

UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA

FACULTAD DE INGENIERIA ELECTRICA Y ELECTRONICA

PROYECTO DE TESIS PARA OPTAR EL TITULO DE:

INGENIERO ELECTRONICO

“DISEÑO DE UN SIMULADOR DE VUELO ELECTRONICO
PROGRAMABLE USANDO EL MICROPROCESADOR Z80”

MIGUEL ANTONIO LEYTON DIAZ

LIMA - PERU

1984

A mis padres Alicia y Víctor
quienes son mi razón de
vivir

A mis abuelitos Delfina y Miguel
a quienes debo
lo que soy

R E S U M E N

El objetivo principal de este trabajo de tesis es el análisis y el diseño de un simulador de vuelo electrónico programable usando el microprocesador Z80.

Se reúnen tres grandes fuentes de información: la Teoría Aeronáutica, la Teoría de los Sistemas Electrónicos de control Automático Analógico y Digital, así como la Teoría de la Programación para tratar de conformar un sistema que sea capaz de controlar los instrumentos de Navegación Aérea y lograr la simulación del vuelo.

A través del desarrollo de este proyecto no sólo se plantean las condiciones y requisitos que debe cumplir el sistema, si no el análisis con el cual se bosqueja el diseño siguiendo un diagrama de flujo y de esta manera lograr un prototipo que posea características como el de ser eficiente, versátil y económico. Así mismo se presentan las especificaciones técnicas y las recomendaciones para la implementación tomando en consideración la modularidad como la tendencia dentro de la Tecnología Electrónica Moderna.

La finalidad y la justificación del proyecto, así como la concepción de la tesis-lo que se espera demostrar-, el método, los alcances y las limitaciones del estudio son especificados en el Prólogo, por lo que aquí sólo se expresa un extracto del desarrollo del trabajo.

En el Capítulo I, se realiza una descripción muy sintetizada del Espacio Aéreo como sistema y así podemos ubicar dentro del mundo

El Capítulo IV, expresa mediante el diagrama de Flujo los pasos que sigue el proceso de simulación bajo un criterio lógico y real.

Se describe el programa monitor usando el lenguaje assembler del microprocesador Z80 y se realiza los cálculos de tiempos de ejecución.

En el Capítulo V se realiza un estudio económico-financiero para la implementación del circuito, dejando en claro una de las justificaciones de este proyecto: el costo.

I N D I C E

DEDICATORIA	1
RESUMEN	2
INTRODUCCION	10

CAPITULO I

Navegación Aérea

1. Conceptos Generales

1.1 El espacio aéreo como sistema	14
- Comunicaciones	14
Información Metereológica	14
- Información Aeronáutica	15
- Navegación	15
- Circulación	15

1.2 Función Navegación

1.2.1 Clasificación Funcional	16
1° Sistemas de Recepción Direccional	17
2° Sistemas de Transmisión Direccional	18
3° Sistemas Múltiples Hiperbólicos	19
4° Sistemas Radar	19
5° Sistemas Autónomos	20
6° Sistemas Altimétricos	21
7° Sistemas de Aproximación y Aterrizaje	21
8° Sistemas Espaciales	22

2. Sistemas de Navegación Aérea	
2.1 El Radiocompás Automático de Abordo (ADF)	22
2.2 El Radiofaro Omnidireccional de muy alta Frecuencia (VOR)	34
2.3 El Equipo Medidor de Distancia (DME)	51
2.4 El Sistema de Aterrizaje por Instrumentos (ILS)	57
3. Instrumentos Standard de Vuelo	64

CAPITULO II

Especificaciones Técnicas

1. Generalidades	97
2. Fundamentos Físicos del Avión	98
2.1 Corrientes Aéreas y Fuerzas Aerodinámicas	98
2.2 Vuelo Recto y Estabilidad de Vuelo	106
2.3 Vuelo Ascendente	112
2.4 Planeo y Aterrizaje	115
2.5 Organos de Mando y Compensación	119
3. Consideraciones Básicas del Diseño	124
4. Configuración del Sistema	126
4.1 Circuito de Control de Actitud	128
4.1.1 Circuito de Control de Rotación (Roll)	128
4.1.2 Circuito de Estabilización Horizontal (Pitch)	129
4.1.3 Circuito de Estabilización Vertical (Yaw)	129
4.2 Circuito de Giro Direccional	130

III

4.3 Circuito Medidor de Altura (Altímetro)	131
4.4 Circuito de Potencia y Velocidad de Vuelo	132
4.5 Circuito Cursor de Vuelo	132
4.6 Circuito ADF	134
4.7 Circuito DME	134
4.8 Circuito VOR	135
4.9 Circuito ILS	137
4.10 Fuente de Alimentación	138
4.11 Circuitos Adicionales	158

CAPITULO III

Diseño

1. Circuito de Control de Actitud	162
1.1 Circuito de Control de Rotación (Roll)	164
1.2 Circuito de Estabilización Horizontal (Pitch)	168
1.3 Circuito de Estabilización Vertical (Yaw)	173
1.4 Circuito Generador de Turbulencia	174
2. Circuito Giro Direccional	179
3. Circuito de Potencia y Velocidad de Vuelo	182
4. Interconexión de la CPU Z80 A	188
5. Memorias ROM/RAM	192
6. Diseño de Interfaces	195
6.1 Interconexión del Primer PPI	195
6.1.1 Circuitos de Entrada al Port A	197
6.1.2 Circuitos de Entrada al Port B	204

IV

6.1.3 Circuitos de Salida del Port C	211
6.2 Interconexión del Segundo PPI	212
6.2.1 Circuitos de Salida al Port A	212
- Rumbo Inicial	216
- Velocidad Vertical	216
- Altimetro	216
- Tensiones β_L y β_H	222
- Distancia (Distance)	227
- Tiempo (Time)	229
- Tensiones UP/DOWN (Glideslope)	230
6.2.2 Circuitos de Entrada al Port B	230
6.2.3 Circuitos de Salida al Port C	232
6.3 Interconexión del Tercer PPI	232
6.4 Interconexión del Cuarto PPI	235
7. Circuitos Adicionales	237
8. Diseño de Instrumentos	239
9. Fuente de Alimentación	
9.1 Filtros	255
9.2 Circuito Rectificador	256
9.3 Fuente Dual Complementario	257
9.4 Especificaciones del Transformador	289
10. Esquema General	260

V

CAPITULO IV

SOFTWARE DEL SIMULADOR

1.	Diagrama del Flujo	261
2.	Programa Monitor	269
3.	Cálculos de Tiempos de Ejecución	297

CAPITULO V

ESTUDIO ECONOMICO-FINANCIERO

1.	Cronograma de Actividades	299
2.	Costos y Presupuestos	305
3.	Evaluación Financiera	318
-	Recomendaciones para la Implementación	321
-	Conclusiones	325
-	Anexos	326
-	Bibliografía	454

INTRODUCCION

Actualmente en muchas Instituciones Aeronáuticas civiles y militares del país se presenta la necesidad de contar con un sistema electrónico que pueda simular en tierra el vuelo natural de un avión. El objeto de este proyecto de tesis es el de exponer un trabajo de investigación que relaciones toda la Teoría de Navegación Aérea, expresarla mediante circuitos electrónicos y que por medio de la programación cumpla con este propósito.

Es así como se conforma un sistema que no sólo considera el aspecto dinámico del vuelo sino también toma el concepto de Trayectoria y Ley de Movimiento en su doble aspecto geométrico y cronométrico, agregando a esto la observación de las maniobras del piloto junto con el de tratamiento de información de los instrumentos para realizar por medio de un proceso de análisis el diseño circuital haciendo uso de las técnicas de la electrónica moderna en base al microprocesador.

La necesidad de poseer un simulador de vuelo, nace desde que el mantenimiento y el combustible para las aeronaves es costoso; costo que en nuestros días no justifica la instrucción de los pilotos que recién comienzan a familiarizarse con sus instrumentos y realizar sus primeras cartas de navegación. La justificación de este proyecto no sólo se basa en estas consideraciones sino también en algo que está implícito en cada una de las prácticas a realizar: el costo de vida, de que por sí solo se justifica.

Otra de las razones primordiales en la realización de este trabajo, fue la creación de un diseño bajo un criterio original conformado con componentes y dispositivos que se pueden encontrar fácilmente y de esta manera agregar un granito de arena a esa idea que parece utopía pero que está presente en los ingenieros y técnicos de nuestra patria: la independización tecnológica de nuestro país. Existen en países desarrollados simuladores de vuelo que poseen características tan próximos a la realidad ensamblados en compartimientos especiales y con adaptaciones electro-mecánicas pero cuyo costo en algunos casos supera el de un avión. La conformación de este circuito escapa de estas propiedades pero se justifica su realización por sus características propias a un precio muy por debajo de las versiones comerciales.

La idea fundamental en este proyecto de tesis, es el de poseer una cabina de un avión con todos los comandos e instrumentos standard de vuelo; externamente un instructor le programa las condiciones iniciales al piloto en prueba, es decir: su posición (X_0, Y_0) en cualquier parte del mundo; altura del aeropuerto a partir; el rumbo inicial colocando el Norte Magnético dentro de los 360° posibles; velocidad y dirección del viento y el Nivel de Turbulencia Pitch y Roll (8 niveles posibles). Además existe la posibilidad de programar posición y distancia de hasta 100 estaciones ADF - VOR y para efectos de demostración se programan las condiciones para las principales estaciones VOR que existen en el Perú. El microprocesador procesa esta información y la enviada por el piloto según sus maniobras y las displaya en los instrumentos análogos y digitales, de esta manera se

sigue una determinada ruta y se realizan las correcciones necesarias para bosquejar una carta de navegación.

Al escribir estas líneas, deseo expresar mi agradecimiento a la Fuerza de Aviación Naval, a nombre de su Comandante General el Sr. Almirante Juan Soria Díaz, los Comandantes del Escuadrón de Ingeniería Electrónica Capitanes de Corbeta Flavio Pizarro Dávila y Luis Ego Aguirre, de los Srs. Oficiales, Ingenieros, Técnicos y Oficiales de Mar que muy desinteresadamente me han prestado su colaboración.

Así mismo, quiero expresar mi más profundo agradecimiento al Teniente Primero Carlos Uriarte Larrañaga Jefe del Departamento de Investigación y Desarrollo por su apoyo moral y material durante el desarrollo de este trabajo; al Ing. Luis Guillén Caballero por su asesoría, consejos y críticas formales para lograr el objetivo de esta tesis y también a la Sra. Carmen Rosa López de González por su excelente mecanografiado.

Finalmente, debido a la vertiginosa renovación que se está produciendo en la industria de los simuladores de vuelos gracias a la utilización de circuitos integrados hasta microprocesadores y tomando en cuenta la experiencia de algunas personas que han trabajado en esta rama, hacen de que deje establecido el compromiso de seguir estudiando y mejorar poco a poco este primer prototipo y de esta manera dejar bien puesto el nombre de nuestra querida Alma Mater: La Universidad Nacional de Ingeniería.

M.L.

CAPITULO I
NAVEGACION AEREA

1. Conceptos Generales

Las actividades aeronáuticas están esencialmente dirigidas a la utilización del espacio aéreo para el desplazamiento de la aeronave; este desplazamiento no es en si mismo un fin, sino un medio de satisfacer las necesidades del hombre.

Desde que en 1903 los hermanos Wright lograron la aerosustentación y aeropropulsión simultáneas, comenzó entonces la fantástica aventura del "dominio del aire" y a partir de aquel primer vuelo de sólo 12 segundos de duración se inicia la invasión por el hombre de la atmósfera terrestre, que nos ha conducido en el breve intervalo de dos tercios de siglo a la gran amenaza de colapso circulatorio con que se inició esta década de los años 80.

A medida que la aeronave fue evolucionando, junto al incremento de las prestaciones se aumentaron correlativamente las exigencias, comenzando por las de adecuación del terreno necesario para el aterrizaje y el despegue; aparece así en la actividad aeronáutica, junto a la tecnología de la aeronave, la tecnología del aeropuerto.

El problema de realización de los vuelos se fue también progresivamente tecnificando, añadiéndose a las dos tecnologías aeronáuticas reseñadas una tercera, la tecnología del espacio aéreo, que comprende básicamente la asistencia al vehículo circulante durante el vuelo

facilitándosele los medios de realizarlo con seguridad y eficacia.

Se tiene así la Trilogía Tecnológica de carácter aeronáutico, referida a los tres elementos esenciales que intervienen en el proceso, a saber: Aeronave, Aeropuerto y Espacio Aéreo. Ya que la navegación aérea pertenece al estudio del espacio aéreo, es a esta última a la que dedicamos nuestra atención, tratándose en este capítulo sus más importantes aspectos.

1.1 El Espacio Aéreo como Sistema

Los problemas que plantea la utilización del espacio aéreo son muy diversos y han ido apareciendo sucesivamente, como también complicándose al aumentar el tráfico aéreo. La diversidad de factores influyentes constituyen un sistema coordinado, ciertamente un macro-sistema, que puede ser estructurado, analizado, sistematizado. Es este macro-sistema el que se denomina Sistema del Espacio Aéreo.

Como todo macro-sistema ha de subdividirse en otros sistemas más pequeños o subsistemas atendiendo tanto a la función como a los medios y procedimientos involucrados. Estos subsistemas son los siguientes:

1° Comunicaciones:

Mediante este subsistema, la aeronave se comunica a tierra y de ella recibe información y asistencia para la realización del vuelo.

2° Información Meteorológica

Siendo la atmósfera terrestre el medio en el que se realizan los vuelos la información más útil para la aeronave es la que se refiere al estado metereológico en aquellas porciones de la atmósfera que has de ser utilizadas.

Constituido por la red de observatorios fijos o movibles, la red de concentración y difusión de datos metereológicos, las oficinas de análisis y predicción y las estaciones de comunicaciones terrestres.

3° Información Aeronáutica:

La nave precisa de otras informaciones de carácter aeronáutico sobre la estructura del espacio aéreo a utilizar; así como también de la infraestructura del mismo, situación y características del aeropuerto de destino y posibles aeropuertos a utilizarse.

4° Navegación:

El aspecto dinámico del vuelo entraña el concepto de trayectoria y ley del movimiento, en su doble aspecto geométrico y cronométrico. El vehículo aéreo ha de recorrer una cierta trayectoria con una cierta relación espacio-tiempo. Surge aquí el cuarto subsistema del espacio aéreo, denominado navegación, que en su más simple concepción consiste en el conocimiento en cada instante, que puede ser en todo instante, o no, de las coordenadas de situación de la aeronave respecto a un sistema de referencia ligado a la superficie terrestre.

5° Circulación

Constituido por el conjunto de medios y procedimientos aplicados a la seguridad y regularidad circulatoria.

1.2 Función Navegación

La función mediante la cual cada aeronave determina su situación en cada instante, con independencia de todas las otras aeronaves a las que puede afectar se le conoce como Función Navegación, la cual a su vez es dependiente de los sistemas de navegación.

La utilización del espacio aéreo exige el disponer de los medios y procedimientos idóneos. Los medios están constituidos fundamentalmente por lo que en el lenguaje operacional se denomina "ayudas y comunicaciones". La realización completa del vuelo es un claro proceso de Informática, consistente en la obtención y tratamiento de datos necesarios para la determinación y el seguimiento de trayectorias. El proceso puede considerarse dividido en cinco fases clásicas de la informática:

1. Fuentes de Información
2. Adquisición de datos
3. Tratamiento de la información
4. Presentación de datos
5. Explotación

1.2.1 Clasificación Funcional

Se establece a continuación una clasificación funcional de los sistemas basados en consideraciones mixtas de carácter tecnológico, operacional y utilitario que conforman la función navegación:

1. Sistemas de Recepción Direccional
2. Sistemas de Transmisión Direccional
3. Sistemas Múltiples Hiperbólicos
4. Sistemas Radar
5. Sistemas Autónomos
6. Sistemas Altimétricos
7. Sistemas de Aproximación y Aterrizaje
8. Sistemas Espaciales

1° Sistemas de Recepción Direccional

Son sistemas basados en la determinación de la dirección de procedencia de la energía electromagnética recibida en un punto del espacio aéreo, mediante un equipo receptor de carácter orientable y capaz; por lo tanto de materializar la dirección de la trayectoria de llegada a la energía respecto de una orientación determinada. Es la radiogoniometría la técnica que se aplica en estos sistemas y la antena de cuadro el fundamento de su empleo. Son sistemas de carácter radioeléctrico, la energía electromagnética utilizada procede de un foco emisor simple y se supone que las trayectorias de propagación son rectilíneas, lo cual introduce errores por la manifiesta irregularidad del medio de propagación, en nuestro caso la atmósfera terrestre, la radiogoniometría puede ser terrestre o aérea, según el equipo receptor direccional se encuentre situado en la superficie terrestre y la energía proceda de un transmisor situado en la aeronave o viceversa. La radiogoniometría con orientación automática de la antena direccional receptora situada en la aeronave. El conjunto receptor de abordó se conoce universalmente bajo la denominación de

"Radiocompás Automático" o más abreviadamente como ADF (Automatic Directional Finding) siendo su complemento terrestre un transmisor ordinario de carácter no direccional, del que procede la energía electromagnética conocido bajo la denominación abreviada de NDB (Non Directional Beacon).

2° Sistemas de Transmisión Direccional

Son sistemas también de carácter radioeléctrico en los que la energía electromagnética generada se distribuye en el espacio con arreglo a una cierta función de la dirección en que se propaga, realizándose una verdadera transmisión direccional, sea la energía portadora pura o de las señales moduladoras. Los diagramas de radiación pueden ser estáticos o dinámicos, o sea invariables o variables con respecto al tiempo, la recepción se realiza en forma direccional, analizándose las características de las señales recibidas para extraer de ellas la información de su dirección o más concretamente de su trayectoria de propagación. Se suponen aquí también rectilíneas estas trayectorias y consecuentemente se aceptan los errores inherentes a esta aproximación en cuanto que las trayectorias reales no son exactamente rectilíneas por no ser homogéneo e isotrópico el medio de propagación. En todos los sistemas de este tipo actualmente empleados en la navegación aérea, la transmisión direccional se realiza desde la superficie terrestre, por medio de los transmisores conocidos genéricamente con el nombre de radiofaros.

Al final de los años 40 aparece el que habría de convertirse en el sistema de navegación aérea universal, el VOR o Radiofaro

Omnidireccional de VHF, aplicándose ya las frecuencias muy altas, del orden de centenar de MHz a la transmisión direccional con diagramas de radiación dinámicos (en este caso, giratorio a velocidad angular constante). Todos los sistemas de transmisión direccional son de carácter geométrico azimutal y han sido esta técnica más fecunda en aportación de ayudas a la navegación aérea.

3° Sistemas Múltiples Hiperbólicos

Comprende los sistemas igualmente de carácter radioeléctrico, mediante los cuales se determina la diferencia de tiempos de propagación hasta la aeronave de la energía electromagnética procedente de dos estaciones transmisoras situadas en dos puntos distintos de la superficie terrestre, con diagramas de radiación estáticos y no direccionales, la diferencia de tiempos se mide en forma electrónica, sobre una "base de tiempos".

4° Sistemas Radar

Están constituidos por los sistemas que hacen aplicación de las cualidades reflectantes de la energía electromagnética para la detección y localización de objetos en el espacio, mediante la filosofía: interrogación-respuesta. Son sistemas de doble carácter direccional y telemétrico, el primero basado en el empleo de sistemas radiantes muy direccionales que concentran la energía electromagnética radiada en un ángulo sólido muy agudo y el segundo en la medición electrónica de tiempos de propagación, traducidos en distancias por aplicación del clásico supuesto de trayectorias rectilíneas y velocidad constante. La técnica radar puede aplicarse en la detección y

yocalización de aeronaves desde la superficie terrestre (Radares Terrestres) o a la de la superficie terrestre; fenómenos meteorológicos u otras aeronaves desde la aeronave (radares de a bordo). Estos últimos son de utilidad muy reducida o prácticamente nula para la navegación aérea siendo ciertamente muy útiles para otros aspectos de la utilización del espacio aéreo (sistemas de autocolisión y radares meteorológico, esencialmente), siendo los radares terrestres, los únicamente empleados, con muy pocas excepciones, para la navegación y circulación aéreas mucho más para la circulación que para la navegación.

Se incluye también entre los sistemas de radar el estudio de la función telemétrica del TACAN, utilizada por la Aviación Civil, Internacional con la asignación "DME" (Equipo Medidor de Distancia) y que no es otra cosa que un radar de a bordo en que la interrogadora es la aeronave y la estación terrestre la respondedora, utilizándose exclusivamente la respuesta a efectos telemétricos pero no direccionales.

5° Sistemas Autónomos

En estos sistemas, la condición de autónomos está basada en la independencia de todo apoyo exterior activo para la navegación, proporcionando así a la aeronave autonomía total para la realización del vuelo. Los sistemas DOPPLER e INERCIAL están dentro de esta clasificación.

6° Sistemas Altimétricos

Son sistemas mediante los cuales se pretende medir la distancia de la aeronave a la superficie terrestre. La función altimétrica no tiene relación directa con la navegación, en cuanto no afecta directamente a la consecución del objeto final del vuelo; la altimetría es de interés para la función circulación aérea para evitar colisiones en el terreno. Naturalmente la altimetría está íntimamente ligada a la sustentación y propulsión; pero esta ligadura es de carácter aerodinámico. Estos sistemas tienen dos aspectos de aplicación tecnológica: Uno de carácter barométrico y el otro de carácter radioeléctrico.

7° Sistemas de Aproximación y Aterrizaje

Son los sistemas específicamente utilizados durante la fase final del vuelo, sin que eso quiera decir que en ellos se hace aplicación de tecnologías diferentes a las de otros sistemas de navegación aérea. La diferencia es únicamente de carácter operacional, ya que en lo tecnológico podrían haberse incluido en grupos ya previamente establecidos.

El ILS (Instrument Landing System) es el sistema reglamentario en la aviación civil internacional para la aproximación final de aeronaves. Se trata de un sistema de transmisión direccional a todos los efectos, por lo que se le puede incluir en este grupo; está conformado por tres subsistemas independientes, el primero de carácter geométrico azimutal, el segundo cenital, y el tercero vertical,

este último a efectos de materializar el paso de la aeronave por la vertical de algunos puntos característicos de su trayectoria de aproximación; los dos primeros proporcionan a la aeronave guía de alineación y descenso durante la maniobra.

8° Sistemas Espaciales

Son aquellos en los que se recibe la información de los llamados "CUERPOS CELESTES", situados en el espacio exterior, incluyendo a los astros naturales los recientemente aparecidos astros artificiales puestos en órbita por el hombre.

2. Sistemas de Navegación Aérea

En esta parte se expone en forma breve los principios de funcionamiento de los sistemas de Navegación Aérea más importantes y utilizados en este proyecto:

2.1 El Radiocompás Automático de a Bordo (ADF)

Este sistema tiene como fundamento el principio de recepción direccional; el cual se desarrolla a continuación:

La figura 1.1 muestra un cuadro receptor cuyo plano se mantiene vertical y en donde \vec{P} es el vector de Poyting, \vec{E} el campo eléctrico y \vec{H} el campo magnético.

Por efecto de \vec{E} aparece en los bordes del cuadro una fuerza electromotriz de la misma frecuencia del campo eléctrico por la

longitud del cuadro y cuyas fases relativas son iguales a las diferencias de fase, entre los campos eléctricos respectivos, siendo a su vez esta diferencia de fase igual a la diferencia de tiempos de propagación de la energía electromagnética a cada uno de los lados verticales del cuadro, expresado los tiempos en ángulos eléctricos (una circunferencia por cada periodo). Se supone la trayectoria de la propagación de energía electromagnética rectilínea (medio de propagación homogéneo e isótropo, con índice de refracción unitario).

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad , \quad \lambda(\text{cm}) = \frac{3 \times 10^{10}}{f(\text{c/seg})}$$

Con la suposición de que la distancia de la antena receptora (\gg) es mucho mayor que las dimensiones del cuadro y el campo eléctrico paralelo al plano del cuadro; las cargas eléctricas producen diferencias de potencial entre los dos lados verticales del cuadro:

$\bar{V} = \bar{V}_1 - \bar{V}_2$ siendo esta compleja, en su correspondiente módulo y argumento.

Observar Fig. 1.2

Con el lado del cuadro como unidad, sobre el eje Z y tomando como unidad de módulos el producto (E.1) y como referencia 0, la de la tensión inducida en el conductor de referencia se tiene:

$$\bar{V}_1 = v_1 / \phi_1 \quad \text{y} \quad \bar{V}_2 = v_2 / \phi_2 \quad \text{siendo} \quad V_1 = V_2 = 1$$

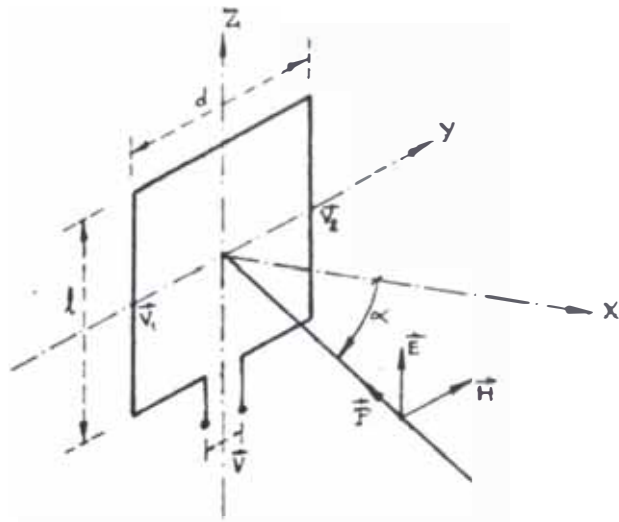


Fig. 1.1

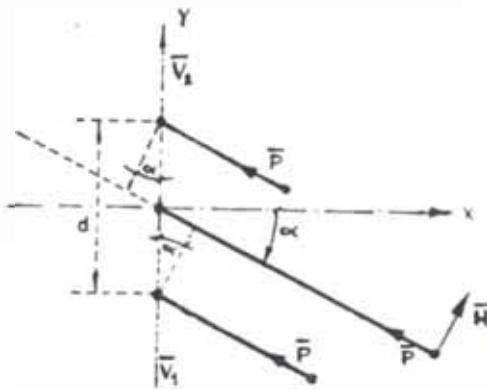


Fig. 1.2

$$\phi_1 = 2\pi \frac{d \operatorname{sen} \alpha}{2\lambda}, \quad \phi_2 = -2\pi \frac{d \operatorname{sen} \alpha}{2\lambda}$$

y haciendo $\phi = \pi \frac{d \operatorname{sen} \alpha}{\lambda}$, con $v_1 = \frac{1}{\phi}$ y $v_2 = \frac{-1}{\phi}$

$\Rightarrow \bar{V}$ será en forma compleja:

$$v = j \operatorname{sen} \phi - j \operatorname{sen}(-\phi) = j 2 \operatorname{sen} \phi$$

\therefore sustituyendo el valor de ϕ :

$$v = j 2 \operatorname{sen} \left[\frac{\pi d \operatorname{sen} \alpha}{\lambda} \right]$$

Teniendo en cuenta que $d \ll \lambda$

se puede poner: $v = j 2\pi \frac{d}{\lambda} \operatorname{sen} \alpha$ y si se hace $\Lambda = \frac{2\pi d}{\lambda}$

queda para la señal de salida de cuadro

$$v = j A \operatorname{sen} \alpha$$

El diagrama de recepción del cuadro es la representación en la forma polar de la función $|v|(\alpha)$. Fig. 1.3.

La información direccional facilitada por el cuadro consta de amplitud y fase. La fase tiene información únicamente del semiplano de situación del NDB respecto a la orientación del cuadro, pero es pobre. Más importante es la amplitud. Sin embargo a cada amplitud le corresponden cuatro valores posibles de ángulo α , de los que la información de fase selecciona dos de ellos.

El método de resolver esta ambigüedad es conectando otra antena de cuadro orientado perpendicularmente al primero, o más frecuentemente la de un conductor que está situado en el eje del cuadro tiene fase nula respecto a la referencia de fase utilizada y es por tanto, igual a: $V_s = B$ siendo $B = L/I_1$

Con la referencia establecida, esta señal se suma a la del cuadro, multiplicado previamente por $-j$, siendo la señal resultante:

$V = V_s - jV_c = B + A \text{ Sen } \alpha$ siendo $B > A$, con lo que resulta siempre nula la fase de la señal V y cambiando la referencia de amplitud unitaria, tomando como unidad el valor B , tendremos:

$$V = 1 + a \text{ Sen } \alpha ; \quad a = A/B < 1 \quad \text{Ver Fig. 1.4}$$

Luego las señales a utilizar en el ADF son las de salida del cuadro radiogoniométrico ($V_c = j A \text{ Sen } \alpha$) y la antena de cuadro ($V_s = B$). Estas señales se combinan para obtener, después de amplificadas y detectadas en un receptor, la señal de entrada al servosistema de orientación de la antena de cuadro móvil. La señal V_c procedente del cuadro se multiplica alternativamente por j y $(-j)$ según una secuencia angular determinada por un generador de corriente alterna de frecuencia f_m de valor normalmente **125 Hz.**, de modo que durante los semiciclos positivos de f_m el factor de multiplicación es $(-j)$, es decir se retrasa en cuadratura respecto de la original, mientras que en los ciclos negativos de f_m se multiplica por j , o sea se adelanta en cuadratura respecto a la original. Después de estas operaciones, la señal de cuadro se suma, a la de antena de sentido, con lo que obtendremos una señal de radiofrecuencia modulada en amplitud, a la frecuencia f_m , con una profundidad de modulación proporcional al valor del seno del ángulo de orientación del cuadro respecto del NDB. Tras el proceso de amplificación y detección en el receptor de ADF obtendremos, después del adecuado filtrado, para eliminar armónicos indeseables, una señal de audiofrecuencia,

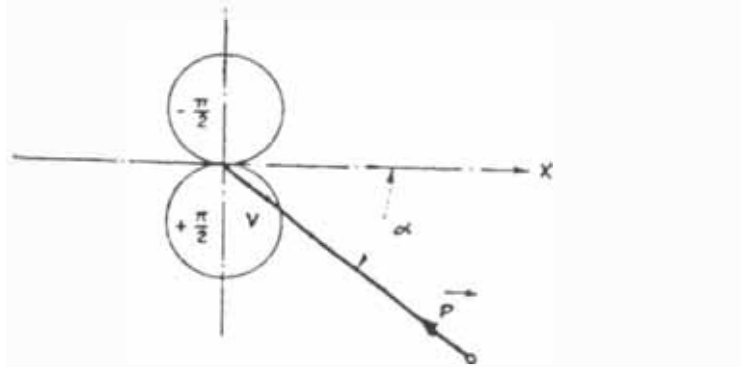


Fig. 1.3

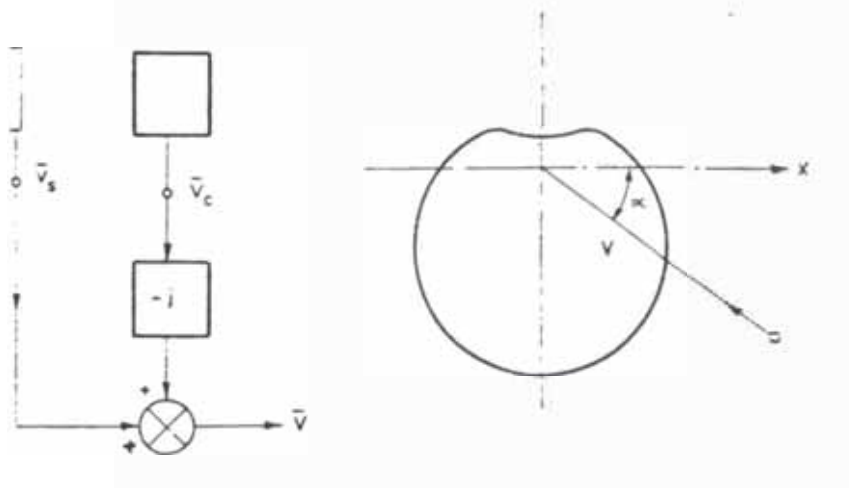


Fig. 1.4

de frecuencia f_m , cuya amplitud será proporcional al módulo de $\text{Sen } \alpha$ y cuya fase respecto de la del generador de f_m será en coincidencia o en oposición, según el signo de $\text{Sen } \alpha$

Luego a partir de la recepción de las señales de cuadro y antena de sentido, se trata esta información convenientemente para extraer de ella los datos que han de servir para la navegación y guiado de la aeronave. Pero antes de entrar al proceso de tratamiento de la información, se define el sistema de referencia X_a , tal como lo indica la Fig. 1.5 de manera esquemática, en la que gráficamente se definen los ejes y parámetros que intervienen en la explicación del funcionamiento y en donde:

- N = Orientación de la referencia terrestre (Norte)
- X_a = Eje longitudinal del avión (referencia básica del ADF)
- X_r = Eje de orientación del cuadro (referencia del cuadro)
- α = Angulo de las señales del cuadro
- ψ = Angulo del cuadro con el avión
- β = Angulo de rumbo (independiente del ADF)
- θ = Azimut del NDB respecto al avión
- θ_a = Azimut del avión respecto del NDB (línea de situación)

El ADF alcanza una posición estable cuando $\alpha = 0$; con su indicador dispuesto para marcar el ángulo ψ . El sistema indicador de orientación del avión respecto a la superficie terrestre (brújula) proporciona el ángulo de rumbo del avión (β). Las relaciones angulares en el ADF, expuestas en la Fig. 1.5 son sencillas:

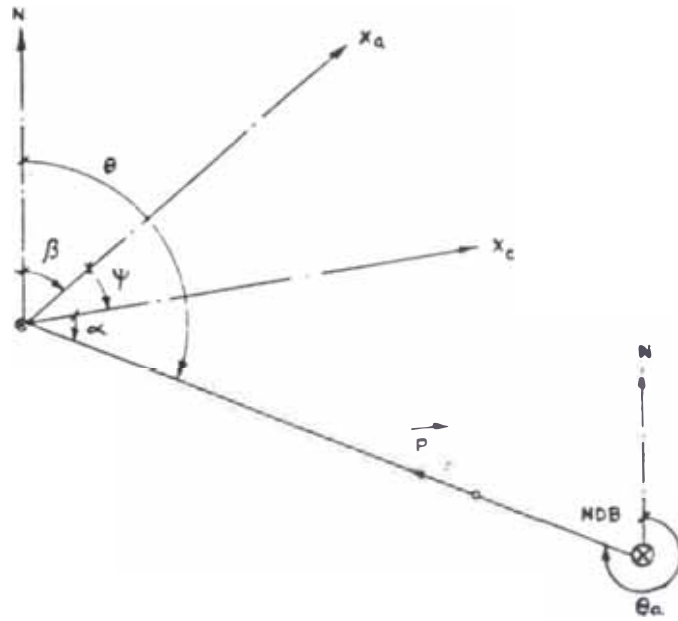


Fig. 1.5

$$\theta = \alpha + \beta + \psi \quad ; \quad \theta_a = \pi + \theta$$

Una vez que el cuadro se ha estabilizado respecto a las señales procedentes del NDB, se verifica que $\alpha = 0$. A partir de esta ecuación, el cuadro sigue permanentemente orientado hacia el NDB por cuanto su respuesta es mucho más rápida que la del avión. En estas condiciones con $\alpha = 0$, las relaciones angulares serán:

$$\theta = \beta + \psi \quad ; \quad \theta_a = \pi + \beta + \psi$$

y es la que sirve para definir la línea de situación del avión con respecto a la superficie terrestre, tomando como referencia un sistema de coordenadas polares, con el polo en NDB y eje polar el meridiano (magnético o geográfico) del NDB.

