P2 por otro revisten características diferentes en su origen y comportamiento. La misma antena transmite los pulsos P1 y P3, el intervalo de tiempo entre estos dos pulsos determina el modo de interrogación. La función del

pulso P2 es la supresión de lóbulos laterales, asegurando de este modo que las respuestas provenientes de los aviones sean consecuencia exclusiva del haz de interrogación principal. -- Mencionado de esta forma el patrón de radiación horizontal puede parecer confuso, más adelante se da una descripción más detallada del punto. La denominación correcta de los tres pulsos es la siguiente: P1, pulso de referencia; P2, pulso de control; P3, pulso interrogador. La Figura 3.4 ilustra la definición.

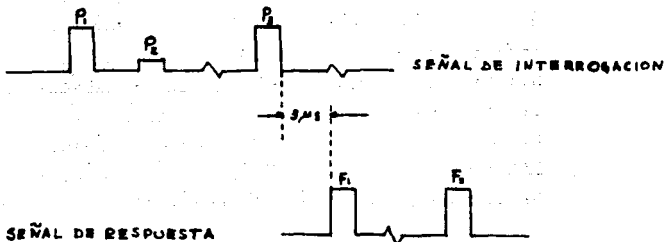


Fig. 3.4 Señales de interrogación y respuesta en el respondedor.

El respondedor comienza la transmisión de su -- respuesta $3 \pm 0.5 \mu s$ después de la recepción de P3.

La señal de interrogación se transmite a una -- frecuencia de 1030 ± 0.2 MHz. Los tres pulsos duran 0.8 μ s.

Los pulsos P1 y P3 constituyen el par de pulsos de modo del interrogador. Actualmente hay 6 modos de interrogación, los cuales se identifican mediante un número o una letra. Cada modo tiene una finalidad de uso específica. El cuadro 3.1 muestra la separación en tiempo entre P1 y P3 para cada modo y su uso.

Cuadro 3.1
MODOS DE INTERROGACION DEL RADAR SECUNDARIO

Modo	Propósito	Intervalo de tiempo entre P1 y P3 (μ s)
1	Identificación militar	3
2	Identificación militar	5
3	Identificación civil y militar	8
A	Identificación civil y militar	8
B	Identificación civil	17
C	Información sobre altura (obte nida del altímetro y actualiza da instantaneamente)	21
D	Sin uso actual, para desarro-- llo futuro	25

Como se puede observar, los modos 3 y A son --- iguales. Los códigos de identidad civil en el caso de los modos 3/A y B son designados por el personal de tránsito aéreo, ésto se hace en fun

ción de la división del espacio aéreo en sectores. El modo D se usará probablemente para identificación civil.

Mediante la Figura 3.5 se puede observar la posición que guardan P1 y P3 en el tiempo, para cada modo.

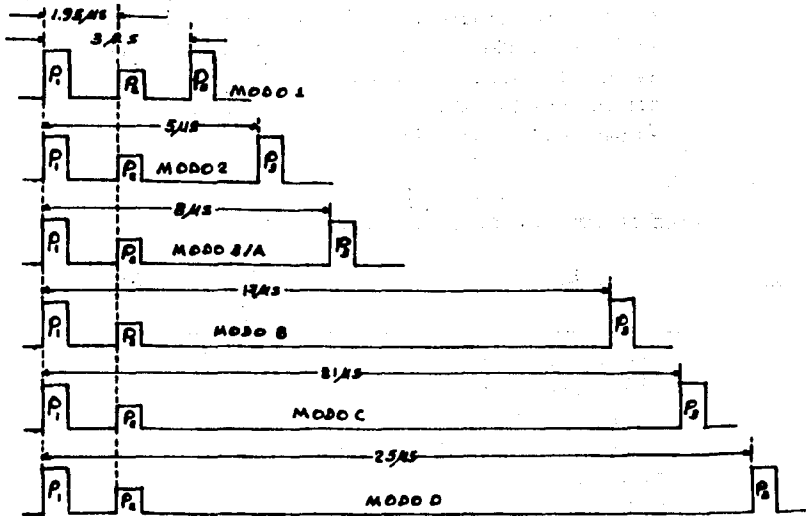


Fig. 3.5 Disposición de los pulsos en los modos de interrogación.

Se establece ahora la relación entre los diferentes tipos de radar secundario y los modos de interrogación: el IFF básico y el IFF/SIF emplean los tres modos destinados al uso militar, o sea, los modos 1, 2 y 3; el SSR usa los 4 modos destinados a la aviación civil, o sea, los modos A, B, C y D.

Las transmisiones desde el interrogador, localizado en tierra, consisten en una sucesión de -- trenes de pulsos, esta sucesión puede consistir en trenes de un solo modo o patrones de repetición de trenes en distintos modos, lo último es conocido como entrelazamiento.

La predeterminación de los modos usados en la transmisión se puede hacer con el interrogador de dos maneras:

- i) De manera que sólo pueda ser alterada haciendo cambios en los circuitos.
- ii) De forma que pueda ser alterada por el controlador desde cierta distancia.

3.2.2 Respuesta

Continuando con el análisis de la señal, se hace un breve estudio de la señal de respuesta -- proveniente del respondedor.

En primer lugar es importante aclarar que hay -- cuatro tipos de respondedores, que son:

- i) Tipo T, corresponde al IFF básico.
- ii) Tipo S, corresponde al IFF/SIF de 64 códigos
- iii) Tipo I, corresponde al SSR de 64 códigos
- iv) Tipo G, corresponde al SSR de 4096 códigos

Para el control de tránsito aéreo un código representa la identificación usada por un avión - que se halle en el área de operación del radar.

A continuación se describe la manera como operan los diferentes respondedores:

- i) El respondedor tipo T proporciona información de posición.
- ii) Los respondedores tipo S, I y G proporcionan información de identificación y altura, dos pulsos llamados de encuadramiento y una señal especial de identificación; éstos dos últimos elementos son explicados más adelante.

Un respondedor de avión puede ser habilitado para responder a un sólo modo de interrogación o a una sucesión repetitiva de modos diferentes. Partiendo del hecho de que diferentes modos dan diferentes elementos de información, es deseable que la respuesta - contenga el mayor número de modos posible. Lo anterior debe estar en concordancia con un cierto número mínimo de impacto al blanco dentro del ancho del haz de interrogación. La Figura 3.6 muestra un ejemplo de entrelazamiento.

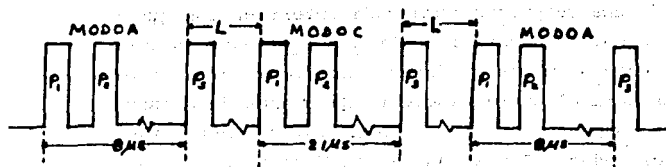


Fig. 3.6 Entrelazamiento de modos en la interrogación

Donde L es el lapso de tiempo entre el último pulso de una interrogación y el primero de la siguiente.

En general se usa entrelazamiento de hasta tres modos. El valor de L depende del alcance máximo del radar y del sistema que se trate, por ejemplo, L tiene un valor de $2.5 \mu s$ para un alcance máximo de 360 Km.

El respondedor es el elemento fundamental gracias al cual el avión trabaja asociado al radar secundario; se halla en el avión y usa una antena omnidireccional para recepción y transmisión.

La frecuencia a la cual se efectúa la transmisión en el respondedor es $1090 \text{ MHz} \pm 0.3 \text{ MHz}$.

La señal que envía el respondedor como contestación a una interrogación válida proveniente de tierra es un tren de pulsos. El respondedor envía una respuesta para cada interrogación que recibe, lo anterior implica que el entrelazamiento de modos al interrogar tiene como consecuencia el entrelazamiento de trenes de pulsos de respuestas. Si, por ejemplo, se entrelazan los modos A C y A como en la Figura 3.6 la contestación es la que se ilustra en la Figura 3.7

Un tren de pulsos de respuesta puede consistir en un número variable de pulsos que van de dos a dieciséis. La estructura del tren de pulsos es como sigue:

- Dos pulsos, F1 y F2, llamados de encuadramiento, son los que siempre son transmitidos y se colocan al principio y al final del tren, respectivamente.
- Un conjunto de 0 a 12 pulsos que son enmarcados en el tiempo por los pulsos de encuadramiento, representan la información necesaria para el control de tránsito aéreo, integran un código.
- Un pulso X, el cual no es usado actualmente
- Un pulso llamado SPI (Special Position Iden

... (certification); colocado fuera del espacio de -
 ... tiempo que enmarcan los pulsos de encuadra-
 ...amiento.

La secuencia con la cual se identifican el con-
 junto de 12 pulsos y el pulso X es la siguiente:

C1, A1, C2, A2, C4, A4, X, B1, D1, B2, D2, B4,
 D4.

La colocación aparentemente caprichosa que tie-
 nen los pulsos se debe a que las necesidades --
 creadas por el incremento de volumen de aviones
 manejados en el control de tránsito aéreo ha --
 obligado a añadir pulsos paulatinamente a los -
 códigos sin alterar el sistema básico. Como es
 necesario establecer congruencia en los métodos
 de codificación usados en todo el mundo, no ha
 sido posible el reacomodo de los pulsos.

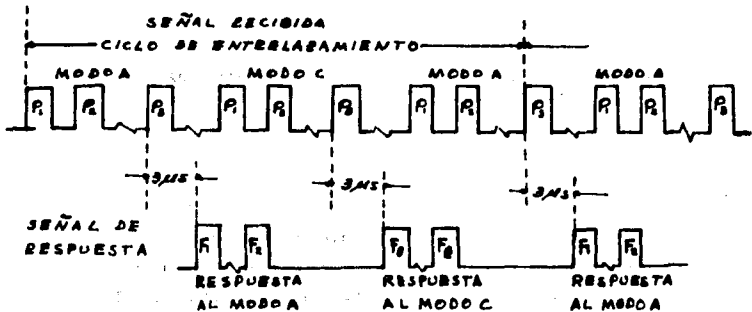


Fig. 3.7 Señales recibidas y transmitidas por el respondedor.

La Figura 3.8 muestra el tren de pulsos de la contestación del respondedor. Es importante notar que todos los pulsos tienen la misma duración y que todos los intervalos de tiempo dentro del espacio enmarcado por los pulsos F1 y F2 son iguales. La Figura no está dibujada a escala.

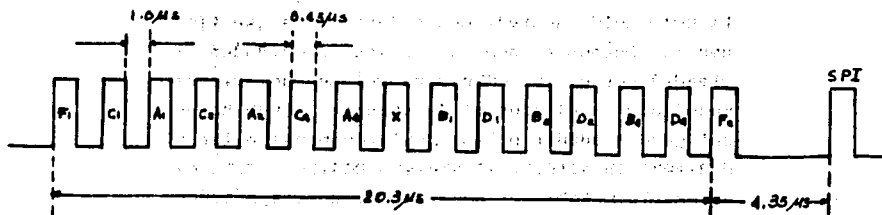


Fig. 3:8 Tren de pulsos que forma la respuesta del respondedor.

Se hace ahora un desglose de la señal de respuesta que envía el respondedor desde el punto de vista de la decodificación o extracción de la información contenida en el tren de pulsos. Así, el equipo de extracción de gráfica usa el espacio de tiempo que hay entre los dos pulsos de encuadramiento para determinar si la respuesta es válida antes de iniciar el proceso de de-

codificación, de este modo la validación de la respuesta se hace gracias a la presencia de los pulsos de encuadramiento (esto cobra mayor importancia conforme es mayor el volumen de tránsito aéreo en la zona considerada). Como se ha bía ya mencionado, los doce pulsos del código proporcionan con su presencia una porción importante de la información que maneja el radar secundario. A partir del código, y dependiendo del modo de interrogación, se conoce identidad o altura. El pulso X sólo es usado actualmente para separar dígitos del código. El pulso SPI se presenta cuando a petición del controlador el piloto opera un dispositivo que agrega a la respuesta normal este pulso suplementario. El pulso SPI tiene como característica que se presenta 4.35 μ s después del segundo pulso de encuadramiento y se transmite durante un tiempo predeterminado de 15 a 30 segundos, o sea, dependiendo de la velocidad de rotación de la antena aparece durante 2 a 8 vueltas. El pulso SPI se encuentra solamente en los respondedores que operen bajo el sistema SSR. Los respondedores que trabajen en el sistema SIF no cuentan con SPI, pero cuentan con un dispositivo que repite la respuesta codificada completa.

Los doce pulsos de código están divididos en cuatro grupos. Cada grupo está compuesto por tres pulsos, lo cual en el procesamiento digital de la información representa tres bits. Así, cada grupo representa un dígito en código octal, de esta forma se construye un número de

cuatro dígitos siendo el dígito más significativo el primero. Trabajando en código binario a partir de la presencia o ausencia de cada pulso se pueden tener 2^{12} o 4096 códigos diferentes - (o sea, posibilidades de identificación para aviones). Lo anterior es la norma general, al trabajar en modo C se usa código Gray y se tienen 2^{11} posibilidades de identificación.

Del total de 4096 códigos algunos están reservados para finalidades particulares, por ejemplo:

- El código 3100 que indica emergencia especial.
- El código 7600, para falla de equipo de radio-comunicaciones en los aviones.
- El código 7700, para los aviones en emergencia.

Ciertas combinaciones en el modo C son inválidas.

Al recibirse los tres primeros en tierra se produce una señal especial en las pantallas y eventualmente una alarma.

Ya en las pantallas de radar los grupos A, B, C y D del tren de pulsos se convierten en el primero, segundo, tercero y cuarto dígitos de representación alfanumérica, respectivamente, --- cuando se trabaja en los modos 3/A y B de interrogación. Obviamente, los pulsos pueden estar o no presentes dependiendo del número que representan.

Los dígitos en la pantalla de radar se obtienen a partir de la conversión de código binario a octal para la representación de la cifra, por ejemplo, si están presentes los pulsos A1 y A4, en la pantalla aparece un 5. Un caso típico es mostrado por la Figura 3.9, para representar el código 5341. De este modo un avión es identificado.

A4 = 1 B4 = 0 C4 = 1 D4 = 0
 A2 = 0 B2 = 1 C2 = 0 D2 = 0
 A1 = 1 B1 = 1 C1 = 0 D1 = 1

El resultado es: Grupo de Pulsos: ABCD
 Dígito representado: 5341



Fig. 3.9 Tren de pulsos de respuesta del respondedor para el código 5341.

Como se trata de código octal no se pueden representar los números 8 y 9, los códigos, por tanto, van de 0000 cuando los doce pulsos están ausentes a 7777 cuando los doce pulsos están presentes. La razón por la que se usa el código octal es que hay congruencia entre la cantidad de información que proporciona y los requerimientos del control de tránsito aéreo.

Como se ha mencionado ya, la respuesta a una interrogación en el modo C proporciona información acerca de la altura e identidad del avión, lo anterior se lleva a cabo con los siguientes elementos:

- i) Para representar alturas hasta de 126 mil pies en pasos de 500 pies los pulsos A1, A2, A4, D2, D4, B1, B2 y B4 constituyen un código Gray de 8 bits, la ausencia o presencia de estos pulsos representa en el código la altura a la que se encuentra el avión.
- ii) Para representar altura en pasos de 100 pies se usa otro código de 3 bits formado por la ausencia o presencia de C1, C2 y C4.
- iii) Además, el pulso D4 determina con su presencia que se añada el SPI al tren de pulsos de respuesta.

El hacer frente a las situaciones anómalas o de emergencia es un punto delicado para el cual se han reservado, como ya se apuntó, ciertos códigos.

gos. Lo anterior necesariamente conduce al hecho de que haya ciertas convenciones internacionales al respecto, todos los entrelazamientos de los modos de interrogación incluyen a los modos 3/A y B, de esta forma una transmisión de emergencia civil puede surgir de un avión, dado que una interrogación de esos modos es siempre recibida. En lugar de la contestación normal del respondedor, el avión envía su respuesta especial hasta que el controlador le indica suspenderla.

Obviamente, estos códigos son transmitidos en forma de tren de pulsos y son decodificados del mismo modo que los códigos de identificación normales. Por ejemplo, los pulsos presentes en el tren de pulsos de código 3100 son: F1, A1, A2, B1 y F2.

El equipo civil en tierra puede recibir transmisiones de emergencia militares cuando entre los modos de su patrón de entrelazamiento de interrogación se encuentren los modos 1, 2, 3 o A. Por convención, una transmisión de emergencia de este tipo consiste en un tren de pulsos representando a un código de interrogación y tres trenes de pulsos consistentes solamente en pulsos de encuadramiento.

3.2.3 Tipos de decodificadores.

Existen cuatro tipos principales de decodificadores:

a) Decodificador pasivo monocanal: puede reconocer un código entre todos los códigos. Para representar el resultado de la decodificación se usan tres símbolos:

i) Uno para todos los aviones que contestan un código diferente del código seleccionado.

ii) Otro para todos los aviones que contestaron con el código seleccionado.

iii) Y un tercero para los aviones que contestan con el código seleccionado y el SPI.

b) Decodificador pasivo multicanal: puede reconocer varios códigos seleccionados. Al igual que el anterior, funciona con un cierto número de símbolos, en ciertos casos el número de códigos es mayor que el de símbolos entonces un símbolo corresponde a varios códigos.

c) Decodificador activo manual: puede reconocer varios códigos a petición del controlador. La visualización se hace en un indicador o tablero colocado al lado de la pantalla de radar. El controlador designa, mediante un marcador electrónico que se superpone en la pantalla de radar, la respuesta codificada que desea visualizar. Sólo se puede tener la decodificación de una res---

puesta a la vez, y ésto sucede únicamente - mientras el marcador señala la respuesta seleccionada.

- d) Decodificador activo automático: reconoce - todas las respuestas al paso que llegan. - La visualización se hace en la pantalla de radar por medio de caracteres alfanuméricos. En el caso de los modos 3/A y C se indica - la identificación y la altura. El controlador tiene en su pantalla la identificación de todos los aviones en su sector.

De lo anterior se deduce que los decodificadores activo manual y activo automático son los más usados por las ventajas que ofrecen.

3.3 PUNTOS IMPORTANTES EN EL FUNCIONAMIENTO DEL RADAR

A continuación se da una breve relación de algunos - puntos críticos del funcionamiento del radar secundario, es decir, la supresión de lóbulos laterales, -- los problemas más generales que se pueden presentar en el control de tránsito aéreo y la obtención de información gráfica.

3.3.1 Supresión de lóbulos laterales.

El patrón de radiación horizontal de una antena de radar secundario presenta características -- particulares, consiste en un haz principal an-gosto y un conjunto de lóbulos laterales. La - Figura 3.10 ayuda a visualizar ésto.

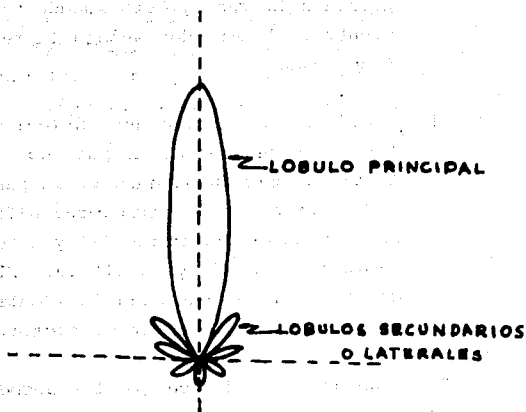


Fig. 3.10 Patrón de radiación horizontal de una antena SSR.

Lo anterior es consecuencia del tipo de antena usada, angosta verticalmente y ancha horizontalmente.

El resultado evidente de esto es que el reponderador de un avión puede contestar a la interrogación radiada en un lóbulo lateral y/o a la interrogación radiada en el lóbulo principal. Esto provoca respuestas falsas y errores en la determinación del azimut -- del avión en cuestión.

Así pues, es importante resolver este problema, para esto se radía un patrón casi om

nidireccional que se sobrepone al patrón de radiación horizontal ya existente. De esta forma se eliminan para la interrogación los lóbulos laterales y por ende las respuestas falsas.

Lo anterior se puede llevar a cabo de dos maneras, ambas usan un anillado omnidireccional en el patrón de radiación y en ambas el anillado se produce al momento de la transmisión del pulso P2.

El primer método usa una antena conocida como antena de suma y resta. Esta antena se encuentra dividida eléctricamente en mitades, las cuales pueden transmitir en fase o en antifase. Para el caso de la eliminación de lóbulos laterales el funcionamiento es el siguiente: cuando se transmite P1 y P3, las dos mitades transmiten en fase produciendo un patrón de radiación como el mostrado en la Figura 3.10. Por otro lado, cuando se transmite P2, las dos mitades radían en antifase, produciendo de este modo un patrón de radiación prácticamente omnidireccional con un pequeño corte en la dirección del lóbulo principal. La Figura 3.11 ilustra lo anterior.

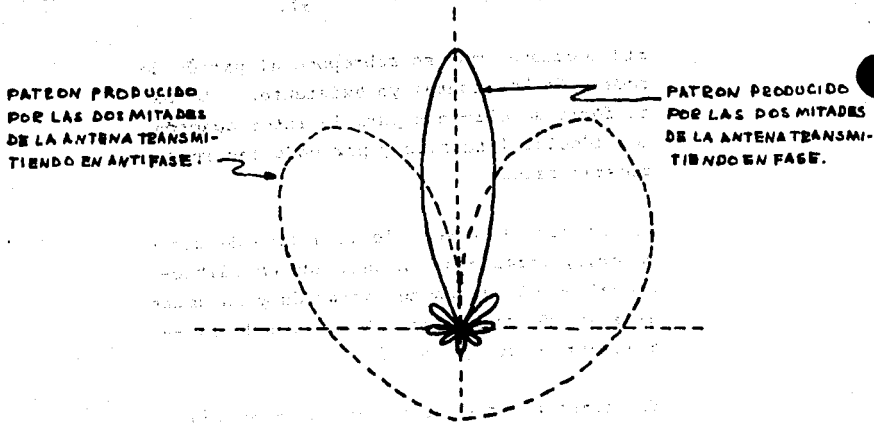


Fig. 3.11 Patrón de radiación horizontal para una antena de suma y resta en la eliminación de s_{ll}

El segundo método, más simple, usa un elemento fijo de radiación omnidireccional, el cual radía P_2 . Este elemento puede estar montado con la antena direccional o separadamente. Al igual que en el primer método, P_1 y P_3 son radiados por la antena principal. La Figura 3.12 muestra el patrón de radiación horizontal resultante.

PATRÓN PRODUCIDO
DE LA ANTENA
PRINCIPAL.

PATRÓN PRODUCIDO POR
EL DISPOSITIVO DE
TRANSMISIÓN OMNIDI-
RECCIONAL.

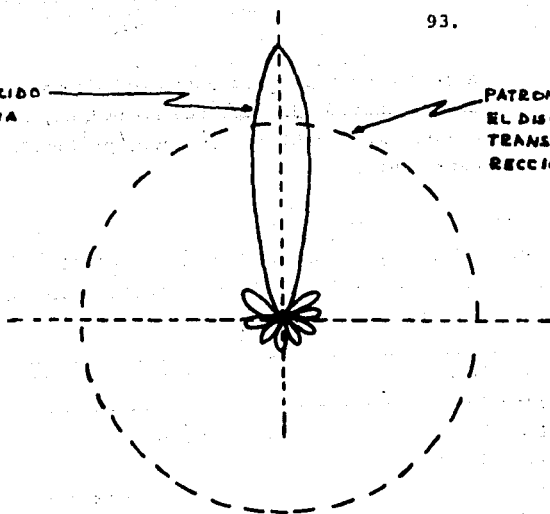


Fig. 3.12 Patrón de radiación horizontal para un sistema de SLL usando un dispositivo de transmisión omnidireccional.

El resultado del uso de cualquiera de los dos métodos es que la intensidad de la señal omnidireccional es mayor que la de cualquier lóbulo lateral y menor que la del lóbulo principal. Así se eliminan las interrogaciones y respuestas falsas debidas a los lóbulos laterales.

Para completar la labor del equipo eliminador de lóbulos laterales del interrogador, el respondedor del avión cuenta con un circuito comparador, el cual compara las intensidades de los pulsos P1 y P2. El respondedor contesta o no a la interrogación de ---

acuerdo con criterios establecidos para la discriminación de amplitud de pulsos, el cuadro 3.2 establece con mayor precisión - este punto.

CUADRO 3.2

CRITERIOS PARA LA DISCRIMINACION DE PULSOS RECIBIDOS EN UN RESPONDEDOR TRABAJANDO CON SISTEMA DE ELIMINACION DE LOBULOS LATERALES

AMPLITUD DE PULSOS	ACCION DEL RESPONDEDOR
P2 mayor que P1	No responde
P1 mayor que P2 entre 0 y 9 dB	Puede o no contestar
P1 mayor que P2 por más de 9 dB	Contesta

Del cuadro anterior resulta claro que el -- respondedor contesta solamente cuando el -- avión se encuentra dentro del haz principal de interrogación. El valor de 9 dB representa el umbral a partir del cual la contes tación proveniente del respondedor es segura. Lo anterior es válido para todos los - modos de interrogación y patrones de entre- lazamiento.

3.3.2 Interferencias más comunes que se presentan en el radar secundario usado en el control de tránsito aéreo

El radar secundario está expuesto a dos tipos -

de interferencias, garble y fruit (en español - no existen términos generalizados que transmitan la idea de este tipo de interferencias), a continuación se les describe de una manera general.

El primer tipo de interferencia (garble) consiste en que dos o más aviones con igual azimut y alcance respondan a la misma interrogación. -- Los dos o más trenes de pulsos de respuesta llegan simultáneamente o casi simultáneamente al equipo de obtención de información gráfica, llamado extractor de gráficas, se pueden presentar dos casos:

- a) Hay sobreposición o sobreposiciones en los trenes de pulsos, o sea, hay mezcla de pulsos. Obviamente no es posible para el equipo de obtención de información gráfica asociar bits de código con pulsos de encuadramiento y la información es rechazada.
- b) No hay sobreposición en los trenes de pulsos y se lleva a cabo la decodificación correcta de la información.

La solución a este problema es dar un tratamiento especial a la señal para la extracción del mensaje completo y/o usar SPI. El análisis de este tratamiento está fuera del alcance de este estudio.

El segundo tipo de interferencia, fruit, consiste en que un avión sea interrogado por más de -

una estación de tierra al mismo tiempo, así las respuestas recibidas en tierra pueden ser erróneas. Al conjunto de respuestas fuera de sincronía se le llama fruit.

La solución a este problema es procesar la información del radar secundario para eliminar -- las respuestas indeseables y conservar únicamente las que correspondan a las interrogaciones de la estación. Lo anterior se realiza mediante un equipo llamado defruiter o eliminador de interferencias, el cual lleva a cabo su labor -- antes del proceso de decodificación. La Figura 3.13 muestra este tipo de interferencia.

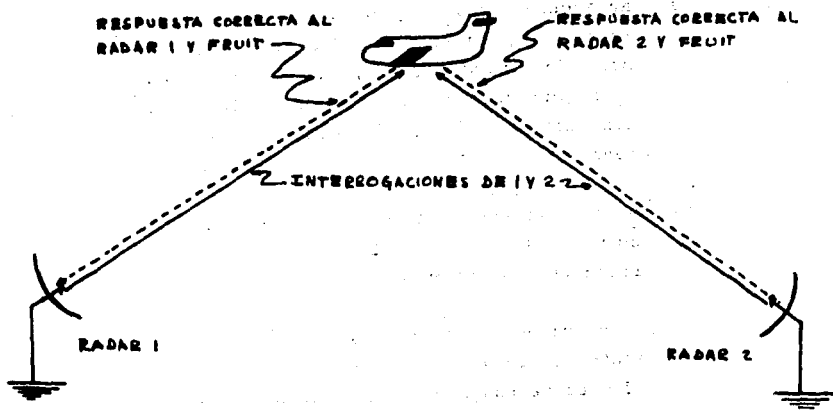


Fig. 3.13 Producción de "fruit", por doble interrogación de SRR a un sólo avión.