El ADF, en combinación con la brújula, proporciona, pues el argumento de la posición del avión y define una línea de situación que es un arco de círculo máximo de la superficie terrestre, supuesta esta esférica. Se analiza ahora, con el esquema de la Fig. 1.6, el funcionamiento del servosistema del ADF:

Las señales en los distintos enlaces del sistema, son las que se indican, en la figura; siendo ω la pulsación de la señal de radio frecuencia procedente del NDB, mientras que ω y ϕ son respectivamente la pulsación y la fase de la señal moduladora del generador de a bordo; en la figura se tiene que:

$$V_s = 1 \cdot \text{Sen} \omega t$$

$$V_C = a \text{ Sen} \alpha \cdot \text{Sen} (\omega t + \pi/2) = a \text{ Sen} \alpha \cdot \text{Cos} \omega t$$

=

$$\begin{aligned} \bar{V}_m &= A_m \cdot \text{Sen}(\omega_m t + \phi_m) \\ V_a &= m \cdot \text{Sen} \alpha \cdot \text{Sen} \omega t \cdot \text{Sen}(\omega_m t + \phi_m) \\ V_r &= [1 + m \text{Sen} \alpha \cdot \text{Sen}(\omega_m t + \phi_m) \cdot \text{Sen} \omega t] \\ \epsilon &= m \cdot \text{Sen} \alpha \cdot \text{Sen}(\omega_m t + \phi_m) \end{aligned}$$

$$\therefore \psi = m \text{Sen} \alpha$$

En estas ecuaciones debe comprenderse que se trata de valores relativos en amplitud, puesto que los niveles óptimos pueden ajustarse en el proceso de recepción y detección. El circuito está básicamente constituido por un generador de frecuencia f_m (nominalmente de 125 c/s), de carácter pasivo, cuyo objeto esencial es modular las señales combinadas del cuadro y antena de sentido a la frecuencia f_m moduladora y con una profundidad de modulación proporcional al seno del ángulo α del cuadro con el NDB. Estas señales se pasan por el receptor, en donde se les somete al clásico proceso de amplificación y detección, siendo la salida del receptor la señal de error del servosistema, señal de frecuencia f_m y amplitud ($m \text{Sen} \alpha$). Esta señal está en fase (ϕ_m) o en oposición de fase ($\pi + \phi_m$) con la del generador de modulación, según que ($\text{Sen} \alpha$) sea positivo o negativo.

Esta señal de error actúa sobre el servomotor (S1), el cual a su vez actúa mecánicamente sobre el cuadro y subsidiariamente sobre el indicador análogo (IND) comunicando al cuadro una velocidad angular (ψ) de valor absoluto proporcional al seno del ángulo α ($m \text{Sen} \alpha$) y de sentido positivo (ψ creciente) cuando $m \text{Sen} \alpha$ sea positivo, o negativo (ψ decreciente) cuando $m \text{Sen} \alpha$ es negativo. El sentido de giro que el servomotor comunica al cuadro está determinado

por el signo de (ψ), que depende a su vez de la comparación de fase en el servomotor de las señales procedentes del receptor (señal de error) y del generador de modulación (señal de comparación). El indicador IND está sincronizado con el cuadro, de forma que presenta análogicamente el ángulo (ψ) que forma el eje del cuadro con el eje longitudinal del avión.

La ecuación determinante del comportamiento del sistema será:

$$\dot{\psi} = \frac{d\psi}{dt} = \text{Sen } \alpha$$

Según esta ecuación, el cuadro tiende a orientarse de forma que disminuya el valor absoluto de α . Considerando la fase final del proceso de orientación y estabilización (ángulo α muy pequeño) y llamando ψ_a al ángulo que forma la alineación avión - NDB con el eje longitudinal del avión:

$$\psi_a = \psi + \alpha$$

Luego la ecuación diferencial característica del servosistema será:

$$\dot{\psi} = m(\psi_a - \psi) \quad \text{que conduce a la solución:}$$

$$\psi = \psi_a - (\psi_a - \psi_0) e^{-mt} \quad \text{siendo } \psi_0 \text{ el valor inicial de } \psi$$

En resumen, la referencia de orientación del cuadro es el eje longitudinal del avión, por lo que es preciso conocer la orientación de este, respecto de la tierra para determinar el azimut de situación de la aeronave. A su vez este sistema presenta algunos errores debido básicamente a la propagación y polarización no lineales, a las reflexiones ionosféricas, a la estructura metálica del avión

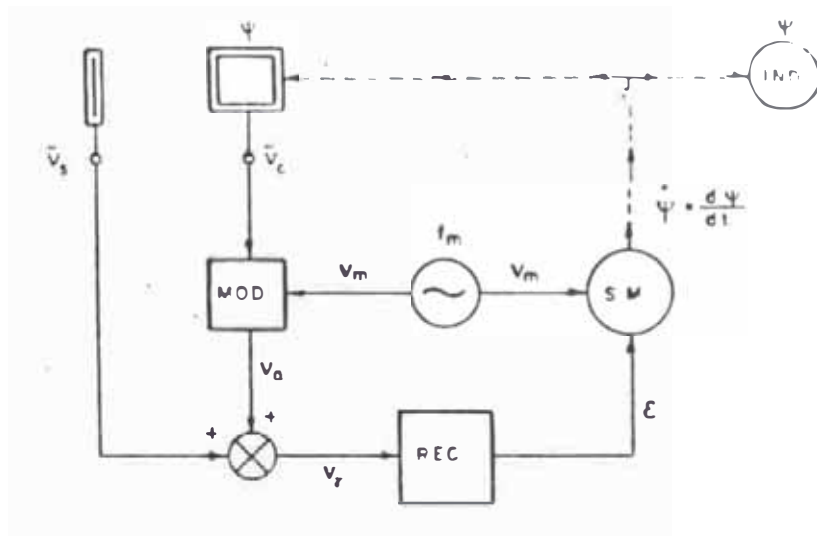


Fig. 1.6



Fig. 1.7

y escasa abertura de la antena de cuadro. El sistema es colocado generalmente dentro del fuselaje para reducir la resistencia aerodinámica.

Junto con el sistema ADF se usa el RMI (Radio Magnetic Indicator), indicador en el que se combinan la información de ADF y de la brújula, dando por lectura directa el azimut de la línea de situación. Ver Fig. 1.7.

El empleo del ADF está limitado a la maniobra de acercamiento NDB-ADF, en que se realiza el guiado del avión hacia el NDB, manteniendo constantemente a cero la aguja del ADF, con lo que se elimina la necesidad de tener en cuenta el rumbo del avión.

2.2 El Radiofaro Omnidireccional de muy Alta Frecuencia (VOR)

Las siglas "VOR" son las iniciales de "VERY HIGH FREQUENCY OMNIDIRECTIONAL RANGE", que se puede traducir por "Radiofaro Omnidireccional de muy alta frecuencia".

El VOR es una ayuda de navegación en la banda de VHF, usado para determinar el rumbo desde el avión hasta un punto designado. El sistema consiste en una estación terrestre fija y un equipo receptor arotransportado. La estación terrestre transmite dos señales: la primera se modula por una señal de 30 Hz. y se transmite por medio de un sistema radiante no direccional, la segunda alimenta a un sistema radiante con diagrama de radiación dinámico que produce una modulación espacial de 30 Hz. cuya señal moduladora está desfasada de la primera en un ángulo de fase variable e igual en retraso al ángulo

del radial de situación del punto de que se trate; medido este ángulo respecto de una referencia fija que es siempre el radial correspondiente al norte magnético de la estación. Desde cualquier punto dentro del alcance visual, el equipo aerotransportado recibe, descubre y compara la fase de las dos señales. La relación de fase es interpretada en una presentación del indicador de dirección desde el avión hasta la estación terrestre.

Las ventajas de los sistemas VOR se deben principalmente a las características de VHF. Existe muy poca estática durante los disturbios eléctricos (tormentas), y las variaciones en el funcionamiento debido a los reflejos ionosféricos, comunes en las ayudas de navegación de baja radiofrecuencia, son muy pocas. Las características omnidireccionales de guía hacia la estación de origen hacen este equipo más versátil que las ayudas de navegación, que limitan la señal guía hacia la estación de origen a cuatro rumbos. Las desventajas del sistema VOR también provienen de las características de VHF. El alcance a bajas altitudes es bastante limitado debido a las características de la línea visual de la energía VHF radiada. Bajo ciertas condiciones ionosféricas existirán errores en la información de rumbo. A despecho de estas limitaciones, el sistema VOR es una ayuda bastante útil con un grado alto de exactitud.

Existen dos tipos de estaciones terrestres "omni" (omnidireccionales) un sistema de alta potencia VOR (en ruta) y un sistema de baja potencia TVOR (Terminal). La banda total de frecuencias es de 108.0 a 117.9 megaciclos. Existe un canal TVOR en cada par de decimos de megaciclo entre 108.0 y 111.8 megaciclos; existe una canal VOR

en cada décimo de megaciclo entre 112. y 117.9 megaciclos. De esta manera existen 20 canales TVOR espaciados a $2/10$ de megaciclo y 60 canales VOR espaciados a $1/10$ de megaciclo.

El siguiente desarrollo trata de realizar la exposición de una típica estación terrestre VOR a fin de conocer las señales que son recibidas y comparadas en el receptor aerotransportable.

El principio básico de funcionamiento VOR es la medición de una diferencia de tiempos (fases) entre dos señales radiadas. Este principio queda ilustrado en la Fig. 1.8. Imagínese una torre que sostiene dos luces: una luz verde que puede ser vista desde cualquier dirección y una luz blanca que se puede ver únicamente cuando está enfilada directamente en el punto de vista. La luz direccional blanca está encendida todo el tiempo y gira a una velocidad constante; la luz verde normalmente está apagada, pero produce destellos cada vez que la luz blanca rotativa pasa a través del norte magnético.

Por ejemplo nos encontramos directamente al norte de la torre, se podrá ver destellos simultáneos de luz blanca y verde cada 12 seg. A 5 revoluciones por minuto la luz blanca toma 12 segundos para efectuar una revolución. Si nos encontramos en cualquier otra posición alrededor de la torre, la luz blanca puede producir un destello cada cierto tiempo después que la luz verde. En realidad, mientras más distante no encontremos alrededor de la torre, en dirección a la derecha, mayor el tiempo entre los destellos de luz verde y luz blanca. El tiempo máximo entre los destellos es, por supuesto, 12 segundos.

Si se mide un tiempo de 6 segundos entre dos destellos, la posición es directamente al sur de la torre. Como la luz direccional gira 360 grados en 12 segundos (30 grados por segundo), en 6 segundos se mueve 180 grados (6 x 30 grados) desde el norte magnético.

Los destellos de luz verde omnidireccional constituyen la referencia para el faro. Para el VOR la referencia es una señal de 30 ciclos cuya frecuencia modula una onda sub-portadora de 9960 ciclos. La señal de frecuencia modulada de 9960 ciclos se usa para modular entonces la amplitud de una portadora de radiofrecuencia. Esta señal es transmitida simultáneamente a todos los puntos alrededor de la estación transmisora.

Para modular la frecuencia de la sub-portadora de 9960 ciclos a 30 ciclos, se usa una rueda de sonido y un imán permanente. La rueda de sonido tiene 332 dientes y 332 camellones. La rueda de sonido gira cerca de una bobina devanada alrededor de un imán permanente, tal como aparece en la Fig. 1.9. La figura ilustra únicamente unos cuantos dientes de manera que puede verse con mayor claridad la variación en el espaciamiento. El imán permanente establece un campo de flujo alrededor de la bobina. Uno de los dientes de la rueda de sintonización en línea con el imán permanente produce un cambio en el campo magnético, lo cual hace cambiar el flujo cortando la bobina. El flujo del campo magnético también cambia cuando uno de los camellones de la rueda sintonización esté en línea con el imán de este modo, al hacer girar la rueda de sonido hace que varíe el campo de flujo magnético. Este cambio de campo induce un voltaje cambiante en la bobina. Cuando la rueda de sonido gira una revolución completa

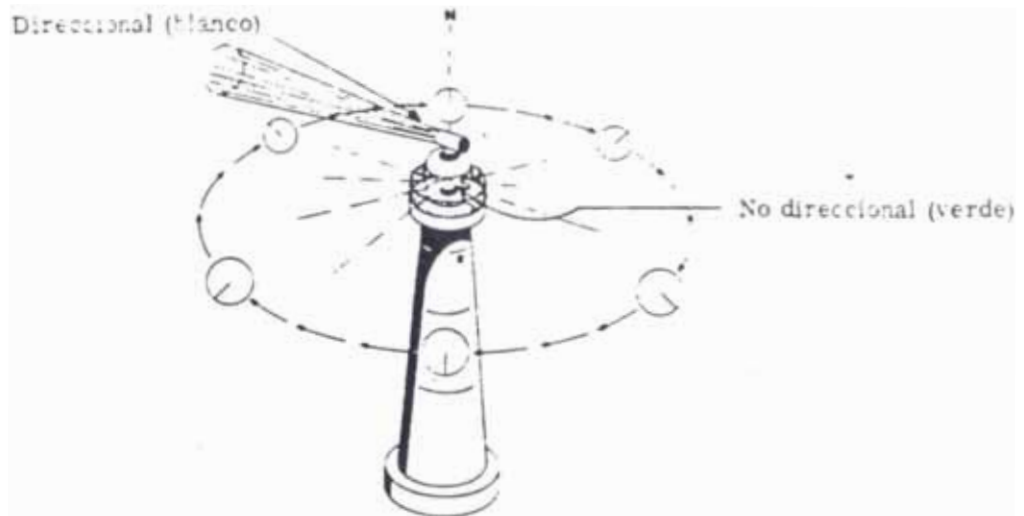


Fig. 1.8

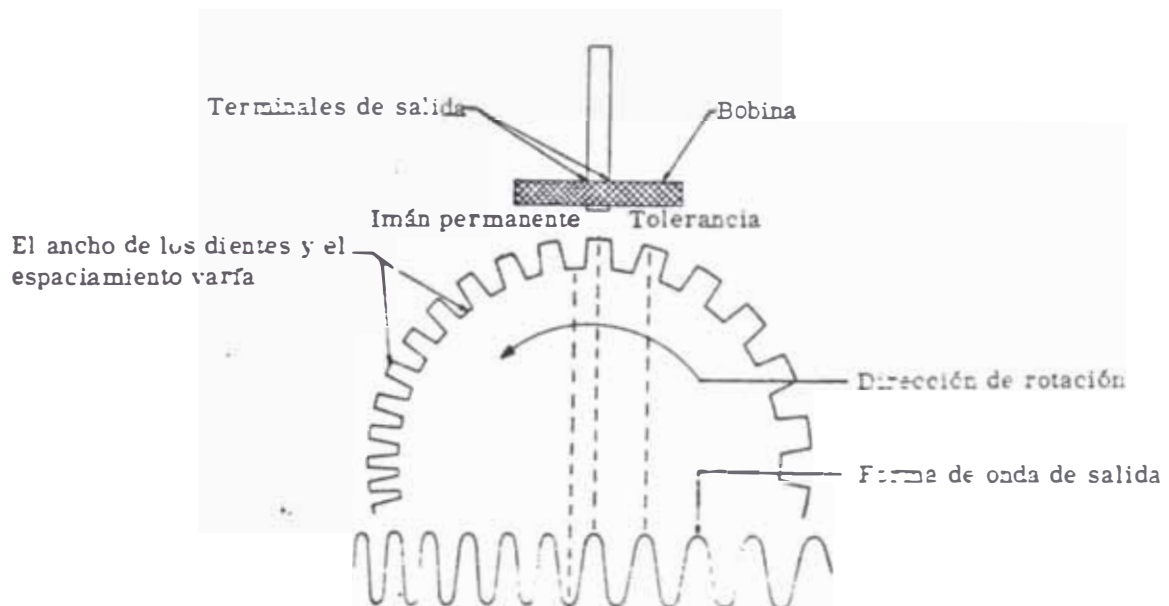


Fig.1.9

el voltaje de salida aumenta y disminuye 332 veces. Como la rueda de sonido gira a razón de 30 veces por segundo, la bobina tiene una frecuencia de salida de 9960 ciclos por segundo.

La modulación de la frecuencia es causada por el cambio gradual en el ancho de los dientes y camellones a medida que nos movemos al rededor de la rueda. Una revolución completa de la rueda produce un ciclo completo de modulación de frecuencia. La desviación total en la frecuencia es de 480 ciclos mayor de 9960 y 480 ciclos menor de 9960.

La subportadora varía de 9960 a 10,440 a 9960 y a 9480 y nuevamente a 9960 a un régimen de 30 ciclos. Esta señal modula la amplitud de la portadora de radiofrecuencia, tal como aparece en la Fig. 1.10.

La señal variable, usa la misma frecuencia portadora como la señal de referencia, pero sin modulación del transmisor. La señal está modulada a 30 ciclos por segundo mediante rotación de un patrón de antena cardioide (ver Fig. 1.11). Como la señal de referencia al igual que la señal variable son transmitidas en la misma portadora de radiofrecuencia, se mezclan en el espacio. La señal resultante a parece ilustrada en la Fig. 1.12

En la Fig. 1.8 la luz blanca omnidireccional representa la señal variable. Para el VOR, la antena gira 1800 revoluciones por minuto (30 ciclos por seg.). Esto hace que la potencia máxima y mínima de señal gire por un punto dado 30 veces por segundo. Para un receptor situado en cualquier punto alrededor de la estación, la señal aparece como una portadora de amplitud modulada.

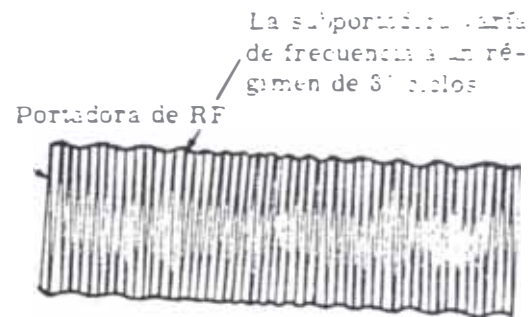


Fig. 1.10

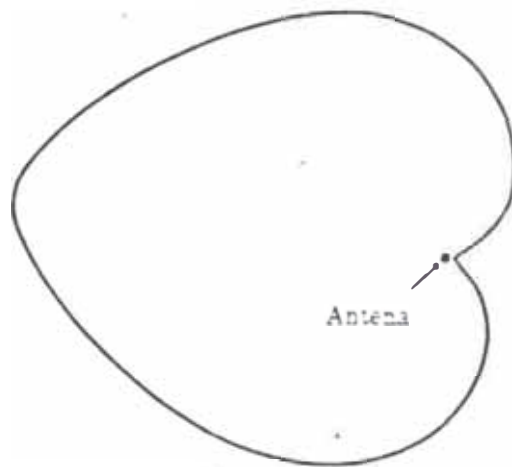


Fig. 1.11

El dispositivo rotativo de patrón cardioide está mecánicamente acoplado a la rueda de sonido para sincronizar las señales variables y de referencia. Como la señal variable depende de la rotación del patrón de la antena para su modulación, la diferencia de fase entre ella y los 30 ciclos de la señal de referencia depende de la ubicación del receptor con relación a la estación terrestre. El sistema está arreglado de manera que la referencia (30 ciclos de frecuencia modulada) y la variable (30 ciclos de amplitud modulada) estén en fase en cualquier punto exactamente al norte de la estación.

La Fig. 1.13 ilustra la diferencia de fase de la señal de referencia (R) y de la señal variable (V) en puntos alrededor de la antena. Observe que exactamente al norte de la estación (punto A), las dos señales estén en fase, pero en cualquier otro punto, existe una diferencia de fase directamente proporcional a la cantidad de rotación. Por ejemplo, en el punto B. (al noroeste de la estación), la diferencia de fase es de 45 grados; en el punto C, 90 grados; en el punto D, 135 grados, etc.

El receptor "omni" mide esta diferencia de fase y presenta, mediante la reacción de sus indicadores, la dirección correcta de la estación. Además de las señales variables y de referencia, la estación terrestre transmite señales auditivas. Estas señales pueden ser de voz o clave y se usan para identificar la estación, proporcionar información sobre el estado del tiempo de la localidad, etc. Las señales auditivas son transmitidas a intervalos especificados.

En el sistema omnidireccional utilizamos tres indicadores: el indicador de dirección, el indicador radiomagnético y el indicador



Fig.1.12

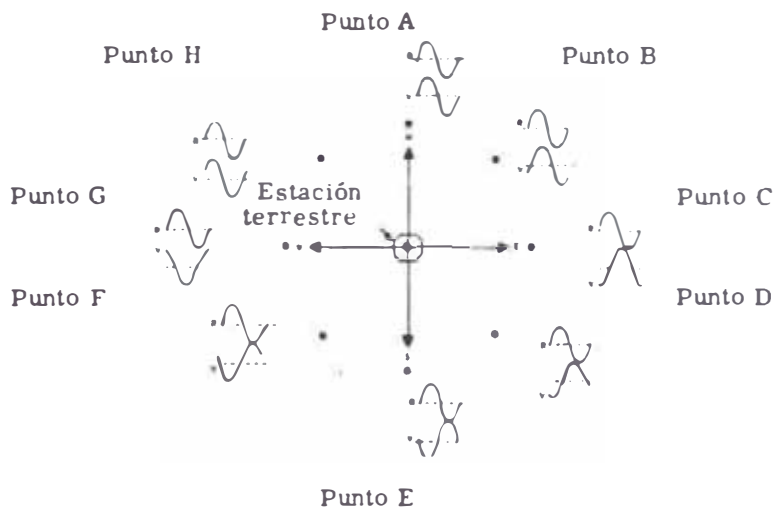


Fig. 1. 13

de rumbo. Estos indicadores muestran la dirección hacia la estación, posición relativa de la estación terrestre, con respecto al avión, e información hacia la estación de origen.

La interpretación de las reacciones del indicador para este sistema pueden resultar algo confusas. La estación terrestre es el punto focal del sistema, pero la finalidad de este equipo es presentar una dirección desde el avión hacia la estación terrestre. Para eliminar la posibilidad de confusión, los radiales de la estación terrestre están marcados con las direcciones desde un avión hacia la estación terrestre. La Fig. 1.14 ilustra este sistema de radiales de identificación. Observe que el norte radial de la estación es de 180° en vez de 0° . Si un avión se encuentra al norte de la estación, debe volar hacia el sur (o tomar un rumbo de 180°) para llegar a la estación.

- El indicador de dirección (Fig. 1.15), normalmente no disponible para el piloto, el copiloto o navegante. Es usado por el individuo de mantenimiento cuando comprueba la confiabilidad del equipo. Este indicador suministra información de dirección hacia la estación terrestre. La indicación se toma de la tarjeta rotativa de dirección debajo del punto de referencia o línea de fe.

- El Indicador Radiomagnético (RMI), el RMI (Fig. 1.16) se usa con distintos tipos de equipos de navegación. Proporciona información tanto de dirección como de rumbo.

El RMI consiste en tres partes indicadoras: la manecilla (manecilla sencilla) número 1, el cual se usa generalmente con sistema ADF;

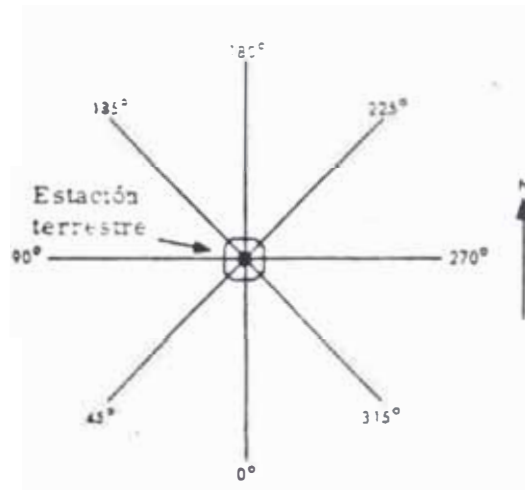


Fig. 1. 14

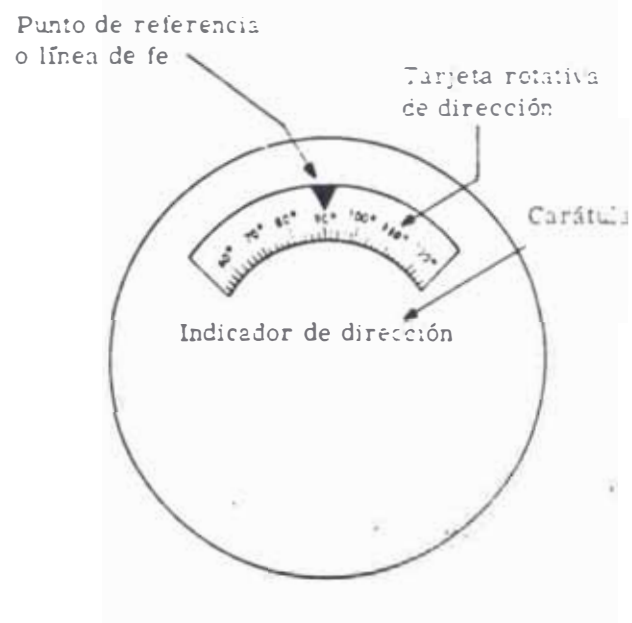


Fig. 1. 15

la manecilla número 2 (manecilla gruesa) y una tarjeta rotativa de rumbo. Cuando se le usa con el VOR, la manecilla número 2 indica la dirección hacia la estación. La tarjeta de rumbo gira de manera que el rumbo del avión aparece debajo del punto de referencia o línea de fé. La interpretación de la información VOR en el indicador RTI que aparece en la Fig. 1.16 es que la estación terrestre está hacia la derecha (noroeste) del avión mientras que el avión está volando hacia el noroeste. Para volar hacia la estación; el avión debe girar hacia la derecha hasta que la manecilla número 2 indique hacia el punto de referencia o línea de fe. A medida que el avión gira hacia la estación, la manecilla número 2 y la tarjeta rotativa giran hasta que el rumbo del avión y la dirección hacia la estación sean iguales.

El Indicador de Rumbo, el indicador de rumbo (Fig. 1.17) es usado por el piloto, principalmente como un indicador hacia la estación de origen para los equipos omnidireccionales y de ILS (Sistema de Aterrizaje por Instrumentos), la otra información disponible en el indicador se combina para determinar la posición relativa del avión con respecto al radial seleccionado (rumbo).

* Rumbo Seleccionado; el piloto puede establecer el rumbo deseado en el medidor de rumbo seleccionado haciendo girar la perilla SFT (de ajuste). Esto cambia el punto de referencia del indicador.

* Manecilla Vertical; la manecilla vertical muestra la posición lateral del avión con respecto al rumbo seleccionado o al recíproco del rumbo seleccionado.

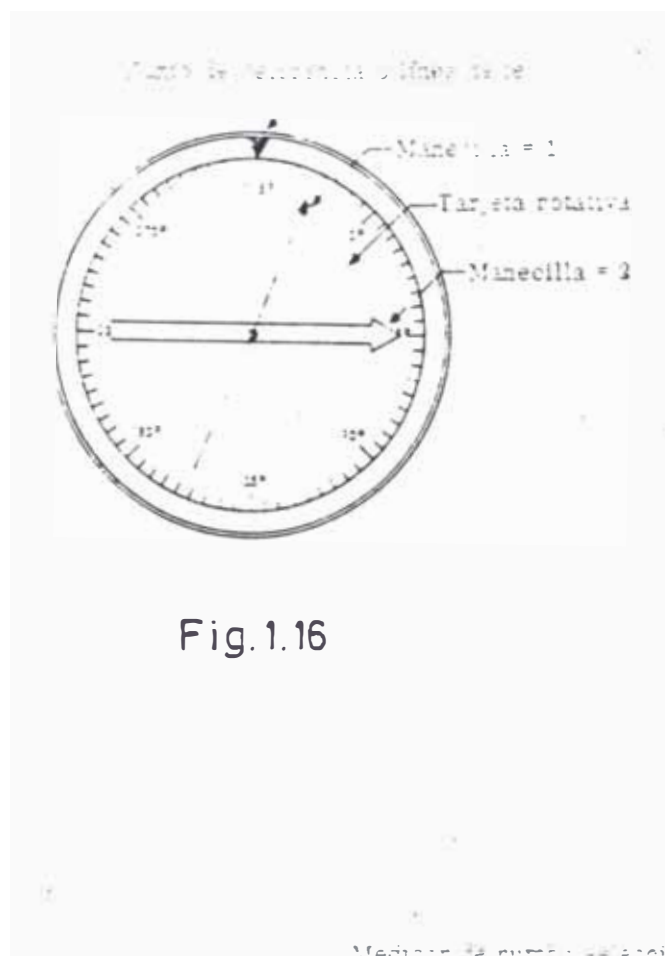


Fig.1.16

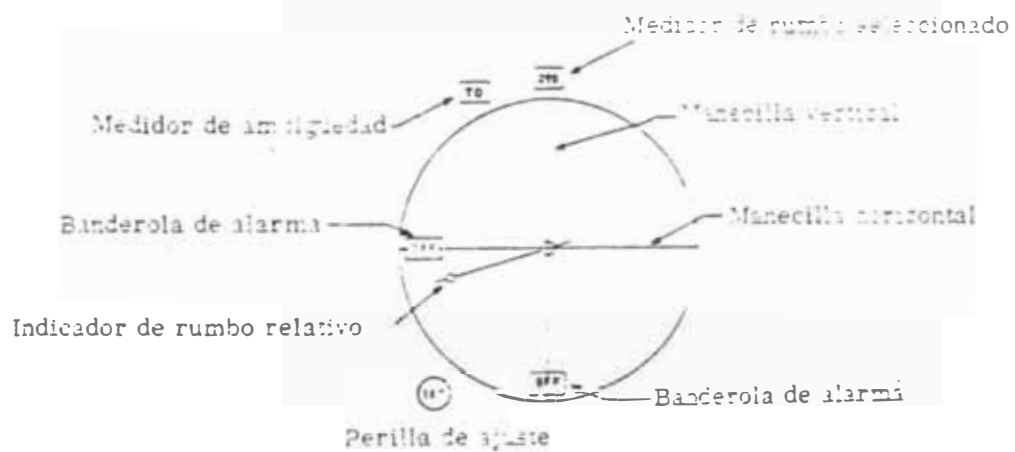


Fig.1.17

* Medidor de Ambigüedad; El medidor de ambigüedad indica si el avión se encuentra sobre o cerca del radial To (HACIA) (rumbo seleccionado) o del radial From (DESDE) (recíproco del rumbo seleccionado). El medidor compara la dirección hacia la estación con el rumbo seleccionado. Si la diferencia entre la dirección y el rumbo seleccionado es menor de 75 grados, el indicador muestra una indicación TO; muestra una indicación FROM si la diferencia es mayor de 105 grados. El indicador muestra un espacio en blanco si la diferencia es entre 75 grados y 105 grados.

* Manecilla de rumbo proa relativa; esta manecilla indica el rumbo proa del avión relativo con el rumbo mostrado en el medidor de rumbo seleccionado.

* Banderolas de alarma; la banderola de alarma OFF para la manecilla vertical aparece siempre que la señal no sea confiable. Cuando la banderola desaparece, el equipo está funcionando y la señal es confiable.

En A de la figura 1.18, el indicador de dirección muestra que la estación omnidireccional está exactamente al norte del avión. RTI muestra que el avión está volando hacia la estación en el radial 0 grado. El indicador de rumbo muestra que el piloto ha seleccionado un rumbo proa de 0 grado y se encuentra en el radial correcto. La presentación del indicador de rumbo depende del deseo del piloto. En la ilustración el piloto ha deseado volar al norte hacia la estación (0 grado en el medidor de rumbo seleccionado). Observe que la manecilla vertical está centrada y el medidor de ambigüedad muestra TO indicando que el avión se encuentra en el radial 0 grado. El señalabr

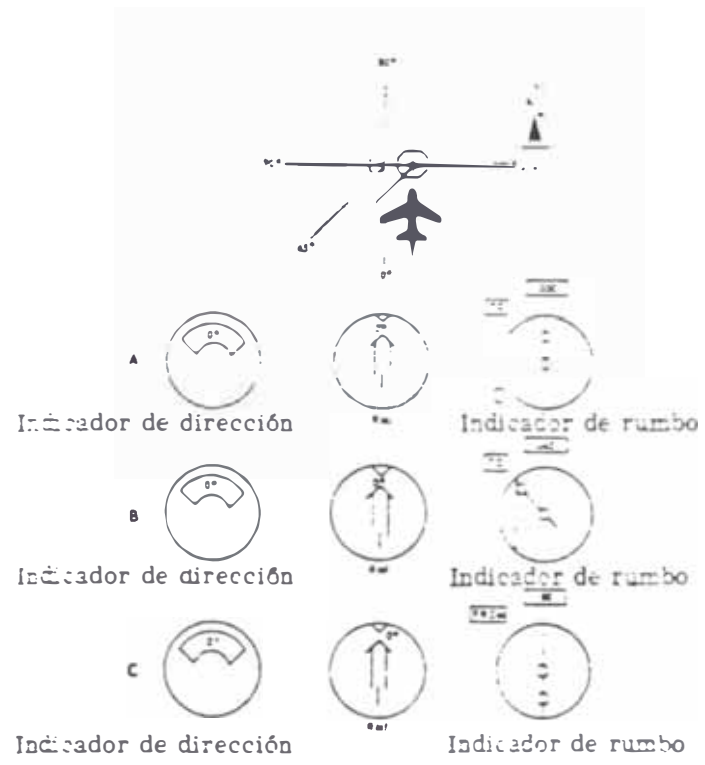


Fig. 1.18

de rumbo proa relativo está enfilado hacia la parte superior del indicador para mostrar que el rumbo proa del avión es igual que el rumbo seleccionado.

Si el piloto cambia el rumbo seleccionado a 45 grados (B de la Fig. 1.18), el indicador de dirección y el RMI permanecerán iguales, pero el indicador de rumbo cambiará. La manecilla vertical estará desviada hacia la izquierda, indicando que el avión debe volar hacia el oeste hasta colocarse en el rumbo deseado. El indicador de ambigüedad aún muestra una indicación TO. Esto significa que la diferencia entre la dirección y el rumbo seleccionado es menor de 75 grados. El señalador de rumbo proa relativo indica que el rumbo proa del avión es de 45 grados hacia la izquierda del rumbo seleccionado. Cuando se escoge un rumbo recíproco (C en la Fig. 1.18), la única diferencia en B de la Fig. 1.18, será la ambigüedad y el rumbo proa relativo mostrado en el indicador de rumbo. La diferencia entre la dirección y el rumbo seleccionado es de 180 grados; de modo que la ambigüedad mostrará FROM. Siendo 180 grados la referencia del indicador y el rumbo proa 0 grado, los señaladores de rumbo proa relativo apuntarán hacia la parte inferior del indicador.

La Fig. 1.19 muestra las reacciones del indicador para un avión que se encuentra al oeste de la estación. La dirección (90 grados) hacia la estación aparece mostrada en el indicador de dirección. El RMI muestra el rumbo proa de 0 grado del avión debajo del punto de referencia o línea de fé y la dirección hacia la estación aparece mostrada por la manecilla número 2. Observe que en cada caso el RMI indica la relación verdadera del avión hacia la estación. La

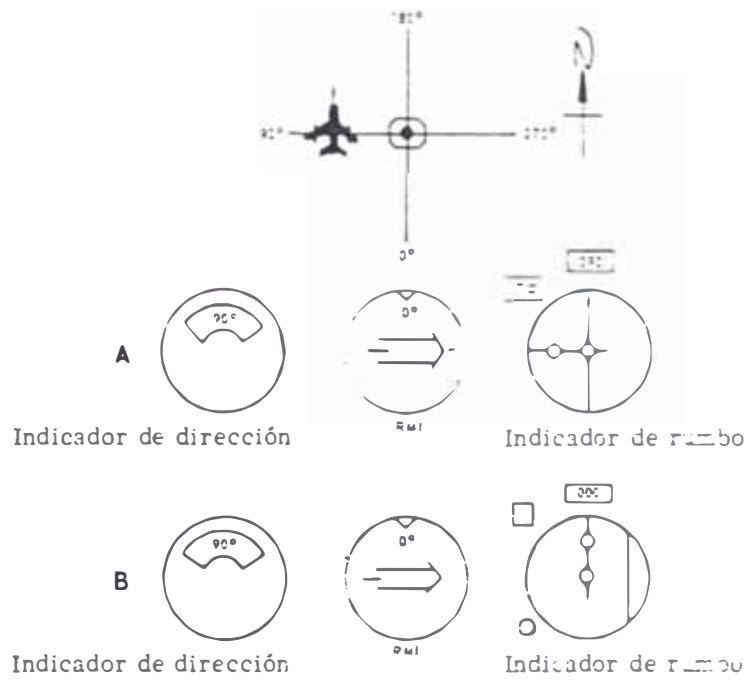


Fig. 1.19

estación terrestre está a la derecha del avión y la manecilla número 2 apunta hacia la derecha.