El equipo de eliminación de fruit, o defruiter, trabaja de la siguiente manera: se comparan las respuestas en tiempo real a los ciclos de entrelazamiento de interrogación, con las habidas en un tiempo anterior. --- Cuando se obtiene coincidencia en alcance - al comparar las dos respuestas, el defruiter envía la señal resultante al decodificador, en caso contrario elimina la señal.

3.3.3 Equipo de obtención de información gráfica

Dos sistemas son usados extensamente para la obtención o extracción de gráficas:

- a) La información obtenida de los radares primario y secundario es procesada conjuntamente en el lugar donde se encuentra localizado el radar, es enviada entonces a través de enlaces al lugar donde se ejerce el control de tránsito aéreo para procesamiento adicional y visualización en las pantallas.
- b) La información obtenida de los radares primario y secundario es procesada separadamente; de tal modo que la información obtenida del radar secundario es procesada en el lugar donde está localizado el radar, y enviada entonces a través de enlaces de datos al lugar donde se ejerce el control de tránsito aéreo para procesamiento adicional; y la información obtenida del radar primario es enviada a través de enlaces de microondas -

al equipo externo y enviada entonces al lugar donde se ejerce el control de tránsito aéreo, donde recibe procesamiento adicional y es combinada con la información del radar secundario para su presentación en pantallas.

En ambos casos es importante observar lo siguiente:

i) La información que proporciona el radar primario desempeña papel de soporte en el sentido de que se usa solamente para aviones que no tienen respondedor o que éste tiene fallas en su funcionamiento.

ii) La información que proporciona el radar secundario es suficiente para determinar completamente la identidad y la posición de un avión equipado con respondedor.

CAPITULO 4:

TRANSMISION Y RECEPCION
EN EL RADAR SECUNDARIO.

ADVERTENCIA

La información contenida en este capítulo que intenta profundizar algunos puntos ya tratados, se basa en la encontrada en los manuales del radar secundario usado en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México, es decir, las funciones generales son las mismas que las ejecutadas por cualquier radar secundario; la mecánica para llevar a cabo esas funciones es muy particular, pudiéndose encontrar diferencias con los radares usados en otras ciudades y en otras circunstancias, aunque sean proporcionados por el mismo proveedor.

4.1 DESCRIPCION GENERAL

4.1.1 Introducción

La Figura 4.1 constituye una gran ayuda para la comprensión de este capítulo.

Se pueden resumir las funciones del transmisor receptor de la siguiente manera:

- a) Generación: se generan pulsos para llevar a cabo la interrogación.
- b) Transmisión: los pulsos generados son transmitidos con un espaciamiento acorde con un modo.
- c) Recepción y procesamiento: la respuesta proveniente de un respondedor es recibida y procesada.

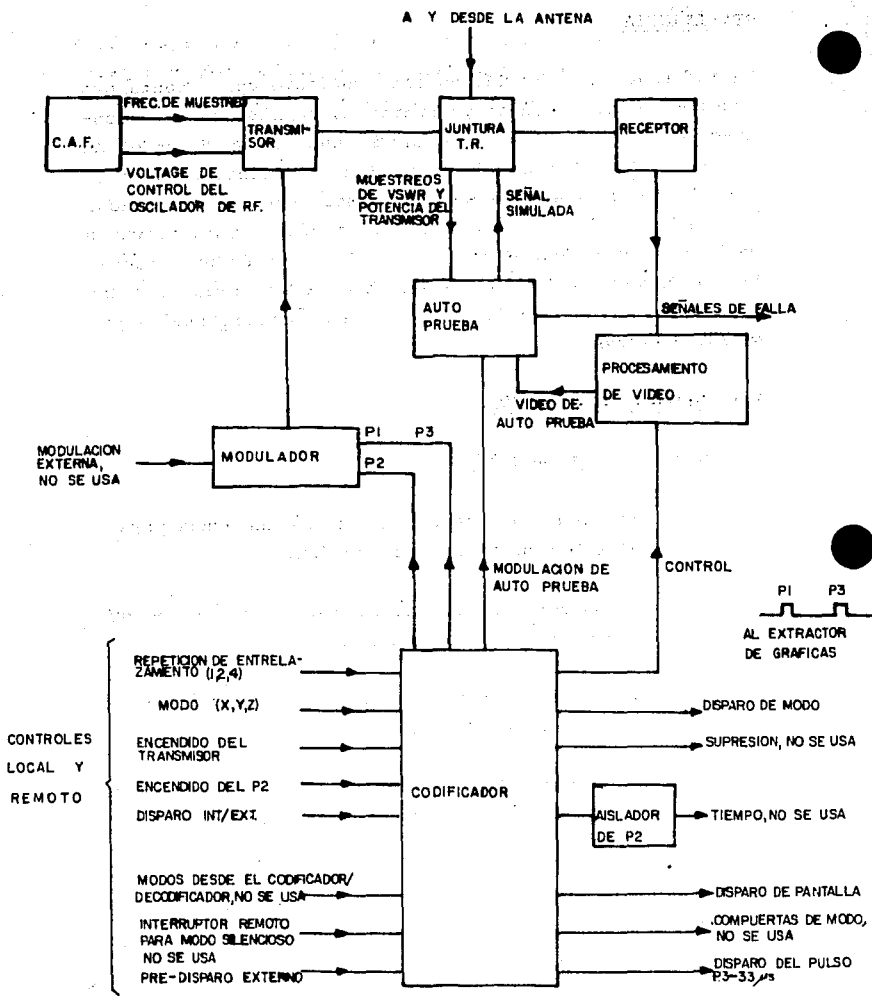


Fig. 4.1 Diagrama de bloques parcial del radar secundario.

d) Salida: la información obtenida es canalizada a un sistema de decodificación y a partir de ahí a un sistema de visualización de radar.

4.1.2 Aspecto físico del equipo

El equipo se instala en un gabinete. En el armazón del mismo se insertan tres módulos: el que contiene el equipo básico de transmisión-recepción, el que contiene la unidad de RF y el que contiene la unidad transformadora-rectificadora de baja tensión.

El gabinete consiste en un chasis con paneles laterales adosados, ciertos elementos del equipo como son el contenedor de los circuitos impresos, la fuente de poder de extra alta tensión y el sistema de aislamiento para la transmisión del pulso P2 se encuentran montados en el módulo que contiene el equipo básico. Al frente se encuentran los controles de operación y en la parte de atrás tres circuitos impresos con filtros de RF y las conexiones para el exterior.

El módulo del equipo de RF contiene al transmisor, al receptor y al equipo de prueba automática, este módulo está en la parte posterior del gabinete.

El módulo de transformación-rectificación de baja tensión se encuentra en la parte anterior del gabinete.

4.1.3 Estructura de la interrogación

Un aspecto muy importante de la interrogación lo constituyen los modos y la secuencia de modos usados. Para la interrogación, como ya se ha establecido, se cuenta con 7 modos: 1, 2, 3 A, B, C y D; siendo el 3 idéntico al A. En rigor, se puede usar cualquier combinación de modos, sin embargo, la tendencia general es tomar 3 modos y establecer una secuencia recurrente. De esta forma, se puede tener una, dos o cuatro transmisiones en cada modo. Si se llaman X, Y y Z a los modos, las sucesiones pueden ser: XYZ XYZ... o XX YY ZZ XX YY ZZ... o XXXX YYYY ZZZZ...

Existen variantes en la manera de establecer la secuencia de modos en el tiempo, se pueden eliminar los modos X y Y respetando los espacios correspondientes, por ejemplo: si en el tercer patrón básico se elimina el modo Y se obtiene XXXX - - - - ZZZZ XXXX - - - - ZZZZ - - - - . Otra variante consiste en eliminar el modo Z, pero sin respetar los espacios correspondientes.

4.1.4 Tratamiento de la señal

a) Codificador

El codificador proporciona los pulsos para hacer trabajar al modulador del transmisor. Los pulsos que entrega el codificador son tres: P1, P2 y P3; donde P1 y P3 son pulsos de in

terrogación, como ya se ha mencionado el -- tiempo que transcurre entre la transmisión de los dos determina el modo de interrogación. P2 se transmite 1.95 μ s después de P1 y sirve para eliminar los lóbulos secundarios en el patrón de radiación de la antena. Existe un switch para controlar la --- existencia o no existencia de P2.

La producción de P1, P2 y P3 se inicia con el funcionamiento de un predisparador, ésto puede generarse internamente o estar asociado a un radar primario. La selección de la fuente de predisparo se hace mediante el -- switch INT/EXT.

Otra posibilidad de funcionamiento consiste en el uso de un codificador-decodificador - externo, de este modo se anula la ingerencia que pudieran tener los controles locales del radar en la transmisión.

Generalmente, la secuencia de pulsos de interrogación representa un tren continuo de transmisiones, sin embargo, cuando el equipo se opera en SILENT MODE, no hay transmisión hasta que ésta sea solicitada por el - controlador.

El codificador no sólo produce los pulsos - que inician el funcionamiento del modulador, también produce las siguientes salidas:

- Señal para desentrelazar el video y alimentar al sistema de procesamiento de video.
- Señal para cambiar antenas cuando se usa su presión de lóbulos laterales.
- Señal para controlar la ganancia de potencia de transmisión con la distancia.
- Señal para llevar a cabo autopruueba del nivel de modulación.
- Señal de excitación y selección del modo para equipo externo.
- Señal de excitación de pantalla de visualización.
- Señal de supresión.
- Señal producida 33 μ s antes de P3.

La FRP del radar primario es mayor que la del radar secundario, debido a que el radar secundario puede transmitir un máximo de -- 450 interrogaciones por segundo y el radar primario no tiene esta limitación.

Esta discrepancia imposibilitaría la asociación de los dos equipos. Esto se puede resolver de dos maneras: dividir la FRP del - predisparador externo entre 2, 3, 4 ó ignorar algunos pulsos del predisparador externo.

Gracias a lo anterior la FRP del interrogador se puede fijar entre 200 y 450 interrogaciones por segundo.

La elección entre las dos alternativas anteriores se hace durante la construcción del equipo y no puede ser cambiada mediante los controles de operación.

b) Modulador, Transmisor y Control Automático de Frecuencia.

Es de vital importancia comprender la serie de pasos necesarios para la transmisión de los pulsos de interrogación. El codificador envía una señal al modulador, de éste se obtiene un conjunto de pulsos que modulan al oscilador del transmisor.

El oscilador opera a una frecuencia de ---- 1,030 MHz y excita al amplificador de potencia, el cual entrega a través de la junta T/R la señal a la antena para ser radiada. El rango de potencia de salida está entre - 500 y 5,000 W potencia máxima rms.

La salida del sistema mantiene una cierta estabilidad gracias a la intervención del sistema de Control Automático de Frecuencias (CAF), el cual opera de la siguiente forma: parte de la salida del oscilador va al CAF, éste genera un voltaje continuo en función de la variación de frecuencia. Gra

cias a esto se logran fluctuaciones máximas de 0.2 MHz en la transmisión independientemente de los cambios de temperatura.

Las funciones del interrogador se llevan a cabo con dispositivos de estado sólido con dos excepciones: el oscilador del transmisor y el amplificador de potencia. El análisis de la selección del tipo de dispositivos no compete a este trabajo.

Gracias al uso de la junta T/R el transmisor y el receptor se conectan simultáneamente a la misma antena, estableciendo al mismo tiempo aislamiento entre el transmisor y el receptor. Es decir, la conexión es simultánea pero el uso de la antena es alternado.

El receptor es de tipo superheterodino, opera a la frecuencia de 1,090 MHz y su FI es de 60 MHz. Los pasos de amplificación tienen ganancia logarítmica y presentan gran estabilidad aún frente a grandes cambios de temperatura. El receptor representa el paso intermedio entre la junta T/R, a donde llega la respuesta codificada del respondedor de un avión y el equipo de procesamiento de video.

c) Procesamiento de video.

El funcionamiento del equipo de procesamiento de video tiene puntos muy delicados, co-

mo son el eliminar respuestas falsas debidas a ruido, interferencias y agentes externos; y representar las respuestas originales lo más fielmente posible en sus pulsos de salida.

La ganancia del receptor tiene la particularidad de que es función no-lineal de la distancia radial desde la cual proviene la respuesta.

La Figura 4.2 muestra el modo en que opera la sensibilidad del receptor. De esta manera se tiene uniformidad en los niveles de entrada de las señales, sin importar la distancia a la cual se encuentren los aviones

El equipo de procesamiento de video incluye los circuitos para el manejo de la ganancia del receptor (Figura 4.3). El funcionamiento de estos circuitos tiene como consecuencia que la ganancia para respuestas de muy corto alcance se reduzca; además su salida, conocida como salida burda, sólo incluye los pulsos que superan un cierto umbral de amplitud.

Los circuitos de procesamiento de video pueden producir tres tipos de salidas:

- i) Video burdo.
- ii) Video proveniente de los circuitos de discriminación de pulsos: los pulsos presentan amplitud y duración fija, se rechazan los -

pulsos con una duración menor de $0.2 \mu s$ y mayor de $1.5 \mu s$, de este modo se evita la salida de pulsos originados por cierto tipo de interferencia. Existió la opción de eliminar el rechazo de pulsos mayores de $1.5 \mu s$.

iii) Video recortado: se aplica al equipo de de sentrelazamiento.

Los circuitos de codificación controlan al equipo de desentrelazamiento, del cual parten tres salidas. Las conexiones hechas en el circuito impreso determinan que haya una salida para cada modo, sin importar el modo de que se trate, o haya una salida para cada modo identificándolo, en el último caso si hay uno o dos modos repetidos, una o dos salidas quedan libres.

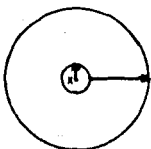
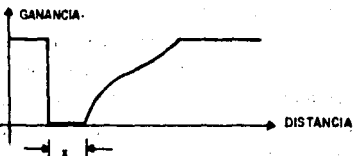


Fig. 4.2 Rango dinámico de receptor.

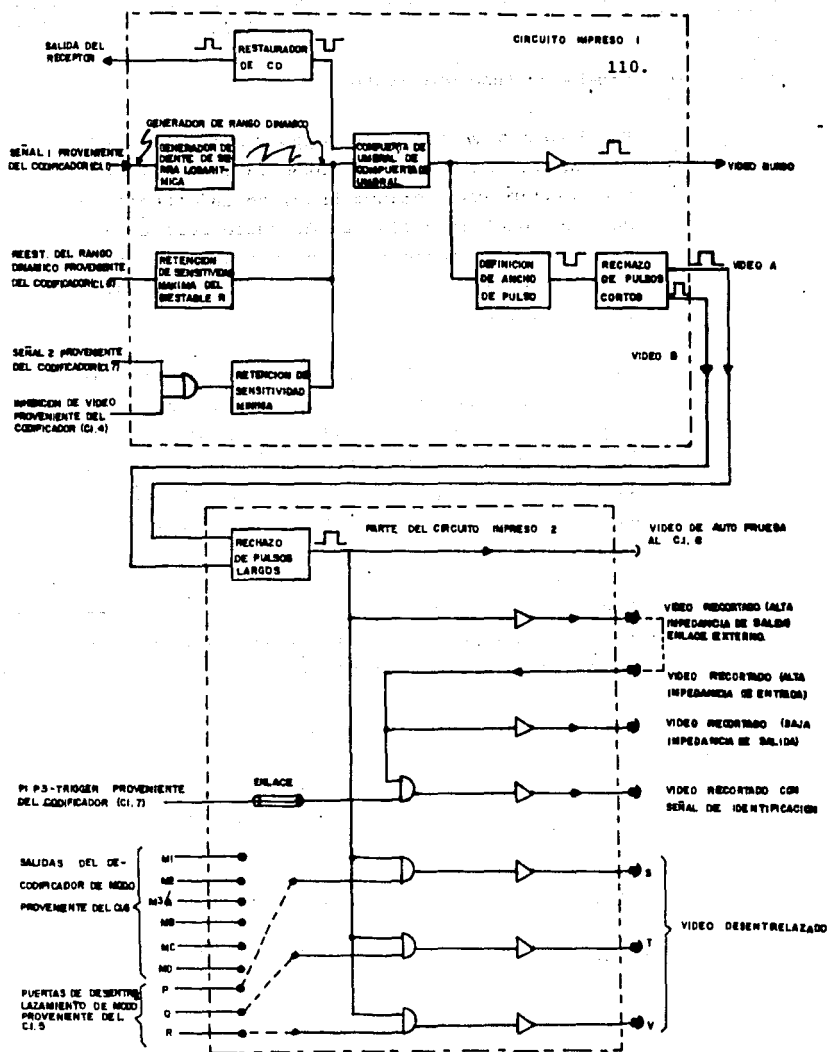


Fig. 4.3 Diagrama de bloques para procesamiento de video.

d) Prueba de funcionamiento

Hay dispositivos para monitoreo y autoprueba en el equipo. La VSWR y la potencia transmitida son verificadas continuamente, de tal manera -- que hay señal de falla cuando cualquiera de --- ellas cae por debajo de un cierto umbral. Las señales de falla aparecen en la parte frontal del gabinete.

Para comprobar la sensibilidad del receptor antes de cada interrogación un pulso de prueba de pequeña amplitud es generado y aplicado a la antena, cuando el pulso correspondiente a la salida del equipo de procesamiento de video tiene una amplitud tal que no llega a un cierto nivel se señala esta situación.

Como una ayuda para el mantenimiento, las formas de onda importantes pueden ser fácilmente visualizadas mediante terminales de prueba.

e) Compuerta para selección de P2

La compuerta para selección de P2 es la parte del sistema donde se hace la elección del uso de las antenas de transmisión en fase o en anti fase, también conocido como suma o diferencia -- mediante un voltaje de polarización de CD.

f) Fuente de alimentación

El equipo está diseñado para operar a partir de

una gran variedad de alimentaciones de baja tensión, las cuales son proporcionadas por la unidad transformadora-rectificadora de baja tensión. La regulación del voltaje es realizada en circuitos impresos ubicados en la zona del gabinete que contiene el equipo básico.

La potencia del transmisor es función del nivel de extra alta tensión, con el cual trabaja el equipo, dicho nivel se puede seleccionar mediante una perilla localizada en la parte derecha de la unidad.

Cuando se manipula la perilla del selector o se retira la unidad de RF la extra alta tensión se desconecta automáticamente por razones de seguridad.

4.1.5 Especificaciones

A continuación se muestra un extracto de la especificación No. 614-SA-10200 de Plessey:

a) Transmisor-Receptor

Frecuencia del transmisor: $1,030 \text{ MHz} \pm 0.2 \text{ MHz}$ con CAF.

Modulación: PCM para la información. Modulación interna o externa.

Ancho del pulso del transmisor: $0.8 \pm 0.1 \mu\text{s}$ (modulación interna) $0.5 \pm 0.1 \mu\text{s}$ (modulación externa).

Potencia pico del transmisor: variable en pasos de 1 dB (nominal) desde no menos de -

500 W (potencia máxima rms) hasta no más de 5 Kw (potencia máxima rms) hacia una carga resistiva de 50Ω con la entrada principal a voltaje nominal.

Ciclo de trabajo del transmisor: no debe exceder 0.3% (equivalente a una transmisión - de 3 pulsos a una FRP de 1 KHz), o no más - del 1% en un segundo de cada cinco segundos.

Frecuencia de repetición de pulsos: 200 Hz a 450 Hz nominal.

Autoprueba del transmisor: una lámpara que indique la falla del transmisor se enciende en cualquiera de los siguientes casos:

- i) Un pulso transmitido cae por debajo del nivel de autoprueba, que se puede establecer en cualquier nivel del rango 250 W a 5 Kw.
- ii) La potencia reflejada medida en la terminal de la antena se eleva por encima del nivel de autoprueba, que se puede establecer a cualquier nivel en el rango 50 a 500 W.

La lámpara se apaga cuando se cumplen las - dos condiciones siguientes:

- i) La potencia del transmisor excede el nivel de autoprueba por más de +0.7 dB.
- ii) La potencia reflejada cae por debajo -- del nivel de autoprueba por más de 0.5 dB.

Modulación externa: consistente en un tren de pulsos (máximo 39 pulsos por tren), presente durante no más de diez segundos de cada 60. Los pulsos del tren deben tener las siguientes características:

Duración:	$0.5 \mu s \pm 0.2 \mu s$
Espaciamiento:	$2 \mu s \pm 0.12 \mu s$
Tiempo de levantamiento y de caída:	$0.1 \mu s$ máximo
Amplitud:	entre 3 y 8 V - con frente positivo desde $\pm 1V$
Carga:	75Ω nom

Ancho de banda del receptor: 24 MHz; a 40 dB -- por debajo de la sensibilidad medida a 1,090 MHz. A frecuencias por debajo de 1,065 MHz y por encima de 1,115 MHz, la respuesta debe estar cuando menos 60 dB por debajo de aquella a $1,090 \text{ MHz} \pm 5 \text{ MHz}$.

La sensibilidad del receptor: no menos de -85 dB para la condición de desvanecimiento tangencial (es decir, ésta es la variación menor que se puede detectar en cambio de posición una vez hecha la comparación en MTI).

Frecuencia intermedia: 60 MHz.

Amplificador de frecuencia intermedia: respuesta logarítmica dentro de $\pm 20\%$ de la nominal.

Rango dinámico del receptor: potencia de señal hasta -21 dBm.

Autopruueba del receptor: una lámpara de falla enciende si la sensibilidad del receptor cae por debajo del nivel de autopruueba, el cual se puede colocar en cualquier nivel en el rango --85 dBm a -65 dBm.

Falla del transmisor-receptor: una línea de falla, normalmente desconectada de tierra, se conecta a tierra cuando la lámpara de falla del transmisor o la lámpara de falla del receptor se encienden. La línea es capaz de absorber --100 mA con una caída máxima de voltaje a tierra de 1.5 V o soportar un máximo de voltaje --aplicado de + 30 V ó -1 V.

b) Procesamiento de video

Ganancia de barrido:

<u>Rango</u>	<u>Atenuación</u>
0 a 15.4 μ s \pm 1.6 μ s	70 dB mínimo
15.4 μ s \pm 1.6 μ s (1 milla)	10 dB a 50 dB ajustable.
Mínimo 15.4 μ s \pm 1.6 μ s	Cayendo dentro de +3 dB siguiendo la ley 6 dB por octava de rango
y mayores	

Rechazo de pulsos:

Pulsos con una anchura menor de $0.2 \mu\text{s}$ o -
mayores de $1.5 \mu\text{s}$ son rechazados. Se pro-
veen facilidades para eliminar el rechazo -
de pulsos mayores de $1.5 \mu\text{s}$.

Pulsos de video burdo:

Amplitud: 3 V pico
Nivel de ruido: Nivel de "rodilla" de la --
gráfica de 0.4 V
Polaridad: Positiva
Carga de salida: Capaz de excitar 75Ω vía -
cable coaxial.

Pulsos de video recortado (alta impedancia):

Amplitud: $4.5 \text{ V} \pm 0.6 \text{ V}$
Voltaje en reposo: $0.2 \text{ V} \pm 0.2 \text{ V}$
Duración: $0.45 \mu\text{s} \pm 0.07 \mu\text{s}$
Polaridad: Positiva
Carga de salida: Capaz de excitar dos car-
gas DTL/TTL

Pulsos de video recortado (baja impedancia)

La salida de video recortado (alta impedancia) acoplada mediante cable externo nueva-
mente hacia la unidad provee dos salidas --
con las siguientes características:

Amplitud: 3.5 a 5.0 V

Voltaje de reposo: Menos de ± 0.2 V
 Duración: Dentro de $\pm 0.05 \mu\text{s}$ de -
 ancho de pulso de entrada
 Polaridad: Positiva
 Carga de salida: Capaz de excitar 75 Ω -
 vía cable coaxial

Video desentreladado:

Tres conectores coaxiales (salidas S, T, V) proveen pulsos con características similares a las dadas para video recortado (baja impedancia), pero cada uno proporcionando trenes de pulsos separados correspondiendo a uno de los modos transmitidos.

Un sistema de prioridades puede ser usado - (ver Prioridades de Desentrelazamiento) donde S, T y V se relacionan con los modos X, Y y Z de la misma forma que la selección de modo. Alternativamente, las salidas pueden ser una para cada uno de los tres modos de interrogación.

c) **Disparador interno:**

Secuencia de codificación iniciada por generador de reloj interno. La FRP es variable en forma continua de 200 a 450 Hz.

Disparador externo:

Secuencia de codificación iniciada por pre-

disparador externo. La FRP es predeterminada, 1/2, 1/3, 1/4 o 1/5 de la entrada, es limitada mediante el rechazo de suficientes pulsos de disparo para mantener la FRP promedio de la secuencia de codificación dentro de $\pm 5\%$ de un límite de frecuencia continuamente variable desde 200 Hz hasta 450 Hz. El pulso del predisparador externo debe tener las siguientes características:

Amplitud:	De 5 V a 30 V
Voltaje en reposo:	Menos de ± 2 V
Duración:	De 0.5 μ s a 50 μ s
FRP:	Cualquiera
Polaridad:	Positiva
Impedancia de carga:	75 Ω
Tiempo:	El retardo entre la -- llegada del predisparo y la transmisión de P3 puede ser predetermina-- do a un lapso que va -- de 42 μ s a 152 μ s en -- pasos de 4 μ s nomina-- les.

Nota: cuando el disparo externo está ausente por más de 25 ms, entonces las transmisiones continúan a partir de disparo interno.

Pulsos de modo:

El codificador produce tres pulsos de modo:

P1, P2 y P3, cada uno de los cuales es apropiado para iniciar el funcionamiento del modulador. El espaciamiento entre P1 y P3 caracteriza al modo así:

Cuadro 4.1

Características de los Modos de Interrogación

<u>Modo</u>	<u>Espaciamiento entre P1 y P3 en μs</u>
1	3.05 ± 0.1
2	5.0 ± 0.1
3/A	8.0 ± 0.1
B	17.0 ± 0.1
C	21.0 ± 0.1
D	25.0 ± 0.1

El espaciamiento entre P1 y P2 es de $1.95 \pm 0.1 \mu$ s para todos los modos. La transmisión de P2 puede ser suprimida.

Pulsos de disparo de modo:

Dos pulsos de disparo de modo son producidos para cada tren de pulsos transmitido.

El espacio entre los pulsos en cada par es como se muestra entre P1 y P3:

Amplitud: $10 \text{ V} \pm 2.0 \text{ V}$

Voltaje en reposo: Menos de $\pm 0.2 \text{ V}$

Duración: $0.8 \mu\text{s} \pm 0.1 \mu\text{s}$

Carga de salida: Capaz de excitar 75Ω vía cable coaxial

Polaridad:	Positiva
Tiempo:	Dentro de $\pm 0.5 \mu s$ de pulsos transmitidos correspondientes.

Entrelazamiento de modos:

1, 2 y 3 modos pueden ser transmitidos en un patrón de entrelazamiento, cada modo puede ser transmitido una, dos o cuatro veces antes de que el siguiente modo sea transmitido.

Pulsos de supresión:

Los pulsos de supresión son proporcionados en tres salidas, 1, 2 y 3. Los pulsos en las salidas 2 y 3 son idénticos.

Pulso de supresión (1):

Amplitud:	$23 V \pm 3 V$
Voltaje de reposo:	No mayor de $\pm 1 V$
Duración:	Desde $2 \mu s \pm 1 \mu s$ - después de P3 (ambos medidos a una amplitud de 18 V).
Carga:	No más de 2 K Ω y no menos de 300 Ω en paralelo con una capacidad de entre 0 y 1850 pF
Polaridad:	Positiva
Tiempo de subida:	Menos de $0.05 \mu s/V$

Tiempo de bajada: Menos de $0.1 \mu\text{s}/\text{V}$
 FRP: Un pulso para cada -
 tren de pulsos trans-
 mitido.