El indicador de rumbo en A de la Fig. 1.18, muestra 90 grados como el rumbo seleccionado. En vista que el avión se encuentra en el radial 90 grados, la manecilla vertical del indicador de rumbo mostrada está centrada y el medidor de ambigüedad muestra 0. El indicador de rumbo proa relativo está a la izquierda debido a que el rumbo proa del avión es de 0 grados, y la referencia del indicador (rumbo seleccionado) es de 90 grados. En la Fig. 1.19 (B); el rumbo seleccionado ha cambiado a 0 grado, el indicador de dirección y el RMI permanecen iguales. La manecilla vertical en el indicador de rumbo está hacia la derecha, mostrando que el avión debe volar hacia la derecha para colocarse en el radial de 0 grado. La ambigüedad está en blanco porque la diferencia entre la dirección y el rumbo seleccionado es mayor de 75 grados pero menor de 105 grados. El señalador de rumbo proa relativo está apuntando hacia la parte superior del indicador debido a que el rumbo proa es igual que el rumbo seleccionado.

2.3 El Equipo Medidor de Distancia (D.E)

Entre los distintos métodos que se pueden concebir para la determinación de la distancia a la que se encuentra un objeto material de un punto dado, se emplea en la actualidad para la navegación y circulación aéreas la técnica del radar, utilizando exclusivamente las características telemétricas, sin aplicación específica de la directividad del haz interrogador. Y entre las dos técnicas básicas de radar (primaria y secundaria), es la secundaria la que se utiliza

en el sistema conocido por "Equipo Radiotelemétrico de UHF" en la denominación CACI, sistema más conocido por "D.E." en la terminología aeronáutica Universal (de Distance Measuring Equipment).

Este sistema cuyo objetivo es determinar la distancia a que una aeronave se encuentra de un punto dado de la superficie terrestre y que proporciona, por tanto, una superficie de situación esférica o línea de situación circular, consiste esencialmente en un sistema de Radar Secundario simple, en el que la interrogación se realiza por cada aeronave usuaria y la respuesta se obtiene de un TRANSPONDER situado en un punto fijo de la superficie terrestre.

Desde que comenzó a emplearse para la aviación civil la Técnica del Radar Secundario se pensó en la utilidad de proporcionar a las aeronaves de un medio de conocer su distancia a puntos fijos empleando el radar secundario a la inversa (la nave interroga y el punto de referencia contesta), de forma que sea el piloto quien obtenga directamente la distancia. Fue en USA donde se diseñó y utilizó el primer D.E hacia el año de 1950, si bien su empleo no alcanzó gran difusión por entonces.

Entre tanto, bajo secreto militar, se concibió y puso en servicio por la USAF (Fuerzas Aéreas) el sistema TACAN (denominación derivada de Tactical Aerial Navigation), cuyas características se divulgaron (dejando de ser secretas), en el año de 1954. Este sistema consta, de dos funciones: Función Azimut (parecida al VOR) y Función Distancia (DME Civil). La existencia a partir de entonces de dos sistemas de determinación de distancias, análogos e incompatibles, condujo a discusiones enconadas entre militares y civiles USA, tratando cada

grupo de imponer al otro su propio sistema. Se impuso finalmente el TACAN, cuya función Distancia fue asimismo adoptado por la OACI en 1960 con la designación D'E para su empleo en la Aviación Civil internacional.

Este D'E de la OACI es prácticamente la Función Distancia TACAN, con algunas modificaciones ligeras cuyo único objeto es facilitar su empleo y aumentar el número de canales disponibles.

La estación terrestre D'E puede consistir en un TACAN completo o, por eliminación de la antena especial y giratoria TACAN y de los trenes de impulsos de referencia, en un D'E simple con antena fija no direccional. En este último caso, el equipo terrestre consta esencialmente de un Receptor de interrogaciones y un Transmisor de respuestas sincronizadas con las interrogaciones.

En cuanto al equipo de abordo D'E, puede formar parte de un equipo TACAN completo o, por eliminación de los elementos necesarios únicamente para la función AZIMUT, constituir un simple interrogador (TRANSMISOR DE INTERROGACIONES) y un receptor de respuestas complementado con los circuitos de tratamiento de las respuestas y presentación de distancia.

Las frecuencias y canales disponibles son los mismos del TACAN (126 canales separados en 1 Mhz con frecuencias de portadora en la banda de 1000 Mhz). Las frecuencias de interrogación y respuesta están coordinadas según un programa preestablecido y se diferencian siempre en 63 Mhz, estando las de interrogación comprendidas entre 1025 y 1150 Mhz ambas inclusive. Las de respuesta correspondientes están

63 Mhz separadas, por debajo en los 63 primeros canales y por encima en los 63 últimos.

La interrogación consiste en un par de impulsos TACAN, separados 12 μ seg. La respuesta es otro par de impulsos idénticos y el retardo respecto de la interrogación constituye la información de distancia.

La OACI, con el fin de aumentar el número de canales disponibles, respetando la banda de frecuencias de portadora y la separación de canales adyacentes, estableció dos modos distintos de trabajo caracterizados por la separación de los dos impulsos de cada par. Son estos el modo "x" (separación de 12 μ seg., como en el TACAN) y el modo "y" (separación de 30 μ seg., especial para el DTE). Mediante esta discriminación, la OACI hizo posible disponer de doble número de canales, llegando a los 252 en lugar de los 126 que dispone el TACAN.

Existen, por tanto, dos canales (x ó y) para cada frecuencia de portadora. Con el fin de que el interrogador "conozca" las respuestas que corresponden a interrogaciones propias y separe las ajenas, se hace variar aleatoriamente el período de repetición de las interrogaciones, condicionándolo no obstante a valores medios límite, de forma que se aceptan como propias las respuestas cuyo espaciamiento corresponde exactamente al de las interrogaciones propias. El más grave inconveniente del sistema es que el equipo terrestre ha de atender a los aviones interrogadores "uno a uno", lo que determina la existencia de un valor límite al número de usuarios y la necesidad de imponer una disciplina de empleo rigurosa en cuanto al ritmo de interrogaciones.

Por esta causa el interrogador realiza su función sometiéndose a un programa reglamentario en dos fases, según que tenga o no información "aproximada" de distancia. Estas dos fases se designan con los nombres de función BUSQUEDA Y FUNCIÓN SEGUIMIENTO. La primera se realiza cuando comienza la utilización del sistema o se reanuda tras alguna interrogación de duración superior a un valor límite dado, entendiéndose que se desconoce en absoluto la distancia a medir. La segunda se realiza cuando el sistema ha determinado ya un valor aproximado de la distancia y lo único a conseguir es "afinar" el valor hallado y seguir las pequeñas variaciones de distancia originadas por el desplazamiento de la aeronave.

La diferencia esencial entre ambas funciones está en el ritmo de interrogaciones, mucho mayor en la búsqueda que en el seguimiento ; para obtener lo antes posible la distancia aproximada, dejando así mayor margen para que otras aeronaves puedan obtener su información de distancia.

* Función "BUSQUEDA".- En la fase inicial de empleo del sistema por una aeronave, conocida por función "Búsqueda", el ritmo de interrogaciones es relativamente rápido estableciéndose en un valor tipo de 150 interrogaciones por segundo (valor máximo).

En esta fase, el interrogador explora el retardo de las respuestas por incrementos sucesivos de 20 millas náuticas, hasta que se obtiene coincidencia de la respuesta. Se determina así un valor aproximado de la distancia, con error menor de 20 millas, comenzando entonces la función seguimiento.

* Función "SEGUIMIENTO".- Obtenida la coincidencia de respuestas con el intervalo de 20 millas náuticas de la función búsqueda, comienza el seguimiento consistente en obtener la distancia precisa y seguir a la nave en su desplazamiento relativo. La aeronave continúa en "seguimiento" hasta que cesa su empleo o éste se interrumpe durante más de 10 segundos.

En la función "seguimiento", el ritmo de interrogaciones se hace mucho, mas lento, del orden de las 25 por segundo, estableciéndose un valor máximo de 30. El equipo de abordaje analiza con precisión el retardo de las respuestas respecto de las interrogaciones y obtiene la distancia, que presenta al piloto en un indicador de distancia, normalmente del tipo digital, en número entero de milla náuticas.

El respondedor envía su respuesta con un retardo fijo a partir del instante en que recibe la interrogación, que puede variar entre 50 y 35 μ seg. y es ajustable dentro de estos límites. El equipo de abordaje empieza a contar tiempo transcurrido 50 μ seg. de realizada la interrogación, calculando la distancia por la fórmula:

$$d = 150 (t - 50)$$

siendo t el tiempo transcurrido en μ seg y d la distancia en metros.

Si llamamos τ al retardo del respondedor, la distancia verdadera X será:

$$X = 150 (t - \tau)$$

de donde:

$$x - d = 150 (\tau - \tau_0)$$

La distancia indicada (d) es inferior a la verdadera (x) en 150 metros por cada $\mu\text{seg.}$ que el retardo del respondedor sea inferior a 50 $\mu\text{seg.}$ El objeto de este artificio es poder tomar como origen de distancias puntos distintos del emplazamiento de la estación DTE terrestre con el fin de adecuarlo a las necesidades de la circulación aérea en la zona. En realidad, el origen de distancias será una superficie esférica con centro en el DTE y radio (x - d).

La precisión en distancia es ciertamente alta. Puede considerarse una probabilidad de error tal que en el 95% de probabilidad el error no será superior a 400 metros.

2.4 Sistema de Aterrizaje por Instrumentos (ILS)

Las siglas ILS son las iniciales de "Instrument Landing System" que significa a su vez "Sistema de Aterrizaje por Instrumentos".

Una de las realizaciones más importantes para el desarrollo de la seguridad de vuelo en toda clase de tiempo; ha sido el desarrollo de un sistema confiable para el aterrizaje por instrumentos. A medida que se desarrollaba el sistema, evolucionaba gradualmente hacia el actual Sistema de Aterrizaje por Instrumentos, comúnmente conocido como ILS. El ILS es un sistema de tres elementos. Contiene (1) un radio localizador de rumbo para suministrar una guía direccional hacia la pista de aterrizaje del aeropuerto; (2) un radio

receptor para establecer la trayectoria de planeo en rumbo a fin de suministrar una guía vertical a través del ángulo correcto de descenso hacia la pista de aterrizaje, y (3) radiobalizas que proporcionen posiciones precisas determinadas mediante radiogonometría a lo largo del curso de acercamiento. La Fig. 1.20 representa un diagrama de una instalación terrestre completa. ILS. El equipo localizador suministra las señales que delimitan el acercamiento lateral hacia la pista de aterrizaje. El equipo de la trayectoria de planeo suministra señales que delimitan el acercamiento vertical y el ángulo de descenso correcto. La radiobaliza suministra señales para indicar la distancia desde el extremo de la pista de aterrizaje.

* Localizador, la unidad localizadora del ILS está situada en la pista de aterrizaje en el extremo opuesto al acercamiento. Todas las instalaciones se encuentran colocadas suficientemente distantes del extremo de la pista de aterrizaje a fin de que no constituyan peligro de colisión. La unidad localizadora consiste en: una combinación de antenas para el rumbo, una combinación de antenas para el aterrizaje y un remolque que contiene el transmisor.

La combinación para el rumbo es un sistema de antena altamente direccional. Consiste en 12 dipolos arreglados en un espacio de 85 pies. La combinación está situada a 1400 pies del extremo de la pista de aterrizaje y proyecta el patrón de campo a lo largo de la línea eje de la pista de aterrizaje hacia la radiobaliza exterior.

La combinación para el aterrizaje (3 dipolos) está ubicada 150 pies detrás de la combinación para el rumbo. La señal radiada

por la combinación para el aterrizaje suprime las señales falsas de rumbo generadas por la combinación para el rumbo. También proporciona información localizadora en el área adyacente que no está cubierta por la combinación para el rumbo. El transmisor localizador proporciona una señal de rumbo a los aviones dentro de 25 millas de distancia de la pista de aterrizaje a altitudes hasta de 2000 pies. El patrón de campo es modulado en dos frecuencias diferentes. La señal en el lado derecho (mirando desde la radiobaliza exterior hacia el transmisor) está modulada a 150 ciclo por segundo. El área cubierta por esta señal se identifica como el sector azul en los mapas y gráficos, así como en el indicador de manecillas usado en algunos aviones. La señal a la izquierda es modulada a 90 ciclos por segundo y se identifica como el sector amarillo. La señal de, en rumbo es la línea entre los dos lados modulados a lo largo del cual las dos señales son igualmente potentes. La línea de en rumbo es muy precisa a lo largo del patrón radiado. El ancho del rumbo del localizador, en cualquier punto a lo largo del rumbo, es la distancia entre una indicación de vuelo totalmente a la izquierda y una indicación de vuelo totalmente a la derecha. El ancho del rumbo localizador es normalmente de 5 grados y representa un espacio de 4600 pies aproximadamente a una distancia de 10 millas del transmisor. El ancho del rumbo en el punto de contacto es entre 50 y 100 pies. El ancho exacto depende del largo de la pista de aterrizaje. Adicionalmente, el localizador FAA ILS proporciona información fuera del sector verdadero en forma de indicaciones de vuelo totalmente a la izquierda o vuelo totalmente a la derecha.

Cada localizador se identifica mediante una designación en clave

de 3 letras. La designación se transmite intermitentemente. Las instalaciones FAA ILS también pueden transmitir voz en la frecuencia del localizador. Esto permite que la torre de control suministre instrucciones de control de acercamiento. Toda la información, inclusive la señal de navegación de 90 y 150 ciclos, son de amplitud moduladas en la portadora de VHF. Los canales ILS tienen asignada una gama de frecuencia entre 108.0 a 111.0 megaciclos (1/10 de megaciclos).

* Trayectoria de planeo; las unidades de trayectoria de planeo y DME (Equipo de medición de distancia) están alojadas en un remolque a un lado de la pista de aterrizaje y aproximadamente a 1400 pies del extremo de acercamiento. Usualmente está colocada de 400 a 600 pies a un lado del eje de la pista. El rumbo proyectado por el transmisor de trayectoria de planeo es esencialmente el mismo que el de localizador de rumbo; la parte superior del rumbo de trayectoria de planeo está modulada a 90 ciclos por segundo y el lado inferior a 150 ciclos por segundo. Los canales de trayectoria de planeo han sido asignados a la banda de UHF (frecuencia ultra alta) entre 329.3 y 335 megaciclos.

El rumbo de la trayectoria de planeo está ajustado a un ángulo de 2.5 grados aproximadamente sobre el horizonte, a menos que las obstrucciones u otros peligros hagan necesario un ángulo un poco más pronunciado. Además del rumbo deseado, las instalaciones de trayectoria de planeo, debido al rebote de la señal desde tierra, producen rumbos adicionales a ángulos verticales más altos. Sin embargo, si se siguen correctamente los procedimientos de trayectoria de planeo,

no se tropezará con esos rumbos de ángulos altos y no causarán dificultad alguna en la navegación en trayectoria de planeo. Un rumbo de trayectoria de planeo normalmente tiene un grado de ancho. La distancia vertical entre las señales superior e inferior es de 920 pies en un punto a 10 millas de distancia del lugar de contacto en tierra y únicamente a unos cuantos pies en el momento del contacto.

* Operación del ILS, el equipo aerotransportado ILS consiste en un arreglo de antena, dos receptores (localizador e indicador de trayectoria de planeo) y un indicador de manecillas cruzadas. El indicador es similar al indicador de rumbo usado para recepción omnidireccional (VOR). El indicador ILS está construido con dos manecillas, ver la Fig. 1.21; la manecilla del localizador está sostenida mediante un pivote en la parte superior del cuadrante y se mece en forma de péndulo de izquierda a derecha. La manecilla de trayectoria de planeo está colocada en un pivote en el lado izquierdo del cuadrante y se mece de arriba hacia abajo. La carátula fija del instrumento está marcada con un círculo que sirve de blanco en el centro del cuadrante, y cuatro escalas radiales de línea de puntos (normalmente de cuatro puntos cada una) que se extienden hacia arriba, hacia abajo, hacia la izquierda y hacia la derecha del círculo. Estos marcadores radiales dividen la carátula del instrumento en iguales espacios verticales y horizontales. La parte inferior del cuadrante al lado izquierdo de la escala vertical está marcado en azul y hacia el lado derecho en amarillo.

- La manecilla vertical del localizador indica, mediante desviaciones, el área de color del sector en el que el avión se encuentra

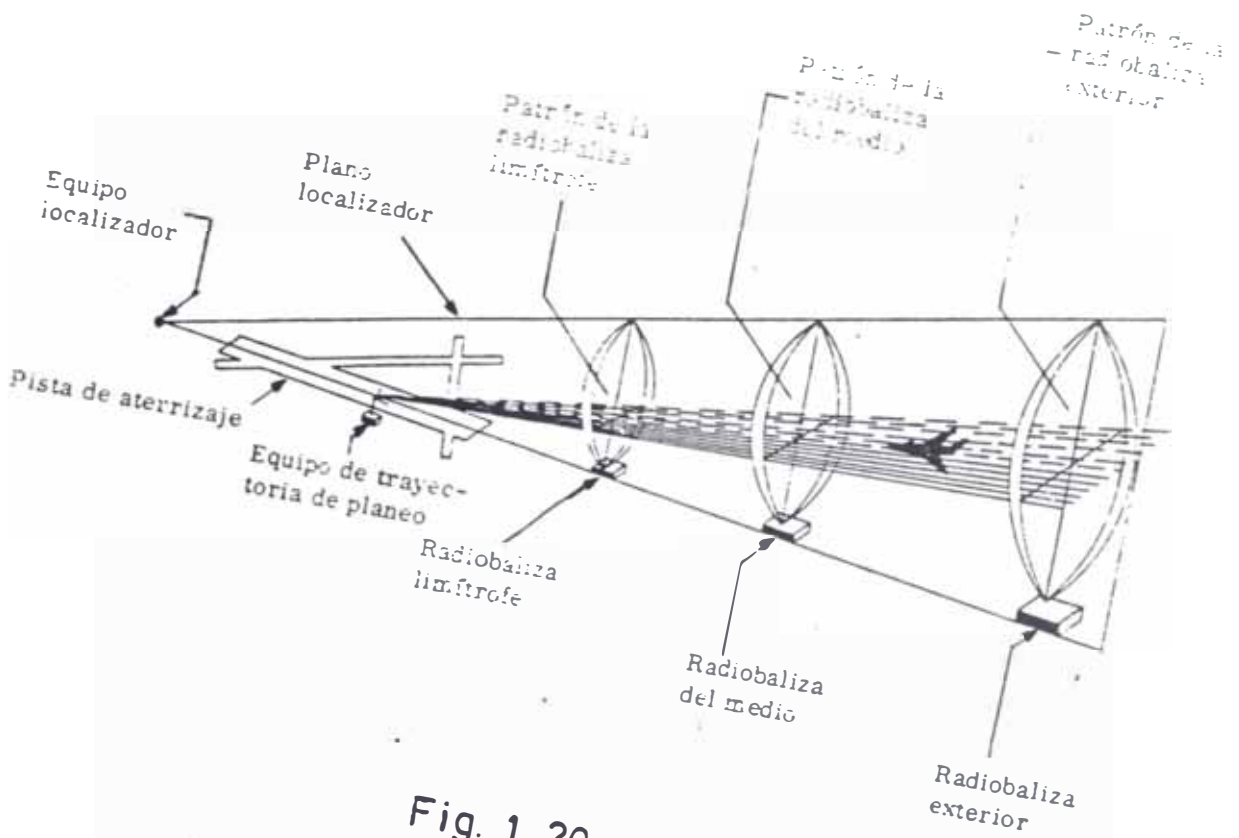


Fig. 1. 20

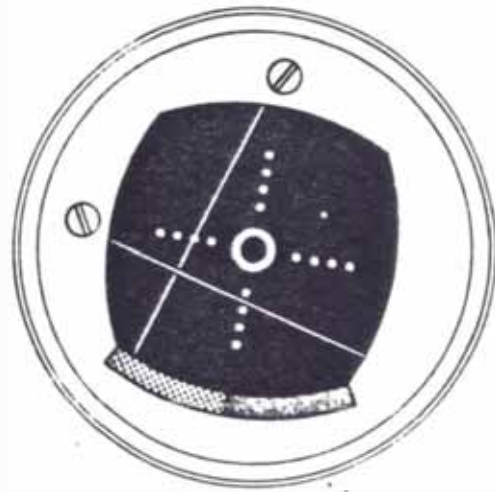


Fig. 1. 21

volando. Si el avión se encuentra volando en el sector azul del transmisor, la manecilla vertical se desviará hacia el área azul del indicador. Si el avión está volando en el sector amarillo, la manecilla se desviará hacia el área amarilla del indicador. Cuando el avión se encuentra directamente sobre el rumbo localizador, la manecilla aparecerá centrada verticalmente sobre el círculo en el centro del cuadrante. Cuando el avión se encuentra volando hacia la estación en el rumbo delantero, o alejándose de la estación en el rumbo posterior, la acción de la manecilla es direccional; esto es, si la manecilla aparece desviada hacia la derecha, el avión debe girar hacia la derecha para llegar al centro del rumbo. Cuando el avión se encuentra volando hacia la estación en el rumbo trasero, o alejándose de la estación en el rumbo delantero, la reacción de la manecilla será inversa; esto es, si la manecilla es desviada hacia la derecha, el avión debe girar a la izquierda para alcanzar el centro del rumbo. Sin consideración de la posición o rumbo proa del avión, la manecilla localizadora siempre se desviará hacia el área de color en la que se encuentre volando el avión. La manecilla es muy sensible y producirá una desviación de escala total cuando el avión se encuentre a 2.5 grados a cualquier lado de "en rumbo". Esta alta sensibilidad permite el uso del indicador para una localización precisa de la pista de aterrizaje. Si la manecilla no se encuentra fuera de centro más de 1/4 de la escala, el avión aterrizará en la pista.

La manecilla horizontal de trayectoria de planeo indica, mediante la desviación la posición del avión con respecto a la trayectoria de planeo. Cuando el avión se encuentra sobre la trayectoria

de planeo, la manecilla horizontal se desvía hacia abajo. Cuando el avión se encuentra debajo de la trayectoria del planeo, la manecilla se desviará hacia arriba. Cuando el avión se encuentra directamente en la trayectoria del planeo, la manecilla aparecerá horizontalmente centrada al círculo en la mitad del cuadrante. Como el rumbo de la trayectoria de planeo es más preciso que el rumbo localizador (aproximadamente 1 grado "completamente hacia arriba" hasta "completamente hacia abajo" en el instrumento), el avión debe alinearse con precisión en la trayectoria del planeo a cierta distancia de la pista de aterrizaje. Sólo correcciones muy pequeñas son posibles cerca del suelo.

Finalmente, se puede decir de que con el sistema ILS se pueden lograr acercamientos automáticos, el cual requiere de un equipo básico, más un calculador y un piloto automático. Este sistema/altamente preciso, pero debe ser observado constantemente por el piloto para asegurar un funcionamiento correcto.

3. Instrumentos Standard de Vuelo

A continuación se nombran los principales instrumentos de vuelo, los cuales pueden ser hallados en una cabina de cualquier avión:

- AIRSPEED INDICATOR (Indicador de velocidad de vuelo),

Provee al piloto indicaciones de la velocidad de vuelo en Nudos o Millas por hora (MPH).

- ALTIMETER (Altimetro)

Provee información sobre la altura de vuelo con respecto a tierra, tomando como referencia la presión ejercida sobre un barómetro local.

- DIRECTIONAL GYRO. (Giro Direccional)
Giróscopo Direccional. Informa al piloto la posición de "rumbo" con respecto al Norte Magnético.
- MAGNETIC COMPASS. (Brújula Magnética)
Indica la desviación del encabezamiento de la aeronave durante el vuelo con respecto al Norte Magnético.
- MANIFOLD PRESSURE INDICATOR. (Indicador Múltiple de Presión)
Indica las variaciones de presión de admisión en la cámara distribuidora, está en función del acelerador, RPM y altitud.
- RPM INDICATOR. (indicador de revoluciones por minuto)
Indica las revoluciones por minuto de los motores.
- THROTTLE CONTROL. (Control del Acelerador)
Para control de la máquina. Mando de combustible, control del acelerador. Opera en conjunción con el control de mezcla para determinar la potencia de la máquina.
- MIXTURE CONTROL (Control de Mezcla)
Regulador de mezcla. Aparato adaptado al carburador que permite regular la mezcla de aire y gasolina
- FUEL GAUGE. (Calibrador de Combustible)
Indica la cantidad de combustible seleccionado en el tanque
- FUEL SELECTOR (Selector de depósito de combustible)
Selecciona el tanque del ala derecha o izquierda como fuente de combustible. Puede ser switchado durante el vuelo.
- FUEL PUMP SWITCH (Switch de la bomba de combustible)
Aditamento a base de pistón y diafragma que hace llegar el

combustible del tanque de almacenamiento al carburador.

- ATTITUDE INDICATOR (Indicador de Inclinación)
Indica el grado de inclinación de la aeronave, Un ajuste permite que la aeronave pueda ser colocada sobre la línea horizontal por variación en la posición de actitud del avión.
- LANDING GEAR CONTROL (Control del Mecanismo de Aterrizaje)
Controla la subida o bajada del tren de aterrizaje.
- LANDING GEAR POSITION INDICATOR (Indicador de la posición del tren de aterrizaje)
Verde para abajo o encerrado, rojo para otras posiciones
- FLAP CONTROL SWITCH (Switch control de ala)
El control permite seleccionar 0, 15, 25 ó 45 grados la posición del FLAP.
- TURN AND SLIP INDICATOR (Indicador de deslizamiento e inclinación)
Informa el grado y cualidad de inclinación
- ELAPSED TIME METER (Medidor de tiempo transcurrido)
Contador de tiempo de vuelo. Activado con la ignición
- NAV/COM (Ayudas de Radio Navegación)
Los switches proveen la selección de frecuencias para ayudas de navegación y comunicaciones.
- VOR/ILS (Sistema de navegación aérea)
Provee la información para la navegación VOR y en conjunción con las agujas, provee la información para el ILS.
- DME INDICATOR (Indicador DME)

Equipo de cálculo de distancia, acoplado automáticamente al selector VOR.

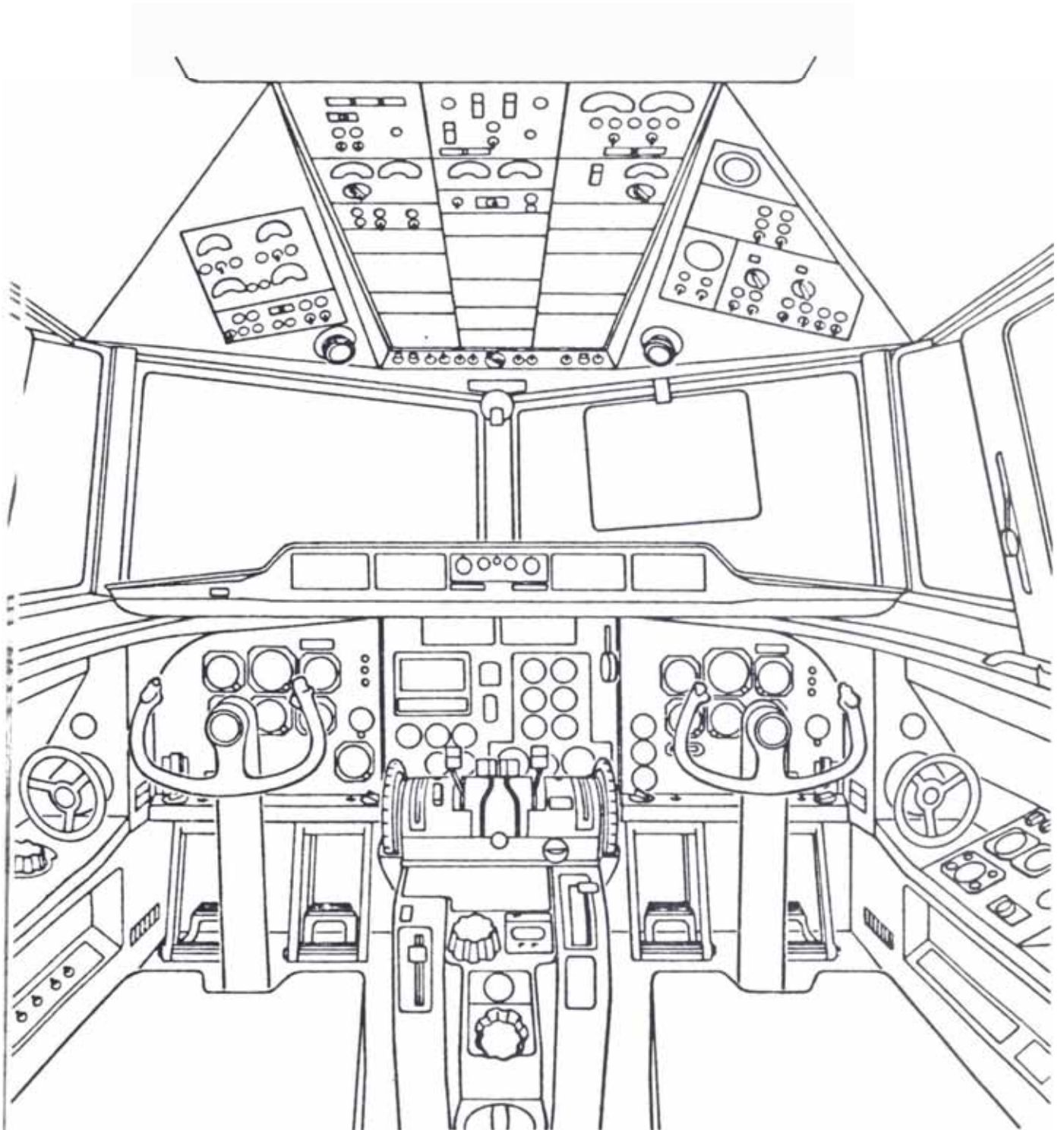
- MARKER BEACON RECEIVER (Receptor de Radiobalizas)

Provee una indicación visual del paso del avión sobre las radiobalizas guías.

- ADF RECEIVER CONTROLS (Controles de Receptor ADF)

La frecuencia del Automatic Direction Finder es seleccionado por medio de switches, dependiendo del programa de vuelo.

En las figuras 1.22 a 1.50 se encuentran esquemas sobre partes de la cabina de un avión, así como distribución y aspecto físico de los instrumentos mencionados anteriormente.



COCKPIT LAY-OUT FORWARD VIEW

Fig, 1. 22

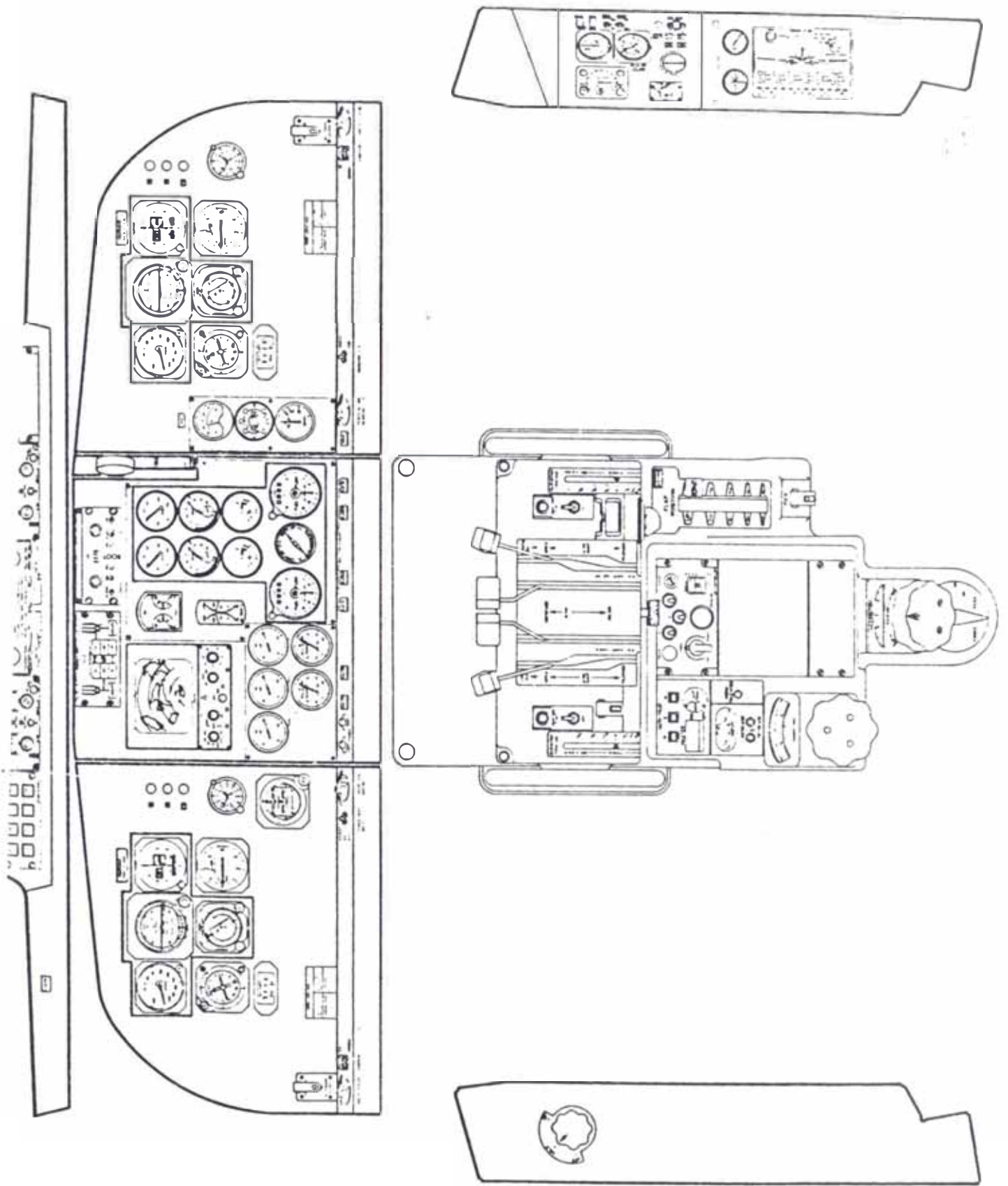
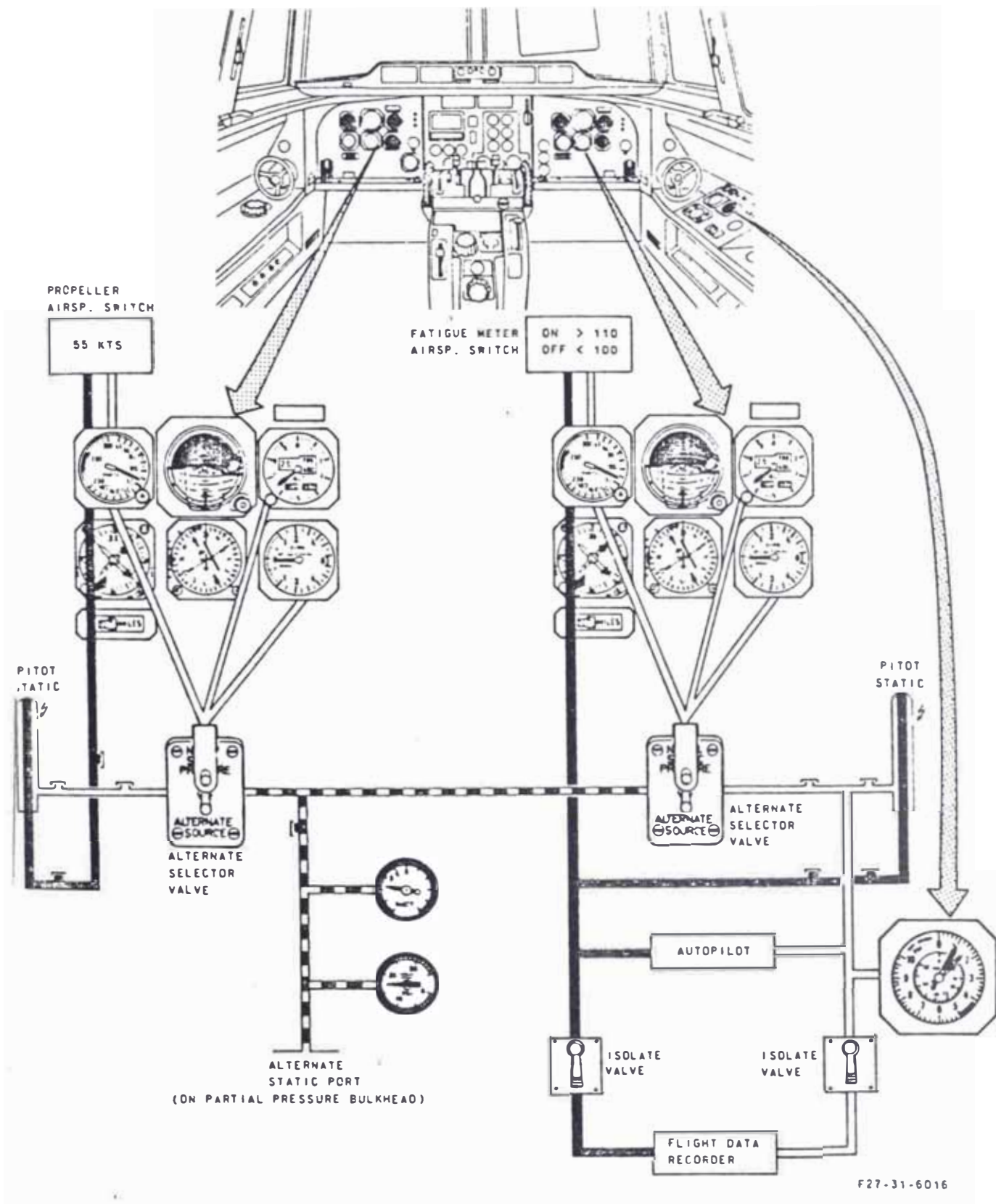
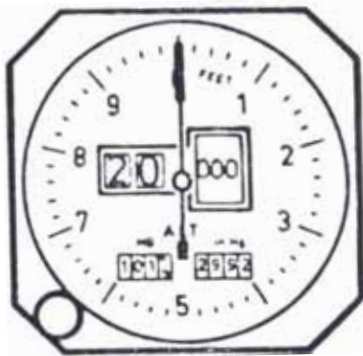


Fig. 1. 23

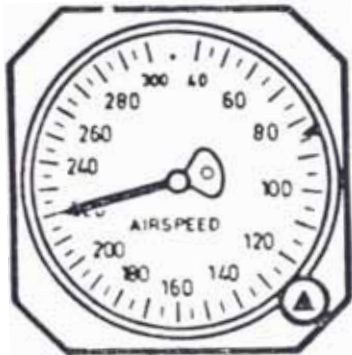


PITOT STATIC SYSTEM

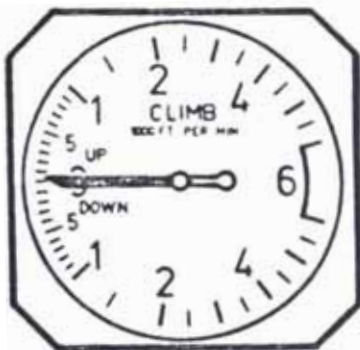
Fig. 1. 24



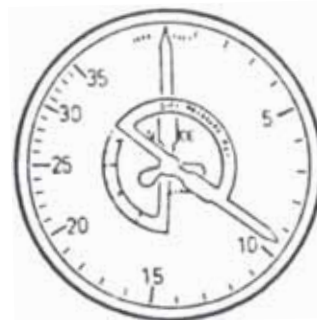
ALTIMETER



AIRSPEED INDICATOR



VERTICAL SPEED INDICATOR



DUAL ALTIMETER AND DIFF. PRESSURE INDICATOR

F27-31 6010

AIR DATA INSTRUMENTS

Fig. 1.25

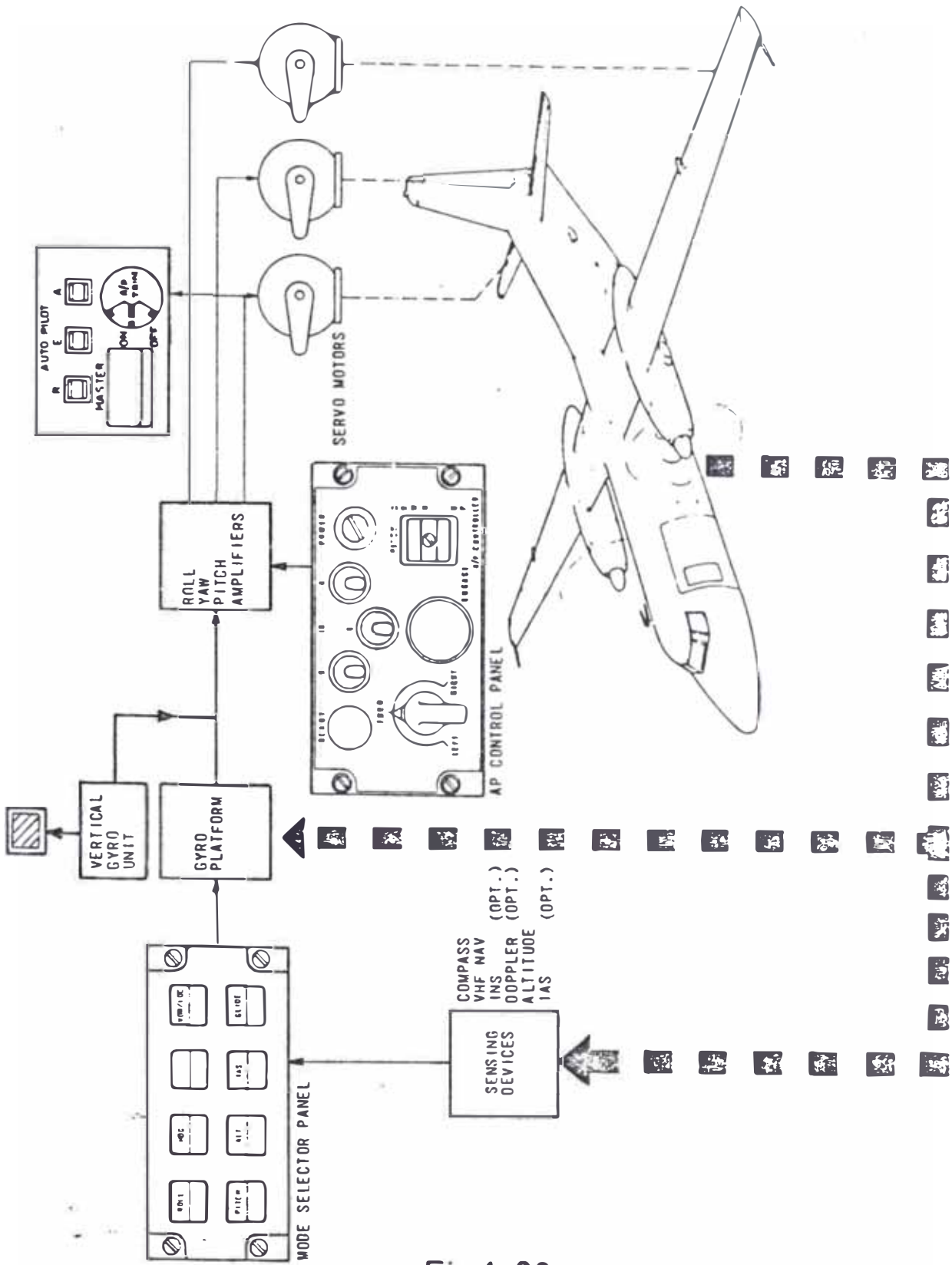


Fig. 1. 26

F 77 - 22 - 6002

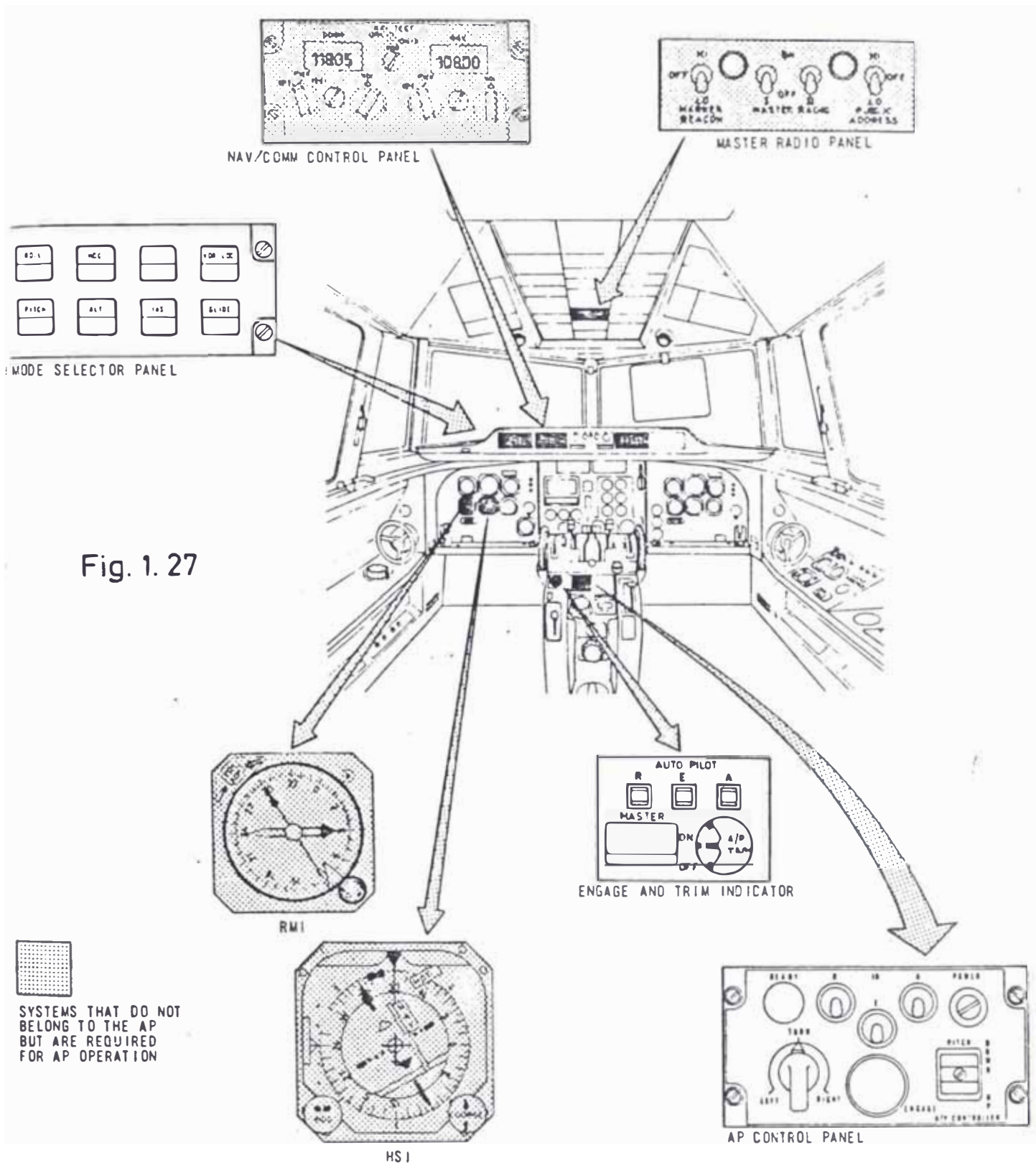


Fig. 1. 27

COCKPIT - LOCATION OF COMPONENTS

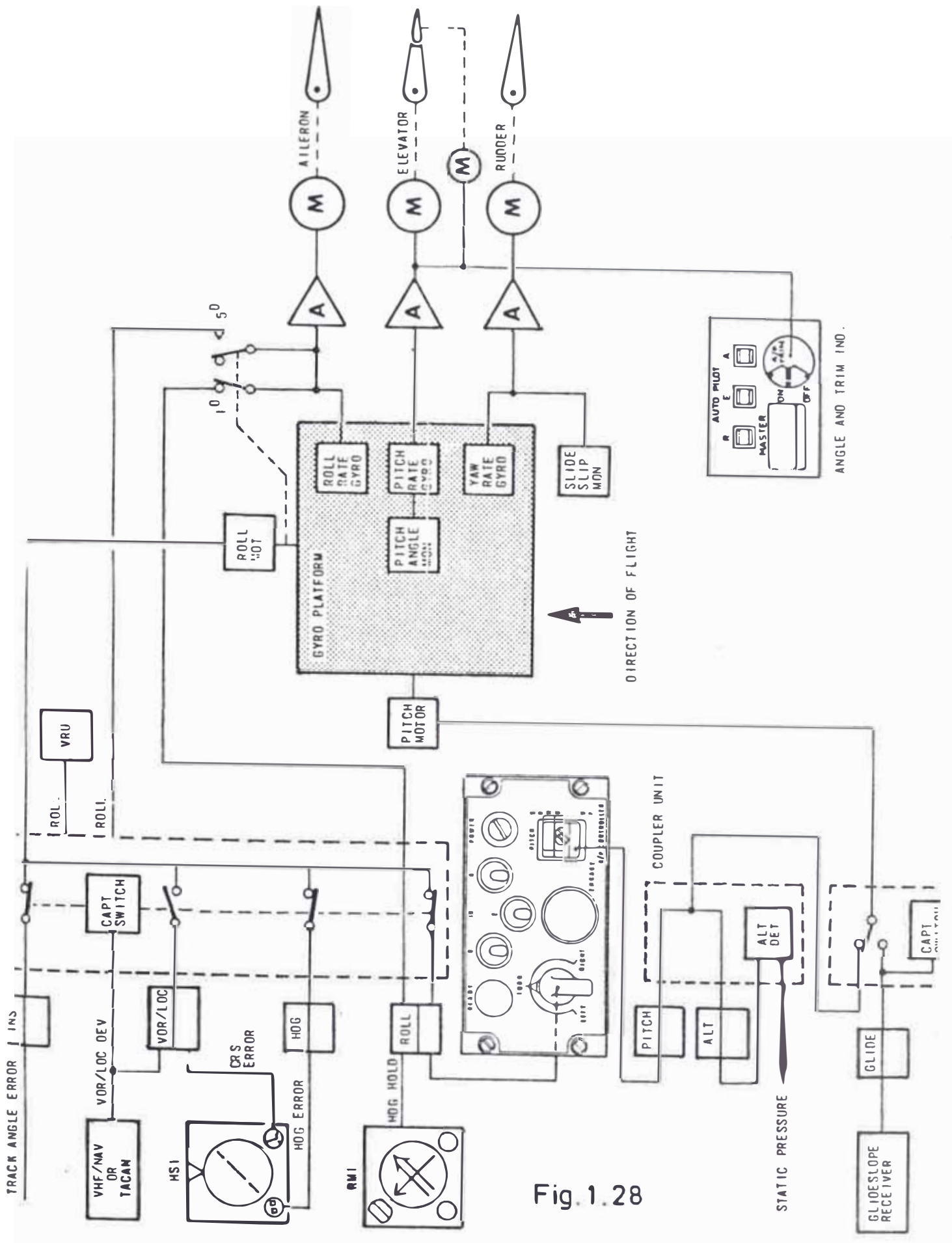
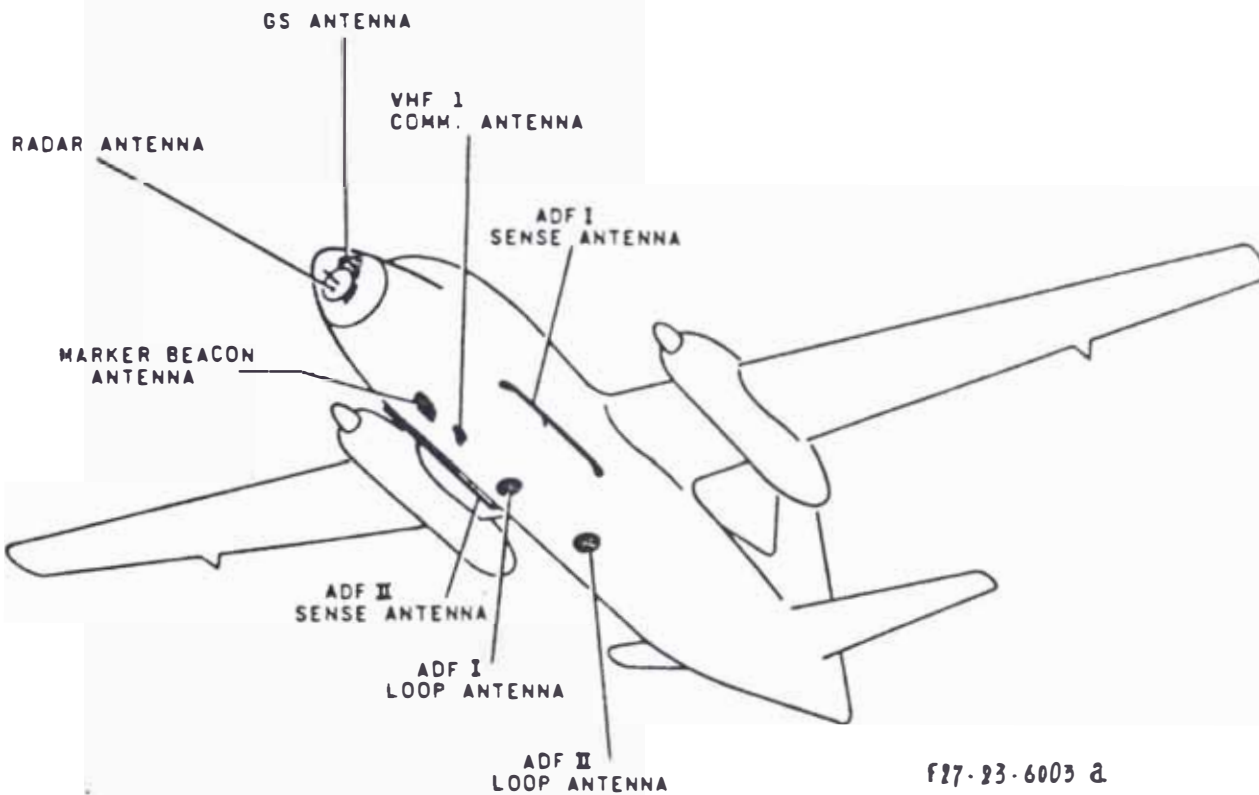
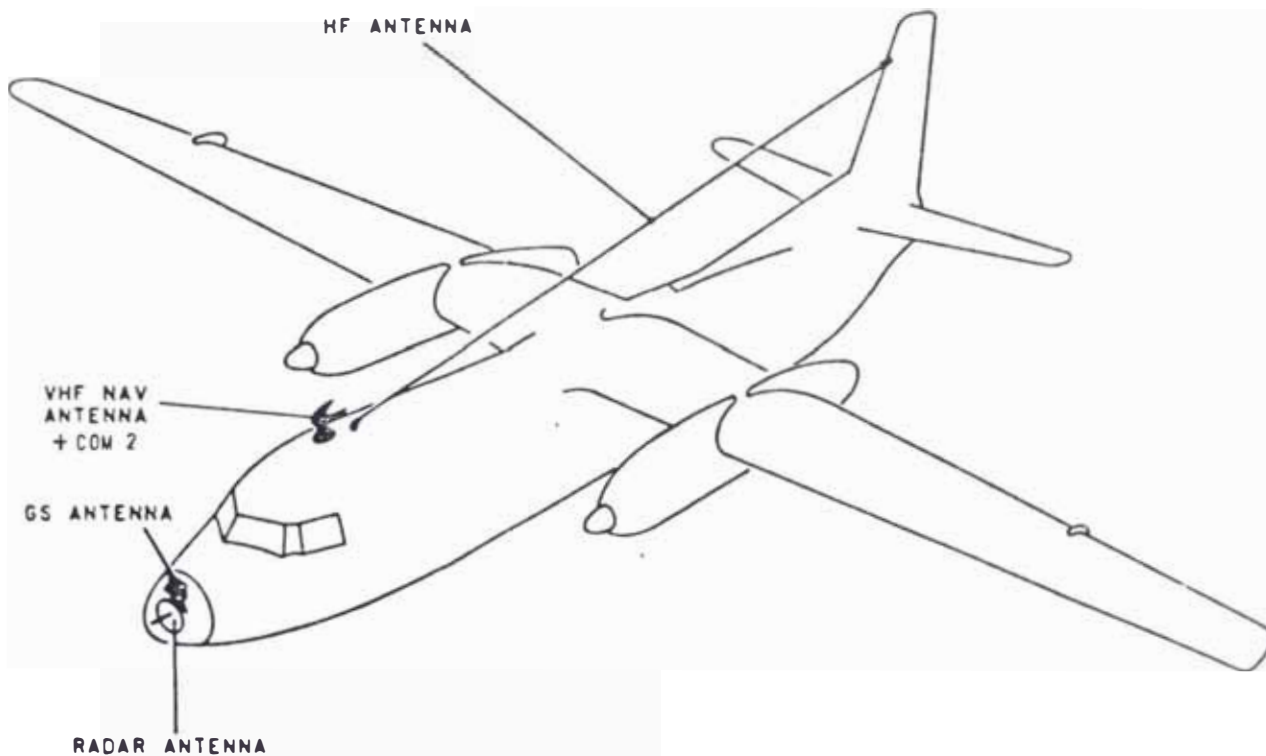