Pulso de supresión (2 y 3):

Amplitud: $10 \text{ V} \pm 0.2 \text{ V}$
 Voltaje de reposo: Menos de $\pm 0.2 \text{ V}$
 Carga: Capaz de excitar 75
 Ω vía cable coaxial

Las otras características son similares a -
 las del pulso de supresión (1).

Pulso de compuerta de selección de P2:

Pulso de compuerta de selección comenzando
 en un tiempo variable desde no más de 0.45
 μs a no menos de $1.05 \mu\text{s}$ después del co-
 mienzo de P1 y teniendo una duración de $2 -$
 $\mu\text{s} \pm 0.1 \mu\text{s}$.

Amplitud: $10 \text{ V} \pm 1 \text{ V}$
 Voltaje de reposo: No mayor de $\pm 0.2 \text{ V}$
 Carga de salida: Capaz de excitar 75
 Ω vía cable coaxial

La salida está acoplada en corriente alter-
 na a la línea del interruptor de la antena
 de RF permitiendo a la línea ser usada para
 una alimentación de CD de $28 \text{ V} \pm 1.5 \text{ V}$ para
 el relevador de supresión de lóbulos latera-
 les.

Disparo de pantalla:

Pulso producido después del pulso P3 en un tiempo variable entre $10\mu\text{s}$ y $72\mu\text{s}$ en pasos nominales de $4\mu\text{s}$.

Amplitud: $10\text{ V} \pm 0.2\text{ V}$
 Voltaje de reposo: Menor de 0.2 V
 Duración: $2\mu\text{s} \pm 1\mu\text{s}$
 Carga de salida: Capaz de excitar $75\ \Omega$ vía cable coaxial
 Tiempo de elevación: $0.25\mu\text{s}$ máximo.

Pulsos de selección de modo:

Tres conectores coaxiales (salidas P, Q y R), cada uno proveyendo un pulso positivo - único correspondiendo a cada una de las selecciones de desentrelazamiento de modo.

El pulso ocurre $0.75\mu\text{s} \pm 0.25\mu\text{s}$ antes de la transmisión de P3 correspondiente.

Amplitud: $10\text{ V} \pm 2\text{ V}$
 Voltaje en reposo: Menor de $\pm 0.2\text{ V}$
 Duración: $1\mu\text{s} \pm 0.25\mu\text{s}$
 Carga de salida: Capaz de excitar $75\ \Omega$ vía cable coaxial.

Prioridades de desentrelazamiento:

Las salidas desentrelazadas P, Q y R pueden respectivamente, corresponder a modos selec

cionados X, Y y Z. Sin embargo, si dos o más de los modos entrelazados son idénticos entonces la selección de modo desentrelazado que tenga la prioridad más alta producirá todos los pulsos de selección de modo correspondientes a estas selecciones idénticas. P tiene prioridad sobre Q, que tiene prioridad sobre R.

Nota: Estas prioridades también se aplican a video desentrelazado relacionado con los modos X, Y y Z.

Disparo de un pulso $33\mu\text{s}$ antes de P3:

Un pulso positivo que ocurre $33\mu\text{s} \pm 1\mu\text{s}$ antes de la transmisión de P3.

Amplitud: 3.5 a 5.0 V

Voltaje en reposo: Menor de ± 0.3 V

Duración: $1\mu\text{s} \pm 1\mu\text{s}$

Carga de salida: Capaz de excitar 75 Ω vía cable coaxial

d) Fuentes de potencia:

Entrada:

100 a 125 V ó 200 a 250 V rms a 50 Hz (+ 15 Hz - 5 Hz) una sola fase

Salida:

Tres salidas:

- i) + 28 \pm 1.5 V a 0.5 A para ser usado en un interruptor de supresión de lóbulos laterales
- ii) + 28 \pm 1.5 V a 0.5 A para ser usado por un panel de control remoto (para lámparas y otros dispositivos)
- iii) + 6 V \pm 0.5 V alimentación estabilizada a no menos de 100 mA.

e) Varios

Condiciones ambientales:

La unidad opera en un rango de temperatura ambiente de -10°C a $+55^{\circ}\text{C}$ sin el uso de enfriamiento por aire forzado hasta una altura de 10,000 pies.

La unidad soporta un rango de temperatura de almacenaje de -40°C a $+70^{\circ}\text{C}$.

4.2 CODIFICACION**4.2.1 Generalidades**

En referencia a los dispositivos que llevan a cabo esta función, seis circuitos impresos (circuitos impresos 2 a 7) contienen los circuitos de codificación. Dichos circuitos impresos es-

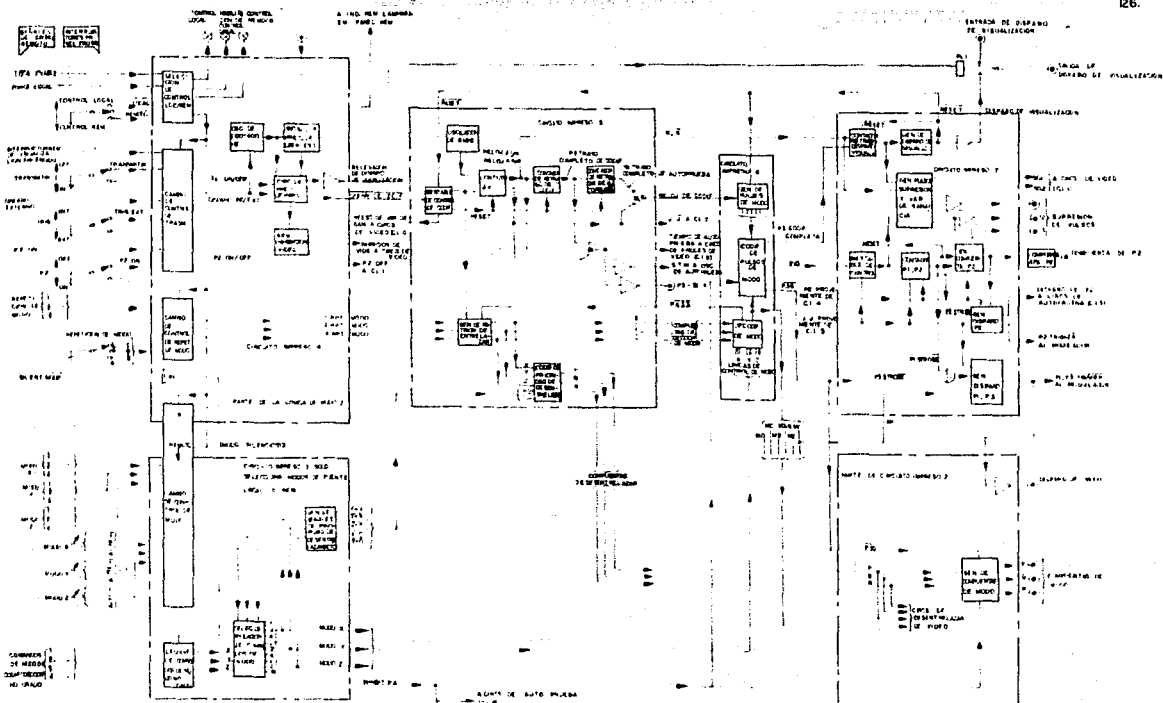
tán localizados en la unidad de equipo básico - del armazón principal. Es conveniente aclarar que el circuito impreso 2 contiene también parte de los circuitos procesadores de video. Para facilitar la labor de mantenimiento, hay terminales de prueba en cada circuito impreso.

La función principal de los circuitos de codificación es generar un tren de pulsos para excitar al modulador del transmisor en el patrón de repetición de modos y el patrón de entrelazamiento seleccionados. Otras funciones del equipo de codificación las constituyen la producción de pulsos de control y la producción de pulsos de referencia para ser usados en el interrogador y en equipo externo. Hay dos maneras de controlar el codificador, localmente o a control remoto.

A PARTIR DE

ESTA PAGINA

**FALLA
DE
ORIGEN**



DE MANUAL PLESSEY TRANSMITTER-RECEIVER, FIG 4

FIG 4.4 DIAGRAMA DE BLOQUES DE LOS CIRCUITOS DE CODIFICACION

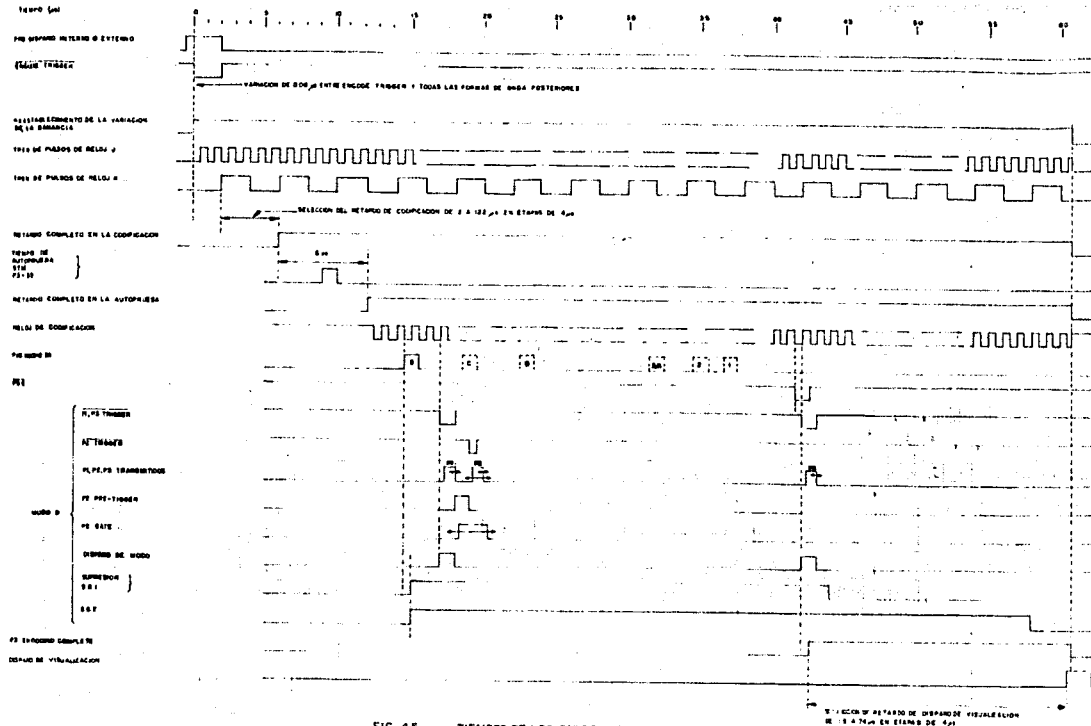


FIG. 45 TIEMPOS DE LOS PULSOS DE CODIFICACION

Los circuitos de codificación producen la compuerta de selección de P2. Esta señal es alimentada a través del aislador de selección de P2, el cual es un circuito impreso ubicado en el armazón principal.

a) Breve descripción del funcionamiento

Como una ayuda para comprender el desarrollo del proceso, las Figuras 4.4 y 4.5 muestran un diagrama de conjunto de los circuitos de codificación y de los tiempos relativos de los diversos pulsos generados, respectivamente.

Es fundamental coordinar las funciones del radar secundario y del radar primario asociado, para este fin es necesario dejar transcurrir el tiempo para que se completen las secuencias de codificación y decodificación, de modo que una señal que retorne del respondedor sea mostrada simultáneamente en la pantalla de visualización con el correspondiente eco de radar primario. Para cumplir con lo anterior, se debe excitar el transmisor del interrogador con bastante antelación respecto del radar primario. La correspondencia entre la señal previa requerida por un arreglo particular de codificación y visualización y la señal proveniente del radar primario se establece mediante retrasos interconstruidos en los circuitos de codificación.

La Figura 4.5 muestra claramente que cada - secuencia de codificación se inicia con la producción de un pulso de predisparo (el -- cual realiza la excitación inicial en el -- equipo) y termina con el pulso de disparo - de pantalla. La lógica asociada al control y la colocación de los interruptores de selección de fuente de control (local o remoto) determinan la operación de los circuitos de codificación durante la secuencia.

b). Fuentes de control: local o remoto

Un biestable gobierna la selección de control local o remoto. Al accionar el interruptor de potencia se obtiene control local a partir del biestable. El control remoto se logra mediante la colocación momentánea del interruptor LOCAL/REMOTE en la posición REMOTE, simultáneamente la entrada - FORCE LOCAL necesita estar en potencial de tierra. El biestable puede regresar a la posición de control local mediante cualquiera de las siguientes dos acciones: remoción de potencial de tierra de la entrada - FORCE LOCAL o colocando momentáneamente el interruptor LOCAL/REMOTE en la posición LOCAL mientras la entrada LOCAL ENABLE es conectada a tierra desde una locación remota.

El biestable de selección de control se halla en el circuito impreso 4, el interruptor LOCAL/REMOTE se encuentra en el panel frontal.

El estado de biestable LOCAL/REMOTE y de la entrada LOCAL ENABLE es fácilmente discernible a partir de indicadores localizados en el panel frontal. Existe además una salida para indicación remota del estado de control local.

En el biestable LOCAL/REMOTE se hace la conexión entre las entradas de control local o las de control remoto y las líneas de control internas de acuerdo con el estado de biestable. Las salidas de este biestable operan lógica de conversión de control del transmisor de control de repetición de modo y de control de modo.

El sistema provee un medio de monitorear el modo de interrogación utilizado, se trata de una indicación binaria codificada de tres bits del modo de interrogación seleccionado por las líneas de control de modo. El cuadro 4.2 ilustra esta indicación.

Cuadro 4.2

Código de líneas de control de modo de interrogación

Posición del switch de modo	Líneas de switcheo			Líneas de control int.		
	$\bar{4}$	$\bar{2}$	$\bar{1}$	4	2	1
1	CA	CA	OV	0	0	1
2	CA	OV	CA	0	1	0
3/A	CA	OV	OV	0	1	1
B	OV	CA	CA	1	0	0
C	OV	CA	OV	1	0	1
D	OV	OV	CA	1	1	0
OFF (sólo X, y Y)	CA	CA	CA	0	0	0
PASS (sólo Z)	OV	OV	OV	1	1	1

donde CA: circuito abierto (1 lógico)

OV: cero volts (circuito cerrado)

Una señal de comando de modo enviado desde un codificador-decodificador puede romper o anular la secuencia del patrón de entrelazamiento de modos seleccionado en los controles locales o remotos. Cuando se recibe esta señal de comando una de las líneas de comando está en OV. Durante el tiempo que el comando esté presente, el patrón de entrelazamiento de modo es determinado por la señal de comando. En el cuadro 4.3 se pueden ver los comando de modo.

Cuadro 4.3 Comandos de modo del codificador-decodificador

Línea de comando a OV	Modo a ser transmitido		
1	1	1	1
2	2	2	2
3	3/A	3/A	3/A
4	1	2	3/A

Es posible advertir una situación diferente: al colocar la línea remota SILENT MODE en OV se suprime el patrón de entrelazamiento de modo seleccionado por los controles locales o remotos. Cuando se presenta este caso las transmisiones sólo ocurren cuando se recibe un comando de modo del codificador-decodificador.

La señal INHIBIT P.A. es una función del estado que guardan los comandos de modo en el circuito impreso 3. Esta señal se usa para mantener entonados al oscilador del transmisor y a la bobina de CAF. Al haber ausencia de un comando de modo en la condición de modo silencioso, es decir, al no haber transmisión, la señal INHIBIT P.A. es cero.

4.2.2 Secuencia de codificación

- a) Circuitos de pre-disparo

La señal ENCODE TRIGGER provoca el funcionamiento del biestable de control de codificación a partir del accionar de los circuitos de predisparo. Los circuitos de predisparo producen los pulsos ENCODE TRIGGER cuando el interruptor TRANSMIT se coloca en ON. La fuente de disparo se selecciona con el interruptor TRIG. La determinación de la fuente y la FRP de estos pulsos obedece al siguiente mecanismo:

Cuando el interruptor está colocado en INT, una fuente interna con FRP variable entre 200 y 450 Hz genera los pulsos. Cuando el interruptor está colocado en EXT los pulsos vienen de la entrada EXT TRIG. La FRP entrante presenta problemas de diferencia de frecuencia, como ya se ha mencionado, este FRP se puede reducir de dos maneras:

- i) Rechazando suficientes pulsos de disparo.
- ii) Dividiendo la frecuencia entre 2, 3, 4, 6 o 5.

Al operar bajo control interno los circuitos de predisparo excitan al relevador de disparo de visualización. A partir de este momento, la señal de disparo de visualización tiene como origen la generación interna en lugar de la generación externa.

Al operar bajo control externo y perder pulsos en la entrada EXT TRIG por un periodo de 25 ms, los circuitos de predisparo operan bajo control interno hasta que la señal externa sea reestablecida. La acción de selección de pulsos provenientes de fuente externa y la de inhibición de video están --- coordinadas para reducir ambigüedades en la visualización. Al operar bajo control externo, una señal de inhibición de video es establecida por cada pulso EXT TRIG y reestablecida por cada pulso ENCODE TRIGGER. - De este modo, si un pulso de disparo externo es rechazado como consecuencia de una reducción de FRP, los circuitos de video son inhibidos hasta que un disparo externo sea aceptado. Al poner al equipo fuera de ---- transmisión se produce una señal de inhibición permanente de video.

b) Control de tiempo para la secuencia de codificación

Dentro de la secuencia de codificación la - colocación de eventos en el tiempo es fundamental en el proceso de la información. Esta colocación es determinada por pulsos de reloj y contadores de retraso. Cada secuencia se inicia con un pulso ENCODE TRIGGER y termina con un pulso RESET. Este pulso ocurre al generarse el disparo de visualiza--- ción.

Este biestable es operado por las señales - ENCODE TRIGGER y RESET.

En el circuito impreso 5 la secuencia de codificación tiene los siguientes pasos:

Un oscilador de 8 MHz capaz de autosincronizarse opera un contador, el contador produce dos trenes de pulsos de reloj: un reloj J de $1\mu s$ y un reloj K de $4\mu s$. El tren de pulsos K hace trabajar al contador de retraso de codificación, la salida de éste se -- convierte en uno después de un tiempo prede-- terminado después del disparo de codifica-- ción. La salida del contador de autoprueba cambia a uno después de un nuevo retraso de $6\mu s$. La señal obtenida al final de este - retraso entra con la señal del reloj J a -- una compuerta NAND, de donde se obtiene la señal ENCODE CLOCK, que llega al generador de pulsos de modo, localizado en circuito - impreso 6.

El retraso total entre el disparo de codifi-- cación y la transmisión del pulso P3 puede seleccionarse de acuerdo con los requeri--- mientos del sistema. Lo anterior es deter-- minado por el retraso proporcionado por el contador de retraso de codificación, el --- cual es variable en pasos de $4\mu s$, desde 0 hasta $116\mu s$. Las siguientes tres salidas producen un pulso de $1\mu s$, $3\mu s$ después del final del retraso de codificación.

i) SELF TEST TIME

Para dar alimentación a los circuitos - de procesamiento de video en el circuito impreso 8.

ii) S.T.M.

Para lograr el cambio del oscilador de autoprueba.

iii) P3 - 33 μ s

Para dar alimentación a cualquier equipo externo que requiera un dispositivo de disparo asociado a las transmisiones del radar secundario.

c) Codificación de pulsos de modo

La señal ENCODE CLOCK excita al generador de pulsos de modo, el cual produce señales de relación de tiempo. Este generador envía señales al codificador de pulsos de modo, éste responde a estas señales y produce tres salidas: P3 ENCODING COMPLETE, para el contador de retraso de disparo de visualización; P1G, que va a un biestable de control y $\overline{P3G}$ que va a los circuitos impresos 2 y 7. La relación de tiempos es la siguiente: la señal P3 ENCODING COMPLETE ocurre en un --- tiempo fijo respecto al frente positivo del primer pulso de ENCODE CLOCK; P1G es un pul

so de 1 s que ocurre un cierto tiempo antes de $\overline{P3G}$, este tiempo es función de la selección de modo hecha y es determinado por la salida del codificador de modo; $\overline{P3G}$ es un pulso de 1 μ s que ocurre inmediatamente antes de la señal completa de codificación.

El decodificador de modo trabaja de la siguiente manera: el generador de patrón de entrelazamiento produce las señales de selección \overline{X} , \overline{Y} y \overline{Z} , estas señales seleccionan la línea de control de modo (X, Y y Z). El decodificador de modo produce un uno en una de las líneas de salida (M1, M2, M3/A, MB, MC y MD) de acuerdo con el código establecido en dicha línea de control. Las líneas de salida van a los circuitos de desentrelazamiento de video.

Si el código de la línea de control seleccionada corresponde a un interruptor de modo puesto en OFF, las salidas del decodificador de modo son cero y el codificador de pulsos de modo no produce un uno en las salidas P1G y $\overline{P3G}$, de lo anterior resulta que no hay transmisiones. Sin embargo, si se trabaja en modo silencioso, los pulsos $\overline{P3G}$ ocurren gracias a la señal INHIBIT P.A., de este modo el oscilador y los circuitos de CAF permanecen entonados. Se presenta un caso particular cuando el código de la línea Z coincide con el interruptor de modo Z colocado en PASS, la consecuencia de esto -

es que la salida $\overline{\text{PASS}}$ del decodificador de modo es cero independientemente del valor - que tengan las señales de selección \overline{X} , \overline{Y} y \overline{Z} .

d) Generador de patrón de entrelazamiento

El generador de patrón de entrelazamiento - produce tres señales: \overline{X} , \overline{Y} y \overline{Z} , las cuales son usadas para controlar las series de comandos de modo presentados al transmisor. A partir del inverso de estas señales, o -- sea, X , Y y Z se obtienen las señales de de sentrelazamiento de vídeo.

Dependiendo de la posición del interruptor REPEAT, seleccionada local o remotamente, - las tres señales cambian de estado cada 1, 2 ó 4 pulsos $\overline{\text{ENCODE TRIGGER}}$. \overline{X} , \overline{Y} y \overline{Z} se - ponen por turno en cero. Considerando nuevamente el caso particular citado, cuando - el interruptor de modo Z está en PASS, sólo \overline{X} y \overline{Y} se ponen por turno en cero. De este modo, cuando una señal está en cero, las -- otras dos están en uno.

La relación entre el número de transmisiones en modo X y la señal de selección \overline{X} es que mientras \overline{X} esté en cero, las líneas de control de modo X son seleccionadas y dirigidas hacia el decodificador de modo. Como \overline{X} está en cero durante 1, 2 ó 4 ciclos completos de acuerdo con la posición del inte-

ruptor de repetición de modo, 1, 2 6 4 --- transmisiones ocurrirán en modo X. Las --- transmisiones en modo Y y Z se relacionan con \bar{Y} y \bar{Z} y con las líneas de control de modo asociadas de manera similar.

e) Operación en modo silencioso

Cuando el transmisor opera en modo silencioso sólo es disparado cuando se reciben comandos de un codificador-decodificador. A raíz de esto se pueden tener largos periodos de reposo y es necesario disparar el oscilador a intervalos regulares para conservar al oscilador y el CAF del transmisor en tonados.

Cuando se trabaja en modo silencioso la señal INHIBIT P.A. se hace cero en ausencia de un comando de modo. Como ya fue mencionado, INHIBIT P.A. permite que se produzca un pulso P3G en ausencia de un pulso P1G. De esta forma el oscilador del transmisor es disparado correspondiendo en tiempo con cada pulso P3. Para evitar que estos pulsos P3 aislados alcancen la antena y sean transmitidos INHIBIT P.A. opera un interruptor entre el oscilador del transmisor y el amplificador del transmisor.

4.2.3 Disparo

a) Circuitos de disparo de P1, P2 y P3

Las señales de control $P1G$ y $\overline{P3G}$ producen - los pulsos de disparo del modulador en los tiempos correspondientes a $P1$, $P2$ y $P3$. Al colocar al equipo en $P2$ ON, los mismos circuitos que producen los pulsos de disparo - del modulador producen el disparo de $P2$ y - otras señales de salida relacionadas con $P2$.

La secuencia para llevar a cabo el conteo - de $P1$ y $P2$ es la siguiente:

$P1G$ opera un biestable de control, el cual permite que el tren de pulsos sea contado - por el contador de $P1$ y $P2$, tras de lo ante - rior se producen dos pulsos, $P1$ STROBE y $P2$ STROBE en tiempos predeterminados después - de cada pulso $P1G$. Cuando la cuenta es ter - minada el biestable de control vuelve a su posición original.

A continuación se presenta un conjunto de - salidas producidas por varios generadores - de pulsos como consecuencia de la entrada - del tren de pulsos J y de los pulos $P1$ STRO - BE, $P2$ STROBE y $P3G$:

- 1) $P1$, $P3$ TRIGGER. Son dos pulsos negativos de $0.8 \mu s$, uno retrasado $2.5 \mu s$ con respecto al pulso $P1G$ y otro retrasado $0.5 \mu s$ con respecto al pulso $\overline{P3G}$.

Usos:

- Disparo de los pulsos $P1$ y $P3$ del -

modulador del transmisor.

- Proveer la salida MODE TRIGGER para la alimentación a equipo externo.

- ii) P2 TRIGGER. Es un pulso negativo de $0.5 \mu s$ de duración nominal retrasado $4.5 \mu s$ con respecto al pulso P1G (evidentemente $1.95 \mu s$ después de P1).

Uso:

- Disparo del pulso P2 en el modulador del transmisor.

- iii) P2 PRE TRIGGER: Es un pulso positivo de $1 \mu s$ que ocurre $1 \mu s$ antes del pulso P2 TRIGGER.

- iv) P2 GATE. Es un pulso positivo de $2 s$ que se sobrepone al pulso P2 TRIGGER, está retrasado entre 3.0 y $4.6 \mu s$ con respecto al pulso P1G. El pulso P2 GATE es alimentado a través de la compuerta de selección de P2 a un interruptor externo de antena.

La salida P2 GATE es de capital importancia, sus pulsos son usados para obtener los pulsos P2 TRIGGER. Lo anterior tiene como consecuencia que cuando hay falla en los circuitos que provoque la pérdida de los pulsos P2 GATE, se pier-

de la señal P2 TRIGGER. Si ésto no se hiciera, los respondedores no funcionarían correctamente porque P1, P2 y P3 - serían transmitidos desde la misma antena y no serían diferentes en amplitud - en cualquier respondedor que los recibiera.

b) Disparo de pantalla

El disparo de la pantalla puede ser interno o externo. Cuando se selecciona disparo externo, el relevador RL1 dirige los pulsos - que entran provenientes de equipo externo. Por otro lado, cuando se selecciona disparo interno esta señal proviene del generador - de disparo de pantalla en forma de pulsos - de 2 s.

El contador de retraso de disparo de pantalla determina el tiempo de retraso del pulso de salida del generador con respecto a - la señal P3 ENCODING COMPLETE. Este tiempo varía en pasos de $4\mu\text{s}$ y permite que se establezca el retraso total entre P3 y el disparo de la pantalla en valores de 18 a $74\mu\text{s}$ de acuerdo con los requerimientos del sistema.

La señal RESET tiene dos funciones:

- i) Detiene al contador J, K de manera que no inicie otro ciclo de funcionamiento

del radar secundario hasta que esté presente a la señal ENCODE TRIGGER.

ii) Reestablece el funcionamiento de los siguientes elementos:

- Bistable de control de codificación.
- Generador de pulsos de modo.
- En forma invertida, o sea, RESET, - al contador de retraso de disparo - de pantalla.

De este modo se completa la secuencia de codificación.

La señal RESET se produce al mismo tiempo que la señal de disparo de pantalla. Al terminar la secuencia, los circuitos de codificación permanecen en reposo -- hasta que ocurre la siguiente señal PRE TRIGGER para iniciar la secuencia.

c) Generador de pulso de supresión y forma de onda de variación de ganancia con la distancia.