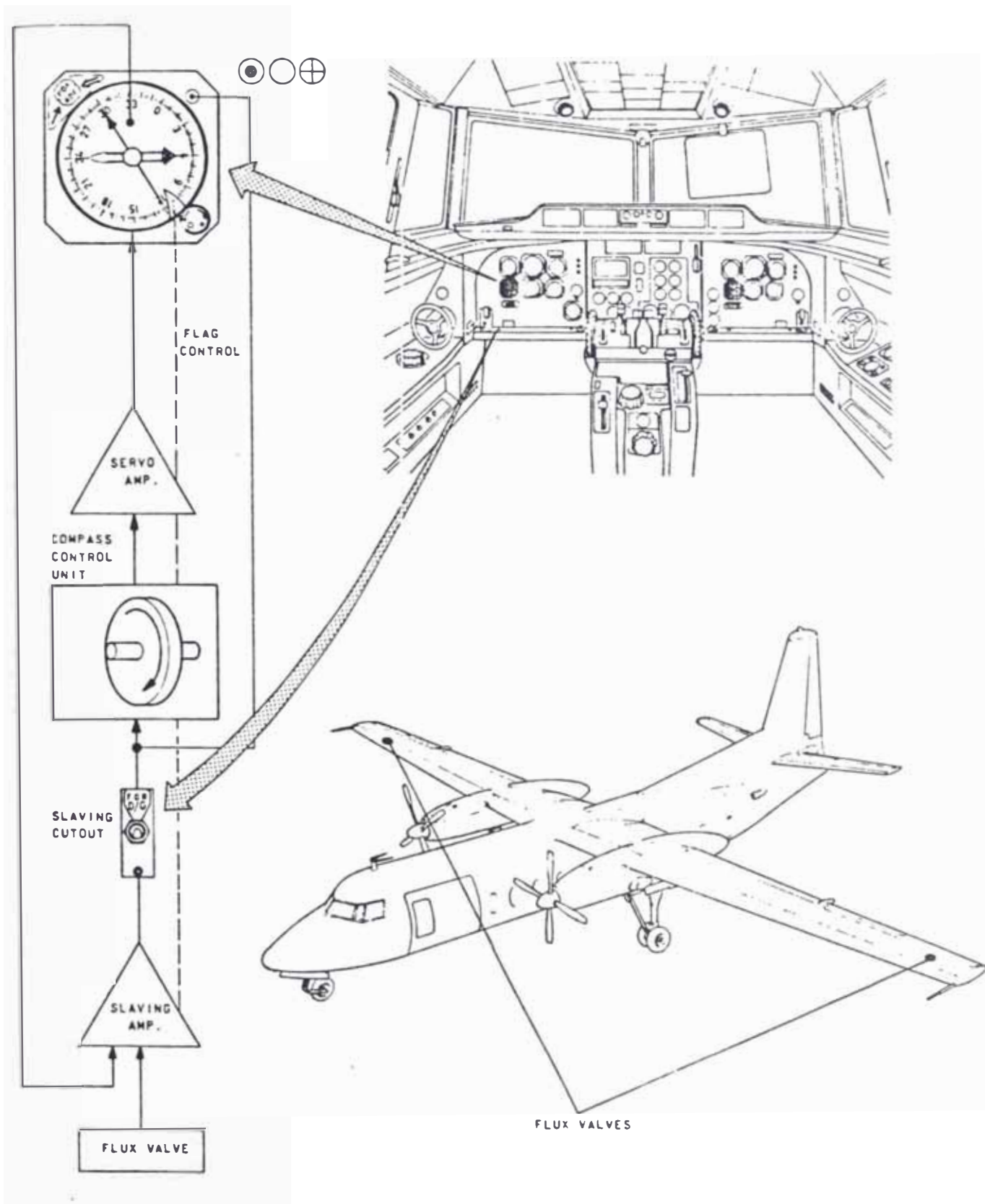
Fig. 1.28



F27-23-6003 a

ANTENNA LOCATION NAVIGATION AND COMMUNICATION

Fig. 1. 29



HEADING GENERATION

F27-34-6046

Fig. 1.30



C6-A



C6-J



C6-E



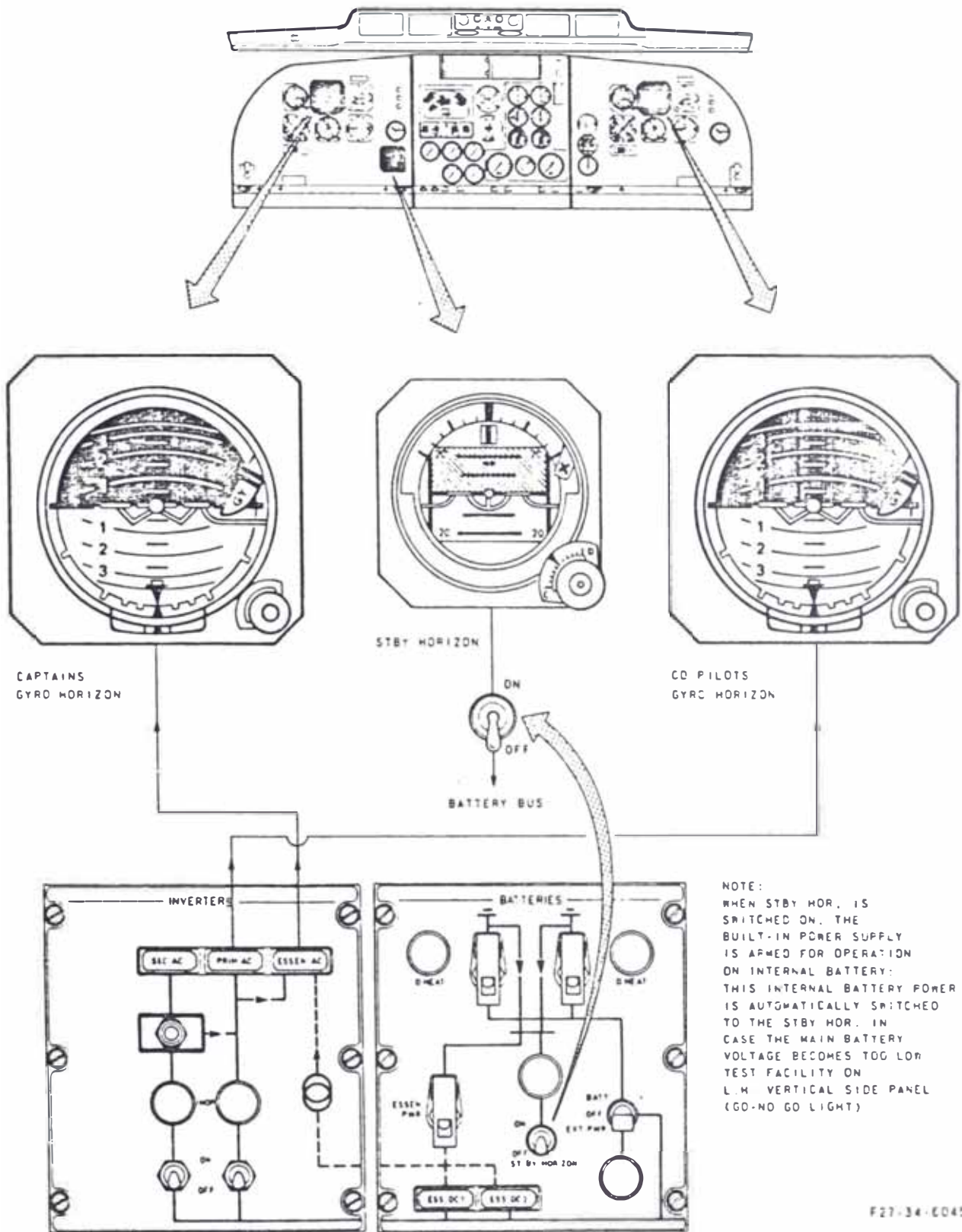
C6-L



C6-D

Fig. 1.31

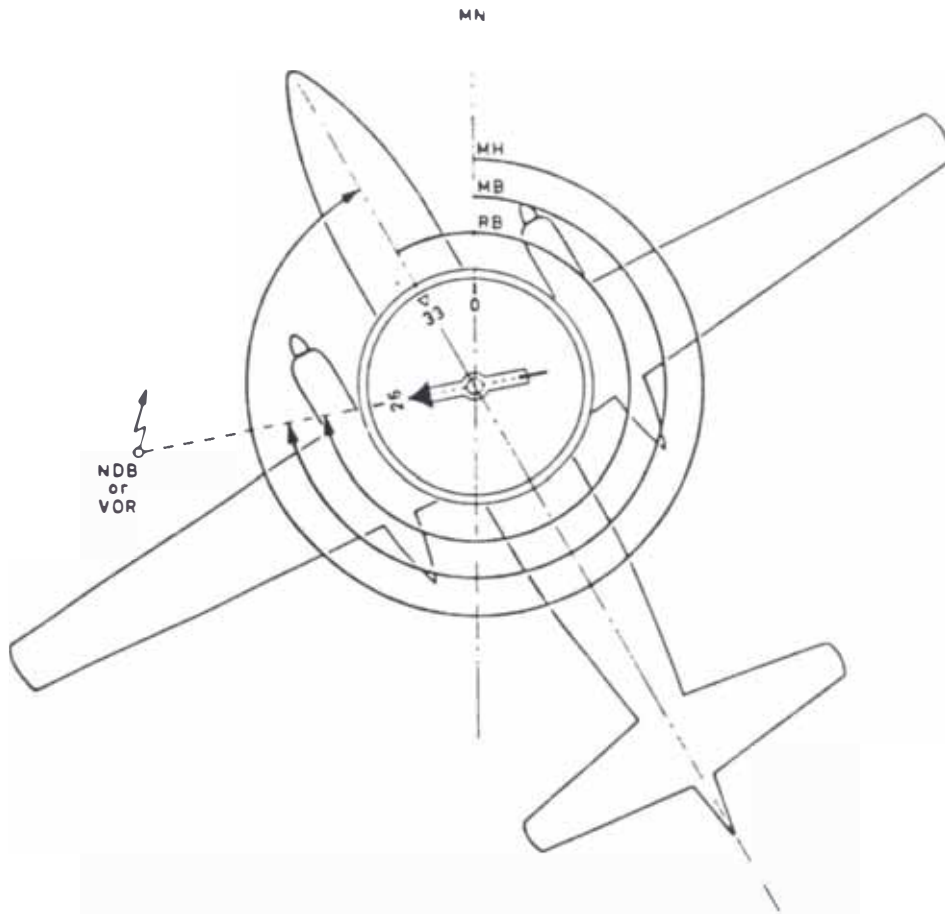
COMPASS INDICATORS



F27-34-6045

HORIZONS POWER SUPPLY

Fig. 1.32

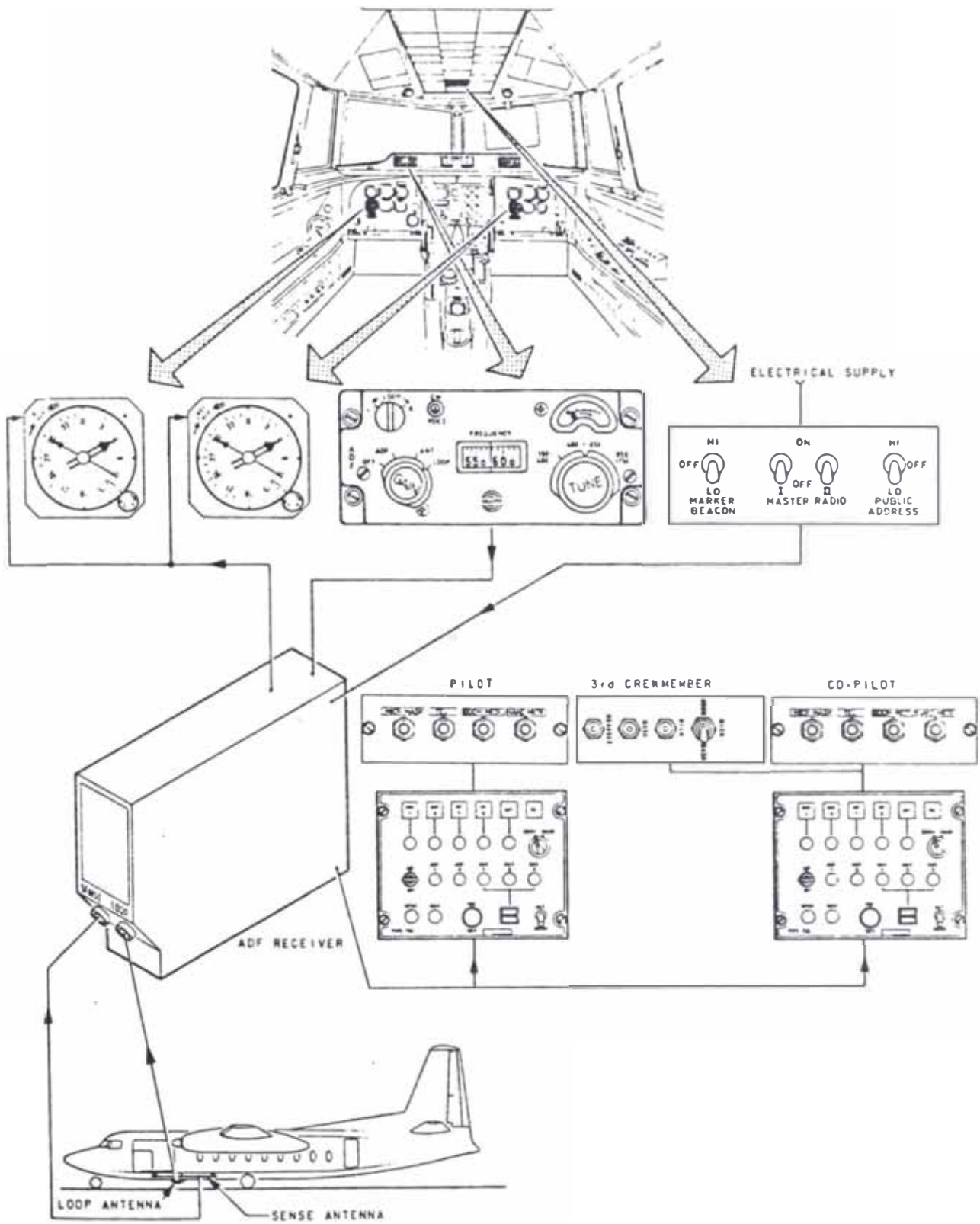


MB = MAGNETIC BEARING
 MH = MAGNETIC HEADING
 RB = RELATIVE BEARING
 MN = MAGNETIC NORTH
 NDB = NON DIRECTIONAL BEACON

F27-34-6025

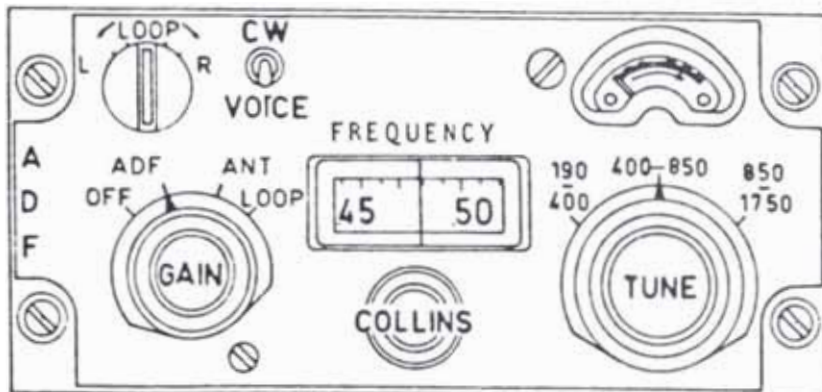
BEARING DEFINITION

Fig. 1.33

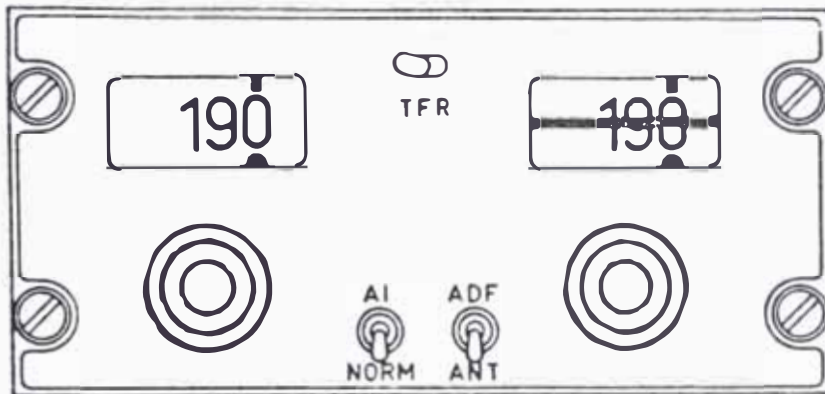


AUTOMATIC DIRECTION FINDER

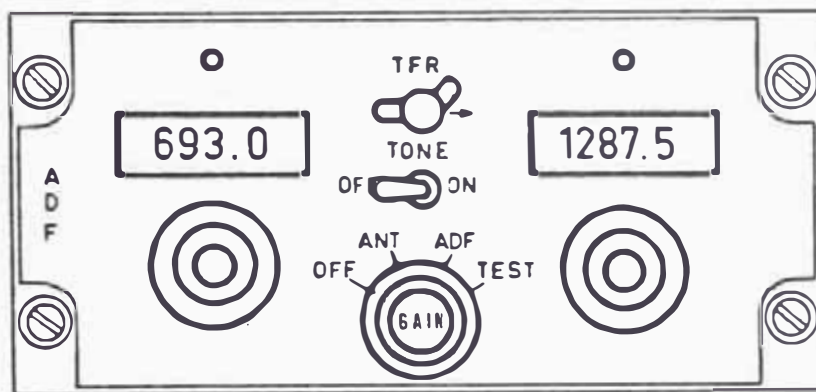
Fig. 1.34



F-28 34-1175

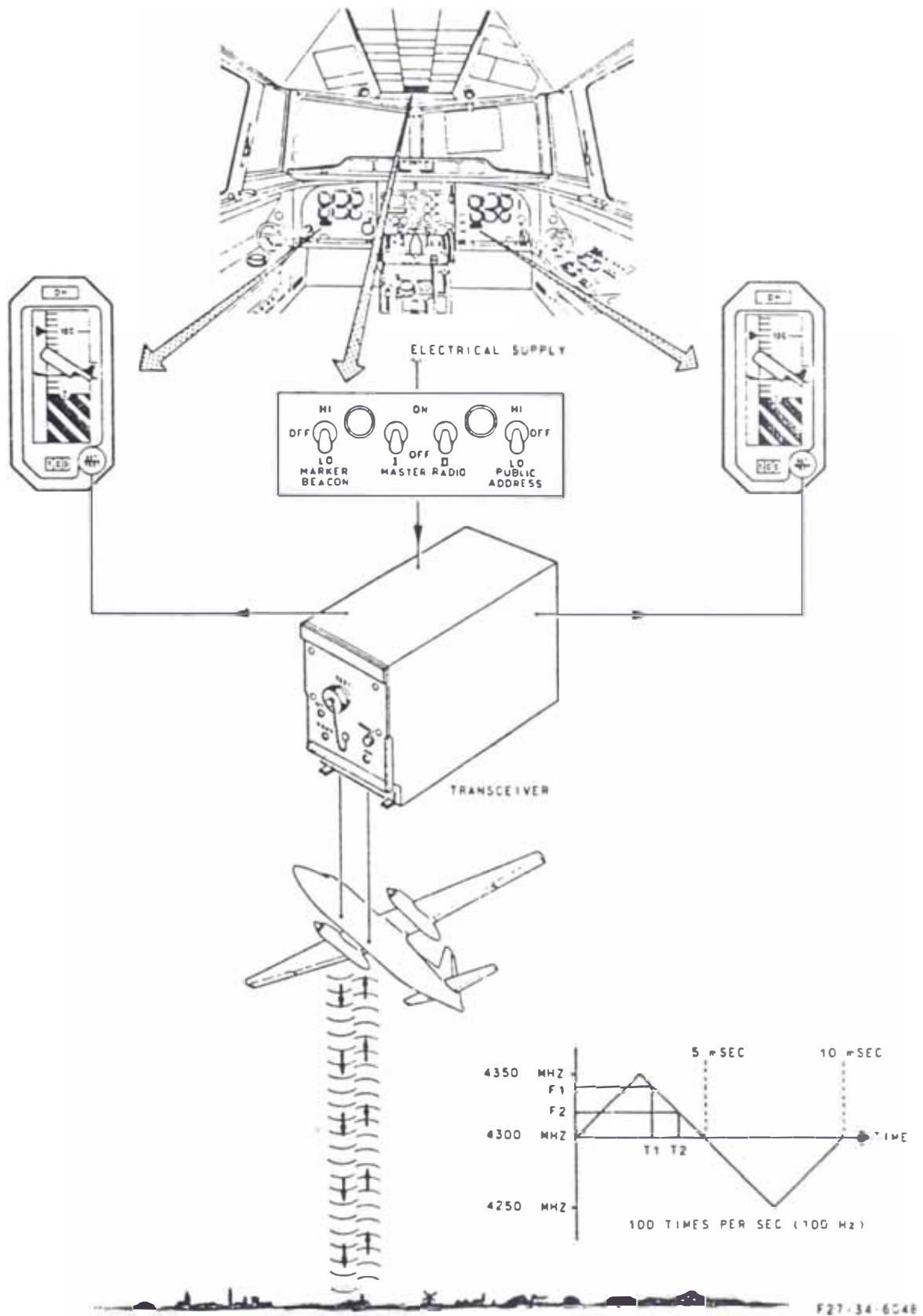


F-28 34-1300



ADF CONTROL PANELS

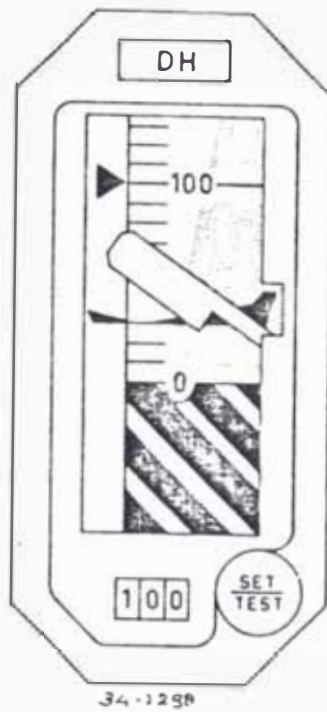
Fig. 1. 35



F27-34-6048

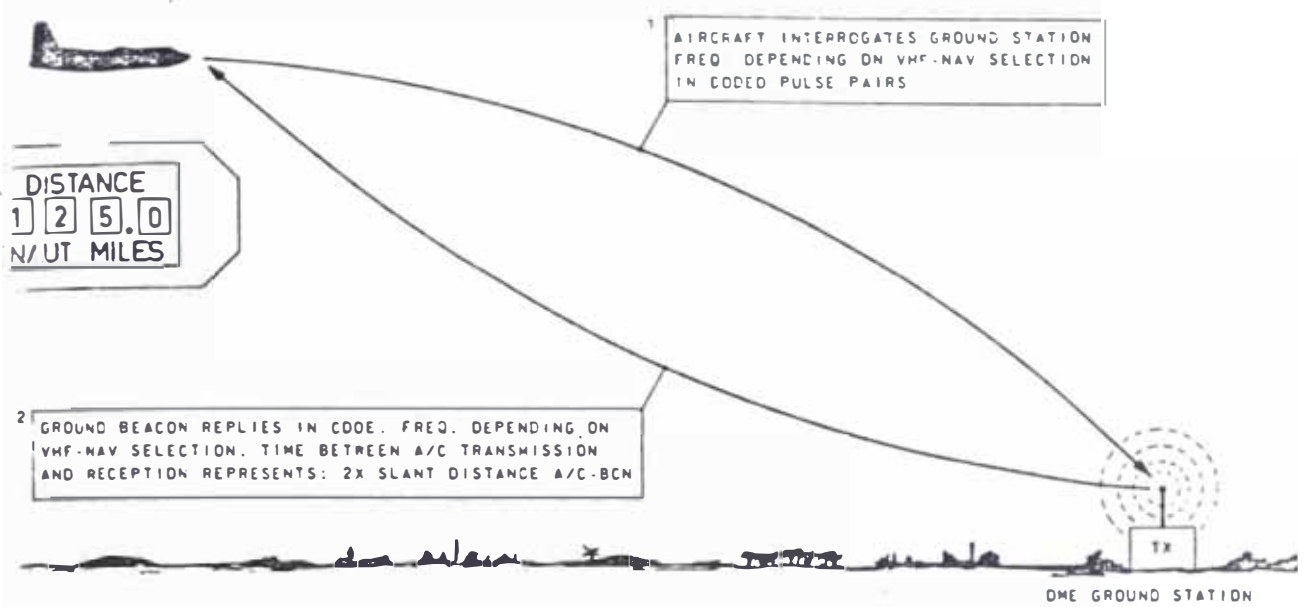
RADIO ALTIMETER

Fig. 1.36

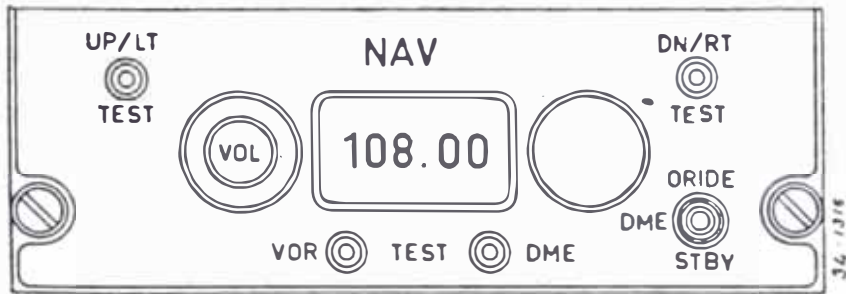
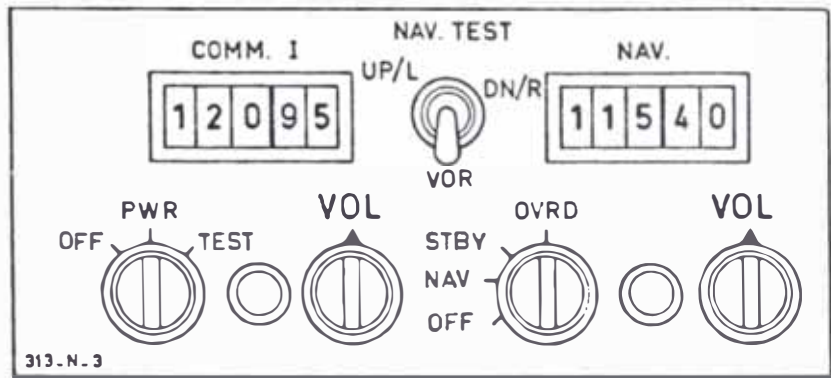


RADIO ALTIMETER INDICATORS

Fig.1.37

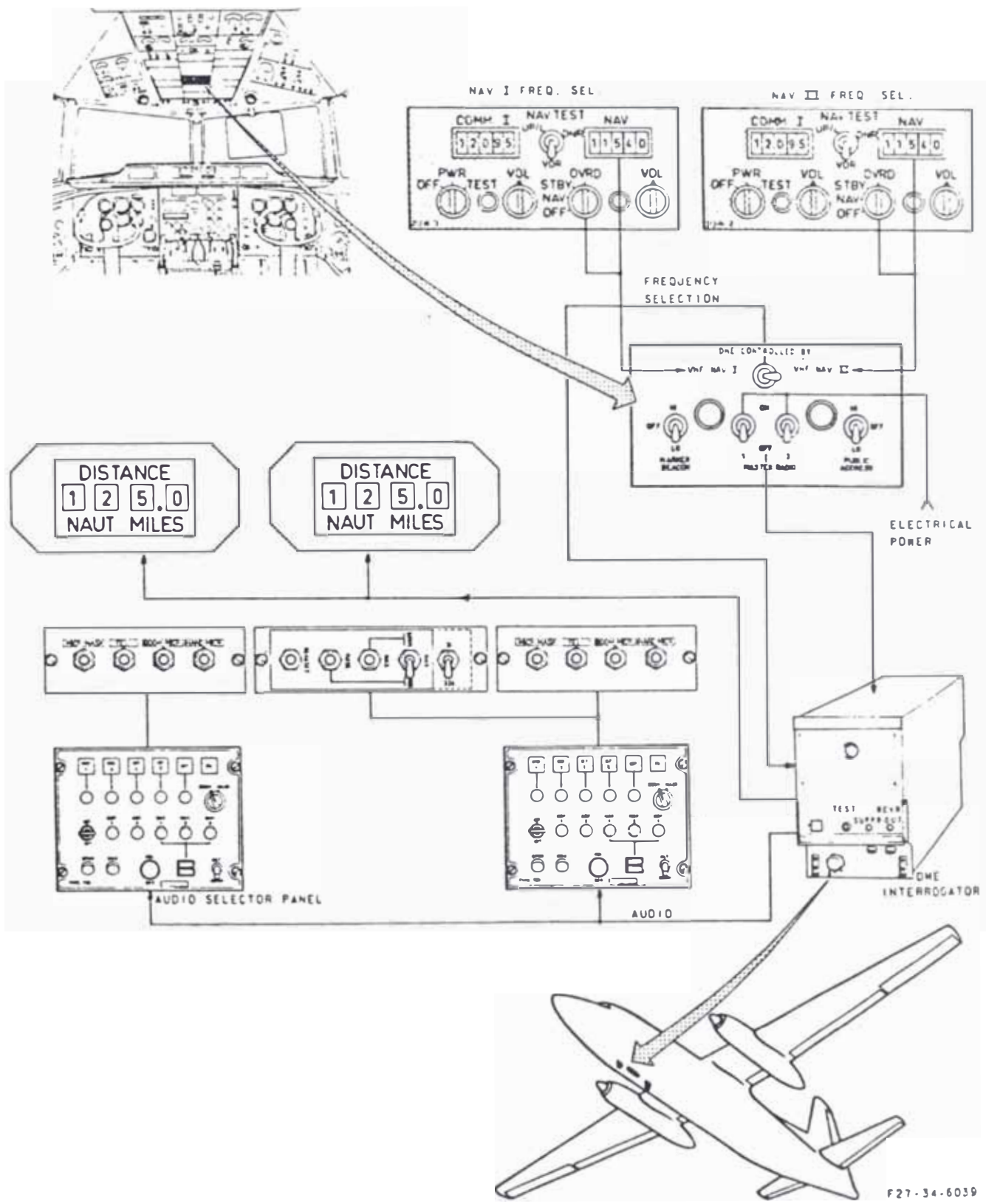


F 27-34-6029



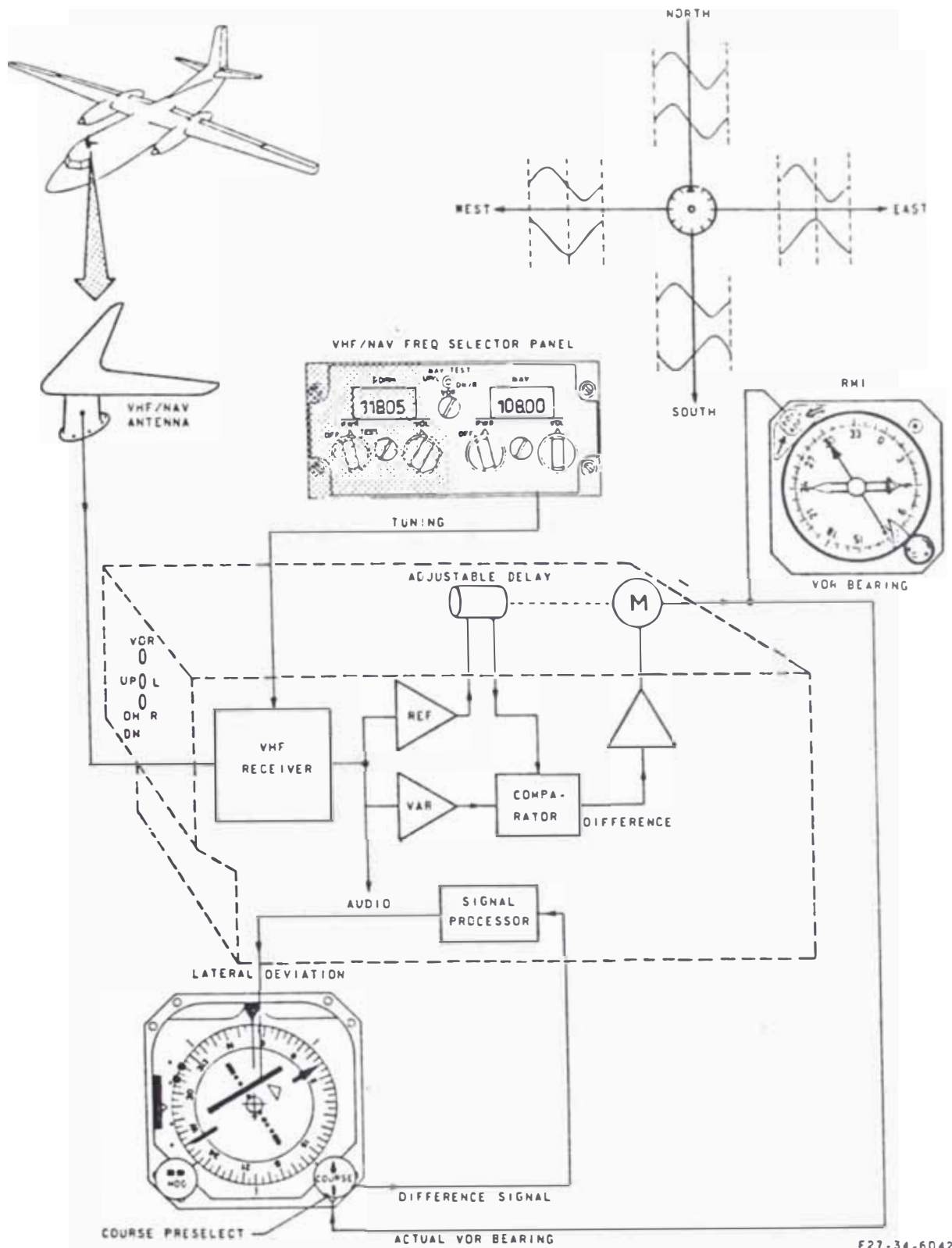
DME OPERATION AND CONTROL PANELS

Fig.1.38



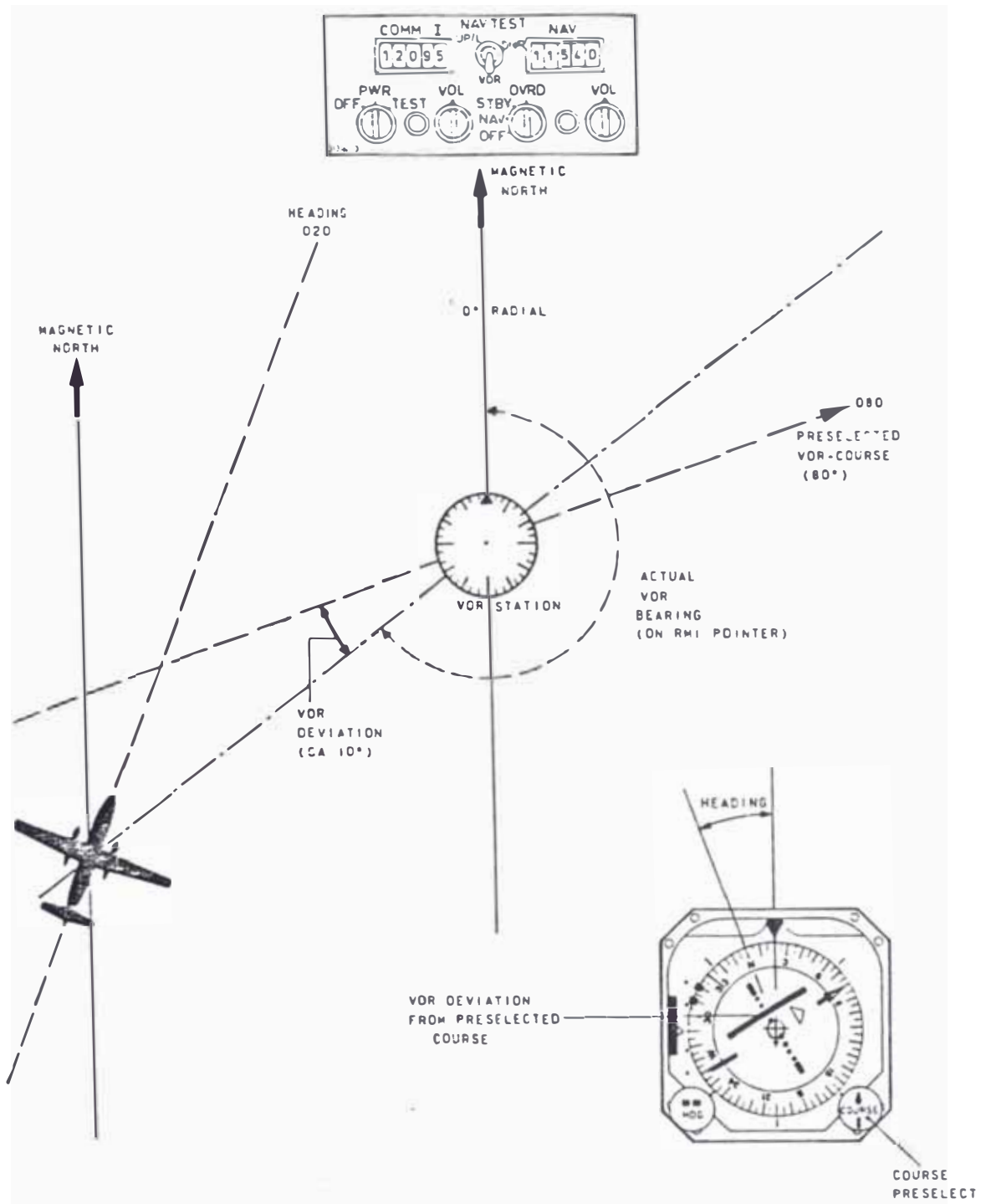
DME FUNCTIONAL DIAGRAM

Fig. 1.39



VHF NAV (VOR) - PRINCIPLE OF OPERATION

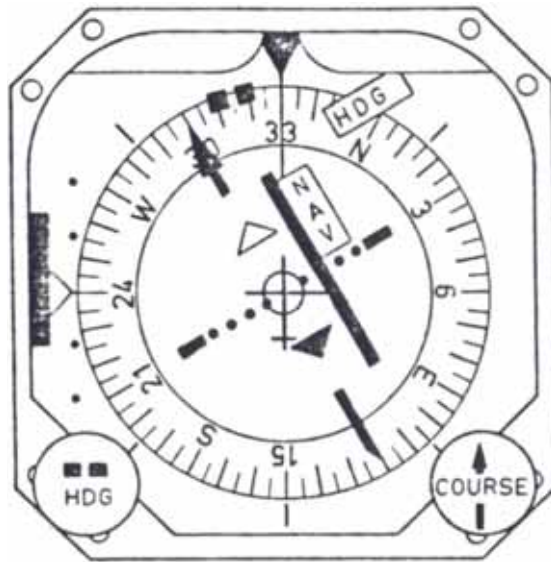
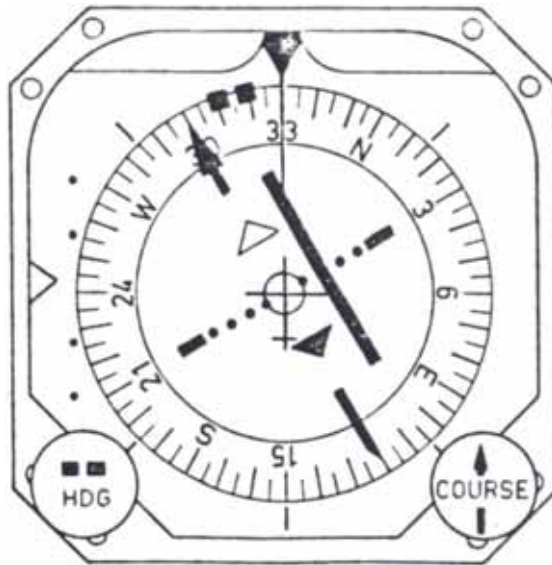
Fig. 1.40



F27-34-6043

VOR PRINCIPLE

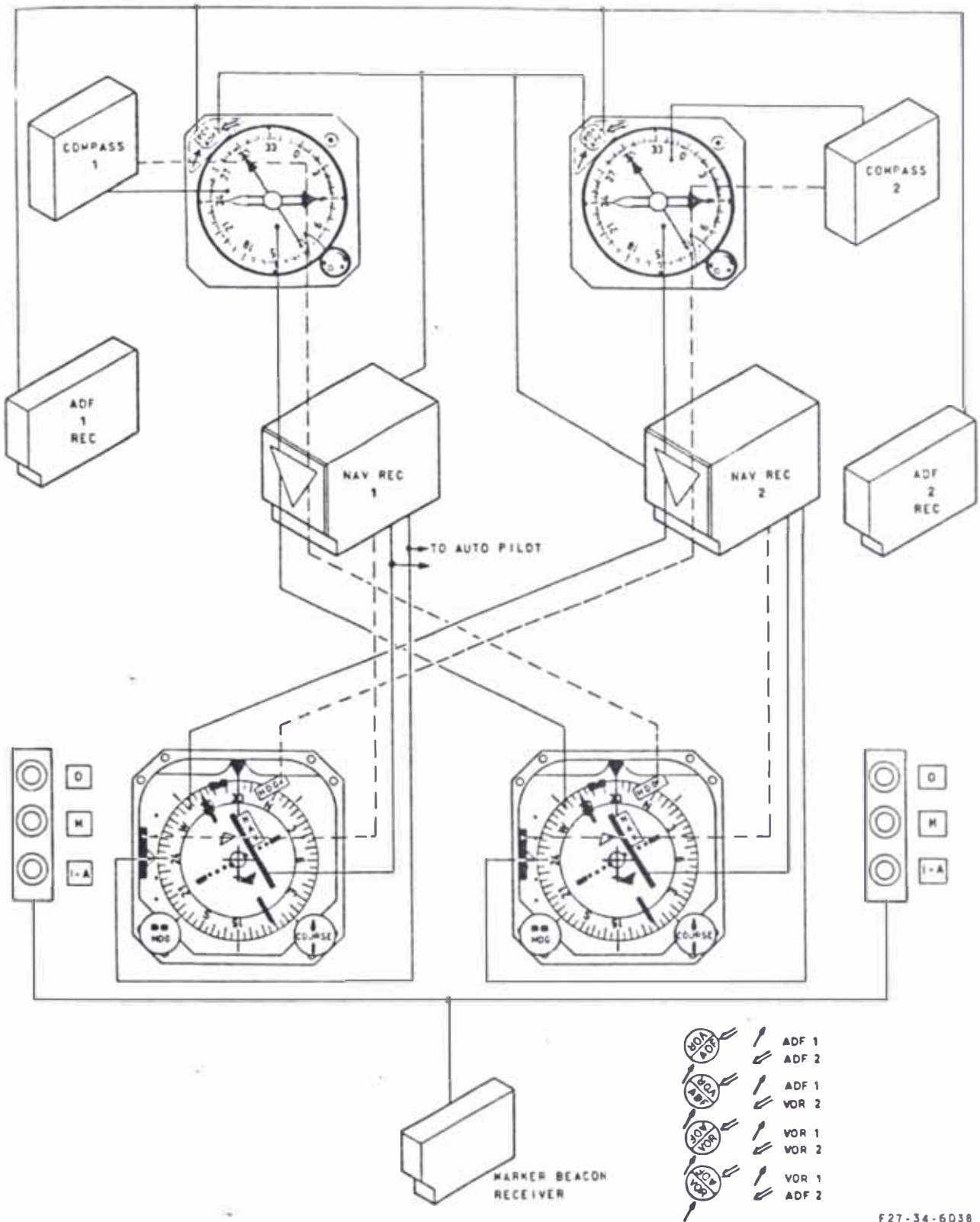
Fig.1.41



34-6031.

COURSE INDICATOR 331A-3G

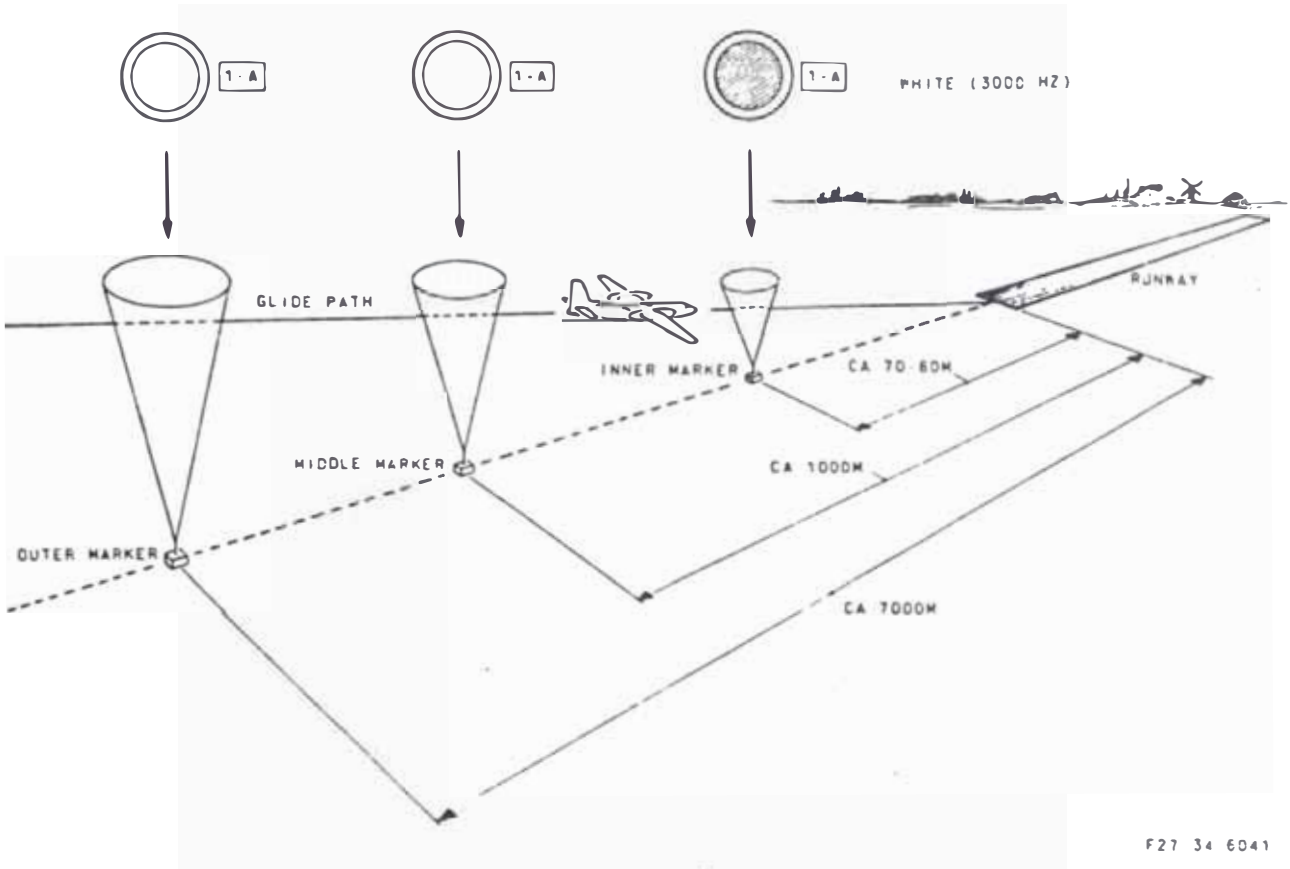
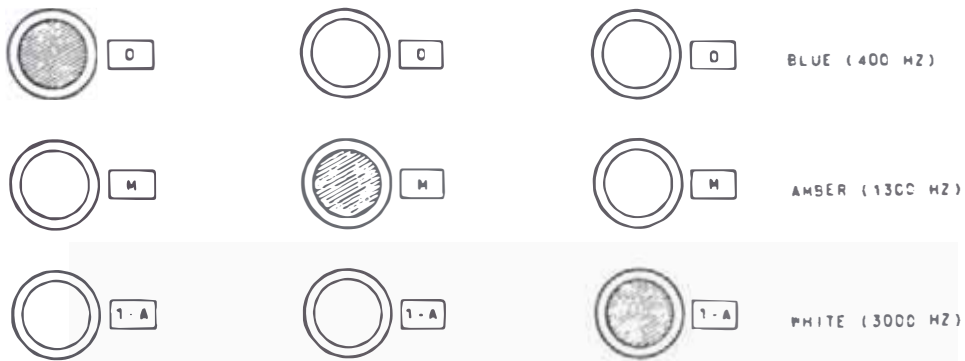
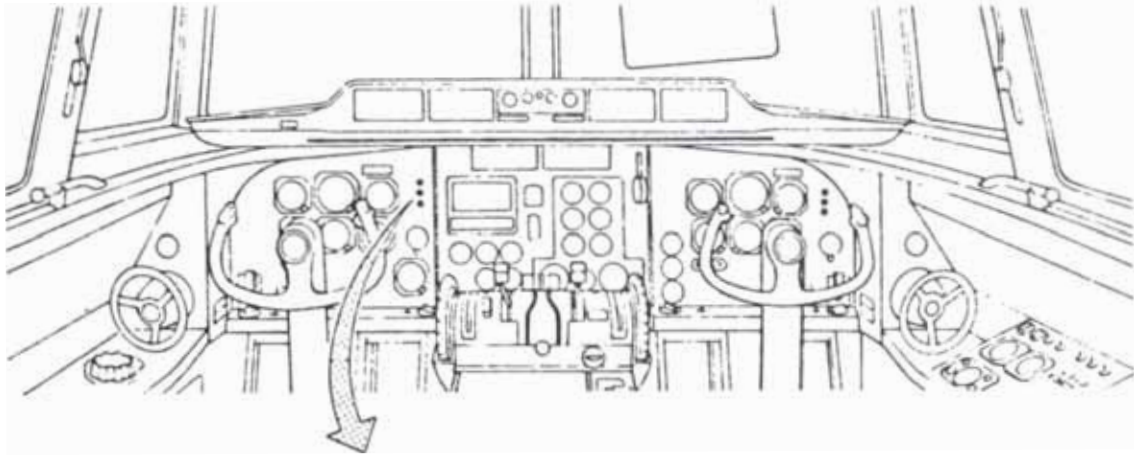
Fig. 1.42



F27-34-6038

INSTRUMENT SWITCHING = STANDARD

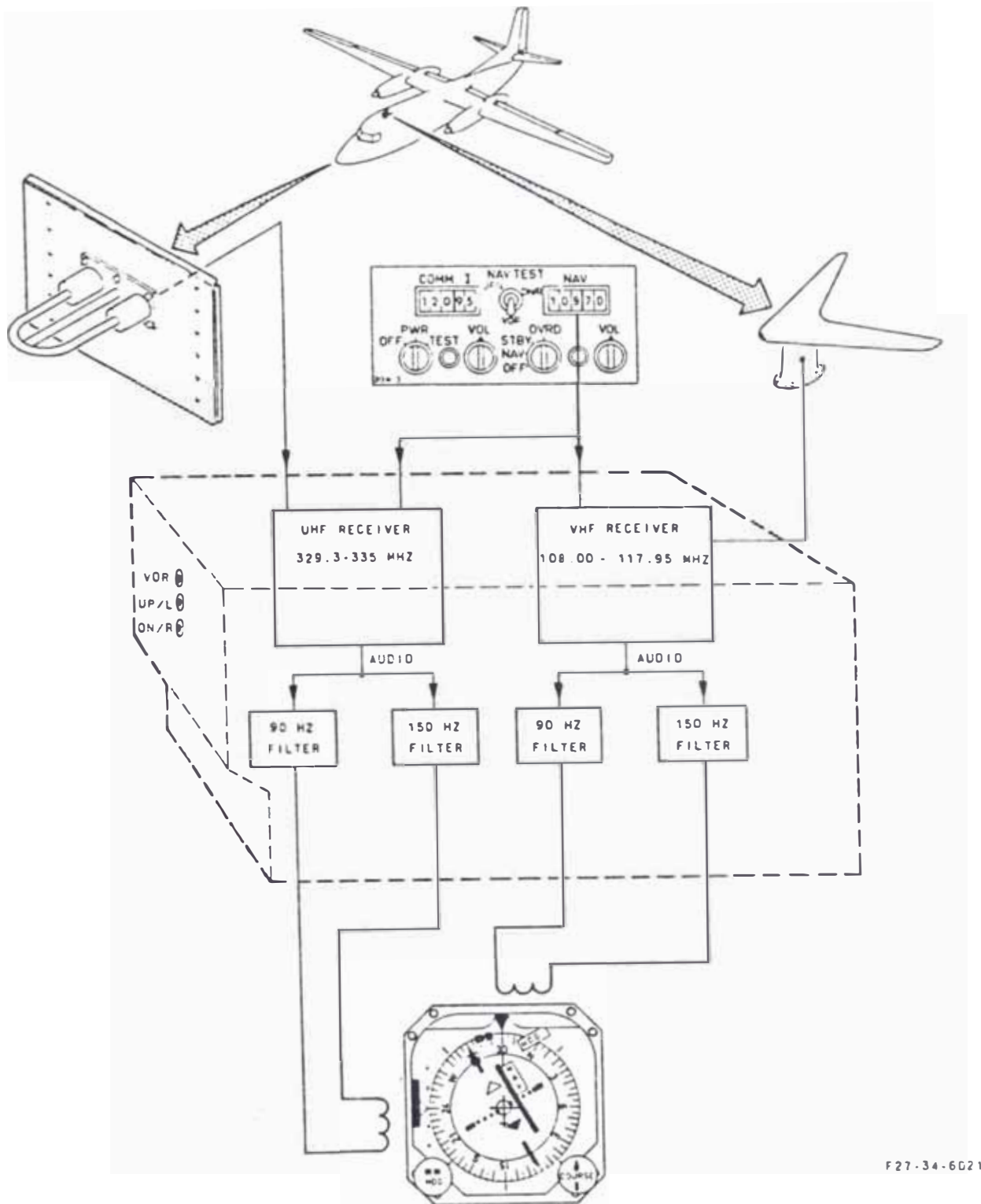
Fig. 1.43



F27 34 6041

MARKER BEACON

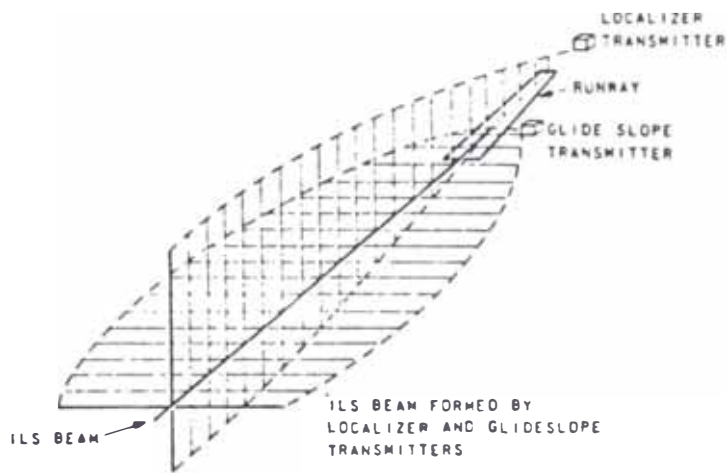
Fig. 1.44



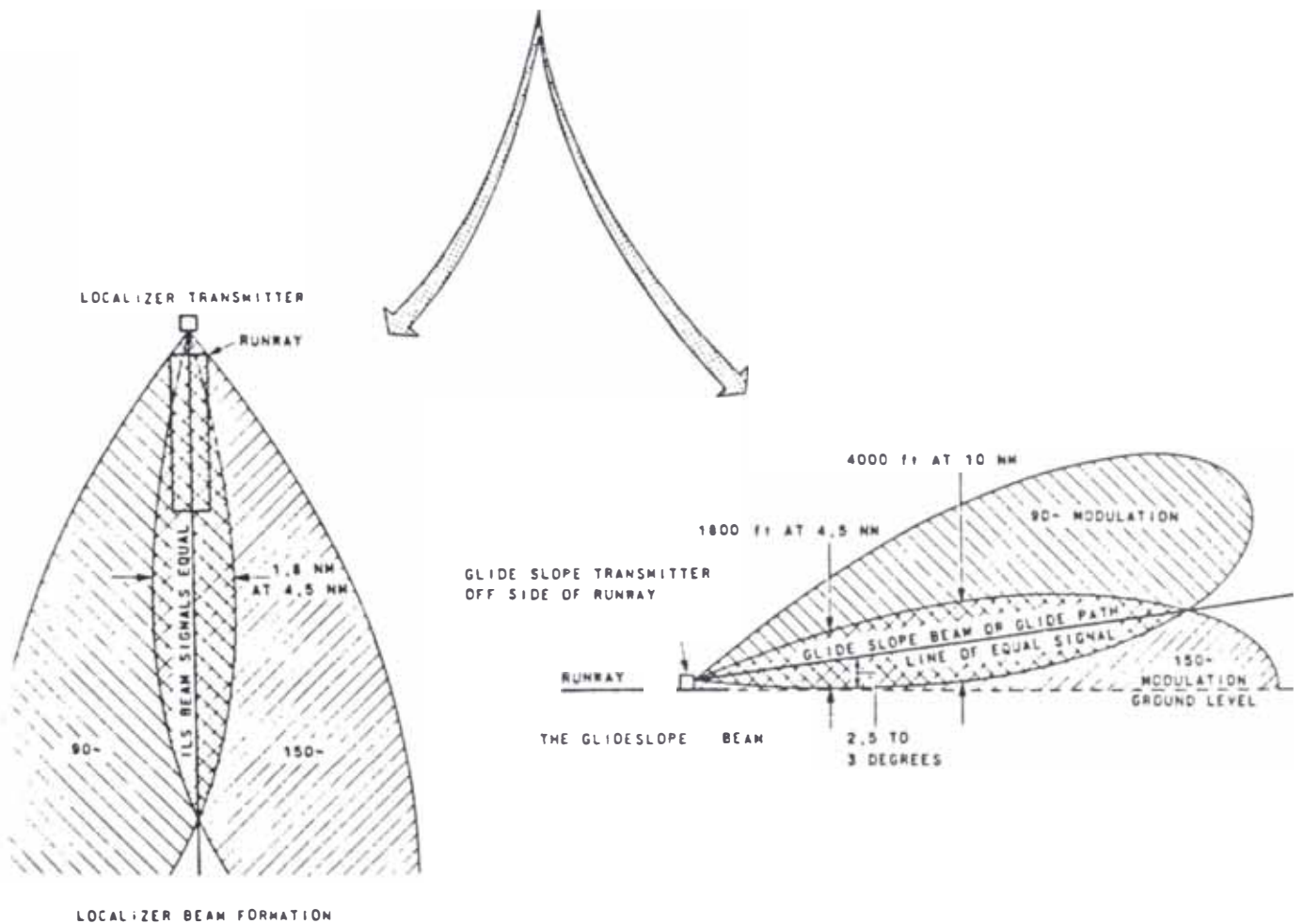
F27-34-6021

VHF NAV (ILS)

Fig. 1.45

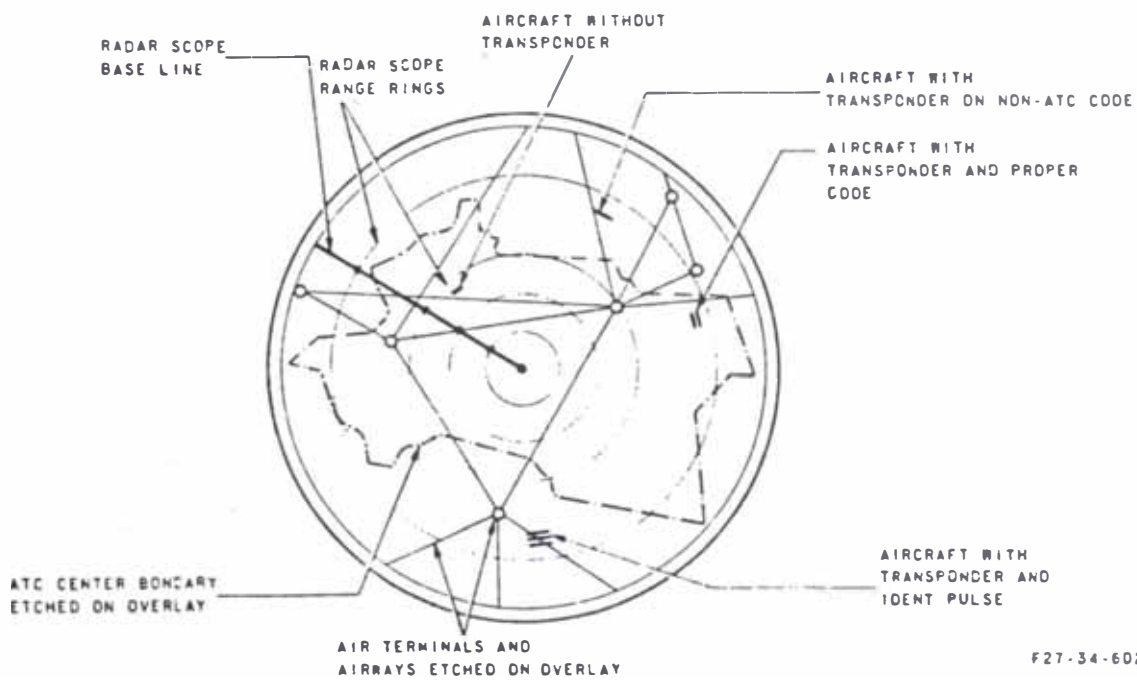
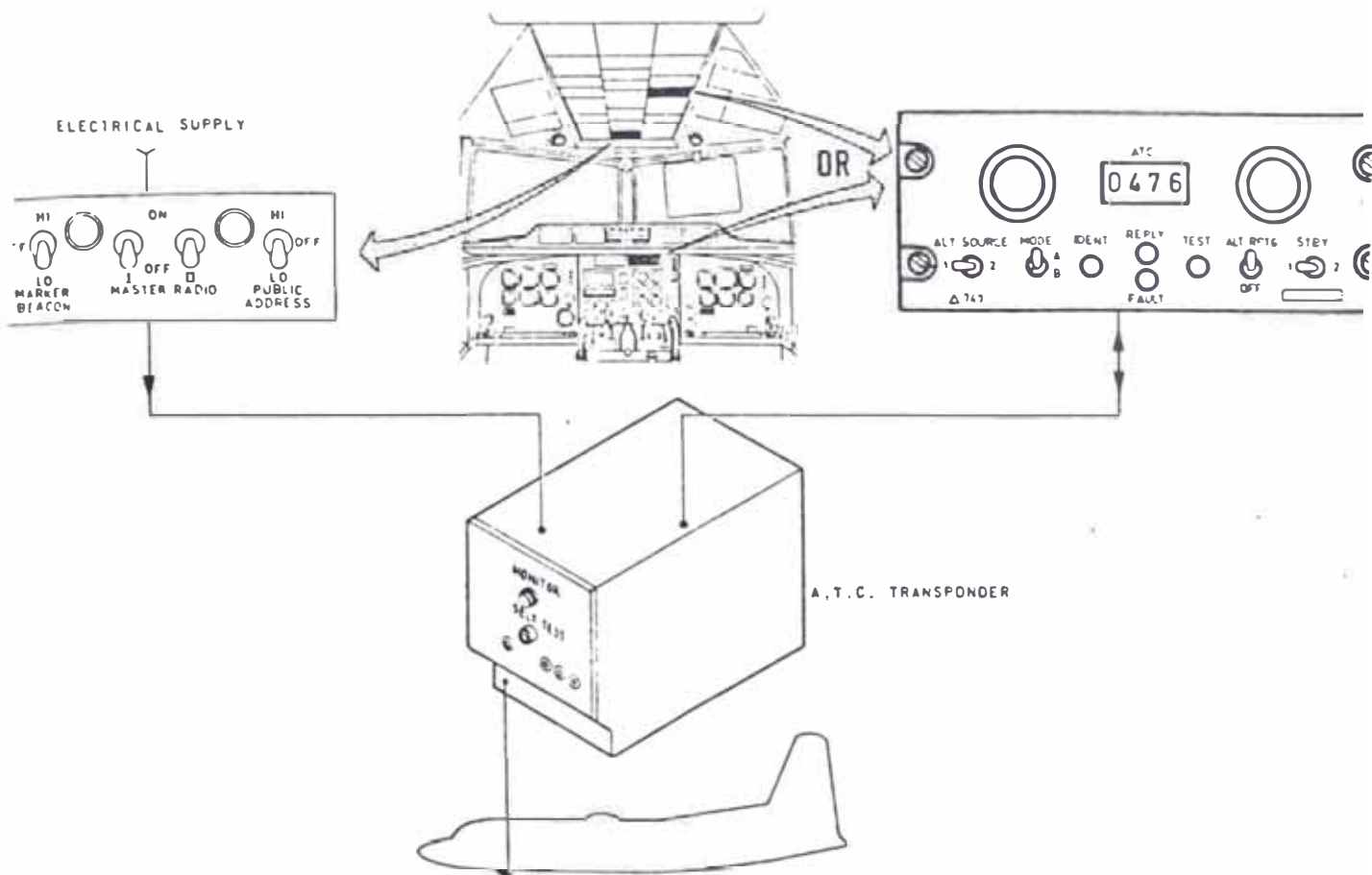


F27-34-6022



ILS PRINCIPLE OF OPERATION

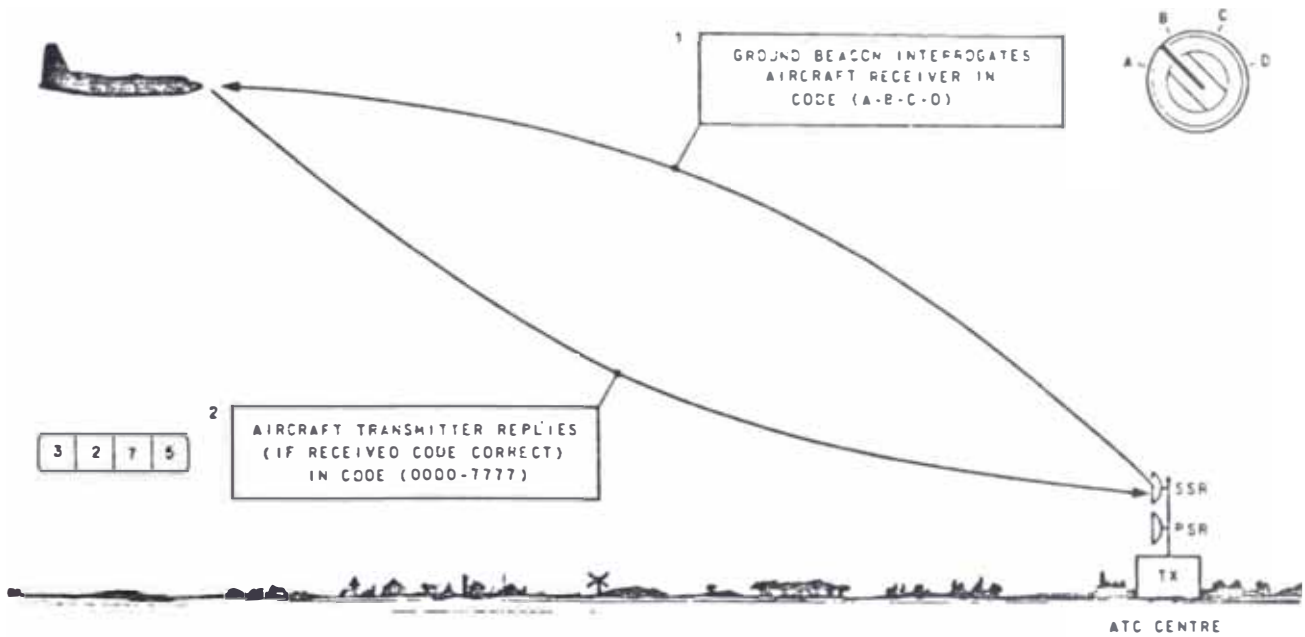
Fig. 1.46



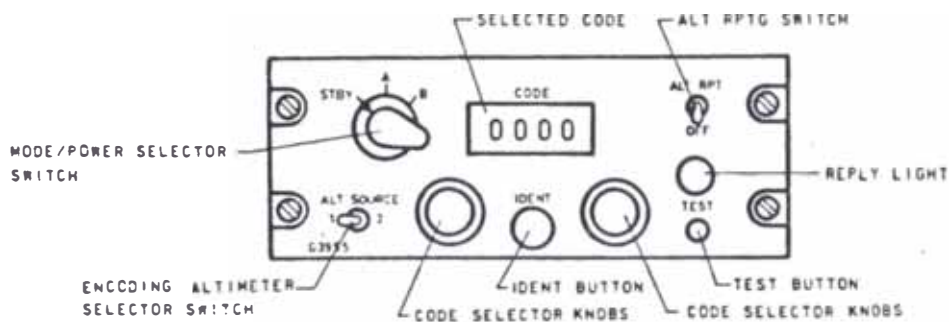
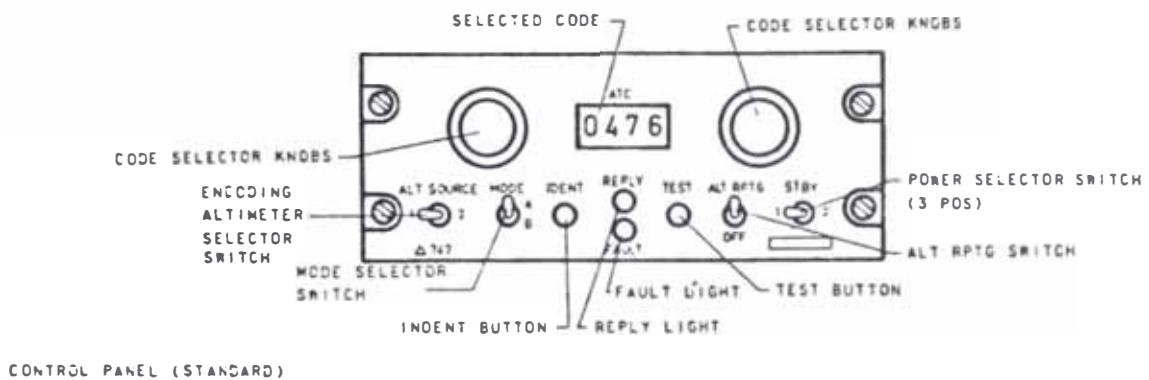
F27-34-6027

AIR TRAFFIC CONTROL

Fig. 1.47

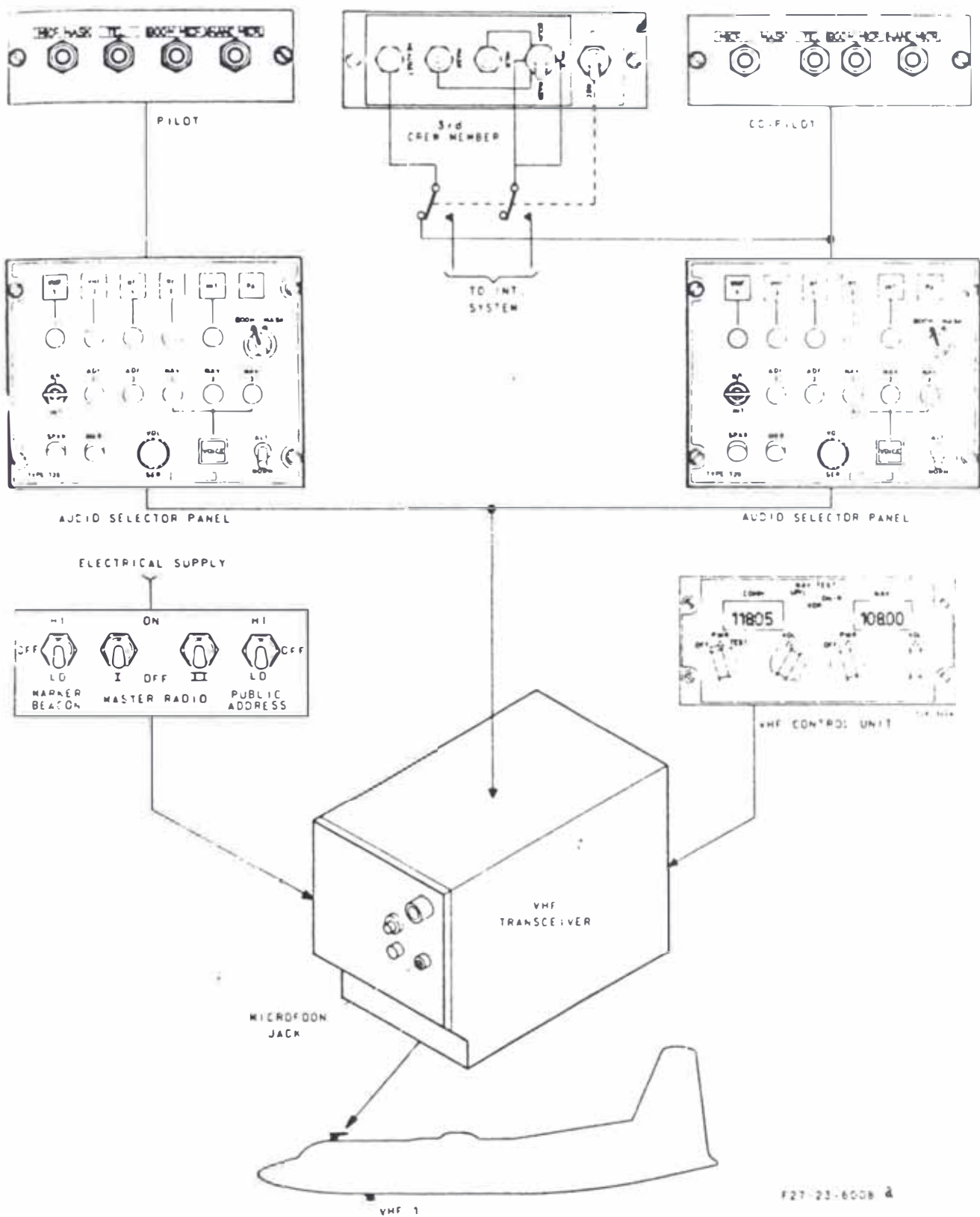


F27-34-6C28



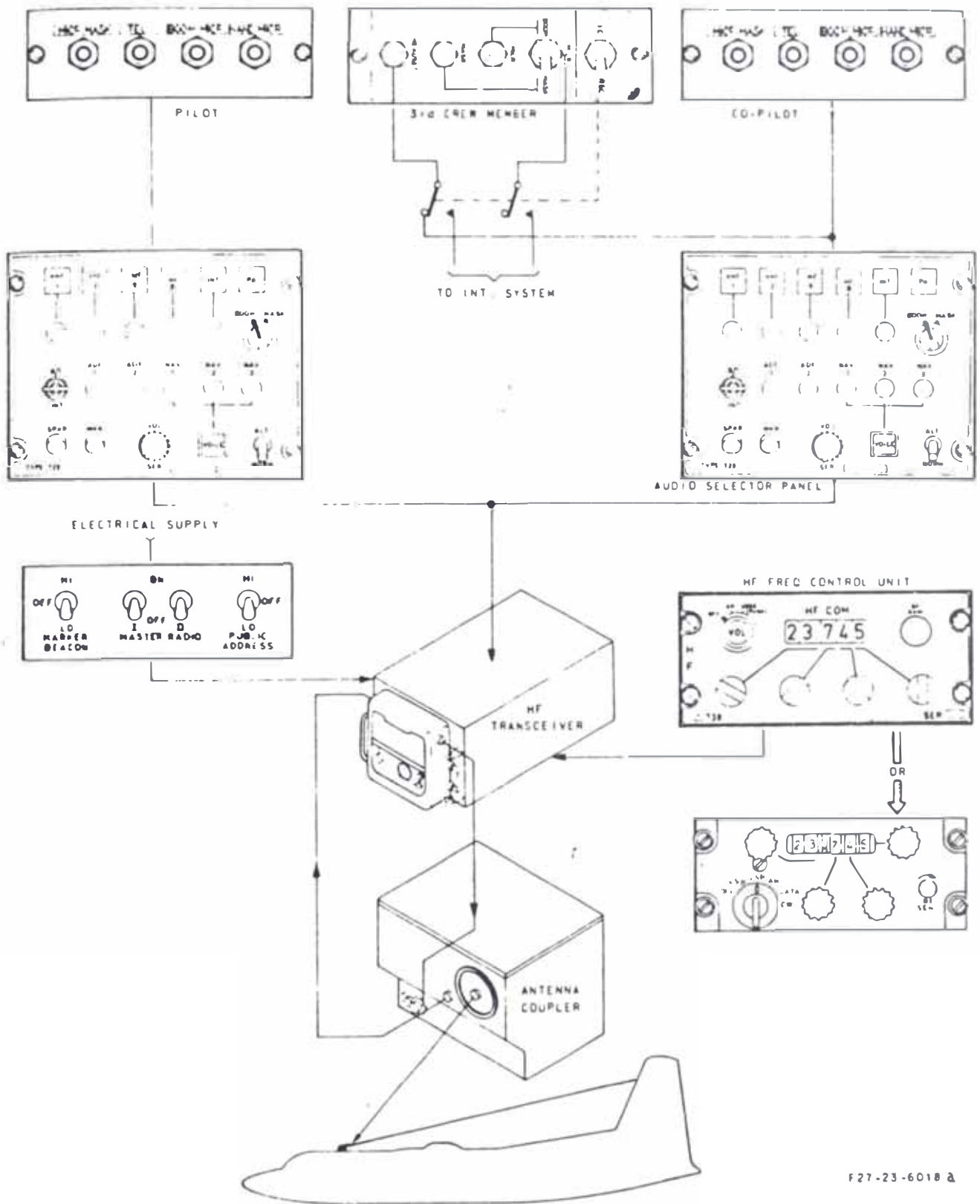
ATC OPERATION AND CONTROL PANELS

Fig. 1.48



VHF COM

Fig. 1.49



F27-23-6018 A

HF COM

Fig. 1.50

CAPITULO II

ESPECIFICACIONES TECNICAS

1. Generalidades

En los sistemas electrónicos modernos especialmente en los de instrumentación para medida o control se presenta la necesidad de precisión en las señales, tanto análogas como digitales, las cuales serán procesadas por el sistema; por lo tanto se deben considerar componentes y dispositivos electrónicos que respondan a esta exigencia, la cual al final proporcionan un alto nivel de conformación de onda.

Una de las características claramente observable en la evolución de la tecnología es la tendencia a la modularidad. Los elementos estructurales de los sistemas se conciben cada vez más como unidades dotadas de cierta autonomía que cooperan entre sí. Esta tendencia se fundamenta no sólo en la búsqueda de diseños más rápidos y eficientes sino también en el principio de la división de funciones que facilitan la concepción, diseño y mantenimiento de los diversos elementos que forman el sistema.

Es fácil constatar la atención que se ha prestado en los últimos años al estudio de los sistemas informativos distribuidos que brindan la posibilidad de compartir recursos informáticos y aumentar la fiabilidad y disponibilidad de los sistemas a un precio justificable.

2. Fundamentos Físicos del Avión

Antes de bosquejar las consideraciones básicas del diseño del sistema se especifica los fundamentos físicos del avión en cuanto a la realización del vuelo y sus comandos, los cuales al ser controlados por el piloto se relacionan en forma indirecta con los sistemas de navegación; es por esta razón que no son incluidos en el Cap. I. Además bajo estos criterios y especificaciones matemáticas se establece la relación que existe entre los controles y lo que sucede en la práctica, relación que servirá cuando se diseñan los circuitos.

2.1 Corrientes Aéreas y Fuerzas Aerodinámicas

La experiencia enseña que si se está de pie en una corriente de agua o bien se avanza en agua tranquila, se experimenta una presión o una resistencia. Esta presión es tanto más considerable cuanto más fuerte sea la corriente o más aprisa se quiera marchar. Análogamente a lo que ocurre en el agua, también se siente en el aire; la magnitud de la presión es la misma, sea que el agua o el aire permanezcan en reposo y se avance en ellos con una cierta velocidad, sea que se permanezca en reposo y que el agua o el aire se muevan con igual velocidad contra nuestro cuerpo.

Muchos años antes de que, para fines de la técnica del vuelo, se hiciesen investigaciones sobre la resistencia del aire, se habían hecho ya ensayos hidrodinámicos en establecimientos de investigación adecuados, para aplicarlos en la construcción de aeronaves. Se ha encontrado que una esfera que presente al aire una sección máxima de 160 cm^2 , expuesta a una corriente de 10 m/seg. de velocidad, experi



Fig. 2.1

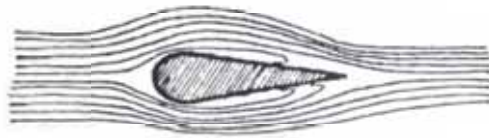


Fig. 2.2



Fig. 2.3

menta una resistencia de 47 gr. El espectro aerodinámico que corresponde a este caso se muestra en la fig. 2.1.

Si se añade a la esfera una popa de forma cónica cuyo ángulo en el vértice sea de 20° como se aprecia en la fig. 2.2, se disminuye la resistencia hasta valer aproximadamente 24 gr. y simultáneamente, la sombra aerodinámica presenta una formación de torbellinos mucho más débil.

Finalmente, se dispone, como se aprecia en la fig. 2.3, delante de la esfera, una proa de contorno poco más o menos parabólico y, a la vez, se sustituye el cono de la popa por otro cuyo perfil longitudinal sea ligeramente curvo; entonces las líneas de corriente se amoldan completamente a la superficie del modelo ensayado y se cierran tras él sin formación de torbellinos. La resistencia es en este caso de solamente 5.66 gr., un cuerpo de estas condiciones se denomina "currentiníneo".

La figura 2.4 hace ver la forma de las líneas de corriente, o espectro aerodinámico, en el caso de superficies de esa clase, pero mejorada tipo ala y la fig. 2.5 permite considerar el principio de sustentación . distinguiendo las dos partes en que se divide la corriente: la superior y la inferior respecto al perfil. Las líneas de corriente superiores tienen la longitud de la línea curva AB; las que fluyen por la cara inferior tienen la longitud CD. La corriente que viene contra el borde de ataque debe recorrer las caras superior e inferior de la superficie en el mismo tiempo, puesto que, contra ese borde de ataque, están fluyendo continuamente nuevas masas de aire; así resultará que, como la cantidad de aire



Fig. 2.4

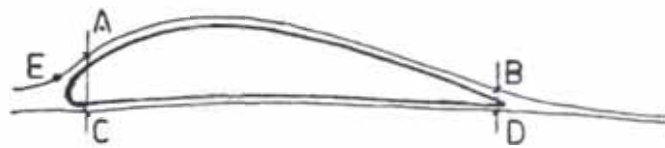


Fig. 2.5

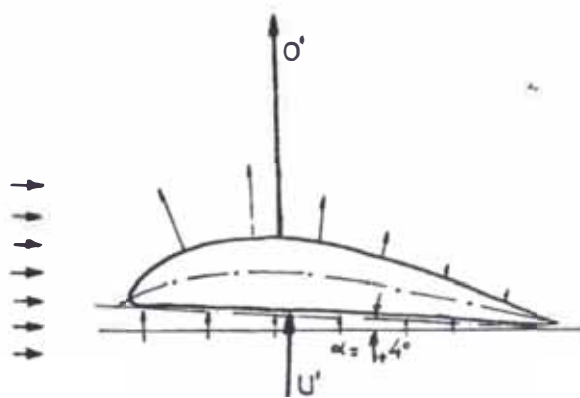


Fig. 2.6

contenida en el filete AB, fuertemente curvado, debe ser igual a la contenida en el CD que es el más corto, la densidad del primero será menor relativamente a la del CD, y mientras que este -principalmente cuando exista un pequeño ángulo de ataque α - hará una ligera presión contra la cara inferior de la superficie y, por tanto, quiere decir que tendrá una presión superior a la de la atmósfera que le rodea; el filete de aire AB, a consecuencia de su menor densidad, tendrá menor presión que la atmósfera inmediata, es decir, en la cara superior de la superficie sometida al ensayo habrá una depresión o aspiración y esto sin perjuicio del hecho de que en E halla una cierta presión contra el borde de ataque.

Las sobrepresiones y aspiraciones se pueden llevar gráficamente sobre el dibujo del perfil del ala como si fueren fuerzas según se ve en la fig. 2.6 siendo sus líneas de acción normales al contorno del perfil y, componiéndolas mediante las reglas conocidas de composición de fuerzas, todas las acciones sobre la cara superior darán lugar a una resultante O' y todas las de la cara inferior producirán otra resultante U' . las acciones aerodinámicas, se extienden a lo largo de toda la envergadura del ala, y entonces así como se ve en la fig. 2.7, se obtienen muchas fuerzas O' y U' . Cerca de los márgenes de la superficie, las fuerzas O' y U' van disminuyendo por que la sobre presión inferior compensa algo la aspiración superior, produciéndose una cierta circulación marginal, como se representa en la fig. 2.8. Después, todas las fuerzas O' , así como todas las U' , pueden sumarse algebraicamente obteniéndose una sola resultante O y una sola U para toda la superficie, las cuales, por razón de simetría, estarán aplicadas en el centro de envergadura del ala.