En ocasiones es necesario evitar que cierto equipo, sensible a las transmisiones del PTR 826, funcione a consecuencia de la recepción de la señal del radar. Esta supresión se lleva a cabo mediante pulsos, los cuales son producidos durante un período -- que comienza poco antes del pulso P1 y ter-

mina poco después del puso P3. Para realizar ésto se dispone de tres salidas, una -- produce un pulso con una amplitud de 23 V y otras dos producen pulsos con una amplitud de 10 V.

Los circuitos del generador de variación de ganancia con la distancia producen dos salidas de pulsos, SG1 y SG2 para controlar la característica de variación de ganancia con la distancia. SG1 tiene duración similar a la del pulso de supresión, SG2 dura 14 μ s más. El análisis de este control queda fuera del campo de este trabajo.

4.2.4 Características de las señales

- a) Prioridad de desentrelazamiento y selección de modos.

La relación entre los modos transmitidos -- (indicada por las señales de prioridad de desentrelazamiento) determina las señales de selección de desentrelazamiento P, Q y R que produce el codificador de prioridad de desentrelazamiento. Estas señales se derivan de las señales de entrelazamiento X, Y y Z.

Una señal de selección de desentrelazamiento puede adoptar cualquiera de las tres siguientes formas:

i) Puede ser equivalente a una de las señales de entrelazamiento.

ii) Puede ser de OR lógico de dos o más de las señales de desentrelazamiento.

iii) Puede estar fijo al cero lógico.

El cuadro 4.4 que muestra estas relaciones es el siguiente:

Cuadro 4.4
Relación entre salidas del generador de selección

MODO	P	Q	R
X, Y y Z diferentes	X	Y	Z
X=Y	X o Y	O	Z
X=Z	X o Z	Y	O
Y=Z	X	Y o Z	O
X=Y=Z	X o Y o Z	O	O

La salida de selección de desentrelazamiento de modo relacionada es cero lógico cuando la codificación de línea de control de modo X o Y corresponde con el OFF en el cual se encuentre colocado el selector de modo.

Por ejemplo, en la primera línea del cuadro, si el modo Y es colocado en OFF, la señal Q será - cero lógico.

Cuando el código de línea de control del modo Z coincide con que el selector de modo esté colocado para permitir el paso de la señal, la señal Z es cero lógico y la salida de selección de desentrelazamiento relacionada también es cero.

Las señales de selección de desentrelazamiento controlan las salidas P, Q y R del generador de selección de modo. Tanto las señales de selección como las salidas tienen las mismas relaciones con los modos transmitidos.

Durante el ciclo en el cual las transmisiones - están en el modo relacionado se produce en una salida un pulso positivo angosto que ocurre --- 1 μ s antes del tiempo de P3.

Los pulsos de selección de modo se producen en el generador de selección de modo a partir de los pulsos $\overline{P3G}$, los cuales ocurren una vez cada ciclo. Cuando las transmisiones son suprimidas INHIBIT P.A. evita la producción de pulsos de selección.

b) Niveles de señal

Todos los procesos usan lógica positiva. A menos que se especifique otra cosa, los niveles de voltaje nominales son 0 V para el cero binario y +5 V o circuito abierto para el uno binario.

La conexión de líneas se hace a un circuito de interfase en un circuito impreso.

Se tienen los siguientes tipos de conexiones:

- i) Línea de control local: cada línea se conecta a un punto positivo a través de una resistencia.
- ii) Línea de control remoto y línea de control de modo: cada línea se conecta a un diodo para suprimir picos negativos y cada línea es dirigida a la lógica -- del circuito impreso a través de un inversor.

Las salidas en general se ajustan a los niveles dados en el párrafo anterior.

El siguiente cuadro ilustra los niveles de entrada:

Cuadro 4.5
Niveles de entrada

TIPO DE CONTROL	CIRCUITO IMPRESO	CERO LOGICO	UNO LOGICO
Local y remoto	3 y 4	0 V nominal	Circuito --- abierto
De modo	3	0 V nominal	+5 V a + 7.5V o circ. abierto

4.3 TRANSMISOR Y JUNTURA T/R

4.3.1 Generalidades

Los siguientes elementos están comprendidos en la sección de transmisión de la unidad de RF:

a) Transmisor, el cual consiste en:

- i) Oscilador maestro
- ii) Acoplador direccional
- iii) Interruptor de diodo PIN (tiempo de recuperación reducido)
- iv) Circulador de cuatro puertos
- v) Amplificador de potencia

b) Juntura T/R

c) Dos subunidades:

- i) Modulador
- ii) CAF

Existen puntos de monitoreo de potencia y CAF localizados en los paneles frontales.

4.3.2 Modulador

a) Breve descripción funcional

La Figura 4.6 muestra un diagrama de bloques del modulador.

El proceso se inicia en el amplificador diferencial de entrada, a donde llega la señal de disparo externa. Dicha señal consiste en pulsos positivos de $0.5 \mu s$ con una amplitud de 3 a 5 V. El umbral de entrada para rechazo de ruido y pulsos falsos es de 2 V. Cada pulso de entrada con una amplitud mayor de 2 V produce una salida que pasa por un proceso de diferenciación que tiene como resultado un pulso de 300 ms que dispara un monoestable. Cuando la señal de disparo es interna, o sea, proveniente del codificador, se aplica directamente a dos monoestables, P1 y P3 a uno y P2 a otro.

Al aplicarse un pulso y dispararse un monoestable se obtiene un pulso negativo de salida, el cual pasa a una compuerta NAND y se convierte en positivo. La salida se obtiene en dos canales paralelos. En un canal es amplificada y excita un transformador de salida, la salida de este transformador modula al oscilador maestro. En el otro canal de salida es amplificada y diferenciada, el resultado es un pulso angosto que coincide con el borde anterior del pulso principal, de este modo se mejora el tiempo de caída del borde posterior del pulso principal y se reduce la posibilidad de saturación del núcleo del transformador de salida.

El sistema cuenta con un circuito de retraso de tiempo. Este circuito empieza a ope-

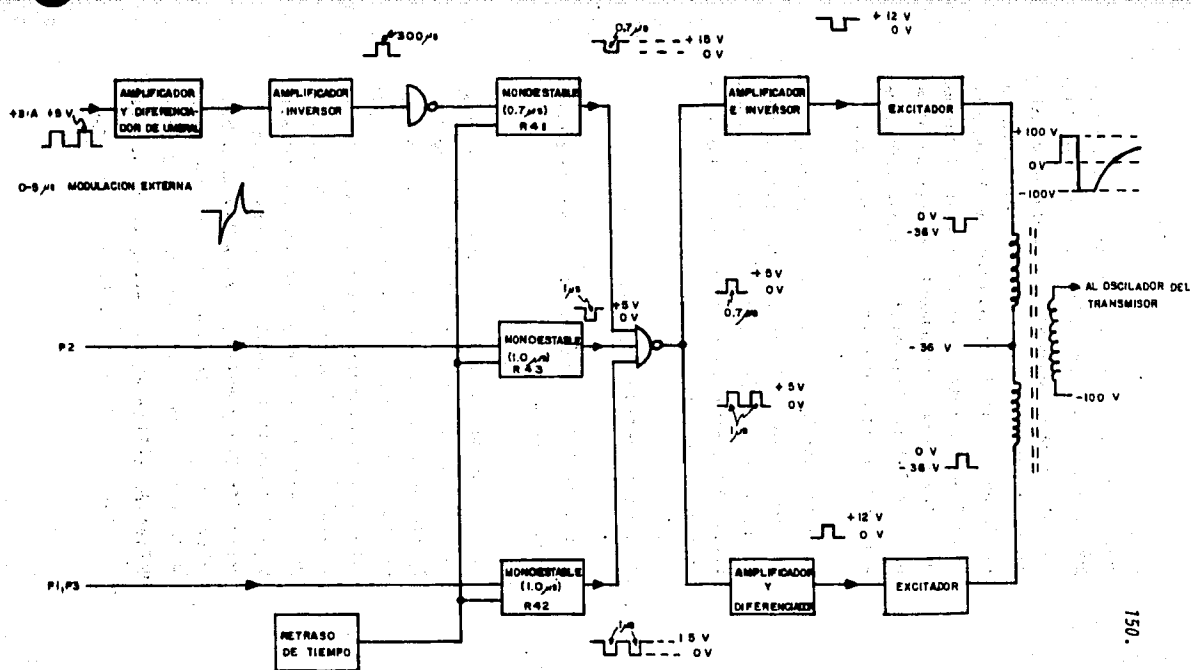


Fig. 4.6 Diagrama de bloques del modulador.

rar cuando se conecta la potencia al equipo de transmisión-recepción. La forma de funcionar de este equipo es la siguiente: al tenerse potencia en el sistema el circuito envía una señal de inhibición de todos los monoestables usados, al finalizar el tiempo de retraso (aproximadamente $90 \mu s$) se elimina la señal de inhibición, permitiendo operar al monoestable cuando es disparado.

El modulador hace trabajar al oscilador solamente durante el tiempo que aquel recibe comandos de interrogación y pulsos de control. El tiempo restante el oscilador se encuentra en estado de reposo.

b) Control automático de frecuencia

La Figura 4.7 muestra un diagrama de bloques del sistema.

El sistema de CAF hace un muestreo de la salida del oscilador a través de un acoplador direccional, la muestra es mezclada con la salida de un oscilador local controlado por cristal para producir una frecuencia diferencial. Esta frecuencia tiene un valor de 30 MHz cuando la frecuencia del transmisor es exactamente 1,030 MHz, y varía hacia valores mayores o menores de 30 MHz al haber variación en la frecuencia del transmisor. La salida del mezclador es aplicada a través de un limitador a un discriminador tipo

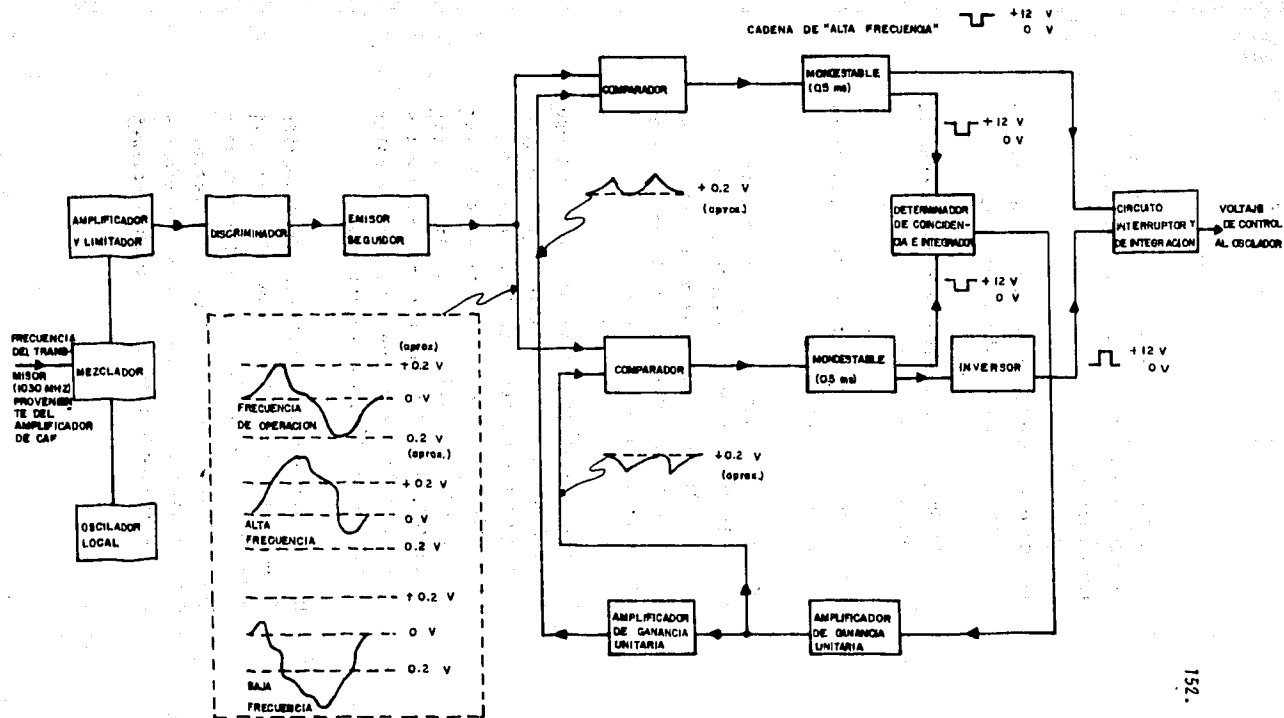


Fig. 4.7 Diagrama de bloques del sistema de CAF.

Round-Travis. La salida del discriminador se presenta en la forma de uno de estos --- tres casos:

- i) Es cero cuando la frecuencia del transmisor es exactamente 1,030 MHz.
- ii) Es un pulso negativo de video cuando la frecuencia es menor.
- iii) Es un pulso positivo de video cuando la frecuencia es mayor.

Los pulsos de video son aplicados a dos niveles diferentes del comparador, uno de los cuales entrega un pulso de salida cuando se recibe un pulso negativo, y el otro cuando se recibe un pulso positivo.

La salida de pulsos desde el comparador operante dispara un monoestable de 0.5 ms que hace operar a un circuito de conmutación. Esto reduce o aumenta el voltaje de CD negativo aplicado a diodos varactores en el circuito del oscilador del transmisor, y así - lleva a la frecuencia del oscilador a estar dentro de los límites especificados.

En lo referente a los voltajes de selección de señal por su amplitud (umbral), son aplicados a los comparadores y siempre son de igual amplitud pero de polaridad opuesta. Estos voltajes son mantenidos en un nivel bajo (aproximadamente 0.2 V) cuando solamen

te un umbral es excedido por el pulso de video proveniente del discriminador, y automáticamente aumentados en el caso de que ambos umbrales del comparador fueran excedidos y ambos monoestables disparados. Cuando los dos monoestables son disparados al mismo tiempo sus salidas hacen operar un detector de coincidencia que, a su vez, opera a través de un circuito integrador y dos amplificadores de ganancia unitaria para aumentar los voltajes de umbral del comparador a un nivel en el cual solamente uno sea excedido por el pulso de video aplicado. En este nivel no hay coincidencia y los voltajes de umbral disminuyen hasta que ambos monoestables son disparados de nuevo, que es cuando el ciclo comienza de nuevo. Así, la posibilidad de que ambos interruptores de salida sean disparados continuamente al mismo tiempo (con la consiguiente pérdida de control de frecuencia) es eliminada.

4.3.3 Transmisor

La salida de CD resultante del sistema CAF es aplicada a un diodo varactor, el cual está asociado a la cavidad de entonado del oscilador. De esta manera la frecuencia del oscilador es ajustada automáticamente para dar pulsos de video mínimos en la salida del discriminador y se logra una estabilidad de frecuencia de ± 0.2 MHz.

El circulator número uno se halla entre el osci

lador y el amplificador de potencia. Este circulator junto con las terminales duales PIN conmutadas en un cuarto de longitud de onda permiten al amplificador de potencia estar aislado del oscilador, durante los periodos operacionales o durante los cuales no se transmite. Durante el estado de reposo el oscilador continua funcionando manteniendo estabilidad completa de frecuencia del interrogador.

Hay dos acopladores conectados a la línea de antena común a través del acoplador de salida: el de monitoreo de 10 dB y el de autopruueba de 20 dB. Estos dos acopladores proporcionan monitoreo de potencia y conexiones del oscilador para facilidades de autopruueba.

4.3.4 Juntura T/R

Llamada "circular número dos", es un circulator de cuatro puertos cuando las terminales del --- cuarto puerto están correctamente conectadas. Proporciona duplexión para las trayectorias del transmisor y del receptor al sistema de antena común.

De este modo se ha presentado una relación sencilla de los componentes del sistema de radar secundario del tipo usado en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México. El enfoque de análisis por diagrama de bloques da la simplicidad buscada en la descripción.

4.3.5 Transmisión de datos de radar a larga distancia

Es necesaria esta transmisión ya que la ubicación de la antena puede localizarse en la cima de un terreno montañoso desde donde es necesario transmitir la información hacia la central de radar.

Existen varios métodos de transmisión de esta información, siendo los principales: la transmisión de banda estrecha y la transmisión de banda ancha.

a) Sistema de transmisión de banda estrecha

Dependiendo de la información que se va a transmitir por unidad de tiempo, se selecciona la banda de frecuencias utilizable.

Considerándose que la información es renovable en cada vuelta del radar y además un cierto número de ecos detectables de un mismo objeto son acumulables para la presentación de una sola señal para determinarse por medio de coordenadas, después de un tratamiento adecuado, esta información puede transmitirse en un sistema de banda estrecha tal y como lo es un sistema telefónico o un canal de voz con radio comunicación.

Para la transmisión de información relativa a un avión, es necesario componer un mensaje constituido por:

- i) Azimut definido con 12 bits
- ii) Distancia codificada con 11 bits
- iii) Información de radar secundario (presencia-identificación de altura) con 30 bits
- iv) Bits de paridad para confirmar la seguridad del mensaje.

Una línea telefónica puede ser útil para la transmisión de información de radar. Los flujos instantáneos son regulados por medio de una memoria amortiguadora. La información recibida se manda al computador del centro de control, o en los sistemas más sencillos, a un generador de imagen sintética o un convertidor digital-analógico para su presentación en el indicador.

El sistema de transmisión digital está constituido de:

- A la salida: un extractor de radar, una memoria amortiguadora, filtro de velocidad y un modulador para transmitir los datos a línea telefónica.
- A la llegada: un demodulador que puede ser: un computador, un generador de imagen sintética o un convertidor digital analógico y las pantallas.
- Extractor: es el procesador simultáneo en -

tiempo real de las señales del radar primario y secundario. Efectúa la correlación entre los ecos primarios y las respuestas del radar secundario, entregando un mensaje con la información de la posición del avión en coordenadas polares y los códigos de respuestas de acuerdo con los modos de interrogación utilizados.

- Memoria amortiguadora - filtro de velocidad: procesa información procedente de un extractor para su transmisión de distancias por un sistema de banda estrecha, tiene las siguientes funciones:

- i) Conversión de coordenadas polares (P, θ) de los ecos a coordenadas rectangulares (x, y) a fin de facilitar la comprensión de la información.
- ii) Eliminación de los ecos indeseables, mediante análisis de la evolución de los ecos durante varias vueltas consecutivas de la antena.
- iii) Regulación de la transmisión de los ecos entre el extractor y el sistema de comunicación.

- Generador sintético: es un convertidor de datos digitales recibidos en señales de mando para un sistema de visualización. Este generador puede tener una memoria cíclica -

a fin de realizar la inscripción de los datos en la pantalla con ritmo suficiente para evitar parpadeos de la imagen.

Este generador efectúa las siguientes funciones a partir de las informaciones digitales de entrada:

- i) Generación de pulsos de afectación
- ii) Generación de pulsos de posición del punto (spot) en coordenadas sintéticas (x, y)
- iii) Generación de señales diente de sierra y de tensiones continuas de descentramiento para la inscripción
- iv) Geración de símbolos (posibilidad de 96 caracteres incluyendo caracteres alfanuméricos)
- v) Generación de señales de posición del punto para la escritura de etiquetas tamaño fijo.
- vi) Distribución de las informaciones a los conjuntos de visualización con secuencias adecuadas.

b). Transmisión de banda ancha

Quando se inicia la transmisión de la infor

mación, ésta se combina en un sistema multi
plex, después la señal se modula pasando --
por último a un transmisor hertziano de mi-
croondas.

A la recepción, la señal obtenida se manda
a un multiplexor que separa las señales y -
las distribuye a los equipos de procesamien-
to y de visualización.

CAPITULO 5:

CONTROL DE TRANSITO AEREO.

5.1 QUE ES EL CONTROL DE TRANSITO AEREO

5.1.1 Objetivos y definiciones

El control de tránsito aéreo tiene como objetivo principal el facilitar el movimiento seguro, ordenado y rápido del tránsito aéreo, en todo el espacio aéreo controlado.

Hace, para cumplir con sus funciones, un importante uso del radar, pudiéndose resumir éstas en los siguientes puntos:

- Proporcionar separación entre aviones y entre aviones y obstáculos; cuando se proporcionan vectores a los aviones fuera de las trayectorias preestablecidas.
- Mantener vigilancia continua del tránsito en ruta y del tránsito en la terminal aérea, con el propósito de que el controlador obtenga una más completa información de las posiciones de los aviones y avise de cualquier desviación significativa.
- Proporcionar vectores a los aviones de salida a fin de facilitar y expeditar su ascenso a la altitud y ruta autorizadas.
- Suministrar vectores al tránsito en ruta para el mejor aprovechamiento del espacio aéreo controlado, resolviendo conflictos potenciales.

- Proporcionar navegación radar hacia o entre puntos fijos establecidos.
- Proporcionar asistencia a pilotos al mando de aviones en emergencia.
- Proporcionar información del tránsito.
- Conducir y vigilar aproximaciones.
- Proporcionar información de áreas de mal tiempo y precipitación observadas.
- Coordinar la circulación del tránsito VFR - (Visual Flight Rules) o IFR (Instrument --- Flight Rules) en las áreas terminales con el control de aeropuerto.

La manera de cumplir con estos objetivos es discutida en los siguientes incisos de este capítulo, por el momento y con la idea de facilitar la comprensión de las ideas que se exponen en éstos, se estima de gran interés la acotación de una serie de definiciones, que son de gran utilidad.

- Area de control: es todo aquel espacio aéreo, de dimensiones definidas, en el cual se ejerce un control de tránsito aéreo.
- Control de área: es el servicio establecido para gobernar el tránsito aéreo en una área de control dada.

- Centro de control: es el lugar donde se encuentran concentrados los hombres y equipos responsables del control de tránsito aéreo en un aeropuerto.
- Zona de control o zona de aeropuerto: es el espacio aéreo de dimensiones definidas que rodea todo aeropuerto y dentro del cual para protección del tránsito aéreo, tienen aplicación disposiciones adicionales a las que rigen el vuelo en el área de control.
- Control de aproximación: es el servicio establecido para controlar tránsito IFR que llega, parte o maniobra en las inmediaciones de los aeropuertos, por medio de comunicación directa e instantánea entre el personal encargado de dicho control y todos los aviones que se encuentran en la zona de control.
- Control de aeropuerto: es el servicio establecido para regular el tránsito aéreo en el aeropuerto.
- Torre de control: local situado en un lugar prominente de un aeropuerto en el cual se verifica el control de tránsito aéreo.
- Región de información de vuelo: es el espacio aéreo, de dimensiones definidas, dentro del cual un control de área o un centro de información de vuelo, es responsable del su-

ministro de la información de vuelo y de --
prevenir a las organizaciones de búsqueda y
salvamento.

- Centro de información de vuelo: es la depen-
dencia establecida para proveer los servi-
cios de información de vuelo y alerta.

- Aerovía: es el espacio aéreo navegable que
comprende una faja de 8 Km. a cada lado del
centro de la línea imaginaria que conecta -
dos puntos geográficos balizados con esta-
ciones de radionavegación.

Para finalizar este inciso se incluyen a conti-
nuación las características del área de control
superior de México.

i). Su jurisdicción

El centro de control de México, tiene auto-
ridad sobre el espacio aéreo fijado por los
límites que se acotan a continuación, para
suministrar servicios de control de tránsito
aéreo (Figura 5-1).

Límites laterales: formando un polígono que
une los puntos fijados con las siguientes -
coordenadas geográficas:

- 28°42' N - 100°30' O
- 23°40' N - 102°50' O
- 16°11' N - 106°00' O

- 13°00' N - 105°00' O
- 13°27' N - 97°05' O
- 19°33' N - 94°40' O
- 23°00' N - 96°00' O
- 26°00' N - 95°55' O
- A lo largo de la frontera con los EEUU hasta cortar con el punto inicial.

Límites verticales: desde FL-200 (Flight -- level) hacia arriba sin límite superior.

ii) Comunicaciones de voz:

Frecuencias aire-tierra: se utiliza como -- frecuencia primaria 121.4 MHz y en caso de falla, se utiliza como frecuencia secundaria la fijada por el centro de control de -- cuya área provenga el avión.

iii) Procedimientos:

Comunicaciones: todo avión que vaya a penetrar en la extensión del área de control su perior de México, debe establecer y mantener comunicación directa con el centro de -- control según las normas marcadas por éste, o de acuerdo con las instrucciones recibidas de la dependencia de control que tenga jurisdicción sobre el espacio aéreo del --- cual procede el avión.

En aquellos casos de aviones que procedan -- de espacios aéreos no controlados deben es-

establecer comunicación con el centro de control en la frecuencia asignada cuando menos 15 minutos antes de penetrar a la extensión del área de control superior de México, con el propósito de notificar su posición y destino y recabar la autorización de tránsito aéreo correspondiente.

Horarios de operación: continuo las 24 horas del día.

5.1.2 Cumplimiento de los objetivos

Antes de analizar la manera en que se cumplen los objetivos del Control de Tránsito Aéreo y la serie de criterios que lo rigen, resulta útil hacer la aclaración de que existen dos sectores sobre los cuales se ha de realizar el control y cuáles son los principales equipos que se usan en cada caso.

Estos sectores son:

- a) En las proximidades de los aeropuertos: en esta situación el control se realiza en el centro de control de tránsito aéreo y en la torre de control, haciendo uso de las instalaciones de radar primario y secundario, -- así como de la utilización de comunicaciones de voz y de un procesamiento de información.
- b) En las rutas aéreas o aerovías: este segun-

do sector es controlado por los llamados radiofaros, los cuales son estaciones semiautomáticas que proporcionan información sobre su identificación a fin de que el piloto pueda fácilmente fijar su posición relativa con respecto al radiofaro en un momento dado. Estos radiofaros se encuentran estratégicamente colocados a lo largo de las aerovías y están divididos en dos tipos, de acuerdo a la forma de información que se puede obtener de sus transmisiones:

- i) Uno de ellos es el sistema VOR (UHF Omni Range) que permite al avión conocer su azimut con respecto a la aerovía o línea imaginaria entre dos radiofaros subsecuentes; y el otro es el
- ii) Sistema DME (Distance Measuring Equipment) el cual permite al piloto conocer su distancia al radiofaro. La combinación de estas dos informaciones, distancia y azimut, da al piloto la manera de fijar su posición sobre una carta de navegación aérea.

Ya se ha visto que los principales objetivos o funciones del control de tránsito aéreo es el proporcionar separación entre aviones, así como el agilizar el tránsito aéreo, para ésto se siguen una serie de criterios que son utilizados de acuerdo a las situaciones de vuelo de uno o varios avio--

nes. Aunque los criterios que se mencionan a continuación son casi universales es interesante notar que para este caso los criterios a mencionar son los utilizados en la República Mexicana, y son dictados por la Dirección General de Aeronáutica Civil de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes.

A. Condiciones VFR, distancias mínimas:

- a) Estando dentro de aerovías o espacios controlados y para aviones de alta velocidad, se debe tener una visibilidad frontal de 9 Km. y volar a 610 m sobre el cúmulo de nubes más cercano, o a 305 m por debajo de éste. La distancia lateral entre el avión y un cúmulo de nubes nunca debe ser menor de 305 m. (Figura 5.2).
- b) Estando afuera de aerovías y para aviones de alta o baja velocidad, la visibilidad frontal debe ser de 5 Km, con las mismas separaciones entre aviones y cúmulos de nubes que el punto anterior (Figura 5.3).
- c) Estando fuera de aerovías y para aviones de baja velocidad, se debe tener una visibilidad frontal de 1.8 Km, cuando se vuela por debajo

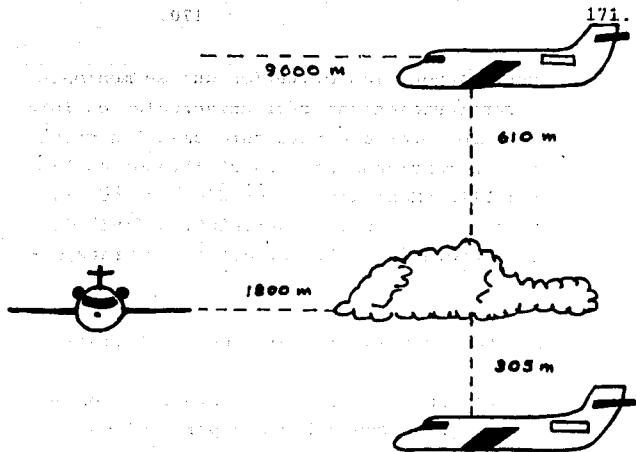


Fig. 5. 2

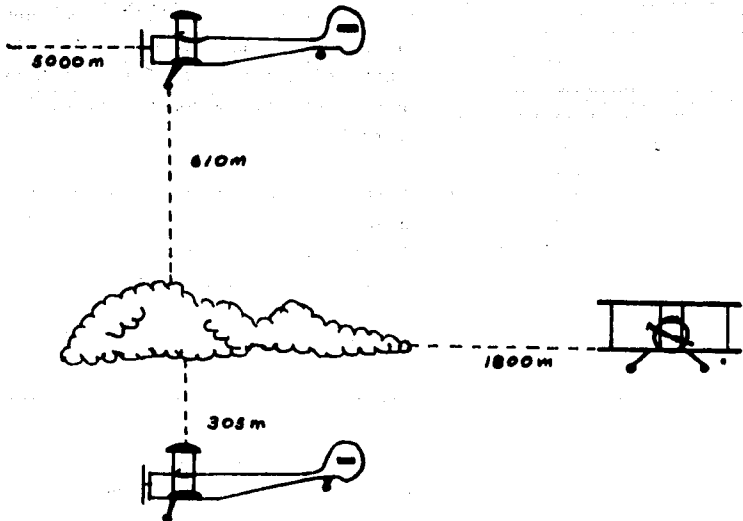


Fig. 5. 3

de los 305 m, libre de nubes y referencia visual con el terreno (Figura 5.4).

- d) Los helicópteros quedan exceptuados de lo enunciado en los párrafos anteriores y pueden operar con una visibilidad de vuelo menor a 1.8 Km, si maniobran a una velocidad adecuada para observar el tránsito o cualquier obstáculo para evitar colisiones.

- e) Excepto cuando lo autorice el control de tránsito aéreo correspondiente, las naves en vuelo VFR no despegarán o aterrizarán en un aeropuerto, ni entrarán a un circuito de tránsito del mismo, cuando exista en ese aeropuerto un techo menor de 480 m y una visibilidad menor a 9 Km.

- f) A menos que la Dirección General de Aeronáutica Civil lo autorice los aviones en vuelo VFR no operarán:
 - i) Durante la puesta y salida del sol.
 - ii) Durante cualquier otro período de tiempo que sea prescrito por dicha autoridad;
 - iii) a/o arriba del nivel de vuelo - 200.

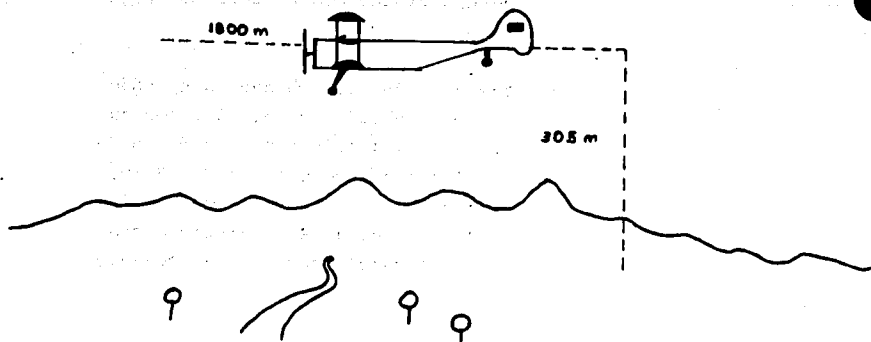


Fig. 5.4

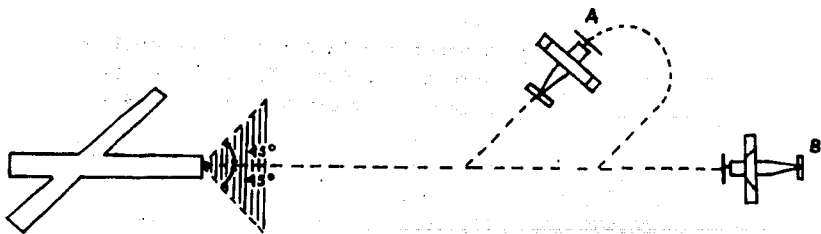


Fig. 5.5

B. Condiciones IFR, distancias mínimas:

a) Si el avión que llega hace una aproximación por instrumentos completa, el avión que sale puede despegar:

- i) En cualquier dirección hasta -- que el avión que llega haya iniciado su viraje que conduzca a la aproximación final;
- ii) En una dirección cuyo ángulo no sea menor de 45° con respecto a la dirección de la trayectoria de aproximación del avión que llega y que ya ha efectuado su viraje que lo conduce a la aproximación final; pero siempre -- que el despegue se efectúe cuando menos tres minutos antes de la hora prevista para que el -- avión que llega pase sobre la -- cabecera de la pista.

b) Si el avión que llega hace una aproximación directa, el avión que sale puede despegar:

- i) En cualquier dirección hasta -- cinco minutos antes de la hora prevista para que el avión que llega pase sobre la cabecera de la pista.
- ii) En una dirección cuyo ángulo no

sea menor de 45° con respecto a la trayectoria de aproximación del avión que llega, y hasta -- tres minutos antes de la hora -- prevista para que el avión que llega pase sobre la cabecera de la pista.

En la Figura 5.5 se muestra el área en la cual se puede despegar antes de que A o B estén a 3 minutos de la cabecera de la pista, así como -- también el área sobre la cual no se efectuarán despegues después de que se ha iniciado el viraje de aproximación final, ni durante los 5 minutos finales de una aproximación definitiva (área achurada).

C. Mínimos de separación en tiempo, entre los aviones que salen (Figura 5.6).

- a) Si los aviones seguirán derroteros diferentes y se ha dispuesto separación lateral inmediata después del despegue, la separación será de un minuto. Este tiempo puede reducirse si, además de lo anterior, despegasen de pistas paralelas.
- b) Si dos aviones han de seguir el mismo rumbo y además se cruzan sus niveles de crucero, la separación m-

nima debe ser de 5 minutos.

- c) La separación será de 3 minutos --- cuando en un lapso de 5 minutos después del despegue los aviones sigan derrotas cuyo ángulo es igual o mayor de 45° .

D. Separaciones verticales:

- a) Separación geográfica: la separación indicada positivamente por reportes de posición sobre puntos geográficos diferentes que se determinen visualmente o por referencia a una ayuda para la navegación (Figura 5.7).
- b) Separación por derrota: los aviones deben seguir derrotas determinadas de acuerdo con el método de navegación usado:
- i) VOR: divergencia mínima de 15° y una distancia mínima de 27 Km al radiofaro (Figura 5.8).
 - ii) NDBS (Non Directional Beam Scanning): divergencia mínima de 30° y una distancia mínima de 27 Km al radiofaro (Figura 5.9).
 - iii) A estima: derrotas o trayectorias con divergencias mínimas de 45° o más y distancia mínima

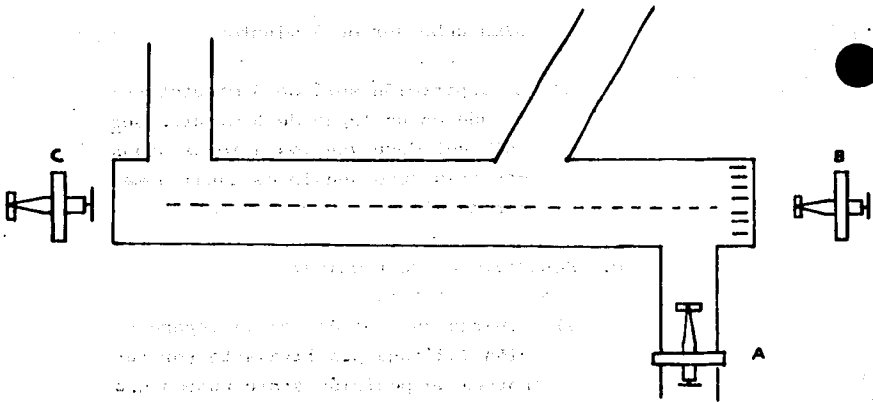


Fig. 5.6

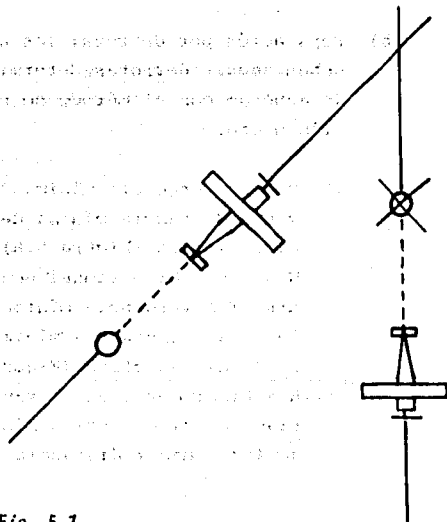


Fig. 5.7

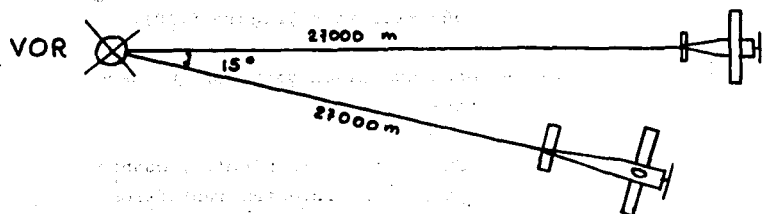


Fig. 5.8

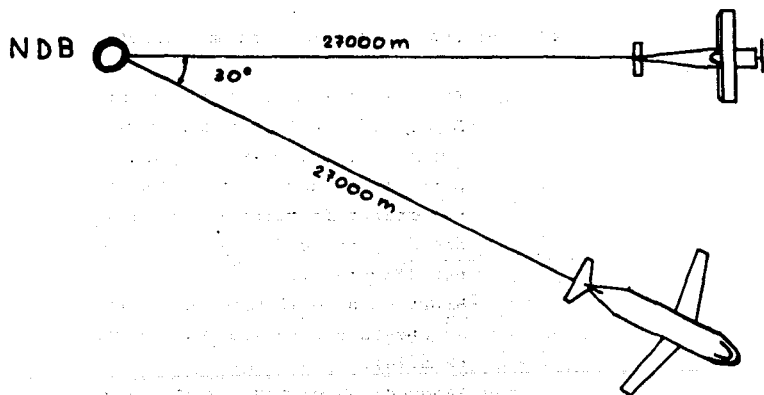


Fig. 5.9

de 27 Km, del punto de intersección, que será determinado visualmente o con referencia a algún radiofaro (Figura 5.10).

c) Aviones que sigan derrota que se cruzan:

- i) Cuando menos 10 minutos, cuando existan suficientes radiofaros que permitan fijar continuamente la velocidad y posición del avión que cruzará la trayectoria (Figura 5.11).
- ii) Más de 15 minutos cuando no se cuente con suficientes radiofaros (Figura 5.12).

d) Aviones que sigan la misma derrota:

- i) Aviones en ascenso y descenso:
 - Separación de 10 minutos si se cuenta con suficientes ayudas para la navegación que permitan determinar frecuentemente la posición y velocidad de los aviones (Figura 5.13).
 - Separación de 15 minutos si no se cuenta con radioayudas (Figura 5.14).
- ii) Aviones con el mismo nivel de crucero:
 - Separación de 10 minutos si hay

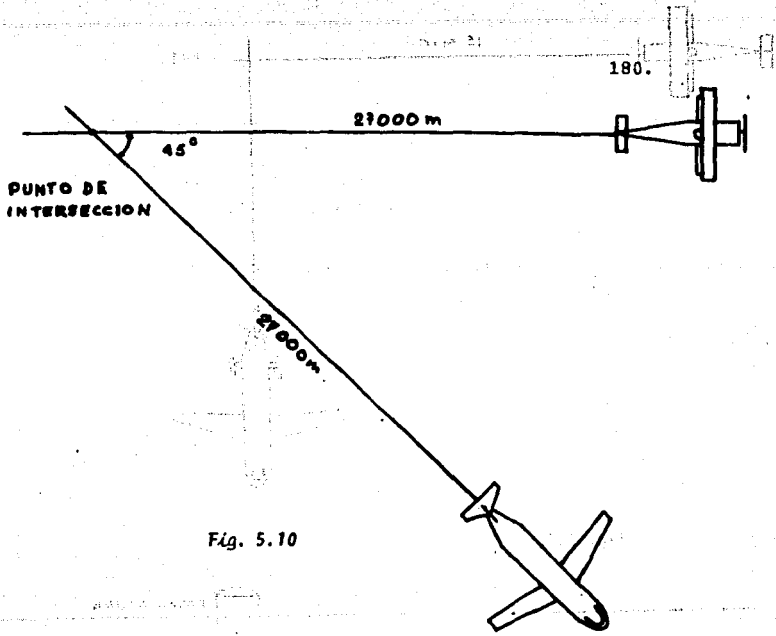


Fig. 5.10

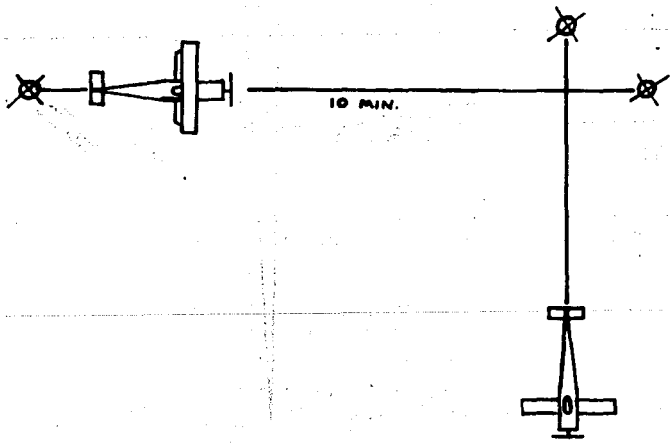


Fig. 5.11

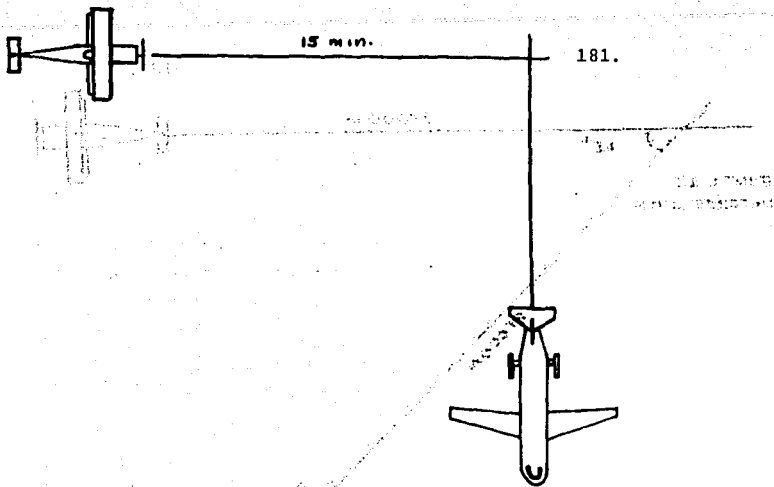


Fig. 5.12

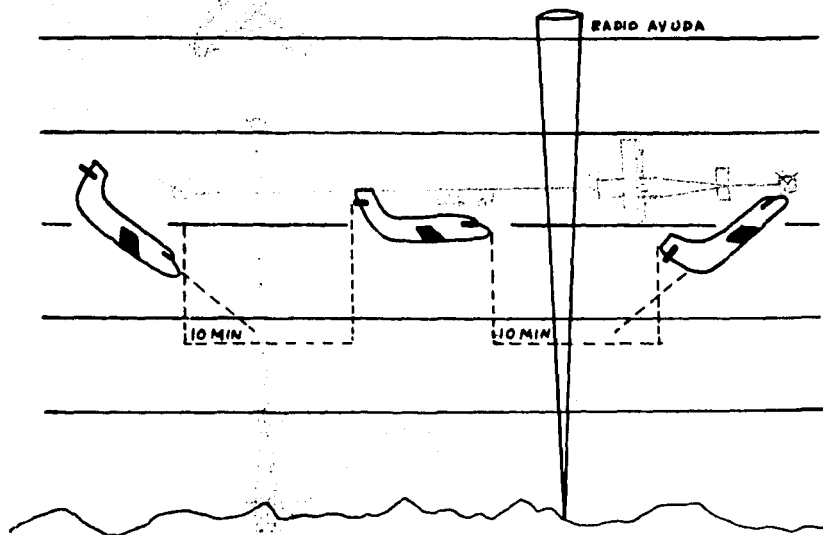


Fig. 5.13

suficientes radioayudas para de terminar frecuentemente la posi ción y la velocidad del avión - (Figura 5.15).

- Separación de 15 minutos si no las hubiere (Figura 5.16).
- Separación de 5 minutos sólo -- cuando el avión precedente mantenga una velocidad mayor en 20 nudos a la velocidad del avión precedido:

- Entre aviones que hayan salido del mismo aeropuerto.
- Entre aviones en ruta que se hayan reportado sobre el mismo punto.
- Entre un avión que despegue y otro en ruta, después que éste se haya reportado sobre un punto, de tal forma situado - con relación al aeropuerto de salida, que asegure una separación de 5 minutos en el pun to en que el avión que despegue entra en la ruta (Figura 5.17).

- Separación de 5 minutos en el momento en que se cruza el nivel, siempre que el cambio de este nivel sea iniciado dentro de 10 minutos a partir de que el segundo avión haya reportado

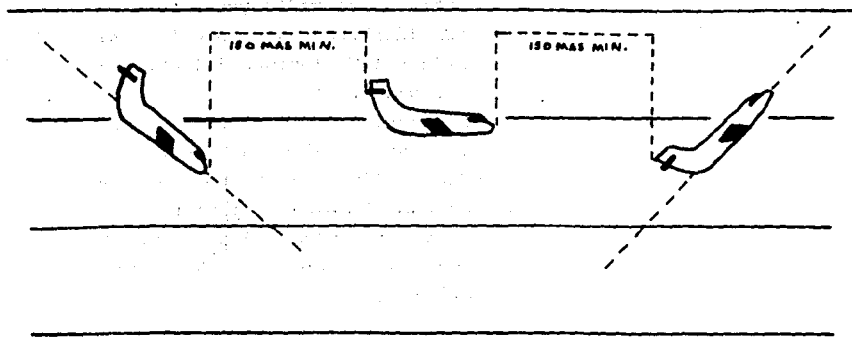


Fig. 5.14



Fig. 5.15

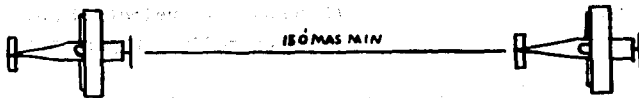


Fig. 5.16

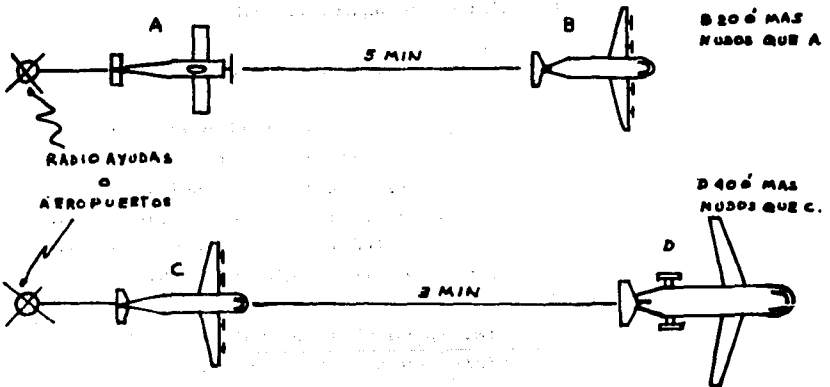


Fig. 5.17

encontrarse sobre el punto de -
notificación (Figura 5.18).

-Solo 3 minutos en los casos enu-
merados siempre que en cada uno
de ellos el avión precedente --
mantenga una velocidad mayor en
40 nudos a la velocidad del ---
avión precedido (Figura 5.17).

e) Aviones que sigan derrotas opuestas:

Cuando no se proporcione separación
lateral, la vertical se proveerá --
por lo menos 10 minutos antes y has-
ta 10 minutos después del momento -
en que se estime que se cruzen o se
hayan cruzado (Figura 5.19).

E. Mínimo de separación DME:

a) De 36 Km o más cuando:

- i) Cada avión utilice las estacio-
nes DME en la derrota, con el-
mismo sentido de vuelo.
- ii) La separación se verifique cons-
tantemente para asegurar que no
se altere (Figura 5.20).

Nota: nunca utilizar este sistema con -
aviones en derrotas opuestas.

b) De 18 Km siempre que:

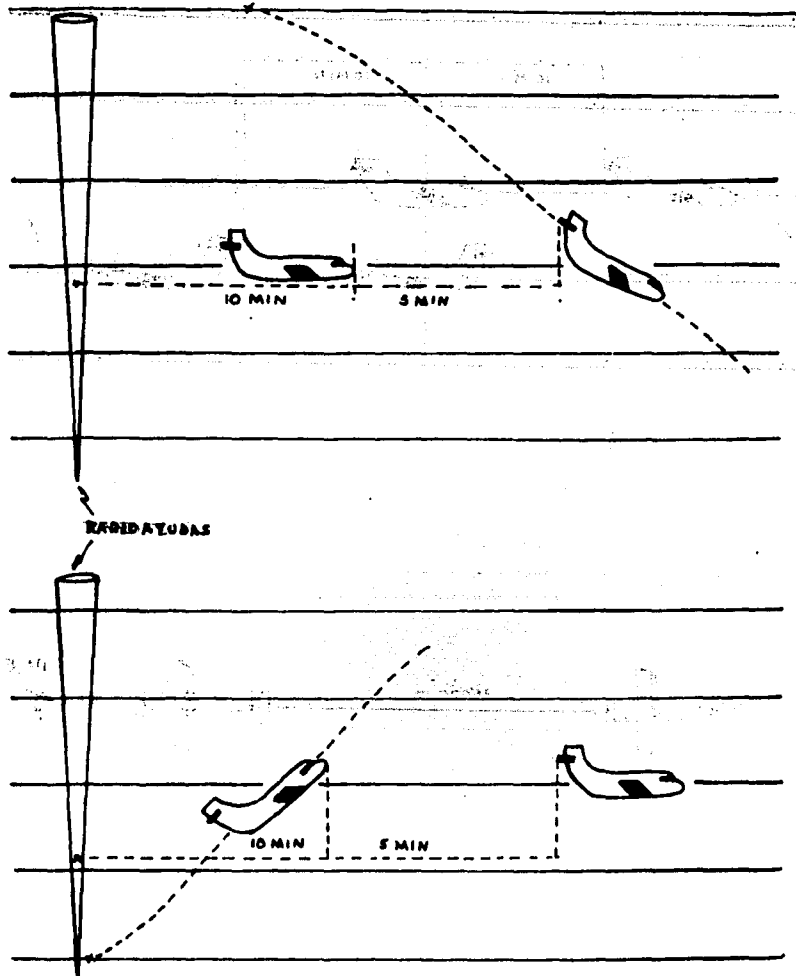


Fig. 5.18

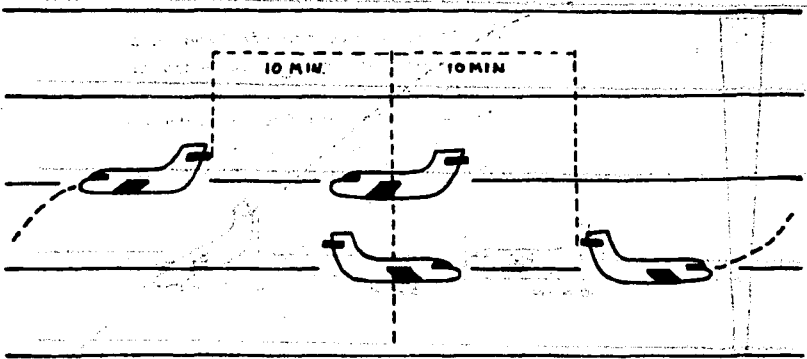


Fig. 5.19

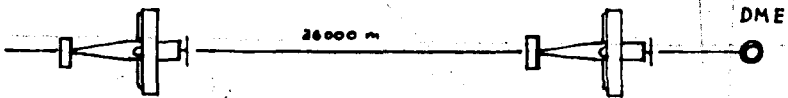


Fig. 5.20

- i) El avión que precede tenga una velocidad mayor en 20 nudos al precedido.
 - ii) Cada avión utilice las estaciones DME en la derrota.
 - iii) Se verifique constantemente (Figura 5.21).
- c) De 18 Km cuando la derrota de los aviones se cruce sólo en ascenso o descenso (Figura 5.22).
 - d) De 18 Km cuando el avión que cruza la trayectoria de otro sobre el DME tenga una velocidad superior en --- cuando menos 20 nudos (Figura 5.23).
 - e) De 36 Km cuando el avión que cruza la trayectoria de otro sobre el DME no tenga una velocidad superior en 20 nudos (Figura 5.24).

F. Mínimos de separación con radar primario:

- a) A menos de 72 Km de la ubicación de la antena, 9 Km entre los centros de los ecos.
- b) A más de 72 Km de la ubicación de la antena, 18 Km entre los centros de los ecos (Figura 5.25).

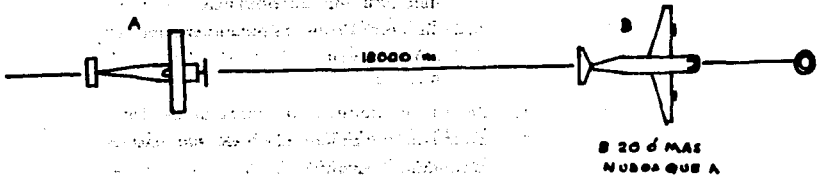


Fig. 5.21

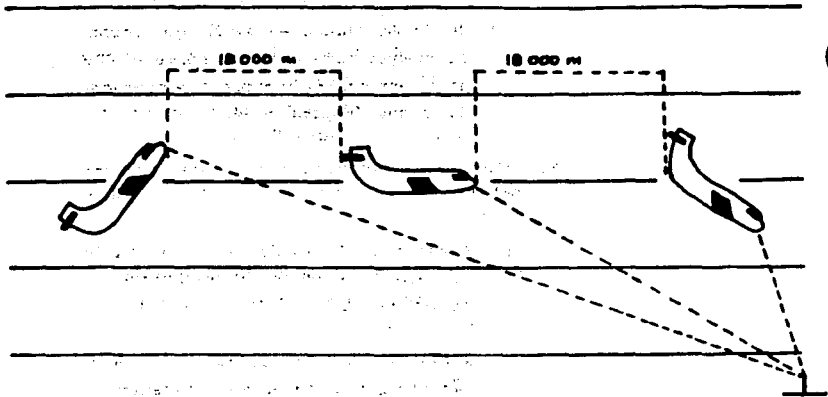


Fig. 5.22

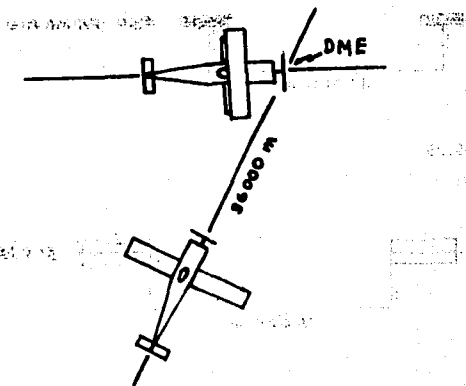


Fig. 5.23

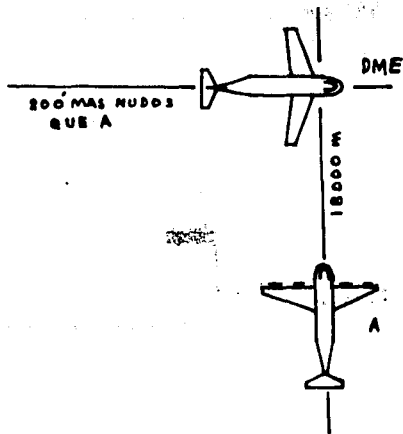


Fig. 5.24



Fig. 5.25

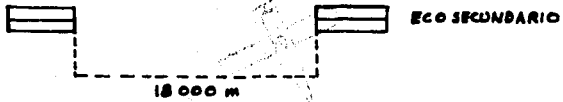


Fig. 5.26

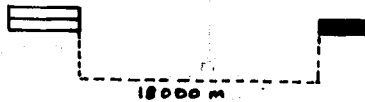


Fig. 5.27

c) Dentro de 72 Km de la ubicación de la antena se mantendrán 5.4 Km de separación con las obstrucciones -- marcadas en el video-mapa y 4.5 Km con la línea de marca de división -- de sectores, si la hay.