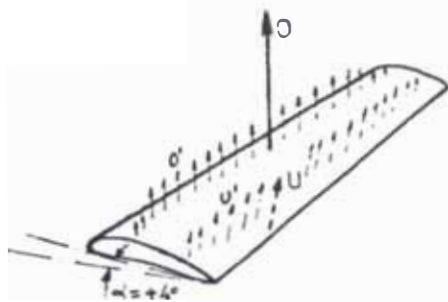


Fig. 2.7

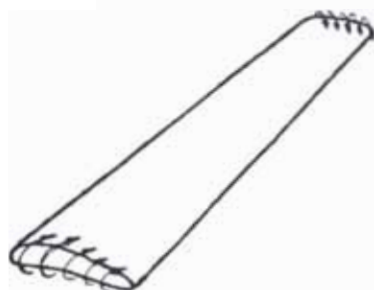


Fig. 2.8

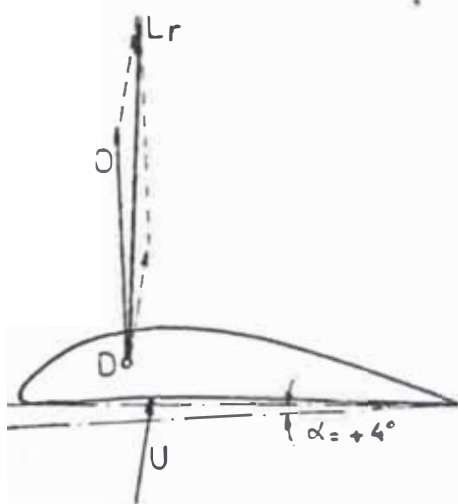


Fig. 2.9

La fig. 2.9 hace ver el modo como se han compuesto las fuerzas O y U , mediante las reglas conocidas, dando lugar a una última resultante aerodinámica L_r , la que, comparada con la dirección de la corriente aérea, tiene una dirección ascendente, pero también ligeramente inclinada hacia atrás. Por consiguiente, L_r lleva en sí las cualidades de dos direcciones especiales de fuerzas, es decir, una normal a la corriente y otra en su misma dirección. Se descompone la fuerza L_r , como indica la fig. 2.10, en esas dos direcciones, la componente normal representa la acción aprovechable para soportar cargas, o sea la sustentación A , y la componente W en la dirección de la corriente, o sea, en sentido opuesto al de avance del ala, es la resistencia. La relación de magnitudes entre ambas componentes A y W , que están representadas, corresponden a un caso tan favorable que raramente se presenta, pues el valor de W que en esa figura se representa para un ángulo de ataque $\alpha = + 4^\circ$, es muy pequeño con relación a la sustentación A alcanzada. Generalmente, con los perfiles de ala usados más frecuentemente, la sustentación A alcanza un valor que es de 15 a 17 veces la resistencia W . Hay que tener en cuenta que el "Centro de Presiones" D , o sea, el punto de intersección del perfil con la línea de acción de la resultante L_r de las acciones aerodinámicas o bien de A y W , sobre toda la extensión de la envergadura, no permanece en la misma posición al avariar la inclinación de la superficie de sustentación, respecto a la corriente aérea. Si α aumenta hasta los $10 - 13^\circ$, aumentan las acciones O' de aspiración cerca del borde de ataque, de modo que el punto de aplicación de O resulta considerablemente avanzado y, por lo tanto, el centro D avanza igualmente.

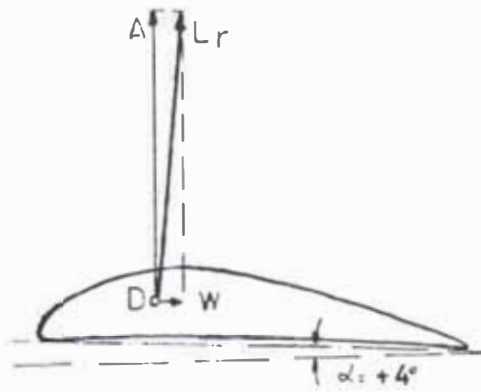


Fig. 2.10

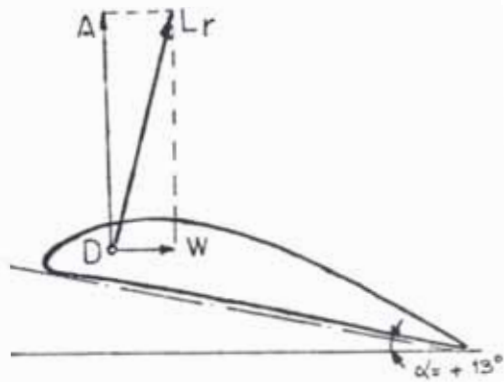


Fig. 2.11

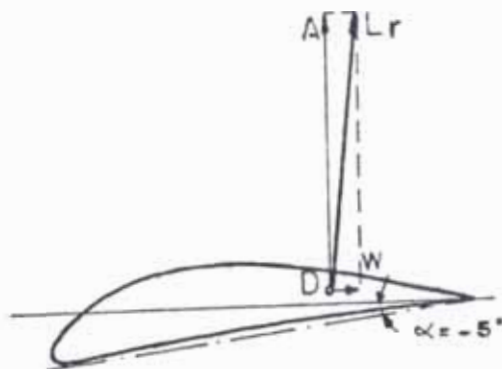


Fig.2.12

Y como también U' , y consiguientemente U , crece, crecerá igualmente L_r , y con ello A y W ; ver fig. 2.11. Al disminuir α hasta 0° ó bien todavía hasta -5° , las acciones de aspiración aumentan en la región del borde de salida y D retrocede, como se ve en la fig. 2.12, así como A y W se hacen menores.

2.2 Vuelo Recto y Estabilidad del Vuelo

Todas las fuerzas que obran sobre el avión durante el vuelo con motor están representadas por líneas en la fig. 2.13; desde luego, aparece la tracción de la hélice como una fuerza P dirigida en el sentido de avance, la línea de acción de P es, por tanto, la prolongación del eje de rotación de la hélice y éste generalmente montado paralelamente al eje longitudinal del avión. En el ala, y aplicada en D , actúa la sustentación A , que debe ser, por lo menor igual al peso G . Además, obra la resistencia total W_T la cual se determina, en magnitud, posición y dirección por medio de la composición geométrica de las resistencias parciales de cada elemento, tanto de los que contribuyen a la sustentación como de los que no suministran sustentación alguna, de modo que, a la componente W del ala, se sumarán las resistencias de: fuselaje, ruedas del tren de aterrizaje, así como de la cola. Finalmente, hay que tener en cuenta también la pequeña sustentación negativa H , producida en el sistema estabilizador o empenaje de altura.

Así pues las fuerzas G , A , P , W_T y H , tienen un momento respecto a la línea de los centros de presión D , que determinan una acción de rotación, ya sea hacia adelante y abajo (avión cargado de proa o de cabeza), ya sea hacia atrás y abajo (avión cargado de cola)

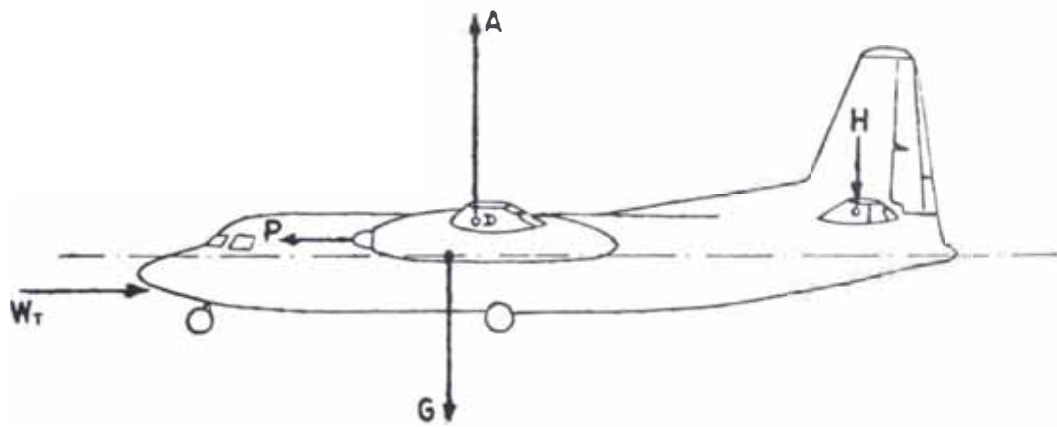


Fig. 2. 13

ver fig. 2.15.

Los momentos que hacen picar al avión son: $G \cdot a_h$ y $W_T \cdot w$

Los momentos que hacen encabritar al avión son: $P \cdot p$ y $H \cdot l$

El momento de A es cero, puesto que A está aplicada en D .

Si el avión durante el vuelo recto ha de mantener el eje longitudinal horizontal, es decir, sin bascular alrededor de D mide de cabeza ni de cola, la suma de los momentos que hacen picar al avión debe ser igual a la de los que le hacen encabritar (tratando de elevar la proa).

Esa relación se expresará poniendo:

$$G \cdot a_h + W_T \cdot w = P \cdot p + H \cdot l$$

Al mismo tiempo, a causa de la horizontalidad de L , se tiene:

$$\alpha = \beta$$

Igualmente, como el avión se ha de mantener en el aire, deberá ser $A = G$, o más exactamente: $A = G + H$.

La uniformidad del movimiento horizontal, es decir, la constancia de V_H resultará de que las fuerzas que actúen horizontalmente, en el sentido del vuelo, sumen una cantidad igual a las que obren oponiéndose a él, es decir, será: $P = W_T$.

Después de estas consideraciones acerca del equilibrio de las fuerzas que obran sobre el avión, de una parte, en sentido ascendente y descendente, y de otra, hacia adelante y hacia atrás, así como acerca del equilibrio entre los momentos de picado y de encabritamiento,

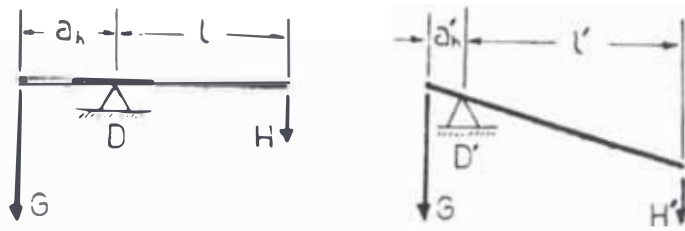


Fig. 2.14

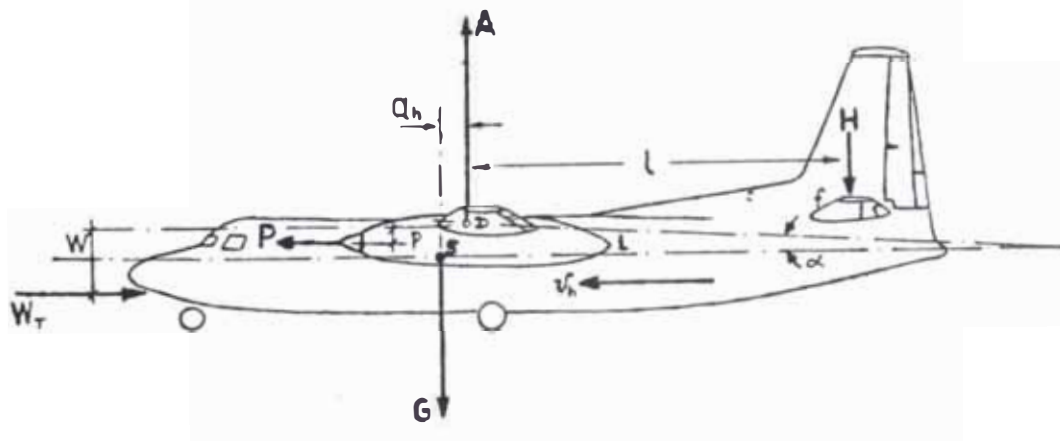


Fig. 2.15

hay que averiguar cómo y cuando este equilibrio es estable o bien, cuándo no lo es, es decir, hay que saber si el avión tiene estabilidad de vuelo. Las pequeñas desviaciones, por ejemplo, a causa de las pequeñas rachas, las corrige, por sí mismo, un avión moderno, sin necesidad de tocar los mandos, si el avión está construido de modo que satisfaga las condiciones de estabilidad alrededor de los tres ejes.

Se distinguen dos clases de estabilidad, y en ellas se atenderá solamente a los momentos variables que dan lugar a rotaciones alrededor de D, de valores G_{ah} y H_{\perp}

1° Estabilidad Estática.- El avión se encuentra en posición normal, existiendo equilibrio de momentos:

$$G_{ah} = H_{\perp}$$

Caso I. El avión pasa a estar con un ángulo de ataque α mayor a consecuencia de una racha y con ello D avanza hasta D' y a_h se hace más pequeño tomando el valor $a'h$. El avión se encabritará más (fig. 2.14), y como el ángulo de posición del plano fijo de cola, que antes era negativo, se ha hecho positivo, resultará que H tomará el nuevo valor H' más pequeño y pasará que, a pesar de su reducción, el momento G_{ah} es el que predomina y el avión volverá a su primitiva posición.

Caso II. El avión pasa a tener un ángulo de ataque α más pequeño por la acción de una racha y entonces, en

- oposición a lo que antes ocurría en el caso I, el ángulo de ataque del plano de cola toma un valor negativo mayor; por tanto, la sustentación negativa H será mayor y el avión recuperará también su posición normal.

2° Estabilidad Dinámica.- Cuando al separarse de la posición de equilibrio, el movimiento de oscilación que toma alrededor de ella tiene cada vez, amplitud menor. Cuanto más rápidamente trate el avión de volverse a quedar en reposo sin oscilar sobre su posición de equilibrio, mayor será su estabilidad y consiguiente amortiguamiento. La acción amortiguadora principal la ejerce la superficie f cuando, atendiendo también a este fin, se le ha dado dimensiones suficientes, así como igualmente se ha hecho de suficiente longitud su brazo de palanca l . El amortiguamiento debido al empenaje de altura es producido principalmente por su parte fija, llamada 'plano de cola' ó 'plano de amortiguamiento' y se origina porque la superficie f opone una cierta resistencia al giro alrededor de D , que es tanto mayor cuanto más rápida sea la rotación. Un amortiguamiento es siempre una reacción contra un movimiento; si este movimiento no existe, falta también la reacción amortiguadora.

En resumen, son cinco los objetos que cumple el sistema estabilizador de altura:

1° Compensa los momentos no equilibrados, y precisamente por la acción de H resultante del ángulo de ataque negativo debido a la corriente de la estela del ala que se ha

explicado anteriormente.

- 2° Al variar el ángulo α de ataque del ala, produce momentos de picado o encabritamiento que desaparecen una vez recuperada la posición de equilibrio.
- 3° Amortigua las oscilaciones del avión alrededor de la posición de equilibrio.
- 4° Hace posible el mando de altura del avión
- 5° Tiene el efecto de que la posición de vuelo que resulte por el mando del piloto sea mantenida sin necesidad de acciones suplementarias de mando.

Los pesos variables tales como los distintos tripulantes y las distintas cantidades de combustible puestas en los depósitos que lleva el avión para el objeto, se disponen generalmente encima o debajo del centro de gravedad S de todo el avión, con lo que las líneas de acción F_G y B_G coinciden con la de G . Así F_G y B_G no tienen momento respecto a S y, por lo tanto, su presencia o su falta no tienen influencia sobre el estado correcto de compensación de pesos en el avión.

2.3 Vuelo Ascendente

Para llevar el avión a la posición de vuelo con la que tenga lugar una subida a velocidad constante, partiendo de la posición de vuelo recto de la fig. 2.15, hay que mandar el timón de altura dándole la posición que se ve en la fig. 2.16. Con esta manibbra, la reacción aerodinámica descendente H , que existía en el estabilizador de

altura, toma nuevo valor mayor H_{st} ; el eje longitudinal se inclina, resultando la cola algo por debajo de la línea que representa la trayectoria, ligeramente ascendente, que recorre el avión con la velocidad de vuelo ascendente V_{st} . Con el nombre de velocidad ascensional, se designa la relación:

$$\frac{\text{Altura ganada, medida en metro sobre la vertical}}{\text{Tiempo expresado en segundos}}$$

es decir, altura ganada por segundo. En este caso, resulta $\alpha_{st} > \alpha$ y, consiguientemente, W_r toma un valor mayor. En oposición a lo que ocurre en la descomposición de la Fuerza G en el caso de planeo, en el vuelo ascendente aparecen las G_g y G_w , tales que ahora G_w se añade a W_r y debe ser superada por la tracción P de la hélice. Esto quiere decir que debe ser $P = W_r + G_w$ o sea que, durante el vuelo ascendente, hay que hacer marchar el motor a mayor número de revoluciones que en el vuelo horizontal.

Por otra parte, siendo $P = W_r + G_w$, el movimiento durante el vuelo ascendente, será uniforme.

Además, también se verifica: $A = G_g + H_{st}$

A consecuencia de haber crecido α hasta α_{st} , el centro de presiones D avanza algo y, por lo tanto, será:

$$\alpha_{st} < \alpha \quad \text{y} \quad l_{st} > l$$

El ángulo que forma la trayectoria con la horizontal se representa por θ , designando, pues, este valor θ el "ángulo de pendiente"

acercándose al crítico, en el mejor de los casos 'nadará', es decir seguirá avanzando lentamente sin ganar ni perder altura, hasta que pronto, por disminución de la reacción del aire sobre el timón, debida a la menor velocidad de avance, el aparato descenderá más o menos aprisa. En el vuelo con el aparato encabritado, la velocidad, que tanta influencia tiene en la eficacia del mando, disminuye tanto que el avión desmerece en grado muy apreciable en cuanto a capacidad de obedecer al mando.

2.4 Planeo y Aterrizaje

Si volando el avión en vuelo recto, dando el motor el número de vueltas necesario para ello, se reducen gases hasta llegar a la marcha en vacío, la hélice sólo gira con la velocidad necesaria para vencer su propia resistencia al aire y no ejerce tracción alguna, entonces, P es nulo y, consiguientemente, su momento $P.p = 0$

Este momento de encabritamiento o picado que figura en la ecuación de equilibrio del vuelo recto.

$$G. \sin \alpha + WR. w = P. p + H. l_g$$

desaparece de ella en el momento en que se reducen gases hasta llegar a la marcha en vacío; los momentos de picado son los que predominan y la consecuencia de todo ellos es que el avión, impulsado por la inercia del movimiento adquirido en el vuelo recto, emprende un vuelo en planeo descendiendo y avanzando al mismo tiempo.

En este vuelo, la inclinación de la trayectoria está condicionada por las siguientes relaciones:

G se descompone, como se aprecia en la fig. 2.17, en dos componentes: la una, cuya línea de acción está en la dirección de la velocidad V_g de planeo, denominada "fuerza motriz de planeo" designándola por G_{lg} ; la otra normal, a la dirección del movimiento y , por tanto, del viento relativo, será opuesta a la sustentación A . Ahora A sólo tiene que equilibrar a G_g , que es la que sustituye a la G , pues la otra componente G_{lg} hace, en cierto modo, el papel de P , puesto que es la fuerza motriz del planeo. La inclinación de la trayectoria, o bien el ángulo que forma V_g con el horizonte, aumentará hasta tanto que la descomposición de G , que en cada momento tiene lugar, sea tal que G_{lg} llegue a ser igual a W_r en cuyo instante se alcanzará la uniformidad del movimiento.

Así pues, mientras que, en el vuelo horizontal a pleno motor, la velocidad de la corriente aérea que recibe una estrecha región central del ala y el empenaje, es mayor que la velocidad V_h del aire que recibe la mayor parte de la superficie sustentadora, en el vuelo en planeo todos los elementos del avión están bajo la acción de un viento relativo de igual valor, que es el V_g . Esta velocidad es generalmente menor que V_h , por lo que H_g resulta inferior a H . Pero, en este estado de vuelo, manteniendo centrado el timón de altura, siempre tiene lugar el equilibrio de momentos expresado por la condición:

$$G_g \cdot a_g + W_r \cdot w = G_{lg} \cdot b + H_g \cdot l_g$$

Suma de momentos de
picado

Suma de momentos de
encabritamiento

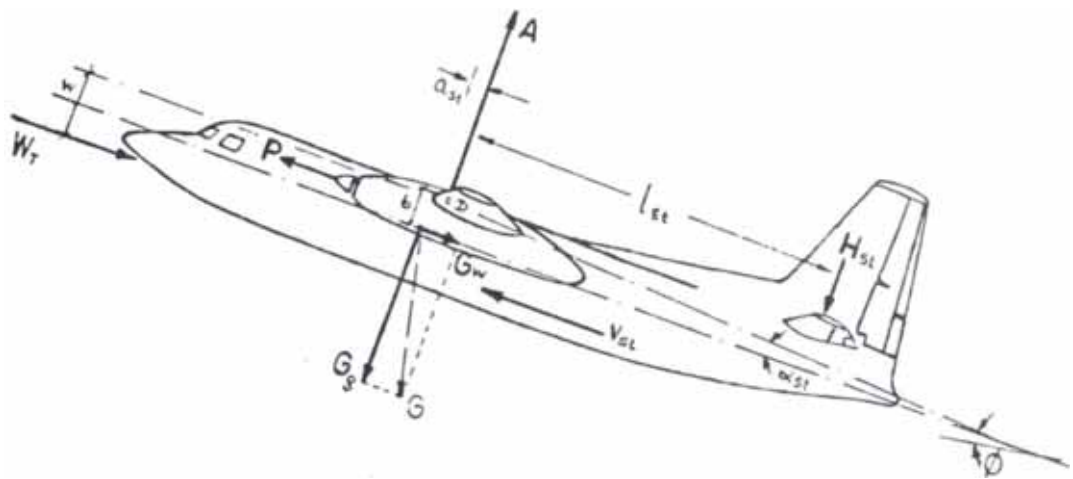


Fig. 2. 16

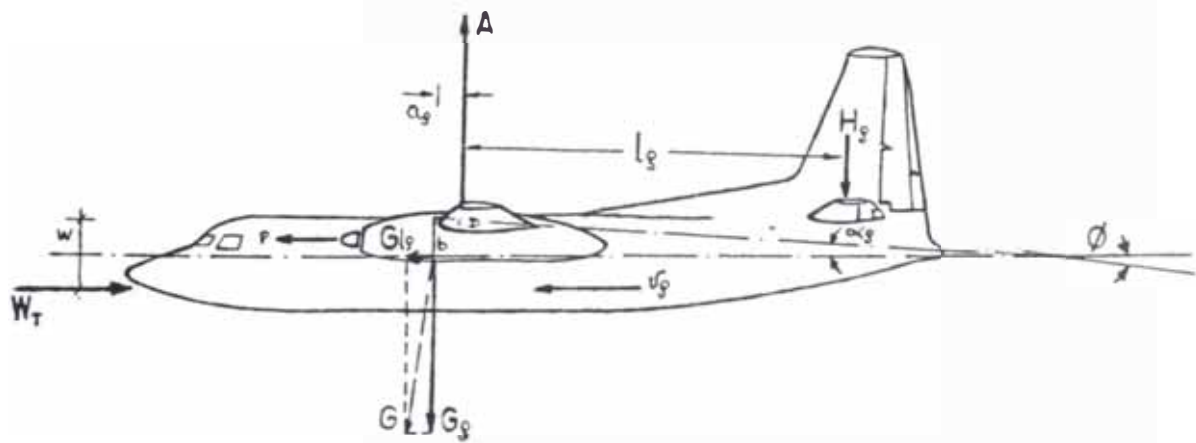


Fig. 2. 17

que al cumplirse, queda garantizada la seguridad de vuelo en el planeo. Luego, la velocidad de aterrizaje es la velocidad final V_L del período de cernerse el avión sobre el suelo. El vuelo en planeo, con la posición representada en la fig. 2.17, va acercando, poco a poco, el avión al suelo, y, mediante suaves maniobras de "tirar" de la palanca, el avión recupera y toma la posición citada, con el eje longitudinal casi horizontal, ya inmediatamente junto al terreno, tomando el aparato la energía necesaria para este movimiento, de su inercia, es decir, de la fuerza debida a la acción que, hasta ese momento, ha ejercido G_l , pues, cuando el eje del avión se sitúa casi horizontal, poco antes de posarse el aparato, como quiera que G es normal casi a V_L , su efecto puede decirse que ha desaparecido. Esa energía va consumida poco a poco por W_r y, por ello la velocidad va disminuyendo hasta tomar el valor de V_L ; también A se hace sucesivamente más pequeña; el avión se posa suavemente por intermedio de las ruedas, G va siendo cada vez menos y menos soportado por las alas y va pasando a insistir sobre las ruedas, lo cual hace aumentar el rozamiento y disminuir la velocidad V_L .

En este momento se verifica la ecuación de momentos:

$$G \cdot a_l + W_r \cdot w = H_L \cdot l$$

El máximo ángulo de ataque admisible para el ala, en el caso de aterrizaje sobre tres puntos alcanzan valores, que varían en la mayor parte de los tipos corrientes del avión, entre los $+13^\circ$ y $+17^\circ$. Con estos ángulos, la superficie sustentadora tiene el máximo valor de la sustentación A , y si aumenta el ángulo de ataque más allá de esos límites, la sustentación disminuye más o menos, pero siempre

con aumento de la resistencia al avance

2.5 Organos de Mando y Compensación

Existen varios medios para reducir la extensión del rodamiento, tanto en el envuelo como en el aterrizaje, elevando al mismo tiempo la sustentación y la resistencia al avance, en los tipos de avión llamados "rápidos". La fig. 2.18 representa un perfil de gran velocidad, es decir, con él habrá de esperarse una velocidad de aterrizaje grande. La fig. 2.18a muestra el mismo perfil dividido en tres partes. Accionando el mecanismo que se ve en la fig. 2.18b, hasta llegar a la posición límite dibujada, se obtiene un movimiento hacia adelante de la superficie parcial anterior y otro descendente del borde de salida de la superficie posterior (fig. 2.18c). Con todo ello resulta que el perfil de la fig. 2.18, que en la región de ángulos de ataque pequeños proporciona una sustentación de gran valor y pequeña resistencia, se ha convertido en un perfil, que, con el mismo ángulo de ataque, ofrece una gran resistencia con una sustentación máxima casi doble de la que proporcionaba el perfil inicial. Al conseguir esta mejora tan considerable de la sustentación, se obtiene al mismo tiempo un aumento tal de resistencia que el aterrizaje se verifica a una velocidad que es el tercio de la velocidad de crucero.

En este perfil, se ha hecho posible la gran ventaja de la disminución de la velocidad porque con él, en el caso de grandes ángulos de ataque como los que se presentan en el vuelo ascendente y en el aterrizaje con aparato muy encabritado, la corriente aérea no se



Fig. 2. 18



Fig. 2. 18 a

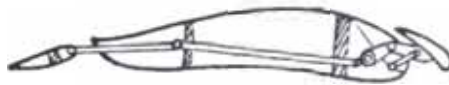


Fig. 2. 18 b

disloca en la región posterior de la cara dorsal. La ranura Sp (fig. 2.19) que se extiende a lo largo de toda la envergadura y que resulta en forma de tobera, estrechándose para luego abrirse, constituye un paso para el aire, de la sobrepresión que se produce en la cara inferior, que irrumpe con gran velocidad en la cara superior, barriendo todos los torbellinos con tal energía que los convierte en corriente laminar obligada a permanecer adherida al dorso del ala, con lo que se asegura la conversión y hasta el aumento de la sustentación, bajo ángulos de ataques grandes. Accionando el mecanismo de la transformación del perfil hasta la posición final que se ve en las fig. 2.18b y c, se origina también una ranura, de corte de tobera, en la parte anterior del ala, la cual, al aumentar el ángulo de ataque desde los $+14^\circ$ hasta los $+25^\circ$, produce también la regularización y adherencia de la corriente aérea en la región del vértice de la cara dorsal del ala así que la corriente aérea se disloca y desprende a los $+26^\circ$ en lugar de a los $+16^\circ$. Este perfil tiene la máxima sustentación que antes se ha explicado con el ángulo de ataque $\alpha = +26^\circ$.

En el caso más usual de perfil con cara inferior plana como en la fig. 2.20, se obtiene en la fig. 2.21 el mismo perfil provisto directamente, es decir, sin ranura aerodinámica, de un alerón de curvatura, el cual es móvil desde la posición normal de puntos hasta otra dirigida hacia abajo. Esta posición es comparable en eficacia a la representada en las figs. 2.18, a, b, c y 2.19 y debe considerarse como una de las soluciones más sencilla, pero solamente auxiliares, la fig. 2.22 representa un alerón de intrados, más conocido como alerón Flap, el cual obra más eficazmente que la disposición



Fig. 2.18c

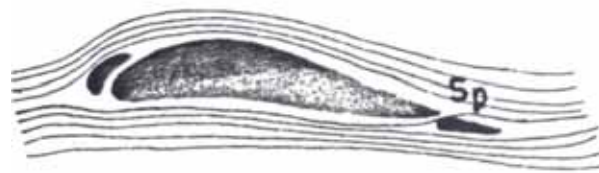


Fig. 2.19



Fig. 2.20



Fig. 2.21

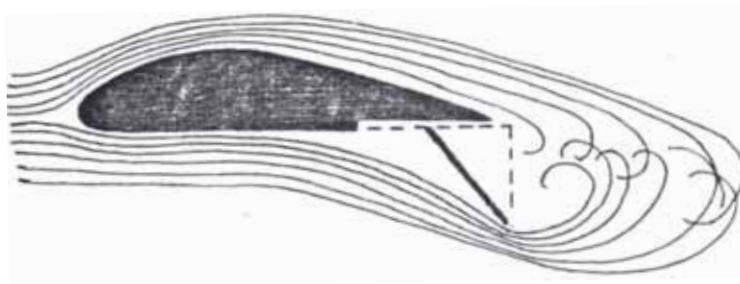


Fig. 2.22

de la fig. 2.21 como medio para aumentar la sustentación.

Además de los controles de los alerones Flap, existen controles para los elevadores y el timón, así como los alerones principales y los compensadores Trim en los tres ejemplos. Todo esto conforma el sistema de control de actitud del avión, denominados en el lenguaje aeronáutico como Estabilizador Horizontal (Pitch), Estabilizador Vertical (Yaw) y Control de Rotación (Roll), los cuales serán más explícitamente definidos en los circuitos del simulador.

Finalmente, en las figuras 2.23 a 2.37 se muestran la forma como se lleva a cabo los principales controles tales como: sistema de control de alerón, aileron trim; control de elevador, elevator trim; control del timón (Rudder), Rudder Trim; mecanismo de control Flap, así como sus relaciones con el piloto automático.

3. Consideraciones Básicas del Diseño

Al establecer de que este sistema sea del tipo programable, queda al margen una de las dos posibilidades de implementación electrónica moderna, la cual sería de lógica cableada, en donde por interconexión de circuitos lógicos simples se hace casi imposible la programación; entonces queda el realizarlo mediante el uso del microprocesador.

Lo que se trata de conseguir siempre en todo el diseño es un esquema que no sólo sea eficiente, versátil, económico, si no que presente buenas características técnicas; en ese sentido se trata en este trabajo de tesis de abarcar todas las condiciones en las que

se pueda aprovechar al máximo este simulador de vuelo, y para que esto se cumpla se debe habilitar el siguiente modo de control:

El microprocesador controla todo aquello que conforma el "espacio aéreo" y comanda los instrumentos, luego de procesar la información proporcionada por el instructor y por el piloto. Esto se asemejaría a lo real, ya que sólo se simularía todo aquello que rodea la nave, dándole toda opción al piloto para desenvolverse a su criterio y realizar sus cartas de navegación según su trayectoria. En este caso los programas proporcionados por el instructor proporcionan los niveles de turbulencia, desplazamientos de viento, etc.

Luego de esta observación se puede deducir que no se puede desechar totalmente la lógica cableada tipo análoga ya que esta circuitería será comandada por potenciómetros que se encuentran unidos a partes mecánicas (timón, switches, etc), para lograr cambios de voltajes que activen el sistema o también participen como componentes activos en las interfaces con microprocesador.

Técnicamente la ventaja de la lógica convencional radica en la velocidad y la del microprocesador en la versatilidad y el volumen en sistemas complejos. En este caso, la velocidad no es un factor crítico, en cambio se desea un comando automático temporizado con facilidad de variación en los parámetros de navegación. Es así como el empleo del microprocesador se justifica en este diseño. Aunque los microprocesadores sean recientes (el primero fue el 4004 de Intel, aparecido en 1971), se han multiplicado a tal punto, y tan de prisa, que ha llegado a ser difícil, actualmente, hacer una elección entre los numerosos microprocesadores existentes, La elección es tanto

más difícil cuando los microprocesadores parecen destinados a innume-
rables usos, y se debe establecer cuál conviene más para determinada
aplicación.

Para especificar el microprocesador a utilizar en este caso, se
debe tener en cuenta entre otras características: Tecnología utiliza-
da, capacidad de tratamiento, capacidad de direccionamiento, tiempo
de ciclo, repertorio de instrucciones, capacidad de interrupción y
DMA, capacidad de subprogramas, alimentación única, existencia de u-
na familia completa (interfaces, adaptación MOS/TTL, etc.), etc. En
la fig. 2.38 se muestra una comparación entre los principales micro-
procesadores, posibles a utilizar.

El Z80 por ser un microprocesador de propósitos generales y de
gran familiaridad en nuestro medio con una familia completa de in-
terfaces, así como de información técnica; ha sido elegido en el di-
seño de este simulador de vuelo. El Z80 cumple además con los requi-
sitos anteriormente planteados: es un chip de tecnología N-MOS, fa-
bricado por ZILOG con gran apoyo de hardware y software con capaci-
dad hasta 64 Kbytes, más que suficiente para este tipo de trabajo,
con una velocidad de 4MHz que supera el tiempo necesario para obtener
mediciones en los instrumentos de navegación aérea?

4. Configuración del Sistema

Teniendo en cuenta la clasificación de los Sistemas de Navegación
Aérea especificada en el Capítulo I y con las consideraciones básicas
del diseño mencionadas anteriormente se bosqueja en esta parte el dia-
grama de bloques del Simulador de Vuelo, siguiendo una secuencia 16-

gica estructurada bajo las condiciones reales, es decir desde que el piloto enciende su máquina, emprende el vuelo, sigue una ruta determinada y finalmente aterriza.

Para efectos prácticos y siguiendo las normas modernas de la tecnología electrónica se trata de proporcionar modularidad al sistema, para poderlo implementar sobre tarjetas. Las cuales podrán ser intercambiadas con otras de fácil acceso en el caso de mantenimiento o reparación. En la fig. 2.39 se muestra el Diagrama Funcional del Diseño y estas etapas se describen a continuación:

4.1 Circuito de Control de Actitud

Este circuito especifica la posición relativa del avión en un punto determinado del espacio aéreo con respecto a los tres ejes coordenados, está conformado por tres circuitos independientes, pero que interactúan simultáneamente para mostrar en los indicadores el resultado de las maniobras del piloto. Estos circuitos son:

4.1.1 Circuito de control de Rotación (ROLL)

Este circuito es controlado por el mando que representa las distintas posiciones de los alerones. En la práctica cuando un alerón de una ala sube el del otro lado baja, haciendo posible que el piloto pueda tener un control sobre el eje longitudinal del avión. Ver fig. 2.40. Los instrumentos que son comandados en este caso son el Horizonte Artificial, indicador que muestra el grado de rotación que se ha efectuado y de esta manera corregir el defecto tratando siempre de mantenerse sobre una línea horizontal y. El indicador Slip/Turn el cual muestra el grado y lado de inclinación.

4.1.2 Circuito de Estabilización Horizontal (Pitch)

Este circuito es comandado por los controles de Elevador (Elevator), Trims y Flaps. Los "Elevators" controlan el movimiento de la aeronave sobre el eje lateral, moviendo la "nariz" de esta hacia arriba o hacia abajo, de tal manera que el piloto pueda tener capacidad de control de estabilización horizontal. Ver fig. 2.41. Además de estos controles se debe agregar una entrada desde el circuito de cuadrante de potencia, ya que si existe una "falla" en el gobernador de combustible (Fuel Management) se debe lograr la simulación como si el avión estuviera cayendo.

En este caso el indicador es un "soporte" que representa a la aeronave y que puede desplazarse hacia arriba o hacia abajo sobre la carátula del horizonte artificial, de tal manera que si se encuentra por encima de la línea de referencia, el avión está elevándose si está por debajo el avión está cayendo y si está sobre ella se encuentra en vuelo normal horizontal. Este instrumento indica pues el grado de elevación o sumersión con respecto al horizontal que toma la nave en determinados momentos, información que se relaciona con la altura y el medidor de velocidad vertical (Altimetro y Climb) y por esta razón su salida también va hacia el circuito medidor de altura.

4.1.3 Circuito de Estabilización Vertical (YAW)

Este circuito es comandado por los controles de "Timón" (Rudder). El Rudder, que está colocado sobre el plano vertical, mueve la aeronave sobre el eje vertical, haciendo posible que el piloto pueda tener un control sobre el movimiento del avión con

respecto a este eje. Ver fig. 2.42. Este circuito proporciona información al circuito de control de Giro Direccional para determinar el rumbo de la aeronave en todo instante.

Finalmente, para completar esta etapa se agregan entradas desde el circuito de Generación de Turbulencia hacia los circuitos Roll y Pitch, los cuales son controlados por el microprocesador, de tal manera que el instructor pueda programar los distintos tipos de turbulencia.

4.2 Circuito de Giro Direccional

Este circuito es en encargado de proporcionar el rumbo del avión según la trayectoria que sigue el piloto. Este rumbo está referido a la posición del Norte Magnético de la Tierra que a su vez es la referencia en las cartas de navegación aérea.