G. Mínimos de separación con radar secundario (Figura 5.26).

Igual a lo anterior, pero las distancias se toman desde los bordes de los ecos secundarios.

Nota: La distancia entre un eco secundario y uno primario, se toma desde el borde de aquel al centro de éste (Figura 5.27).

Con esta serie de criterios se cubre en su totalidad los objetivos de control de tránsito aéreo, en los aeropuertos y en las rutas.

5.1.3 La seguridad aérea

En vista del creciente volumen de tránsito aéreo (el incremento anual del número de pasajeros fue de un 8 a 9% hasta 1977, para 1978 el incremento fue del 16%, esperándose que para 1979 el aumento sea del 11%) que se estima en un 6% anual, se espera la duplicación de este volumen en un plazo de 12 años. Por ello, se hace cada vez más necesario el contar con mejo-

res elementos que realicen de una manera más --
pronta y segura las funciones de control del --
tránsito aéreo a fin de evitar al máximo las co-
lisiones tanto en tierra como en el aire.

En concordancia con ésto se han desarrollado --
una serie de sistemas para aumentar la seguri-
dad y evitar ambos tipos de accidentes.

A fin de prevenir las colisiones con la tierra,
se ha desarrollado un sistema llamado "Sistema
de alarma de aproximación de suelo" (GPWS) que,
como su nombre lo indica, alerta al piloto so-
bre una aproximación peligrosa a la tierra. Es-
te sistema se desarrolló primeramente en 1969,
por la Sundstrand Corp., y a raíz del accidente
de un Boeing 727 de la TWA en el Aeropuerto In-
ternacional de Dulles, en Washington, D.C. el -
1° de diciembre de 1974; la FAA (Federal Avia-
tion Association) ordenó que todo avión que vo-
lara sobre los Estados Unidos estuviera equipa-
do con este sistema. Este ordenamiento provocó
dos cosas: primero, que la ICAO (Organización -
Internacional de la Aviación Civil) ordenara la
utilización del sistema en todos los aviones co-
merciales y de carga en el mundo; segundo, la -
búsqueda de un equipo que fuera competitivo, --
tanto funcional como económicamente. Para ésto
las aerolíneas acudieron primeramente al Air-
lines Electronic Engineering Committee (AEEC) de -
la Aeronautical Radio Inc., para que a través -
de este organismo se hiciera contacto con las -
compañías Collins Radio, Bendix y Litton, mis--

mas que presentaron equipos que demostraron alta confiabilidad y que en el mejor de los casos lograron una reducción del 40% del costo, con respecto al prototipo original.

Pero si ya el GPWS ha resuelto los problemas de colisión en tierra, por falta de visibilidad u otros factores atribuibles al control de tránsito aéreo, el problema de las colisiones en el aire, aún cuando únicamente representan de un 4% a un 6% de los accidentes aéreos ocurridos -- anualmente, subsiste.

Para la solución de este problema se han desarrollado varias ideas desde puntos de vista --- opuestos.

Estas dos tendencias pueden ser rápidamente catalogadas en dos rubros, aire y tierra, ésto es:

Existe un sector del mundo de la aviación que pugna por que el piloto sea prácticamente responsable total de evitar las colisiones en el aire. Existiendo un segundo grupo que intenta que el responsable de la seguridad aérea sea el control de tierra.

Es obvio que para el uso de cualquiera de los dos sistemas, el avión detectado debe portar un sistema compatible al del avión protegido. Si bien, ninguna decisión a sido tomada, es interesante analizar las posibilidades de uno y otro método.

En lo que se refiere al control terrestre la principal técnica estudiada hasta ahora para aumentar la capacidad del actual sistema de control de tránsito aéreo es el llamado "Control positivo intermitente" (IPC) que opera basado en un sistema de faro de rango general, que a su vez es un sistema de interrupción totalmente computarizado.

En este sistema CAS (Collision Avoidance System), totalmente automatizado, el respondedor del avión (Figura 5.28) recibe mensajes digitales de tierra, presentándolos entonces sobre la pantalla. El piloto puede recibir cualquiera de los siguientes cuatro avisos IPC: un aviso en el indicador de proximidad (PWI), en donde el aviso representa a un avión cercano en curso de no colisión, pero en el mismo curso del piloto; un indicador centelleante de prevención de aproximación, el cual notifica al piloto de la existencia de otro avión en un potencial curso de colisión; un comando de "no acción" que instruye al piloto para no maniobrar hacia una dirección específica; y un comando de "acción", el cual da al piloto una dirección específica para sus maniobras.

Este sistema, como ya se dijo, basa su funcionamiento en la generación y transmisión automática, hechas por la computadora, de comandos de evasión que se dan a los pilotos dentro de la cobertura de un espacio aéreo controlado, tiene además la capacidad de informar al controlador de todas las situaciones conflictivas potencia-

les. El sistema puede ser ampliado para cubrir un espacio aéreo mayor si se instala un equipo de aire suplementario llamado Synchro-Dabs. -- Sin embargo, este sistema ha sido desarrollado y probado únicamente en los EE.UU. y se estima que de aprobarse la red completa, en los EE.UU. de IPC-DABS no estaría totalmente instalada y - en operación sino hasta 1990. Otra desventaja que presenta este sistema es que difícilmente - se usaría en otro país que no fuera los EE.UU. cosa que no sucedería con un sistema aéreo.

Es por ésto que el sistema aéreo ha tenido una mayor atención por parte de los investigadores, dando lugar a una serie de modelos en el que el más recomendable parece ser un sistema desarrollado por la Litchford llamado BCAS, que brinda un considerable aumento de la seguridad, con un mínimo de equipo aéreo adicional.

El sistema aéreo tiene la ventaja de que se estima que una vez lograda su estandarización, -- tardaría no más de 5 años en ser completamente instalado en la totalidad de los aviones comerciales o privados.

Entre los diferentes modelos de CAS aéreo hay - varios que destacan, mismos que son brevemente descritos a continuación:

- a) AVOIDS, de Honeywell (Figura 5.29).

Este sistema, llamado "Sistema de Aviación

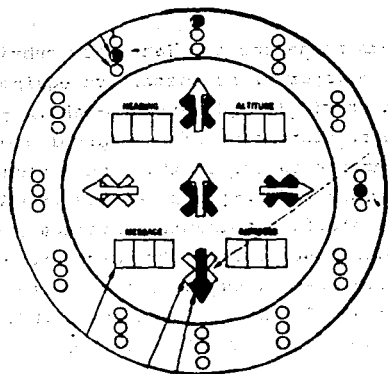


Fig. 5.28 I P C

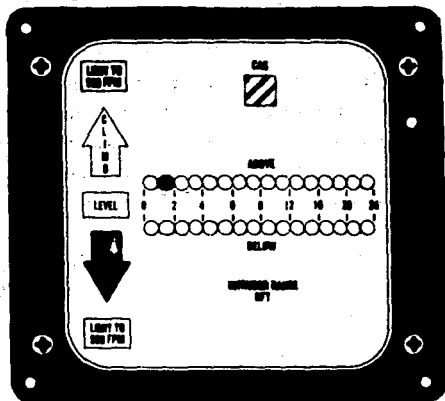


Fig. 5.29 AVOIDS de Honeywell

El sistema de "Observación de Intruso" (AVOIDS), está basado en el cálculo de un T (donde T es la distancia entre dos aviones cualesquiera, dividida entre un valor estándar de distancia segura), para determinar la magnitud de una amenaza. Existen actualmente dos versiones: AVOIDS I, para ser utilizado por las aerolíneas comerciales y otros aviones jet; y AVOIDS II, que es una versión simplificada principalmente para aviones de baja velocidad VFR. Ambos son esencialmente sistemas de haz en pulsos a una frecuencia de 1.6 GHz que sirven para las funciones de interrogación y respuesta.

Ya que el cálculo del tiempo para colisión (T) se hace considerando sólo la distancia entre los aviones, sin tomar en cuenta la variación del ángulo relativo entre ellos, el AVOIDS-CAS solamente es capaz de indicar que existe una amenaza real a una altitud específica y lo cercana que está ésta. Como resultado, únicamente se puede avisar al piloto de 'subir', 'virar', 'bajar' o 'mantener el nivel', pero no se sabe a ciencia cierta de qué dirección proviene la amenaza. Para hacer frente a este problema Honeywell ofrece un PWI con indicador de seguimiento -el YG 1801- que puede ser incorporado dentro del AVOIDS.

(b). EROS II, de McDonnell-Douglas (Figura 5.30)

Es el único CAS aéreo que requiere de una -

estación en tierra (aunque puede funcionar sin ella) para la precisa sincronización -- del reloj aire/tierra sobre la cual está basado todo el sistema.

En el sistema de tiempo/frecuencia EROS II (Sistema de Eliminación de Rango Cero), todos los aviones deben portar una unidad complementaria precisamente sincronizada en tiempo con todas las estaciones de tierra y todas las otras unidades en los aviones. Con el tiempo dividido en intervalos discretos, a cada unidad de aire o tierra le es asignado un intervalo de tiempo vacío, dentro del cual transmitirá hasta 150 bits de datos, en los que están incluidos: identificación, altitud, estado de los sistemas del avión y tiempos de despegue/aterrizaje, con una frecuencia de conmutación de 5 MHz sobre la banda de 1.000-1.615 GHz, recibiendo durante todos los demás intervalos de tiempo las transmisiones de información de otros usuarios.

Nuevamente, este sistema sólo indica que existe un avión en la misma altitud, pero no su dirección. Aunque con la adición de equipo especial en las estaciones terrestres el EROS II puede ser modificado para incluir la información de seguimiento o de dirección, en cuyo caso un piloto es capaz de monitorear la altitud, el T y el ángulo de seguimiento de un avión predeterminado --

por medio de un exhibidor digital adicional en la cabina de pilotaje.

c) SECANT, de RCA (Figura 5.31)

El SECANT (Separación y Control de Aviones usando Técnicas de No-Sincronismo) es actualmente una familia de CAS aéreos que interrogan activamente a un avión que se encuentra dentro de un espacio aéreo determinado (27.4 Km) para evaluar la amenaza de colisión basándose en la altitud y el T; -- mientras la identificación del avión es también intercambiada, pudiéndose incluir también otros datos tales como matrícula, velocidad del aire y cambios de curso. Además, el SECANT tiene la capacidad de avisar a -- los centros de control en tierra de encuentros potenciales.

Cuando un sistema SECANT es instalado en el avión, el piloto tiene la opción de ajustar su PWI para acomodar su T desde 0.36 a 7.2 Km. Después de esto, si un blanco es detectado, se activa un rastreador y el valor de cada respuesta para su interrogación (1000 pulsos/seg) es medido para evaluar la amenaza. Si existe la amenaza, el piloto recibe instrucciones por su PWI para mantener nivel, subir, virar o bajar.

d) BCAS Semiactivo, de Litchford (Figura 5.32)

Este sistema, como antes se dijo, parece --



Fig. 5.30 EROS II de McDonnell-Douglas

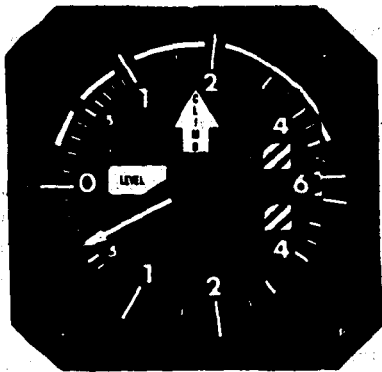


Fig. 5.31 SECANT de R C A

ser el que tiene una mayor oportunidad de lograr su estandarización debido a que impone tan sólo cambios mínimos a la actual red de SSR y a los respondedores de los aviones.

El BCAS Semiactivo (Sistema para Evitar Colisiones por medio de Haces), es llamado así porque la mayor parte del tiempo se comporta de manera pasiva, usando los receptores para interceptar las transmisiones de tierra, emitidas por la red SSR y las de los otros aviones, equipados con respondedores; sin embargo, en situaciones extraordinarias puede solicitar activamente respuestas directas de los otros aviones.

A fin de entender el funcionamiento del BCAS, es bueno recordar algunos puntos sobresalientes del desempeño del SSR. El SSR interroga al avión en una frecuencia de 1,030 MHz, solicitándole información de identidad y altitud (Modo A/C) y el respondedor del avión contesta en una frecuencia de 1,090 MHz con cualquiera de los 4,096 códigos posibles.

Como se recordará, uno de los principales problemas en las transmisiones del SSR era la posibilidad de que el avión contestara también a la excitación provocada por los lóbulos laterales, creando con ello interferencias e informaciones distorsionadas; para evitar lo anterior, se incluyó el sistema de supresión de lóbulo lateral, a base -

de un pulso P2, situado entre P1 y P3.

Este sistema de supresión de lóbulo lateral alcanza hasta una distancia aproximada de 54 Km, permitiendo su uso por receptores a -72 dbm. Para optimizar el uso del BCAS es necesario que el alcance del sistema de supresión de lóbulo lateral se incremente hasta 180 Km, o sea, para receptores modificados para operar a -92 dbm.

A partir de la información recibida de tierra y de otros aviones, el BCAS es capaz de evaluar la amenaza de colisión; para ésto es necesario hacer pequeñas modificaciones tanto al equipo del aire como al de tierra.

El único cambio operacional requerido en el hardware del actual SSR es la adición de un pulso simple espaciado 2 s después del P2, formándose así una triada de pulsos P1, P2, P2n. Esta triada sería transmitida sobre un patrón omnidireccional de difusión siempre que el haz principal pasara a lo largo del norte magnético de la estación transmisora, con lo que se daría a todos los aviones con respondedor dentro de esa zona, una referencia azimutal con respecto a la estación SSR (Figura 5.33).

En lo que se refiere al equipo aéreo, el -- BCAS necesita para funcionar, además del ya convencional receptor a 1,030 MHz modifica-

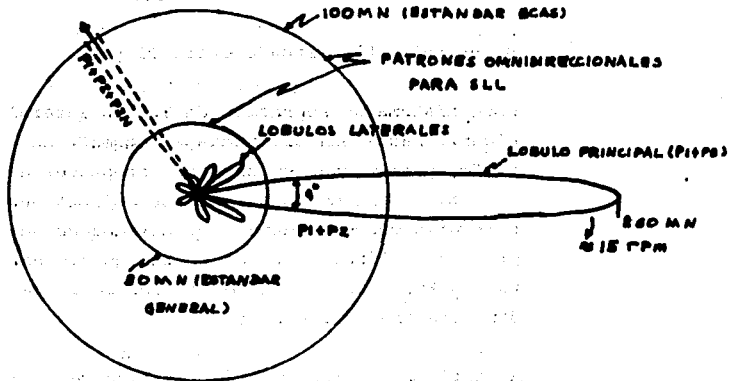


Fig. 5.33 Utilización de P2N

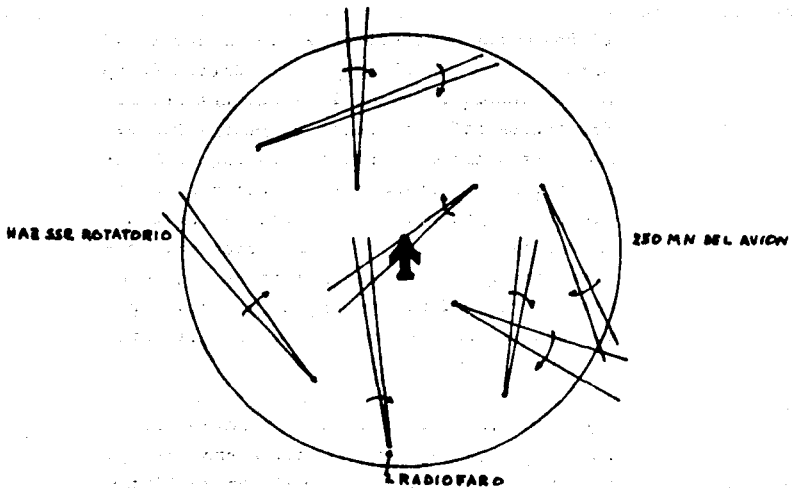


Fig. 5.34 Espacio aéreo con varios radiofonos.

do a -92 dbm y del transmisor a 1,090 MHz, un receptor adicional a 1,090 MHz que le permitiría recibir las respuestas emitidas por los respondedores de otros aviones a las interrogaciones del SSR.

Para que el avión protegido por el sistema BCAS pueda determinar su azimut relativa a la estación, lo único que necesita es medir el tiempo que ha tomado al haz principal para rotar desde el norte magnético, determinado por la triada P1, P2, P2n, hasta el lugar donde toca al avión equipado, de forma similar puede midiendo el intervalo entre una triada norte y la intercepción de la respuesta de otro avión a una interrogación la posición relativa de ese otro avión con respecto a la estación terrestre y por medio de una simple diferencia de azimut, determina la posición relativa de un avión con respecto al otro.

Cuando el avión se encuentra en una región densamente poblada de SSR's es obvio, como se ven en la Figura 5.34, que es interrogado por un gran número de estaciones, sin que por esa razón exista la posibilidad de una confusión, ya que cada estación posee un PRP (Período de Repetición de Pulso) que le es característico, donde $PRP = 1/FRP$, y que es usado por el avión mismo para responder a la misma estación. En forma general, el BCAS usa de 3 a 4 haces principales de SSR

para determinar completamente la posición de un blanco fijo. En esta situación (contando con dos o más haces de interrogación) el BCAS trabaja al máximo de su capacidad pasiva, eliminando la necesidad de un comportamiento activo, reservando éste para los casos especiales que más adelante se comentan.

El BCAS, a fin de proteger al avión, al mismo momento que determina el azimut relativo del avión intruso, establece un "umbral de azimut" de 4.5 anchos del haz principal a cada uno de los lados del avión protegido. Si el avión intruso queda dentro de los 36° que comprende este umbral de azimut (son 36°, ya que el haz principal tiene un ancho de 4°), es considerado como una amenaza y ésta se evalúa de inmediato; pero si queda fuera, será eliminado, por no representar una amenaza inmediata (Figura 5.35).

Con el umbral de azimut se ha logrado una protección en "primera dimensión"; para tener una protección en segunda dimensión, se determina una dimensión radial del área de protección; ésto se logra por medio de la medición, efectuada por el BCAS, del TOA (Tiempo Diferencial de Arribo), el cual se define como el tiempo que toma a una señal de respuesta de un avión llegar al avión protegido, después de que la señal de inte-

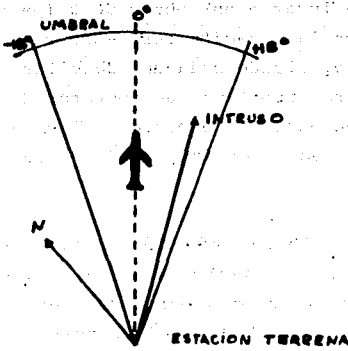


Fig. 5.35 Umbral de azimut

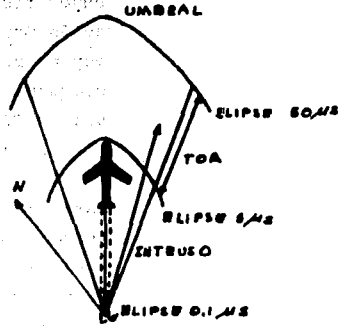


Fig. 5.36 Umbral de TOA

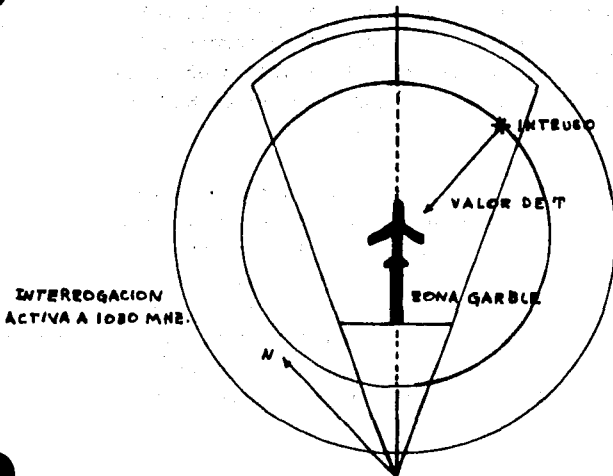


Fig. 5.37

rogación directa ha sido recibida por éste mismo (Figura 5.36) este retardo o tiempo -diferencial da lugar a una serie de elipses cuyos focos son la estación terrestre y el avión protegido, siendo cada una de ellas -muy precisa y representando un contorno de coordenadas reales en el espacio. El umbral de TOA es medido en μ s y va de ± 0.05 a $\pm 0.15 \mu$ s.

Para lograr la tercera dimensión en la protección del avión, se fija una banda de altitud alrededor del mismo, banda que sería determinada por la densidad del tránsito. Para determinar si un avión es una amenaza el BCAS compara su propia altitud con la altitud del avión intruso (información que se ha obtenido a partir de la respuesta emitida en Modo C por el avión en cuestión), encontrando su separación vertical y la posibilidad de una colisión. Este tercer umbral no debe ser menor de ± 1000 pies de la altitud propia del BCAS, para tener buenas condiciones de seguridad.

Ya se ha visto lo que pasa cuando el avión se encuentra en un espacio densamente poblado de SSR's; ahora se verá lo que pasa cuando llega el momento en que se encuentra con un solo haz (Figura 5.37), el avión es capaz de determinar sus umbrales de azimut, -TOA y altitud, pero es incapaz de determinar su dirección relativa con respecto al -

intruso. Para solucionar este problema, el BCAS se torna activo e interroga al avión en cuestión, de igual manera que lo hace -- una estación terrestre, o sea, en Modo A/C usando su transmisor de 1,090 MHz, pudiendo por la medición del tiempo de respuesta, de terminar fácilmente la dirección y sentido del avión intruso, con respecto a él mismo.

En el caso extremo y rarísimo de que no --- existiera ningún haz interrogador de SSR en un espacio dado, el BCAS se hace más activo, pero sin poder contar con la información de TOA y azimut, valiéndose únicamente de la - información de altitud ve reducida su capacidad hasta ser la misma que la de los --- otros CAS, en los cuales la maniobra de escape se reduce a los consabidos 'suba', --- 'mantenga nivel', 'vire' o 'baje'.

A lo largo de este desarrollo se ha descrito lo que debe ocurrir para que un avión intruso sea considerado como una posible amenaza para un avión protegido. Esto puede - ser resumido en tres puntos que involucran los valores de las dimensiones volumétricas de un 'capullo' de espacio aéreo circundante y movable que se forma alrededor del --- avión protegido:

- 1) Estar en una banda de altitud dada, que contenga la propia altitud del BCAS del avión.

ii) Estar dentro de un ancho azimutal de 9 anchos de haces del SSR centrados sobre el BCAS del avión.

iii) Estar dentro de un retardo de mensaje dado, representado por las elipses de - TOA. (Típicamente, este valor será de 0.1 a 50 μ s para las bajas velocidades que se presentan alrededor de una terminal aérea y de 5 a 150 μ s para las altas velocidades de ruta).

Ahora bien, todo avión que se encuentre dentro de este capullo es seguido y la amenaza que represente es evaluada. Sin embargo, - aquellos aviones que se encuentren fuera -- son inmediatamente descartados, lográndose por medio de esta capacidad discriminatoria una reducción en la carga de trabajo de la computadora del BCAS, que de manera conservadora se puede considerar en un factor de 1000 veces; con factores de 10 a lo largo - de cada uno de los umbrales de azimut, TOA y altitud.

Como ya se mencionó, todo avión que entre - en el capullo de protección es una amenaza potencial y, por lo tanto, es evaluado, pero sólo en el caso de que permanezca dentro puede ser considerado como una amenaza real.

Tan pronto como se detecta una amenaza po-- tencial el BCAS puede determinar si es o no una amenaza real por medio de mediciones su

cesivas del TOA y del azimut, lográndose -- con ésto que su capacidad de determinación doble el factor de seguridad T del avión. Este T se define como la división del desplazamiento o medición actual, entre la variación del desplazamiento en un período da do.

En función de las trayectorias relativas, - la separación entre aviones y el cambio de valor de ésta, variarán y serán determinadas por sucesivas mediciones, en función -- del tiempo entre medición y medición. Un T negativo es indicativo de una disminución - en la separación y un T positivo señala un aumento de la misma. El BCAS considera como sujetos de evaluación de amenaza únicamente a los T negativos y discrimina a los T positivos; sin embargo, el avión que en - su desplazamiento ha dado origen a un T positivo es seguido hasta que abandona comple tamente el capullo protector, ya que nunca se puede saber en que momento va a cambiar su trayectoria y a convertirse en una ame naza real.

En el BCAS se pueden calcular tres T dife- rentes, uno para cada una de las variables (TOA, azimut, altitud) y si cualquiera de - ellas presenta un T negativo ésto es suficiente para que se continúe con la evalua- ción de la amenaza. Es obvio suponer que - un persistente T negativo es indicativo de que existe una muy alta probabilidad de que

los aviones se encuentren en un curso de colisión.

Considerando la definición de T que se ha dado para los otros CAS, que como se recordará, es valor actual/valor fijo, y la del T del BCAS, se ve claramente que este segundo parámetro es mucho más indicativo de la presencia de una amenaza para el avión protejido que el anterior.

A partir de las diferentes demostraciones - que se han efectuado del BCAS se ha podido estimar que el máximo error en las mediciones del azimut es de $\pm 0.2^\circ$ sobre un ancho de haz de 36° , y que el error en la medición del TOA es siempre menor que $\pm 0.1 \mu s$, en situaciones normales de vuelo, o sea a altas velocidades.

Sin embargo, ninguno de los sistemas antes descritos ha logrado aún su estandarización debiéndose considerar que es posible que --ninguno sea estandarizado y únicamente se --recomienden mejoras a los actuales sistemas

Para finalizar este tema, es bueno comentar brevemente qué se está haciendo y qué se --planea hacer para mejorar la seguridad aérea en los próximos años.

En primer lugar, se buscará automatizar al máximo el SSR y el NAS de manera que se ayu

dará a disminuir la carga de trabajo de los controladores de tránsito aéreo.

Se intentará determinar de manera exacta la magnitud de los vórtices de estela especialmente de los grandes aviones, ya que éstos llegan a poner en peligro a aviones que se encuentran a distancias de hasta 7 6 9 Km, permitiendo a los controladores ajustar el espaciamiento óptimo entre aviones en aproximación a un aeropuerto.

Otra posibilidad, aunque por el momento parece un poco remota, es el uso de un satélite geostacionario que estaría situado sobre el Atlántico y que permitiría controlar el tránsito entre Norteamérica y Europa. - Las últimas noticias establecen que este -- proyecto se ha iniciado a principios de este año (1978) y que los primeros resultados se podrán ver a mediados del año próximo -- (1979) y si éstos resultasen positivos, se estima que en un plazo no mayor de cinco -- años se tendría toda una red de satélites - geostacionarios controlando el tránsito aéreo sobre todos los mares del mundo.

Otro factor que influye altamente en la seguridad y capacidad del sistema de control de tránsito aéreo es el ser humano; cuya influencia y comportamiento será analizado en el siguiente punto:

5.2 EL HOMBRE COMO PARTE DEL SISTEMA DE CONTROL DE TRAN- SITO AEREO

En el último inciso se han descrito una serie de dispositivos tendientes a incrementar de manera sustancial la seguridad aérea, pero desgraciadamente aunque éstos han empezado a usarse, no se ha logrado -- aún su estandarización. Mientras esto no ocurra, y aún después, aunque en menor escala, la importancia del factor humano en la prevención de las colisiones en el aire es grande.

La participación del hombre en esta tarea está dividida en dos partes, que son, como en otras secciones, el aire y la tierra.

En el aire, a bordo del avión cuando el piloto vuela bajo reglas VRF, su habilidad es determinante para evadir a tiempo a otros aviones.

En contra de esta habilidad, el piloto tiene el problema de que en muchos aviones la visibilidad está muy restringida y no puede explorar constantemente el espacio aéreo debido a las múltiples tareas que exigen su atención dentro de la cabina, sobre todo en los momentos del despegue y del aterrizaje.

En una forma ideal, el piloto debería hacer inspecciones visuales a intervalos no mayores de 10 segundos, cosa que pocas veces es posible. Además existen períodos de observación en los cuales, debido a circunstancias especiales, otros aviones pueden acercarse sin ser notados hasta que se encuentran a una

distancia crítica, dentro de un curso de colisión. Esto puede tener consecuencia graves sobre todo en el espacio aéreo terminal de los aeropuertos donde hay siempre un gran número de aviones en vuelo, aún cuando las velocidades de acercamientos son bajas.

Recuérdese que todo lo anterior sucede en condiciones de vuelo VFR, ya que en condiciones IFR la presencia del controlador, contraparte terreste responsable de la separación adecuada entre los aviones - facilitará la tarea del piloto, especialmente en la proximidad de las terminales aéreas.

En vista de este íntimo enlace entre el controlador y el piloto, sería deseable que, como una idea para incrementar la seguridad aérea, se permitiera al controlador efectuar vuelos en la cabina de los aviones comerciales con el objeto de que se familiarizara con los problemas de a bordo. Este tipo de entrenamiento, que parece ser lógico, se lleva a cabo en países tales como Bélgica, Francia y Austria, entre otros. De igual forma, sería conveniente que el piloto se interesara por conocer los problemas que afectan al controlador dentro de su esfera de trabajo, a fin de que, de una manera conjunta y conociendo una parte los problemas de la otra, pudiesen más fácilmente resolver los conflictos que de manera constante, por desgracia, se presentan.

En relación con el enfoque de este estudio, es más importante analizar el comportamiento del controlador y sus limitaciones dentro de las difíciles tareas que realiza, que el comportamiento del piloto.

Para empezar, es importante y necesario resaltar el hecho de que no hay muchas profesiones en las cuales el sentido de responsabilidad para con las vidas de otras personas esté tan altamente desarrollado, como en la profesión de controlador de tránsito aéreo.

En la Figura 5.38 se pueden observar los factores -- que generan y afectan el trabajo de los controladores.

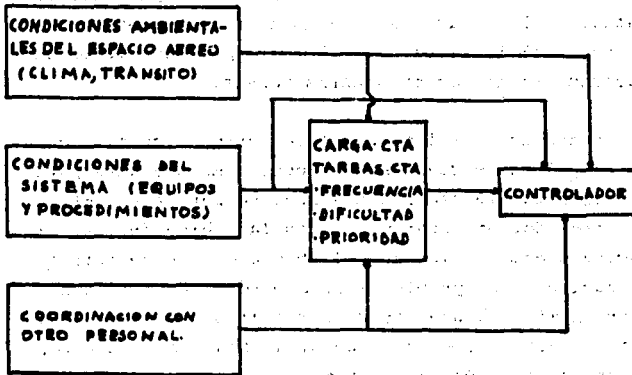


Fig. 5.38 Factores que generan y afectan el trabajo de los controladores.

Este es un sistema dinámico que consiste en tareas a ser realizadas, tales como la resolución de conflictos y reconocimientos, transferencia de la jurisdicción de control (en forma manual) y la coordinación de intersecciones. Estas tareas pueden no necesitar la máxima atención del controlador, pero ciertamente cada una de ellas implica un procesamiento de información o sea una actividad mental por parte del controlador.

Si se observa la Figura, se advierte que el controlador es afectado por las condiciones del espacio aéreo, por los procedimientos y el equipo usados y por la presencia y necesidad de comunicación con otros miembros del personal; todos estos factores tienen una influencia sobre la carga de trabajo del controlador, haciéndola variar por condiciones tales como dificultad, frecuencia y prioridad.

Dándole el nombre de 'tensor' a todas aquellas situaciones que provocan fatiga en el controlador, se pueden clasificar en forma ordenada.

Algunos de estos 'tensores' son los siguientes:

- El número de aviones manejados, por unidad de tiempo.
- El promedio instantáneo de la cantidad de aviones en un sector dado.
- El tiempo usado en las comunicaciones.
- Los bits de información comunicados, por unidad de tiempo.
- La carga del canal de voz.
- El número de tareas realizadas, por unidad de tiempo.

La suma de estos y otros tensores da como resultado la carga de trabajo sobre el hombre, lo cual, en última instancia, es lo que determina su desempeño en

relación con sus labores.

La respuesta del hombre a estos tensores, es una fatiga mental, dependiendo la magnitud de ésta, de --- la capacidad del hombre para manejar estos tensores. Es obvio suponer que diferentes hombres, sujetos al mismo tensor, reaccionarán de diferente manera, y -- que el incremento en la fatiga reduce la capacidad - del hombre para manejar dichos tensores, también de diferente manera.

De todo ésto se deduce que el desempeño del hombre - se ve afectado por la cantidad de tensores y por la fatiga, así como también, y de una manera muy importante, de la aptitud natural para este tipo de trabajo, del entrenamiento adecuado y del nivel de alerta o de atención del controlador en un momento dado. - Este nivel de atención se ve afectado por la distribución de la carga de trabajo, ya que los largos períodos desocupados generan un aburrimiento que en -- forma general lleva a una disminución en la atención.

En función de lo anterior se puede decir que existe una estrecha relación entre la magnitud de los tensores y el desempeño del hombre; sin embargo, esta relación es muy compleja y difícil de cuantificar, dando como resultado que sea imposible hacer predicciones exactas que pudieran ser utilizadas sistemáticamente en las evaluaciones y simulaciones del trabajo del hombre dentro del sistema.

Aunque no sea posible hacer predicciones exactas, si existe una clara tendencia que marca una relación -- cuantitativa entre tensores, fatiga y desempeño. Es

ta tendencia se ilustra en la Figura 5.39, en donde la forma de la curva y su nomenclatura sugiere una clara analogía con la curva de esfuerzo/deformación de la mecánica de materiales.

Es este último caso, como el que se trata en este estudio, lo importante es determinar el límite máximo de fatiga permisible, que delimita la región confiable de la curva, dentro de la cual el desempeño del hombre es aceptable en base a un nivel nominal de agitación, entrenamiento y alerta.

Para lograr una cuantificación más certera y útil de este límite de fatiga permisible, es necesario seleccionar el tensor o tensores que se vean afectados -- por los cambios en la mayoría de las situaciones que afectan o tienen influencia sobre el desempeño del controlador.

Del diagrama de bloques mostrado anteriormente se -- puede deducir que el número de aviones a manipular, o sea, el tránsito aéreo, es un tensor que afecta la carga de trabajo del controlador. Sin embargo, la -- cantidad de aviones manejados no influencia el equipo o al procedimiento empleado, ya que mejores equipos y procedimientos permiten manejar mayor número -- de aviones sin incrementar la carga de trabajo. Por ello, este tensor no es en realidad muy sensible a -- los cambios en las características del sistema de -- control.

Por otro lado, el porcentaje de tiempo usado en la -- comunicación (por medio del canal de voz) parece ser un tensor más sensible a las variaciones en la canti

dad de tránsito aéreo y, en muchas instancias, al -- cambio en los procedimientos y equipos utilizados, -- así como a los cambios climatológicos. Además de -- presentar la ventaja de que es fácilmente medible, -- por ser las comunicaciones de voz fácilmente observa- bles y en consecuencia, más fáciles de registrar y -- de identificar, es por ello que se ha utilizado en -- varios estudios recientes del ambiente del controla- dor de tránsito aéreo.

Sin embargo, ésto no es muy útil en las situaciones en las cuales la comunicación por voz no fueran re-- queridas.

De manera ideal, el nivel del tensor es una medida - objetiva de la carga pero, al intervenir el hombre - en el sistema, ésto no siempre se cumple ya que, por ejemplo, en el caso de una baja densidad de tránsito el controlador podrá usar más tiempo comunicándose - y por lo tanto los resultados indicarán una mayor -- carga de trabajo que la que en realidad se presenta.

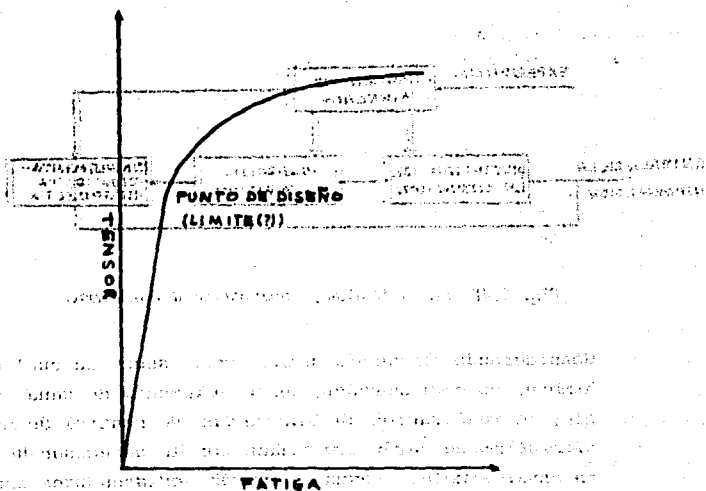


Fig. 5.39 Gráfica de la relación tensor/fatiga.

En vista de lo anterior, se introduce un nuevo tensor que considera al hombre como parte integrante del sistema. En éste, el hombre participa como procesador de la información. En el siguiente diagrama (Figura 5.40), se puede ver la distribución de este proceso que se basa en un sistema realimentado, en el que además de la información dada al controlador, interviene también su experiencia.

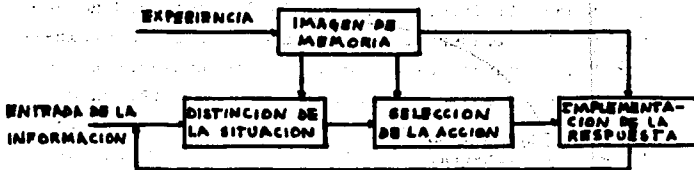


Fig. 5.40 El controlador como parte del sistema.

Considerando la teoría psicológica según la cual el hombre, como procesador, es un elemento de canal simple, la realización de las tareas de control de tránsito aéreo se verán limitadas por la capacidad de este canal simple. Según Kalbeek, existen tres limitaciones relevantes en lo que llama 'momento de control consciente de la inteligencia' y que es el momento en que el hombre conscientemente realiza un procesamiento mental de la información.

La primera limitación nace del hecho de que no existe una alta correlación entre la dificultad subjetiva de una tarea a realizar y el tiempo requerido para hacerla.

Llamando tarea a la actividad desarrollada para manejar completamente una situación, el tiempo total necesario para ejecutarla es una suma de tiempos parciales usados en las diferentes partes de la tarea; por ejemplo, el tiempo usado en comunicaciones, en registro, en procesamiento, etc. Además este tiempo es afectado por la cantidad de fatiga del controla-

dor y, por lo tanto, de su resistencia.

La segunda limitación resulta de la necesidad de actualizar la imagen mental guardada por el controlador. Esto surge del hecho de que controlador tiende a mantener una imagen mental interna y estática de una situación dinámica, imagen que le permitirá realimentar su sistema de selección pero que mientras está realizando otras tareas no puede ser actualizada y, tratándose de un sistema dinámico, es necesario que esta imagen sea actualizada constantemente para que pueda seguir siendo utilizada correctamente por el controlador en la selección de las acciones a ejecutar.

La tercera y última limitación resulta de la relación entre el tiempo necesario para ejecutar las tareas y el tiempo disponible para hacerlas. Esto es, que las tareas se realizan en forma estocástica de acuerdo a esta distribución tienen un tiempo máximo para ser realizadas, de manera que el retardo en la ejecución de las tareas no exceda de un tiempo máximo permisible, que de ser rebasado, acarrearía situaciones conflictivas; además, el controlador, de acuerdo con su experiencia debe ser capaz de predecir situaciones conflictivas, cruzamientos o alcances y resolverlos antes de que en realidad se presenten.

Al considerar estas limitaciones resulta interesante analizar tres factores que de ellas se derivan y que tienen gran importancia dentro del desempeño del controlador de tránsito aéreo.

Estos tres factores son los siguientes:

- Porcentaje del tiempo total en que el controlador se encuentra ejecutando tareas.
- Retardo en las tareas.
- Extensión de los periodos desocupados.

El porcentaje del tiempo total que el controlador está ocupado realizando una serie de tareas es una medida directa de la magnitud de la carga, donde esta variable está expresada en unidades tales como hombre-minuto/hora y que dan el número de minutos por hora que está ocupado el hombre; esta magnitud puede ser medida utilizando el ya mencionado tiempo usado en la comunicación por voz que, como también ya se dijo, es una parte del tiempo total de ejecución de una tarea.

De una serie de observaciones realizadas principalmente en el Centro de Control de Ruta de Tránsito Aéreo de Los Angeles, California, se ha estimado que el tiempo ocupado del controlador, o sea, la magnitud de la carga de trabajo, resulta de 45 a 48 hombre-minuto/hora, o sea, un porcentaje del 75% al 80% del tiempo total del controlador está ocupado. Habiéndose fijado, para futuros estudios, un valor del 80% como el máximo permisible de carga de trabajo.

En lo que se refiere al retardo en las tareas, surge nuevamente el conflicto de tiempo necesario/tiempo disponible para ejecutar una tarea. Esencialmente -

si para completar una tarea el tiempo no es suficiente, antes de que otra tarea se presente, se puede decir que la segunda tarea tiene un retardo. En los estudios ya mencionados, se ha encontrado que al incrementarse el porcentaje de tiempo ocupado de un 65% a un 75%, el retardo en las tareas crece rápidamente, tal como se muestra en la siguiente gráfica - (Figura 5.41), donde también se puede observar la probabilidad de tiempo ocupado en contra de la magnitud de carga de trabajo.

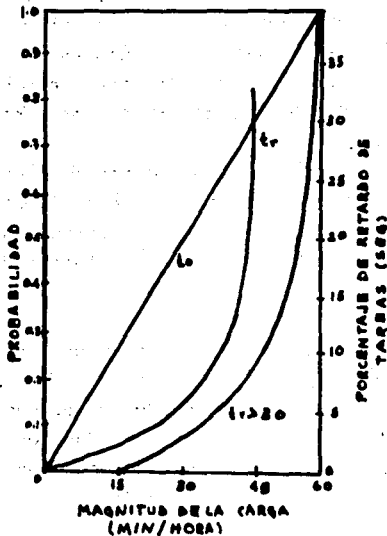


Fig. 5.41 Retardo en la ejecución de tareas.

Otro punto muy importante a considerar es el retraso en las tareas conflictivas, ya que la seguridad aérea se ve afectada seriamente por un excesivo retardo. Aquí el problema es considerar qué tanto se puede permitir el controlador retardar la detección y resolución de una tarea conflictiva, obsérvese en la misma gráfica lo que pasa si el controlador retarda 30 segundos la resolución de una tarea conflictiva, nótese que la curva se incrementa rápidamente cuando el porcentaje de carga de trabajo rebasa el 50%. Este retardo en iniciar la resolución de una tarea conflictiva se debe a que el controlador está más ocupado resolviendo tareas y tiene poco tiempo para analizar en su conjunto las situaciones en su pantalla y por lo tanto no está en posibilidad de pronosticar con tiempo suficiente las situaciones conflictivas.

El tiempo desocupado que pueda tener el controlador lo necesita para actualizar su imagen mental, que como ya se ha mencionado le ha de servir para su procesamiento de información e implementación de una respuesta.

Este tiempo no se ha podido determinar exactamente, sin embargo, se puede decir que el porcentaje de tiempo desocupado, considerando un porcentaje de tiempo ocupado de 75%, es de 25%, ésto es, que se tienen 15 minutos hombre/hora desocupados, pero no en la forma en que se reparten éstos.

De entrevistas realizadas con los controladores del mencionado centro se ha obtenido que en general necesitan de 1 a 1.5 segundo por avión para poder actualizar su imagen y que estas actualizaciones deben --

ser hechas aproximadamente cada minuto. Considerando que un avión viajando a 480 nudos recorre en 1.25 minutos 18 Km, que es la separación mínima que debe dar el controlador, se ve que éste necesita actualizar su imagen mental de 45 a 50 veces por hora.

Considerando todo lo anterior se ve que una carga -- de trabajo de 40 a 45 aviones por hora en sectores -- de alto arribo, que no son cifras sorprendentes, exigen un máximo de eficiencia en el desempeño del controlador.

Es por ésto que el periodo continuo de trabajo del -- controlador no debe ser demasiado largo y se debe -- buscar proporcionar descanso al controlador en determinados momentos de su jornada de trabajo.

Otra ayuda adicional que se da al controlador, es -- que cuenta con otra persona que le auxilia en el registro escrito que se debe llevar de los vuelos manipulados y también en la vigilancia esporádica de la pantalla. Esta situación, es bueno decirlo, se presenta en el Centro de Control de Tránsito Aéreo del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México.

CAPITULO 6 :

CONTROL DE APROXIMACION.

6.1 QUE ES LA GUIA-DE ATERRIZAJE

En el capítulo anterior se han discutido los diferentes objetivos del control de tránsito aéreo, las normas y los criterios que se deben cumplir para lograrlos y una serie de dispositivos, -en desarrollo en su mayoría- que incrementarán la seguridad en el aire así como la participación y comportamiento del controlador en las diferentes tareas que forman el control de tránsito aéreo.

Sin embargo, queda por cubrir un punto tan importante como lo es el sistema de guía de aterrizaje.

Tradicionalmente se ha entendido por sistema de aterrizaje a los aparatos que emiten señales de radio -con el propósito de guiar un avión hacia el aterrizaje; y a los equipos que reciben y procesan estas señales para convertirlas en instrucciones de control que han de ser ejecutadas por un piloto humano o un piloto automático. En esta definición, como se puede notar, no se establece de manera exacta que el objetivo de la guía de aterrizaje sea éste en sí, sino que únicamente se avoca a lograr la aproximación al aterrizaje mismo.

Es por esto que una exacta definición de la guía de aterrizaje debiera incluir puntos tales como la participación del piloto, el tren de aterrizaje, las pistas, las luces de las pistas y las superficies de control del avión (aleros y timón).

En vista de lo anterior lo que actualmente se llama guía de aterrizaje puede ser llamado, sin ningún ---

error, un control de aproximación, que cumple de manera cabal con los objetivos de la gufa de aterrizaje.

La necesidad de una gufa de aterrizaje, o control de aproximación, está estrechamente ligada con el estado atmosférico existente en el área de control, ya que esta gufa surgió de la incapacidad por parte del piloto de ver, bajo ciertas condiciones atmosféricas el punto en el cual debe aterrizar. Sin embargo, esta liga ha conducido a malas interpretaciones, ya que se ha supuesto que con una visibilidad ilimitada no se necesita un sistema de gufa de aterrizaje, o lo contrario, que el sistema es capaz de permitir aterrizajes bajo cualquier estado atmosférico, siendo ambas suposiciones totalmente erróneas.

La utilidad del sistema de gufa de aterrizaje se mide, sin importar el estado del tiempo, en términos de un incremento en el número de oportunidades para aterrizar, de un aumento en la seguridad relativa con que pueden hacerse tales aterrizajes y en una disminución del tiempo -y por lo tanto del costo- usado en las maniobras de aproximación y aterrizaje.

En vista de ésto y del incremento del tránsito aéreo el uso del control de aproximación se ha incrementado constantemente, llegando a representar en la actualidad una parte importante del control de tránsito aéreo, así como una de las áreas, dentro de la industria aeronáutica, que más atención ha atraído por parte de los investigadores.

El sistema de gufa de aterrizaje o control de aproximación

mación de uso más difundido actualmente es el llamado ILS (Instrument Landíngn System), que desde su nacimiento ha tenido la competencia del llamado MLS, - (Microwave Landing System), el cual ha concluído una lucha por lograr la estandarización de uno de sus mo delos.

Resulta obvio que cualquiera de los sistemas de aterrizaje usados actualmente, o que pudieran llegar a usarse, requieren de una compatibilidad entre los -- instrumentos de tierra y los instrumentos de aire. Esta compatibilidad se ha logrado a partir de las -- normas dictadas por la ICAO.

En forma general, los diferentes sistemas de aproximación tienen antenas radiadoras colocadas a la cabe cera de la pista, midiendo por diferentes métodos el ángulo, o la desviación, que guarda la trayectoria - del avión con respecto a la línea de centro de la -- pista durante la aproximación final.

Además de las mejoras del ILS y del desarrollo del - MLS, se han venido desarrollando una serie de importantes mejoras en lo referente al alumbrado e iluminación de las pistas; mejoras que auxilian al piloto en el instante final del aterrizaje, ya que ni el -- ILS, ni el MLS, están diseñados de tal manera que -- sean capaces de conducir al avión hasta el momento - de tocar pista.

Los actuales sistemas de guía de aproximación operan a partir del momento en que el avión entra en el --- área de aproximación final, o sea, cuando toma el án

gulo de aproximación final, que es de 1.5 a 3 grados hasta el punto de "flare out"*/ a partir de este punto el aterrizaje está sujeto a la habilidad del piloto.

6.2 EL ILS

El ILS basa su funcionamiento en una estación terrena emisora de un haz direccional que es barrido horizontalmente a los lados del centro de la pista y un haz ortogonal que cubre de manera vertical un espacio de 35 grados a partir del suelo.

La decodificación se realiza en el avión a base de una diferenciación en tiempo, dando información al piloto de la altura a través de un altímetro, y de posición con respecto a la pista a través del llamado horizonte artificial.

Las dimensiones del canal de radiación limitan sus posibilidades, ya que los aviones deben entrar uno a uno en fila, creando un problema para los controladores al obligarlos a manejar aviones de diferentes velocidades que deben ser alineados antes de permitirles tomar pista.

*/ Flare out: en la trayectoria de descenso, que tiene una inclinación de 1.5 a 3 grados, el "flare out" es el punto donde cambia la inclinación del avión a fin de poner su trayectoria paralela a la pista.

Este es el sistema que se usa actualmente y que se encuentra regido y protegido por regulaciones de la ICAO que lo respaldan hasta el año de 1985. Además de este respaldo institucional, el ILS cuenta con la ventaja sobre el MLS de tener una amplia implementación en numerosos aeropuertos de todo el mundo.

Sin embargo, el ILS no siempre contó con la popularidad que ahora tiene, ya que la demanda de este instrumento no fue relativamente grande sino hasta el principio de los años sesentas, cuando se le encontró un amplio uso en situaciones en que hay techos de menos de 200 pies con tránsito ligeramente pesado.

A partir de este momento se empezó a buscar la manera de mejorar el sistema, aunque no con demasiada fuerza en virtud de los esfuerzos realizados en el desarrollo del MLS, ya que pronto se descubrió que el sistema presentaba limitaciones substanciales en tres campos principalmente:

i) La primera de estas limitaciones es debida a la frecuencia de trabajo del ILS. Al trabajar en la banda VHF/UHF se cuenta con un número limitado de canales de frecuencia. Esto ha sido parcialmente solucionado al mejorar la sensibilidad de los aparatos tanto de aire como de tierra, pero su solución total ha sido lograda por el MLS, que al trabajar en el rango de frecuencia de las microondas cuenta con un espectro de frecuencias más amplio.

ii) y La segunda y tercera limitaciones están íntimamente relacionadas entre sí. Nacen de la difi-

cultad de encontrar un diseño adecuado de antena que no tenga problemas para emitir su señal sin mayores interferencias, y a la vez no sea difícil determinar su localización adecuada dentro de las instalaciones aeroportuarias.

Una vez más estas limitaciones encuentran su origen y causa principal en el espectro de frecuencias de trabajo del ILS, ya que en la región de VHF/UHF los haces radiados son difíciles de manejar dentro de una antena de tamaño y complejidad prácticas, presentándose entonces el problema de la existencia de un multipatrón de radiación resultante de las reflexiones debidas a los obstáculos verticales en las cercanías de la antena y orientados en la dirección del haz.

El problema de las reflexiones ha sido resuelto en parte por el surgimiento de propuestas en el arreglo de las antenas, donde destaca uno que permite un mejor control del cubrimiento azimutal, proveyendo de un canal tridimensional de acercamiento a la pista - (Figura 6.1) que tiene 6 grados de ancho y 1.4 grados de alto y que puede desplazarse sobre un ángulo vertical de 35 grados a partir del suelo y en un ángulo horizontal de ± 10 grados a ambos lados del centro de la pista.

Este arreglo, al contar con una superficie plana de un poco más de 600 m. antes de encontrar un obstáculo para sus radiaciones, mitiga en una gran cantidad los efectos debidos a los obstáculos verticales que se encuentran situados más allá del citado radio de 600 m.

Además de las mejoras habidas en los arreglos de antenas, el ILS ha tenido mejoras en el diseño electrónico, tanto en los equipos de tierra como de aire, al ser incorporada en ellos la última tecnología de estado sólido. Este cambio ha traído consigo importantes beneficios en puntos tales como: el costo inicial, que se ha reducido notablemente; el consumo de energía, que igualmente se ha reducido; un incremento en la confiabilidad y en la disponibilidad de partes y refacciones; mejoras en el funcionamiento al reducirse los tiempos de procesamiento; reducción en los costos de mantenimiento y mejoras en las técnicas del mismo, que han permitido realizar verificaciones periódicas a control remoto de las estaciones externas, evitando con esto la realización de desplazamientos físicos del personal de mantenimiento para hacer las revisiones; otra ventaja de la tecnología microelectrónica ha sido la introducción del transmisor/modulador de estado sólido que ha eliminado al modulador semielectrónico anterior, lográndose con éste un mayor contenido de armónicas además de una mayor facilidad de ajuste; asimismo estas técnicas han eliminado a los filtros convencionales, aumentando con esto la estabilidad.

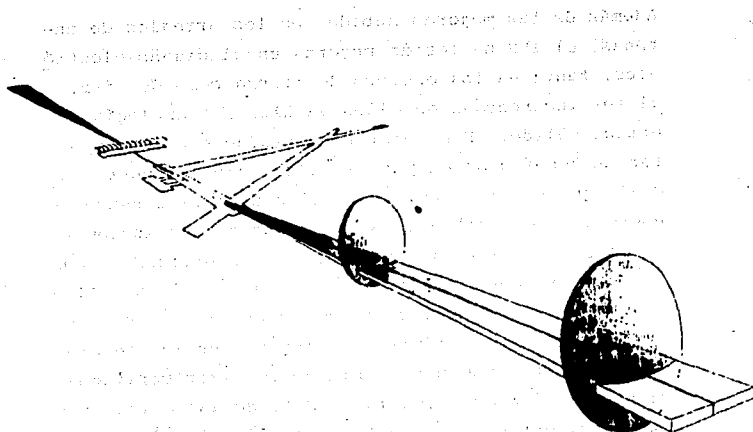


Fig. 6.1 EL ILS

6.3 MLS: SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS

Una vez que se hubo logrado la estandarización del ILS para ser usado en los aeropuertos del mundo, nació la inquietud por parte de los investigadores de crear un nuevo sistema que ya no trabajara en la región de VHF/UHF, sino que lo hiciera en la región de las microondas.

La primera idea fue tener un haz fijo que fuera radiado en una dirección dada, sin embargo, se observó que esta posibilidad no superaba al ILS, y aún más,

no cumplía con los objetivos propuestos para el sistema de aterrizaje por microondas.

En vista de esta situación se ideó un sistema que actuara con un haz barredor, mismo que demostró una mucho mayor confiabilidad y que logró satisfacer casi por completo los objetivos propuestos para el sistema.

Esto originó el nacimiento de cuatro diferentes proyectos, propuestos por cinco países, y que hasta el momento en que se seleccionó uno, lucharon en la ICAO por su estandarización mundial.

Los objetivos propuestos para el sistema, y que fueron las metas de los cuatro proyectos, pueden resumirse en los siguientes cuatro puntos principales:

- i) Eliminar los efectos de los haces reflejados, lo cual una vez logrado permitiría la reducción de la sensibilidad del aparato. Este objetivo no fue muy difícil de alcanzar. Considerando el hecho de que se iba a trabajar en la región de microondas, y contando con un arreglo de antenas adecuado, desde luego más simple que el necesario para el ILS, se logró el propósito.
- ii) Incrementar la región a cubrir, de tal manera que la guía pudiera ser proporcionada a lo largo de un patrón curvado. Esto se logró por medio del haz barredor, barrido que se ha presentado de diferente forma según el tipo o modelo de MLS.

iii) Proveer la facilidad para la estación receptora -en este caso un aeropuerto- de que el piloto pueda por sí mismo seleccionar en un momento dado el curso de acercamiento de su avión, sin importar el tamaño y velocidad del mismo, de tal manera que el mismo sistema pueda ser usado por todo tipo de aviones.

iv) Permitir su aplicación en toda clase de aeropuertos, desde los más grandes aeropuertos civiles o con mayor tránsito, hasta los más pequeños aeropuertos militares en zonas estratégicas.

Los cuatro proyectos propuestos por los cinco países fueron:

- El TRSB (Time Reference Scanning Beam), sistema propuesto por los E.U.A. y Australia.
- El Doppler MLS, propuesto por Inglaterra.
- El DMLS, propuesto por Alemania Federal.
- Un sistema propuesto por Francia.

Además de estos cuatro sistemas surgió una lista interminable de prototipos para ser utilizados en los aeropuertos militares, ya que los anteriores son para ser usados en aeropuertos civiles.

En abril de 1978, en una reunión de la ICAO en Montreal, Canadá, se decidió que el sistema australiano-norteamericano, el TRSB, fuera estandarizado. Se

llegó a lo anterior después de una cerrada lucha con el sistema inglés, el Doppler MLS, el cual fue un du ro rival para el TRSB hasta el último momento.

Sin embargo, esta decisión tomada en Montreal debe ser confirmada en reuniones posteriores de la ICAO, aunque los expertos piensan que poco puede hacer el Doppler MLS para rebatir la decisión tomada y lograr su estandarización.

Esta estandarización da a los constructores del TRSB un mercado mundial para la venta de su equipo, el -- monto estimado de ventas es de 4 mil millones de dólares, venta a ser realizada conforme el ILS vaya -- siendo desplazado por el MLS-TRSB.

Aquí resulta interesante comentar, aunque sea brevemente, las características principales de los cuatro sistemas de uso civil citados, así como de algunos -- de los principales sistemas de uso militar existentes:

- i) El TRSB (Figura 6.2): el sistema de medición -- del TRSB está basado en la diferencia de tiempo entre los extremos del pasaje del haz de barrido, determinando de esta manera el ángulo de -- aproximación del avión. Este sistema usa haces delgados en la dirección del rastreo y anchos -- en el plano ortogonal del rastreo, en forma de pirámide rectangular, en una pauta de vaivén es trictamente controlada. Estos haces, cuando -- son recibidos en el avión, toman la forma de -- dos pulsos cortos correspondientes al paso del

haz de valvén, midiéndose en el avión mismo la diferencia de tiempo entre un pulso y otro, diferencia que indica el ángulo de la trayectoria del avión receptor con respecto a la estación - terrena transmisora.

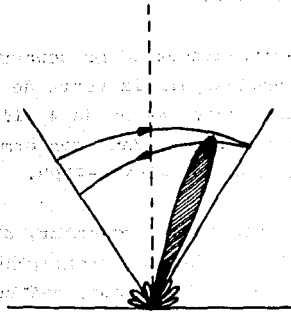


Fig. 6.2 EL TRSB

- ii) El Doppler MLS (Figura 6.3): en este sistema el ángulo de aproximación se determina de un aparente sistema Doppler modificado, o sea, de una frecuencia de referencia causada por una señal conmutada secuencialmente a lo largo de un arreglo lineal de radiadores. La diferencia entre la frecuencia de la señal recibida en un instante dado y la frecuencia de la señal de referencia se obtiene en el avión, frecuencia que es -

la misma que transmite el radiador central del arreglo, que se encuentra situado sobre el eje central de la pista de aterrizaje. Determinando la equivalencia entre esta diferencia y un desplazamiento se puede conocer la distancia perpendicular del avión al centro de la pista, y a partir de ésta, el ángulo de aproximación. Como resulta obvio suponer, este sistema necesita de haces altamente directivos que le den una alta confiabilidad. El Doppler-MLS, al igual que el TRSB, trabaja en la banda C de frecuencias (5.0-5.25 GHz).

El sistema alemán y el francés se diferencian de los dos anteriores en el hecho de que, como ya se dijo, en los sistemas propuestos por EUA, Australia y Gran Bretaña la información es procesada en el avión; no así las proposiciones alemana y francesa, en las cuales la información es procesada en tierra.

- iii) En la proposición alemana la información de la posición del avión es obtenida mediante el uso de técnicas de medición de desplazamiento sobre la banda L de frecuencias (1.025-1.150 GHz), -- con pulsos emitidos por un equipo estándar totalmente instalado en el avión, el procesamiento de la información se hace en tierra y los controles de dirección deben ser datos enviados al avión desde la base en tierra.
- iv) En la proposición francesa la medición está basada en una derivación convencional, hecha en -

Los datos de la posición del avión y los datos de control nuevamente son enviados al avión desde tierra.

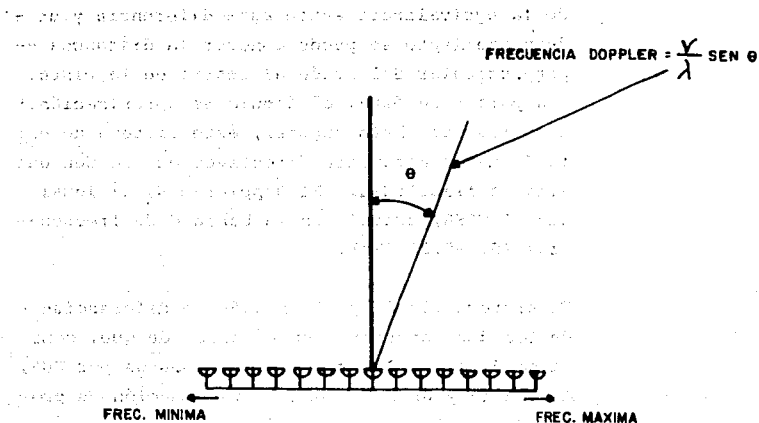


Fig. 6.3 EL DOPPLER-MLS

Cabe aclarar que, tanto en estos cuatro sistemas como en los de uso militar, el procesamiento de la información es un proceso totalmente automatizado y -- que no requiere de la participación del hombre para llevarse a cabo.

En lo que se refiere a las variantes de uso militar, las más importantes se pueden citar como sigue:

En primer lugar se tiene un sistema de haz de barrido en la banda Ku (15.4-15.7 GHz), que con ligeras -

variantes es usado por diferentes organismos, siendo identificado con diferentes nombres.

En todos ellos el principio de operación es similar al presentado por el TRSB, sobre la base de una sola antena radiadora y un barrido a lo largo de un patrón curvado, midiendo la diferencia de tiempo entre la ida y la venida del haz rastreador.

Los sistemas de la banda Ku son:

- El AN/SPN-41 usado por la Marina de los EUA en sus portaaviones, contando actualmente con 16 unidades instaladas. Este sistema, al igual -- que su gemelo el C-Scan, en uso por las fuerzas navales de la ONU, proporciona un aterrizaje automático en los portaaviones por medio de radares rastreadores muy complicados, que en su momento inicial tuvieron problemas de ubicación, ya que los haces angostos de los radares de precisión fallaban en algunas ocasiones para enlazar con el objetivo, aunque una vez que se ha--cía el enlace el aterrizaje automático estaba -asegurado. La solución a este problema fue proporcionar un sistema auxiliar que, emitiendo haces en varias direcciones simultáneamente, fuera capaz de discriminar en la dirección de la -recepción de la respuesta guiando al sistema de precisión hacia el lugar en que se hace contacto con el objetivo.

- Para los aterrizajes en tierra la Marina de los EUA utilizó originalmente un sistema llamado --

AN/TRAN-28, del cual cuenta con 10 unidades instaladas, posteriormente, y en conjunto con la Armada y la Fuerza Aérea de ese país, utiliza un sistema llamado MRAALS del que cuentan con 52 - unidades instaladas.

- Además la Fuerza Aérea cuenta con otro sistema, con el que empezó a operar antes de la aparición del MRAALS, llamado TLS y del cual cuenta con 11 unidades.

- A partir del AN/TRAN-28 tanto la Fuerza Aérea - Finlandesa como la Real Fuerza Aérea Sueca utilizan un sistema llamado TILS, contando entre - ambas con 52 unidades instaladas.

- También basados en este sistema -el AN/TRAN-28- la NASA implementó un sistema llamado MSBLS, -- destinado a guiar a las naves espaciales americanas en la fase de aterrizaje en todas y cada una de sus misiones, inclusive las últimas pruebas del Taxi Espacial en la Base Edwards de California. Para ésto cuenta con cinco unidades instaladas.

- Otro sistema de uso militar bastante diferente a los anteriores, aunque siempre dentro de la - tónica de haz de barrido, es el llamado MADGE, que es utilizado por las fuerzas de la OTAN. - Basa su funcionamiento en el uso de dos antenas separadas, determinando la posición del avión - al establecer una norma de interferencia con se - ñales transmitidas desde el avión, y que son --

captadas por las antenas separadas en diferentes amplitudes y tiempos cuando el avión está fuera del centro de la pista.

Lo anterior es lo que se refiere a los diferentes tipos de MLS, tanto civiles como militares, que se encuentran en investigación u operación.

Para responder al segundo objetivo -proporcionar un patrón curvado- y al tercero -proporcionar opción múltiple para seleccionar el curso de aproximación- se ha logrado que el MLS permita a los aviones entrar en los que efectivamente es un giganteste túnel electrónico cuya boca tiene 80 grados de ancho y 20 grados de alto. Además de esto, los aviones pueden entrar desde varias direcciones y a diferentes velocidades volando por rutas hacia compuertas electrónicas separadas, permitiendo así un uso más eficiente de las pistas por diferentes tipos de aviones y dando al controlador mayor margen y seguridad en el manejo de su espacio aéreo. Una imagen de la forma de este cono electrónico se muestra en la siguiente Figura (Figura 6.4).

---Aircraft in automatic control and the navigation
A line which is shown normally is indicated and
the aircraft is shown in the position of the aircraft

1. The aircraft is shown in the position of the aircraft
2. The aircraft is shown in the position of the aircraft

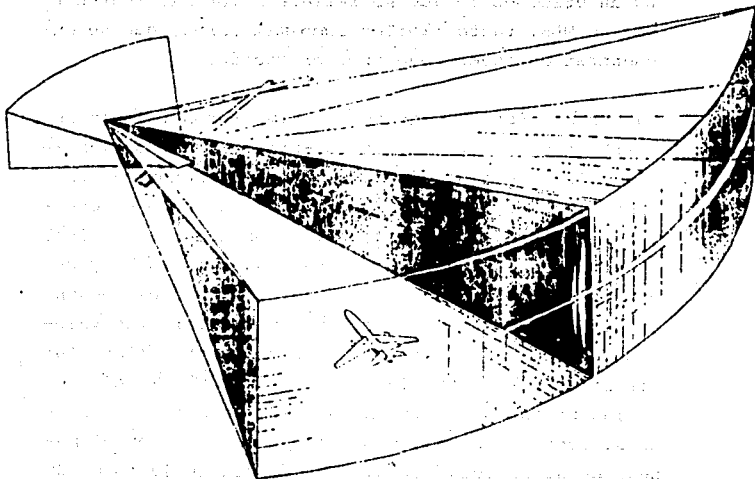


Fig. 6.4 E L M L S

ABREVIATURAS

AEEC:	Airlines Electronic Engineering Committee Comité de Ingeniería Electrónica para las aerolíneas.
ARSR:	Air Route Surveillance Radar Radar de vigilancia de ruta
ASDE:	Airport Surface Detection Equipment Equipo detector de superficie para aeropuerto
ASR:	Airport Surveillance Radar Radar de vigilancia del aeropuerto
ATI:	Air Target Indication Indicación de blancos aéreos
ATR:	Antitransmit-Receive Tube Tubo de recepción-antitransmisión
AVOIDS:	Avionic Observation of Intruder Danger System Sistema de aviación de observación de intruso - peligroso
AZ-EL:	Azimuth + elevación
BCAS:	Beacon Collision Avoidance System Sistema de Haces para evitar colisiones
CAS:	Collision Avoidance System Sistema para evitar colisiones
CAF:	Control Automático de Frecuencia
CD:	Corriente Directa
DME:	Distance Measuring Equipment Equipo medidor de distancia
EROS:	Eliminate Range Zero System Sistema de eliminación de valor cero
FAA:	Federal Aviation Association Asociación Federal de Aviación
FI:	Frecuencia Intermedia
FL:	Flight Level Nivel de vuelo

FRP: Frecuencia de Repetición de Pulsos
GPWS: Ground Proximity Warning System
Sistema de Alarma de Aproximación del Suelo
GVT: Gain Variable in Time
Sensibilidad Variable en el Tiempo
ICAO: Internatioanl Civil Aviation Organization
Organización Internacional de la Aviación Civil
IFF: Identification Friend or Poe
Identificación Amigo o Enemigo
IFR: Instrument Flight Rules
Reglas de Vuelo por Instrumentos
ILS: Instruments Landing System
Sistema de Aterrizaje por Instrumentos
IPC: Intermitent Positive Control
Control Positivo Intermitente
MIT: Moving Target Indication
Indicación de Blancos Móviles
MLS: Microwave Landing System
Sistema de Aterrizaje por Microondas
NAS: Navigation Aids Systems
Sistemas de Ayudas a la Navegación
NDBS: Non Directional Beam Scanning
Barrido de Haz sin Dirección Determinada
PAR: Precision Approach Radar
Radar de Aproximación de Precision
PPI: Plan Position Indicator
Indicador de Plano y Posición
PRP: Período de Repetición de Pulso
PWI: Proximity Warning Indicator
Indicador de Alarma de Proximidad
RF: Radio Frecuencia
SCV: Sub Clutter Visibility
Visibilidad por Abajo del Nivel de Clutter

SECANT: Separation and Control of Aircraft using Non-Synchronous Techniques
Separación y Control de Aviones usando Técnicas de No-Sincronismo

SIF: Selective Identification Feature
Característica de Identificación Selectiva

SPI: Special Position Identification
Identificación de Posición Especial

SSR: Secondary Surveillance Radar
Radar de Vigilancia Secundaria

TACAN: Radio Tactical Navigation
(RADIO): Navegación Táctica por Radio

TOA: Time Zero of Arrival
Tiempo Cero de Arribo

TR: Transmisor-Receptor

TRC: Tubo de Rayos Catódicos

TRSB: Time Reference Scanning Beam
Haz de Barrido de Referencia de Tiempo

VFR: Visual Flight Rules
Reglas de Vuelo Visual

VOR: VHF Omni Range
Faro VHF Omnidireccional

VSWR: Voltage Standing Wave Ratio
Razón de Voltaje de Onda Estacionaria

SIMBOLOS

A:	Sección transversal del objetivo
Ar:	Arco efectivo de la antena receptora
C:	Velocidad de la luz
D:	Distancia geométrica al horizonte
Dmáx:	Alcance máximo utilizable
Dy:	Separación entre blancos
dmin:	Alcance mínimo
F:	Figura de ruido
Gt:	Ganancia de una antena
ha:	Altura de la antena de radar
ht:	Altura del blanco
K:	Constante de Boltzman
Ns:	Número de impactos al blanco
P:	Potencia transmitida por el radar
Par:	Potencia media
Pamin:	Potencia mínima de señal detectable
Po:	Ruido de entrada en un receptor
Pe:	Potencia media del ruido
Pr:	Densidad de potencia recibida en el área efectiva de la antena
Pt:	Potencia pico
R:	Distancia hasta la antena
T=Tr:	Período de repetición de un pulso
Tk:	Temperatura absoluta (°K)
tp:	Tiempo de duración de un pulso
Wr:	Energía recibida
	Ancho de haz
	Ancho de banda del receptor

TERMINOS

- ANGEL:** Reflexión de la ionosfera o cualquier eco móvil -- falso, tal como una parvada de pájaros.
- ARCHIVO:** Conjunto de registros relacionados, tratados como una unidad.
- BANDERA:** Una parte de información añadida a los datos de información, para lograr una identificación especial.
- DIESTABLE (FLIP-FLOP):** Elemento lógico, de dos estados estables, que requiere de excitación externa para cambiar de estado.
- BIT:** Dígito binario.
- BIT DE PARIDAD:** Bit adicional que no proporciona más información y que se adjunta a un grupo de bits para confirmar su validez.
- BLANCO:** Contestación a una interrogación.
- BYTE:** Grupo de bits que usualmente forman la subdivisión de una palabra.
- CAMPO:** Palabra en un sistema de transmisión de datos.
- CICLO DE ENLACE:** El período de un conjunto de señales interrogativas enlazadas.
- CICLO DE INTERROGACION:** Período de una señal de interrogación.
- CODIFICACION DECIMAL/BINARIO:** Sistema de codificación que emplea una notación binaria en grupos de cuatro bits en el que cada grupo corresponde a un decimal.
- CODIGO:** Formato de pulsos de información en la respuesta de un respondedor.
- COMPROBACION DE PARIDAD:** Comprobación que se lleva a cabo en los bits de datos para determinar la validez del mensaje.
- CONVERTIDOR DE OBSERVACION:** Unidad de equipo que convierte un observador por una pantalla p.p.i., tipo de representación basado en un formato de T.V.

CUANTIZACION: Técnica para limitar la amplitud del pulso.

DATOS SINTETICOS: Información de radar primario o secundaria que se procesa en combinación con el extractor - de gráfica.

DECODIFICACION ACTIVA: Método de presentación en la pantalla de los símbolos alfanuméricos que indican identidad y altitud de un avión mediante la selección del mismo por medio de un marcador.

DECODIFICACION AUTOMATICA: Método de presentar, en la pantalla, número o símbolos que indican posición, identidad y altitud de un avión.

DECODIFICACION PASIVA: Método para presentar en la pantalla ciertos símbolos como ráfagas sobrepuestas o en las cercanías de los ecos asociadas al radar primario.

DEFRUITER: Nombre dado a un sistema de extracción de gráficas, en el proceso de borrar los registros que se ha determinado son producidos por un fruit y no por un objetivo válido.

ENTRELAZADO: Método para transmitir señales de interrogación de modos diferentes en secuencia.

ENTREMEZCLAR: Sobreponer la respuesta de un respondedor - sobre otra, desde un punto de vista temporal.

ESPACIO AEREO CONTROLADO: Parte del espacio aéreo conocido como aerovías, en el cual el movimiento de un --- avión está perfectamente controlado. Se extiende -- hasta los 7,600 metros de altitud.

ESPACIO AEREO SUPERIOR: La parte del espacio aéreo que cu bre toda la región por encima de los 7,600 metros.

ESPACIO AEREO MEDIO: Espacio, que comprendiendo la misma región del espacio aéreo controlado, en el cual solo se inspecciona el movimiento de aviones.

EXTENSION DE AZIMUT: Lapso sobre el principio del azimut y el fin del mismo en la contestación del SSR de un avión en particular.

EXTRACCION DE GRAFICA: Método de procesar SSR y/o información de radar primario, de manera que los mensajes digitales, conocidos como reportes de objetivo y que incluyen todos los datos importantes de un avión, -- sean producidos. Los mensajes son de una forma tal que se hace posible su transmisión al equipo de procesamiento de visualización, por medio de enlaces de onda estrecha.

FILTRADO DE ALTITUD: Método para permitir la presentación en la pantalla de contestaciones de todos los aviones que se encuentren en vuelo en una altitud determinada. Las contestaciones de aviones con altitud desconocida son, en esta situación, "forzadas" en la presentación.

FRECUENCIA DE INTERROGACION: La frecuencia a la que es -- transmitida una señal de interrogación.

FRECUENCIA DE REPETICION DE PULSO: La frecuencia con la -- que son transmitidos los pulsos.

FRUIT: Forma de interferencia debida a las contestaciones a las señales de interrogación provenientes de más -- de un SSR, que se reciben en la estación terrestre. El nombre de fruit se da a los pulsos asincrónicos -- que resultan de tal situación.

GARBLE: Forma de interferencia debida a la presencia de -- más de un avión en o cerca del mismo azimut y alcance, que responden a una interrogación.

INDICACION DE OBJETIVO MOVIL: En conexión con el radar -- primario, un método para eliminar todos los ecos de radar estacionarios y para presentar sólo blancos m_óviles.

INDICADOR SELECTIVO DE OBJETIVO MOVIL: Sistema para em--- plear la indicación de objetivo móvil en ciertos sec-- tores seleccionados de la antena de radar.

- INHIBIR:** Impedir el funcionamiento de un circuito en una unidad o módulo.
- INTERFASE:** Medios para proporcionar conexiones eléctricas y electrónicas entre dos unidades.
- INTERROGADOR:** Unidad de equipo que transmite la señal de interrogación por medio de una antena.
- INTERVALO DE INTERROGACION:** El lapso de tiempo entre dos interrogaciones sucesivas.
- INTERVALO DE REPETICION DE PULSO:** Intervalo entre la transmisión de dos pulsos sucesivos.
- MEMORIA:** Dispositivo capaz de recibir información y retenerla.
- MODO:** Lo que constituye una señal de interrogación, determinado por el intervalo de tiempo entre los pulsos P1 y P3.
- MONOESTABLE:** Elemento lógico que contiene un estado estable y un quasiestable.
- MULTIPLEXAJE:** Método para combinar en forma de serie de datos digitales en tiempo, la información de diversas fuentes.
- OBSTRUCCION:** Interferencia en la pantalla de información de radar primario, causada por ecos de blancos fijos de tierra o por condiciones meteorológicas.
- OPERACION ASOCIADA:** Método para asociar la operación del SSR, de forma autónoma.
- OPERACION DE TIEMPO REAL:** Operación de un sistema de procesamiento de datos que trabaja a una velocidad insignificamente diferente a la de los eventos que se están analizando.
- PANTALLA BRILLANTE:** Pantalla de radar en la cual la información es presentada de tal manera que no ocurren parpadeos y puede observarse en condiciones normales de iluminación.

- PANTALLA INDICADORA DE PLANO DE POSICION (PPI):** Tipo de pantalla de radar que presenta la información en --- coordenadas rectangulares sobrepuestas a un videomapa del área cubierta.
- PARES DE PULSOS DE MODO DE INTERROGACION:** Par de pulsos alimentados desde el interrogador al equipo de de---fruitar y de extracción de gráfica para permitir el modo correcto de decodificación.
- PROCESAMIENTO DE VISUALIZACION:** Sistema para convertir y almacenar información sintética de radar para poder presentarla en la pantalla.
- PULSOS DE ENCUADRAMIENTO:** Pulsos final e inicial de la -- respuesta de un respondedor, que contienen o enmar--can la información contenida en ésta.
- PULSOS DE MARCA NORTE:** Pulso transmitido por un indicador de azimut, como referencia al norte, una vez por cada revolución de antena.
- RADAR DE BUSQUEDA:** Radar primario.
- REGISTRO:** Lugar especial para almacenaje de una palabra.
- RELOJ:** Aparato electrónico que emite pulsos a intervalos fijos para verificar, medir o sincronizar a otros -- circuitos o unidades operando dentro del mismo siste--ma.
- REPORTE DE OBJETIVO:** Información de la existencia de un - objetivo en el espacio aéreo controlado.
- RESPONDEDOR:** Transmisor/Receptor alojado en un avión, el cual al recibir señales de interrogación, transmite información particular concerniente al avión, desde éste hasta tierra.
- RITMO DE REFRESCO:** Frecuencia con la cual es presentada - en la pantalla de radar una información particular.
- SEÑAL DE INTERROGACION:** Transmisión de SSR sencilla, de - un modo particular de interrogación.

VIDEO COMPUESTO: Combinación de trenes de pulsos de respuesta de un respondedor y de pares de pulsos asociados del modo interrogativo.

VIDEO NORMAL PRIMARIO: Información de radar primario, incluyendo blancos estacionarios.

BIBLIOGRAFIA

- AEROMEXICO, S.A., Manual de operaciones de vuelo, s.e., -
México, agosto de 1971.
- COULURIS, Capacity and productivity implications of en --
route ATC automation; DOT/FAA (SRI) EU, diciembre
de 1974.
- ELECCION, Marce, "The promise of air safety; Spectrum EU,
julio de 1975.
- HALL, John S., Radar aids to navigation, Mac Graw Hill, -
EU, 1969.
- KIRCHENER & LAURING, The human operator in air traffic --
control systems, Ergonomics, Vol. 14, EU, 1971.
- LITCHFORD, George B., "Avoiding Midair Collisions; Spec--
trum, EU, septiembre de 1979.
- PLESSEY RADAR, Principles of Secondary Surveillance Radar
s.e., Inglaterra, s.f.
- PLESSEY RADAR, Transmitter/Receiver PTR826, Technical Ma--
nual Text TP170, s.e. Inglaterra, s.f.
- RADIO AERONAUTICA MEXICANA, S.A., Fundamentos de Radar, -
s.e., México, s.f.
- RADIO AERONAUTICA MEXICANA, S.A., Uso y abuso del radar,
s.e., México, octubre de 1975.

RADIO AERONAUTICA MEXICANA, S.A., Boletín técnico, s.e.,
México, abril y mayo de 1976, septiembre de 1974.

RADIO AERONAUTICA MEXICANA, S.A., La importancia del factor humano en la confiabilidad de prevenir colisiones en la terminal aérea, s.e., México, mayo de 1974.

RATNER, The air traffic controller's distribution to ATC systems capacity in manual and automated environments, DOT/FAA (Standard Research Institute), EU, enero de 1973.

RIDENOUR, Louis N., Radar System Engineering, Mac Graw-Hill, EU, 1962.

TIME INC, A new MLS, but whose? Time, Vol. III, EU, mayo de 1978

WOODWARD, J., The case for ILS, Spectrum, Vol. 15, EU, -- marzo de 1978.