El uso del microprocesador permite al instructor programar el rumbo inicial o en otras palabras colocar el norte magnético de la tierra en una posición cualesquiera dentro de los 360 posibles radiales; luego el instrumento podrá ser controlado desde el circuito YAW dependiendo de las maniobras del piloto, teniendo en cuenta que esto se puede realizar estando en tierra o en pleno vuelo.

En este caso el instrumento de indicación se denomina Giro Direccional y está ligado mecánicamente a la brújula (Magnetic Compass); y el principio de funcionamiento está definido por un diferenciador análogo que será especificado en el diseño. Además hay una entrada proveniente del circuito de Curso de Vuelo para proporcionar las variaciones o incrementos de error en el ángulo de rumbo.

4.3 Circuito Medidor de Altura (Altimetro)

Como dice su nombre este circuito se encarga de calcular la altura con respecto al nivel del mar. Está ligado al microprocesador para efectos de los cálculos. Recibe señal proveniente del circuito Pitch del cual recibe información del ángulo de elevación o descenso (θ), y para eliminar una de estas posibilidades también recibe información del movimiento de los elevadores. Por otra parte recibe también la velocidad de crucero V_u (en la fig. 2.15 V_u es representada por V_h) desde el circuito de velocidad de vuelo (Airs - speed). Así mismo el instructor tiene la posibilidad de programar la altura inicial (H_0) del aeropuerto donde se inicia la simulación.

Toda esta información debidamente acondicionada para trabajar con el microprocesador, debe calcular la altura instantánea para ser displayado en el altímetro y también la velocidad vertical mostrado en el climb (H y V_c respectivamente); cálculos que se efectúan a partir de:

$$V_c = V_u \cdot \text{Sen}\theta$$

$$H = H_0 + V_c \cdot \text{seg} = H_0 + V_u \cdot \text{Sen}\theta$$

donde V_c está expresada en valor de velocidad por unidad de tiempo (seg). El signo de V_c lo proporciona el movimiento de los elevadores. Algo más que se puede agregar en este circuito, para asemejarlo a los modernos medidores de altura denominados Radio altímetros (utilizado para bajas alturas) y en donde se puede agregar información sobre la altura mínima de vuelo que determina la altura peligrosa (H_p) la cual puede ser comparada con H en todo instante y

accionar una alarma si se viaja sobre o por debajo de esta altura proporcionada por el piloto. Se debe considerar para todos los efectos los dos tipos de indicadores o sea análogos y digitales para facilidad de maniobra.

La velocidad de vuelo está expresada en millas náuticas por segundo y la altura en pies.

4.4 Circuito de Potencia y Velocidad de Vuelo (AIRSPEED)

Esta etapa está conformada por dos circuitos independientes: El Fuel Management (Gobernador de combustible) que a su vez puede ser controlado por: Fuel Gauge (Calibración), Fuel Selector Right/Left (para efectuar la selección del tanque a utilizar Derecho/Izquierdo de las alas), Fuel Pump Switch (interruptor de bomba de combustible). Este circuito es el control principal de la etapa de mezcla (aire/combustible), luego se encuentra el circuito de aceleración (Throttle), que comanda los indicadores: Cuadrante de potencia (% Power), Revoluciones por minuto (en caso de aviones con hélice) RPM y el indicador de presión.

El circuito de velocidad de vuelo conformado por un integrador que posee como entrada la información dada desde el circuito Pitch y que proporciona a su salida una señal que comanda el indicador Airspeed para mostrar la velocidad instantánea, que será utilizada por los circuitos medidor de altura y cursor de vuelo.

4.5 Circuito Cursor de Vuelo

Esta es una de las etapas más importantes del simulador de

vuelo, ya que tiene como fin calcular la posición instantánea de la aeronave para comandar los sistemas de navegación.

Está compuesto básicamente por convertidores Análogo - Digital , memorias ROM y trabaja con microprocesador. Posee como entradas de información: el ángulo (θ) de rumbo especificado por el circuito de Giro Direccional, la velocidad nominal de vuelo (V_u) desde el Circuito Airspeed, el ángulo de elevación o descenso (ϕ) desde el circuito del altímetro y también datos proporcionados por el instructor como son: posición inicial (X_0, Y_0) que representan las coordenadas de longitud y latitud del aeropuerto de partida, esto hace posible colocarse en cualquier parte dentro de una carta de navegación determinada; así mismo se puede programar magnitudes de viento (V) con cualquier ángulo de rumbo (α), con todos estos datos el microprocesador puede calcular la posición instantánea de la siguiente manera:

$$V_N = V_u \cos \phi \quad ; \text{ velocidad nominal sobre el plano horizontal}$$

X_0, Y_0 ; posición inicial

$$X_1 = V_n \text{ Sen } \theta \quad , \quad Y_1 = V_N \text{ Cos } \theta \quad ; \text{ incrementos devidos a los cambios de rumbo}$$

$$X_2 = V_w \text{ Cos } \alpha \quad , \quad Y_2 = V_w \text{ Sen } \alpha \quad ; \text{ incrementos debido al viento}$$

Luego la posición de la aeronave será:

$$X_i = X_0 + X_1 + X_2$$

$$Y_i = Y_0 + Y_1 + Y_2$$

Todo esto con referencia al punto (0, 0) que representa el cruce de la línea Ecuatorial con el meridiano de Greenwich y por lo tanto:

$$\beta = \text{aretg} (X_i / Y_i)$$

proporciona el rumbo seguido con respecto a la referencia, teniendo en cuenta que los radiales nacen en 0° (en 90° sexagesimales) y rotan según las agujas del reloj hacia 360°.

El circuito también proporciona las variaciones que se producen en el ángulo (θ) debido a las variaciones de posición con respecto al Norte Magnético.

4.6 Circuito ADF

Esta etapa está conformada híbridamente, o sea se compone de dispositivos análogos y digitales, convertidores D/A y memorias ROM. El piloto mediante un teclado (Keyboard) escoge la frecuencia de la estación ADF (Transmisor NDB) para efectos de alguna maniobra, esta información proporciona al circuito el ángulo de posición del ADF (θ) el cual es comparado con el ángulo de rumbo de referencia (β) y de esa manera y según condiciones del circuito que se establecieron en el diseño mostrar en el indicador ADF el ángulo relativo entre la cabeza del avión y la estación NDB (ψ).

4.7 Circuito DME

Esta etapa es netamente digital. Está encargado de calcular la distancia y el tiempo hacia una estación VOR que el piloto ha escogido previamente mediante el uso de Keyboard, cuando presiona sobre esta la frecuencia que establece la carta de navegación.

Las entradas son: X_{vor} , Y_{vor} , coordenadas de posición de la estación VOR; X_i , Y_i coordenadas de posición instantánea, V_N ($V_u \cos \theta$) velocidad nominal sobre el plano horizontal, desde el circuito cursor de vuelo; dv distancia máxima de transmisión de la estación VOR, dato que puede ser fijo o que puede variar según cada estación: estos datos ingresan al microprocesador y el calcula la distancia de la siguiente manera:

$$X_d = |X_i - X_{vor}|$$

$$Y_d = |Y_i - Y_{vor}|$$

Luego, $d_i = \sqrt{X_d^2 + Y_d^2}$; distancia a la estación VOR

Pero como se puede estar muy alejado de la estación VOR, como para detectar la señal se calcula:

$$dv - d_i \text{ ; distancia de habilitación del circuito VOR}$$

Si este resultado es mayor o igual que cero se habilitan los displays de distancia, tiempo y circuito ILS; si es menor que cero sucede lo contrario. En caso de estar habilitado se calcula el tiempo a partir de la fórmula:

$$t = \frac{d_i}{V_N} \text{ ; tiempo a la estación VOR}$$

La distancia será siempre medida en Millas Náuticas y el tiempo en minutos.

4.8 Circuito VOR

Esta etapa es una de las más complejas, a efectos de cálculo y por la cantidad de indicadores a controlar, básicamente es el micro procesador el que trabaja directamente con los instrumentos.

Las entradas son: X_{VOR} , Y_{VOR} coordenadas que "ingresan" también al circuito DE; X_i , Y_i posición actual; d_i distancia calculada en el DE; dpv distancia de posición de la estación VOR con respecto a la referencia (0, 0) esta puede estar escrita en una memoria ROM o también puede ser calculada en forma geométrica; d_{i-1} es la distancia tomada un instante anterior basado en:

$$d_{i-1} = \sqrt{X_i^2 - 1 + Y_i^2 - 1}$$

Luego, se comparan d_i con d_{i-1} para establecer las condiciones TO-FROM esto como resultado de las afirmaciones siguientes:

si $d_i > d_{i-1}$, entonces d_i crece:

y $dpv > di$ (TO)

y $dpv < di$ (FROM)

la otra posibilidad:

si $d_i < d_{i-1}$, entonces d_i decrece:

y $dpv > di$ (FROM)

y $dpv < di$ (TO)

El indicador de dirección muestra el ángulo proporcionado por el circuito cursor de vuelo ya que este indica el radial con

respecto a cualquier estación VOR. El indicador de rumbo proporciona el ángulo (δ) el cual es leído directamente y es escogido por el piloto. Entonces se compara β con δ , de donde: Si $\beta > \delta$ la manecilla vertical que muestra la posición lateral del avión con respecto al rumbo seleccionado se mueve hacia la derecha, si $\beta < \delta$ se mueve hacia la izquierda.

El cálculo del indicador RMI se ejecuta de igual manera como en el Giro Direccional, se recibe información del ángulo ρ de posición de la estación VOR y con el ángulo de rumbo (θ) se determina por diferenciación análoga el ángulo ω del RMI.

4.9 Circuito ILS

Etapa basada fundamentalmente en los cálculos del microprocesador; estos se llevan a cabo si es que la etapa DME detecta que la "aeronave" se encuentra dentro de la región de captación de la estación VOR escogida. Existe un switch y un push botón que son utilizados para la función aproximación del sistema ILS.

El switch tiene dos posiciones: 1° Habilitación Marker Beacon, con el cual se podrá encender automáticamente los indicadores Outer Marker OM (luz azul), Middle Marker MM (luz ámbar) o Inner Marker IM (luz blanca), cuando el avión "sobrevuele" las radiobalizas a distancias de 7000, 1000 y 90 Millas Náuticas respectivamente de la pista de aterrizaje. 2° Normal, en el caso de que el piloto se descuide colocarlo en la posición 1, esto hace encender el indicador FM/Z cuando el avión "sobrevuela" el Middle Marker.

El push botón que le sirve al piloto para reconocer si el siste

ma ILS está habilitado, si se enciende la luz roja se ha fallado en la aproximación (Approach failes) y si lo hace la verde se tiene el "campo a la vista" (Field in Sight).

En ambos casos es el microprocesador el que habilita esos indicadores luego de comparar las distancias de las radiobalizas (que puede ser fija o variar según la estación) y la distancia proporcionada por el DME. Para el proceso de aterrizaje, se calcula la altura de aterrizaje:

$$HA = d \cdot \tan 1^\circ$$

esta altura, es comparada con la altura dada desde el altímetro y según este resultado se controlará la manecilla horizontal de ILS denominada Glideslope, esto es:

Si $H > HA$: arriba (UP)

Si $H < HA$: abajo (DOWN)

Para el caso de la manecilla vertical o localizar, se tiene un circuito aleatorio que puede hacer variar dicha manecilla hacia la izquierda (left) o hacia la derecha (Right) pero que puede ser controlado por el circuito YAW de tal manera que pueda centrarse dependiendo de la maniobra del piloto.

4.10 Fuente de Alimentación

Este circuito es habilitado desde el Master Switch. Ya que el simulador de vuelo está compuesto por dispositivos analógicos (básicamente opamps) y digitales se requieren niveles de voltajes como: + 5v, + 12v - 12v. Teniendo en cuenta que en el caso

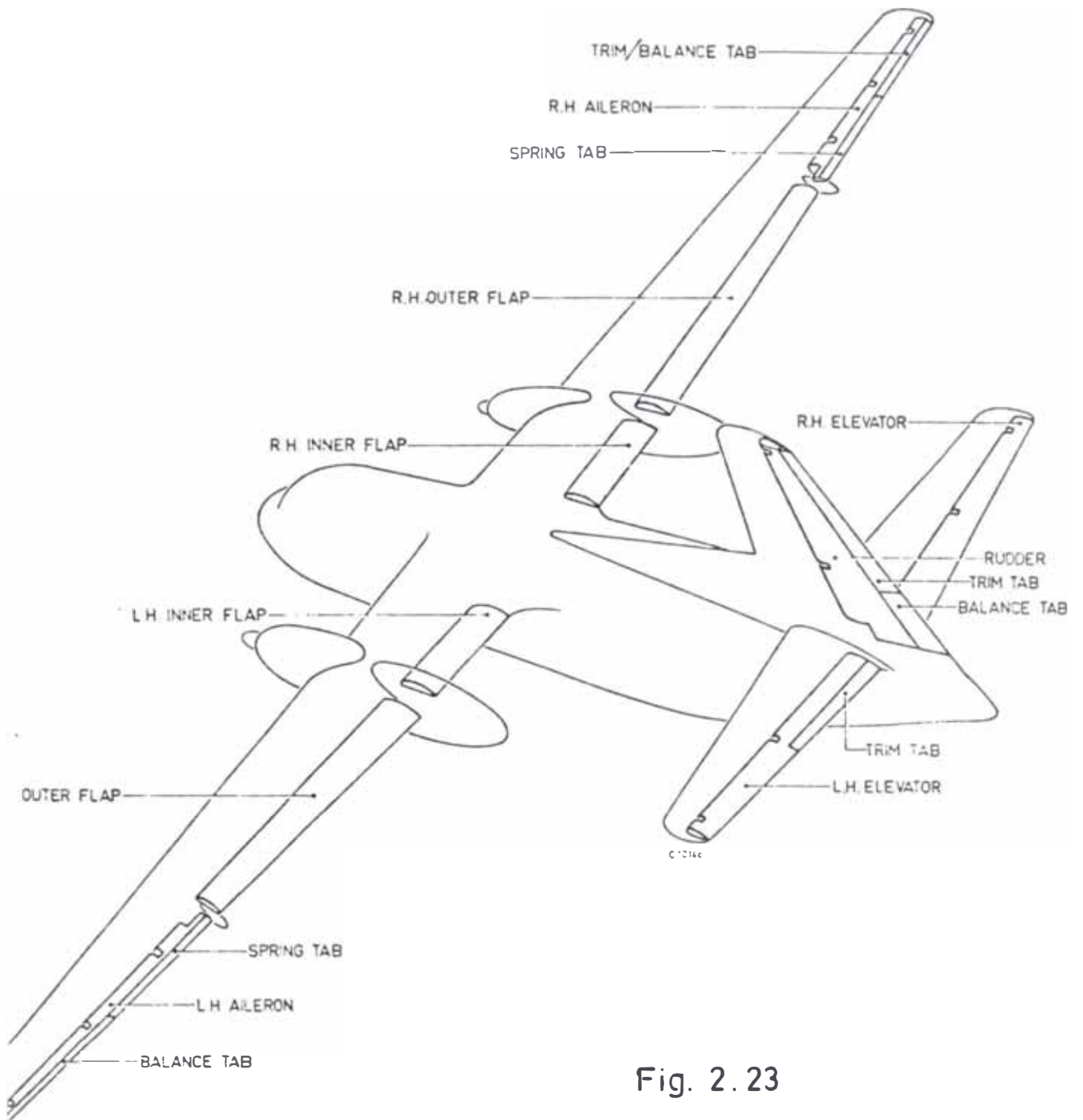
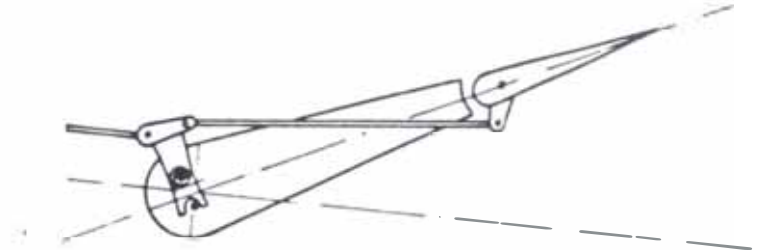
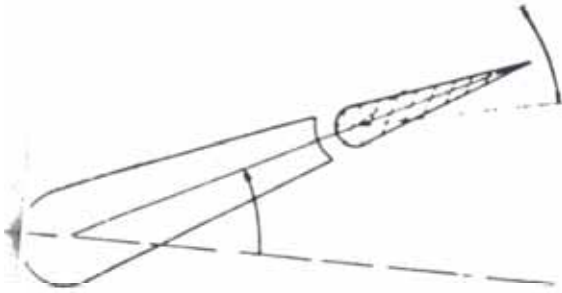
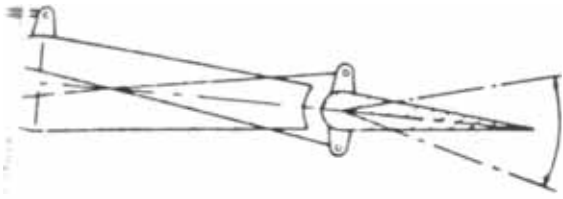


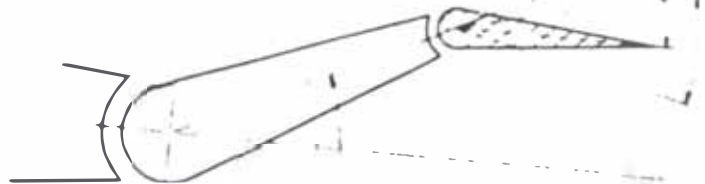
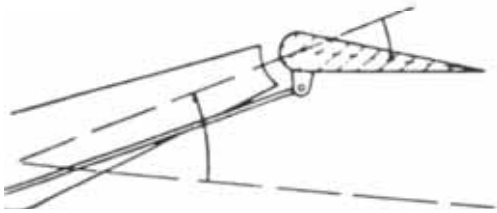
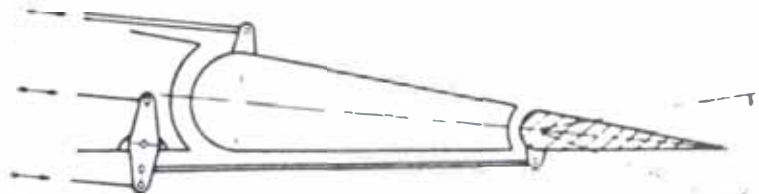
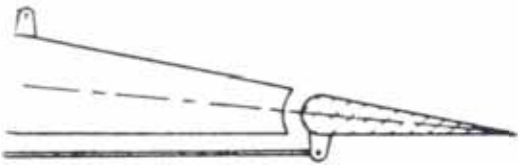
Fig. 2.23

FLIGHT CONTROL SURFACES



TRIM TAB

SPRING TAB



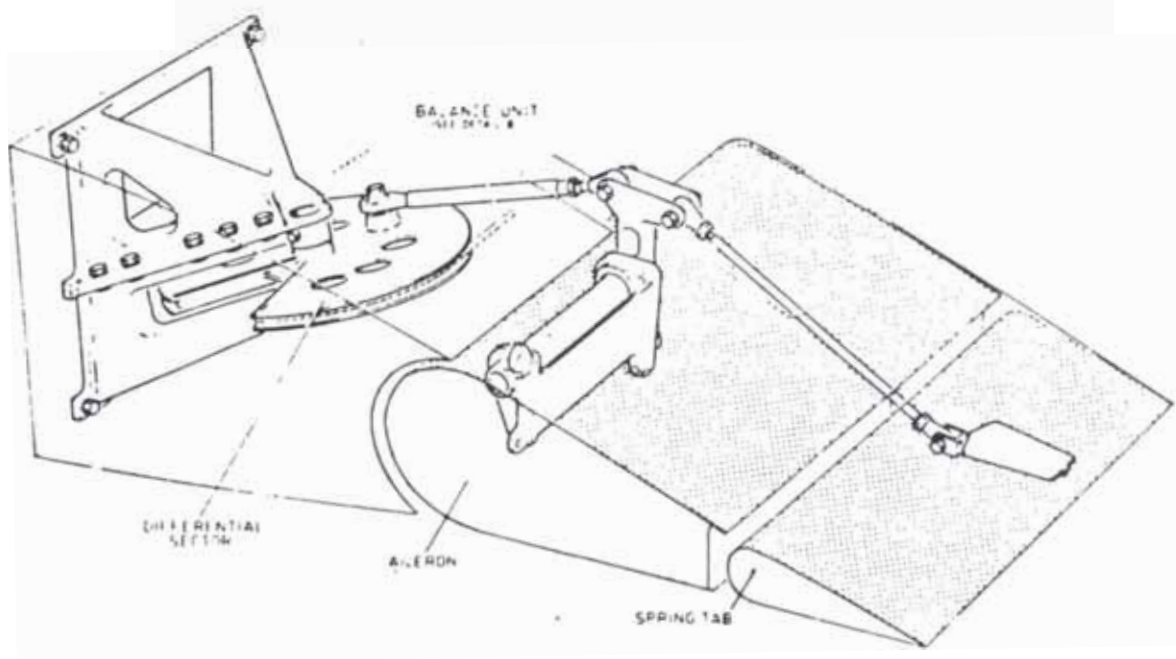
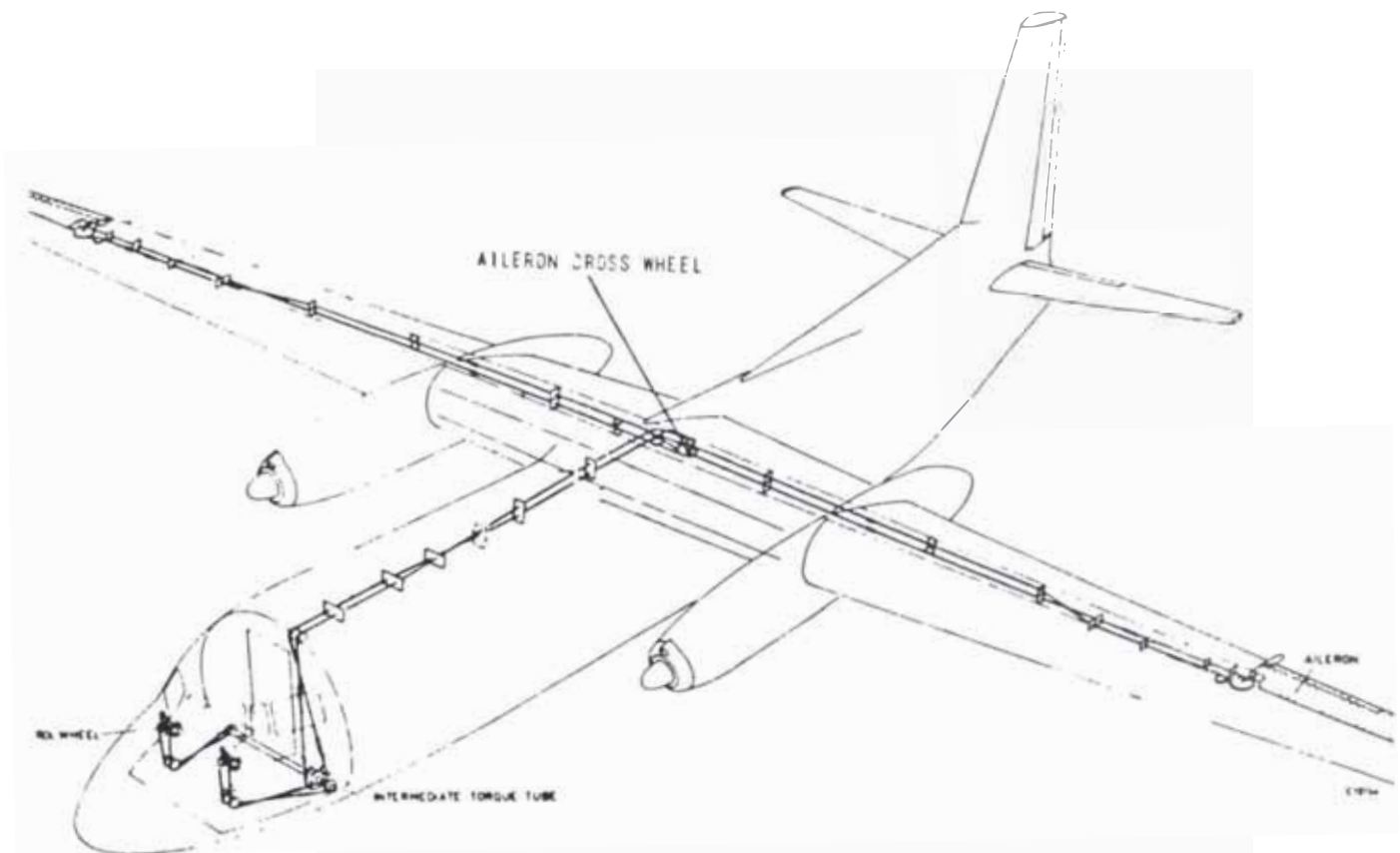
BALANCE TAB

TRIM-BALANCE TAB

C 1213

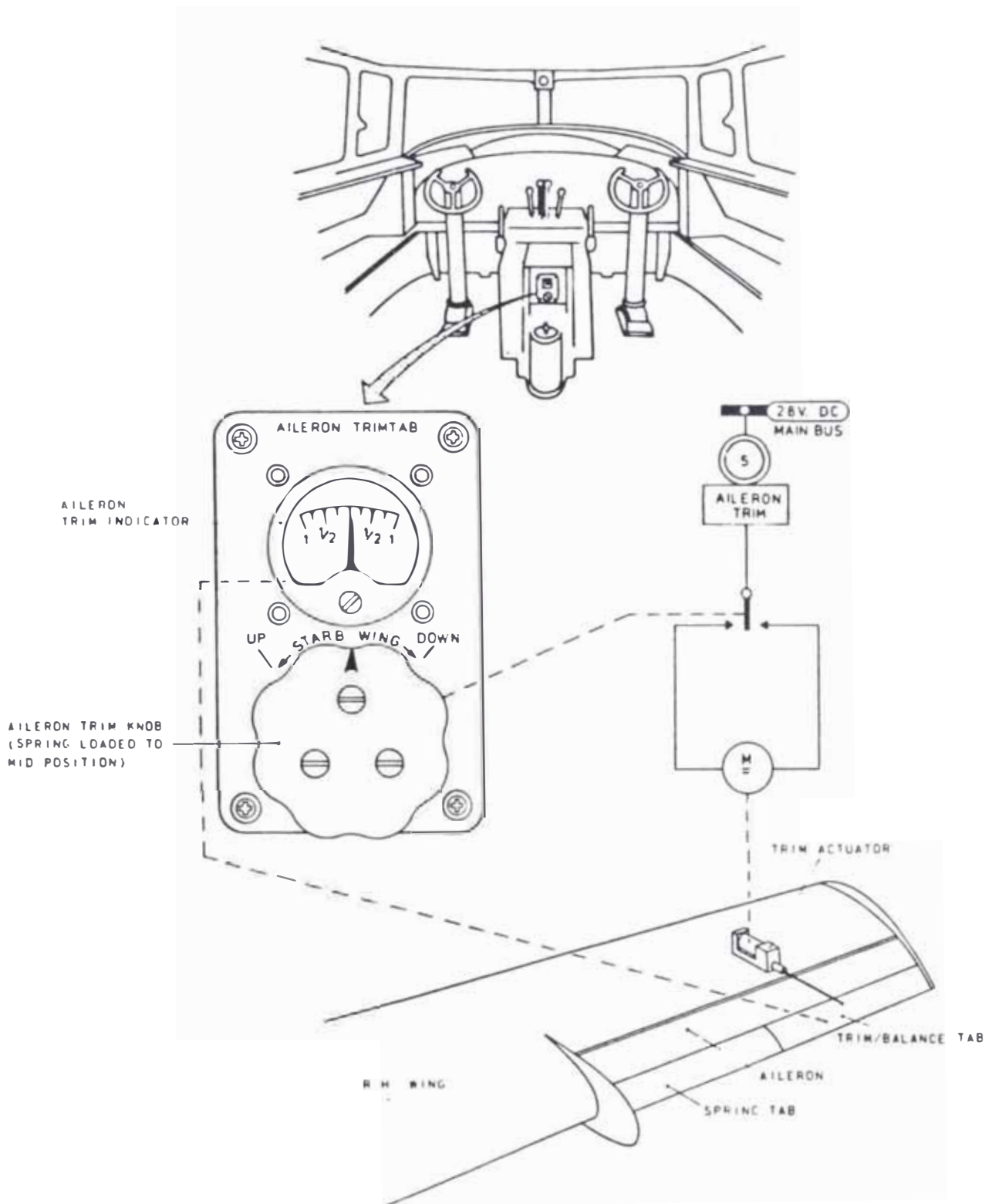
BASIC PRINCIPLES OF TABS

Fig. 2.24



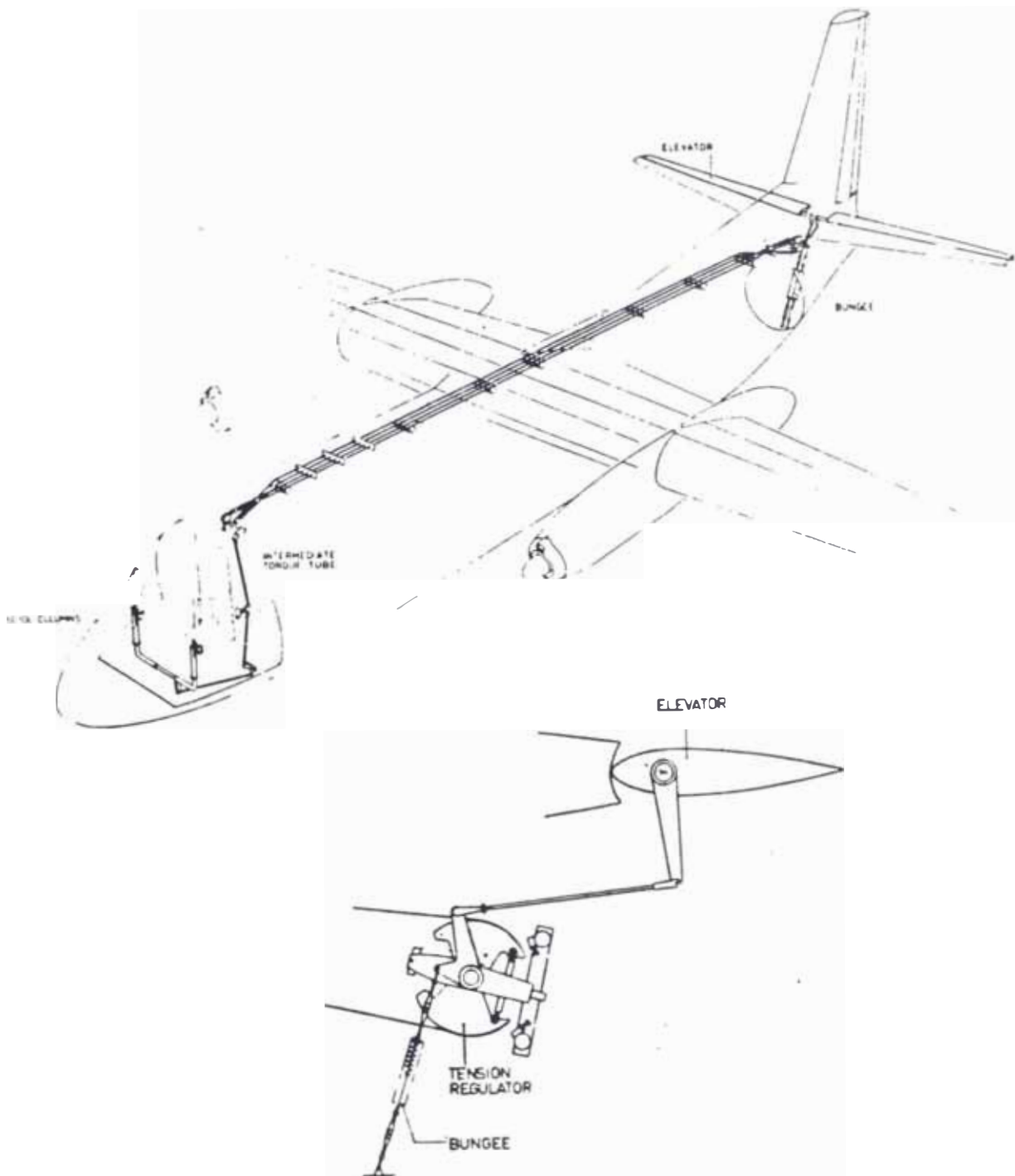
AILERON CONTROL SYSTEM

Fig. 2. 25



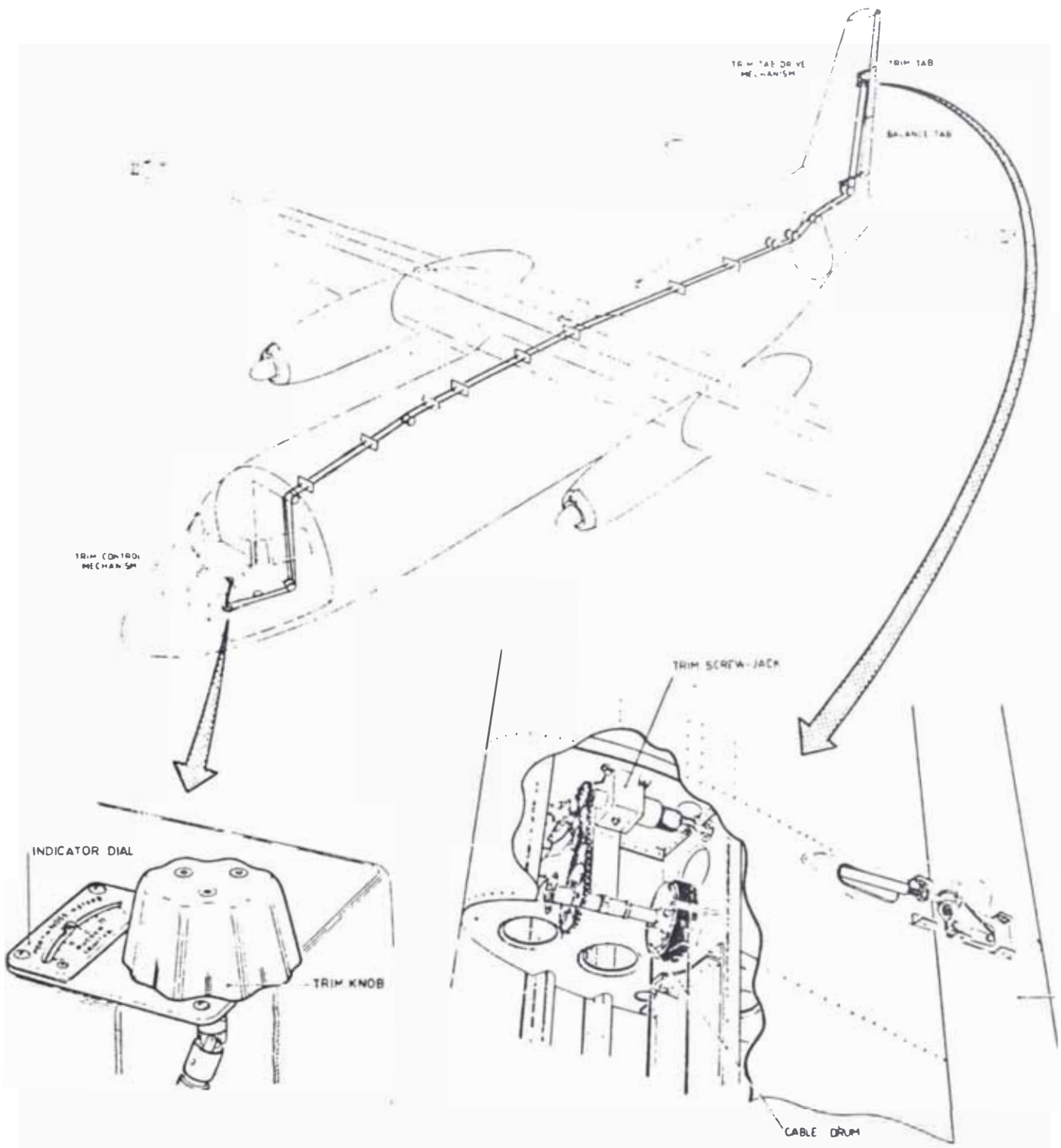
AILERON TRIM SYSTEM

Fig. 2. 26



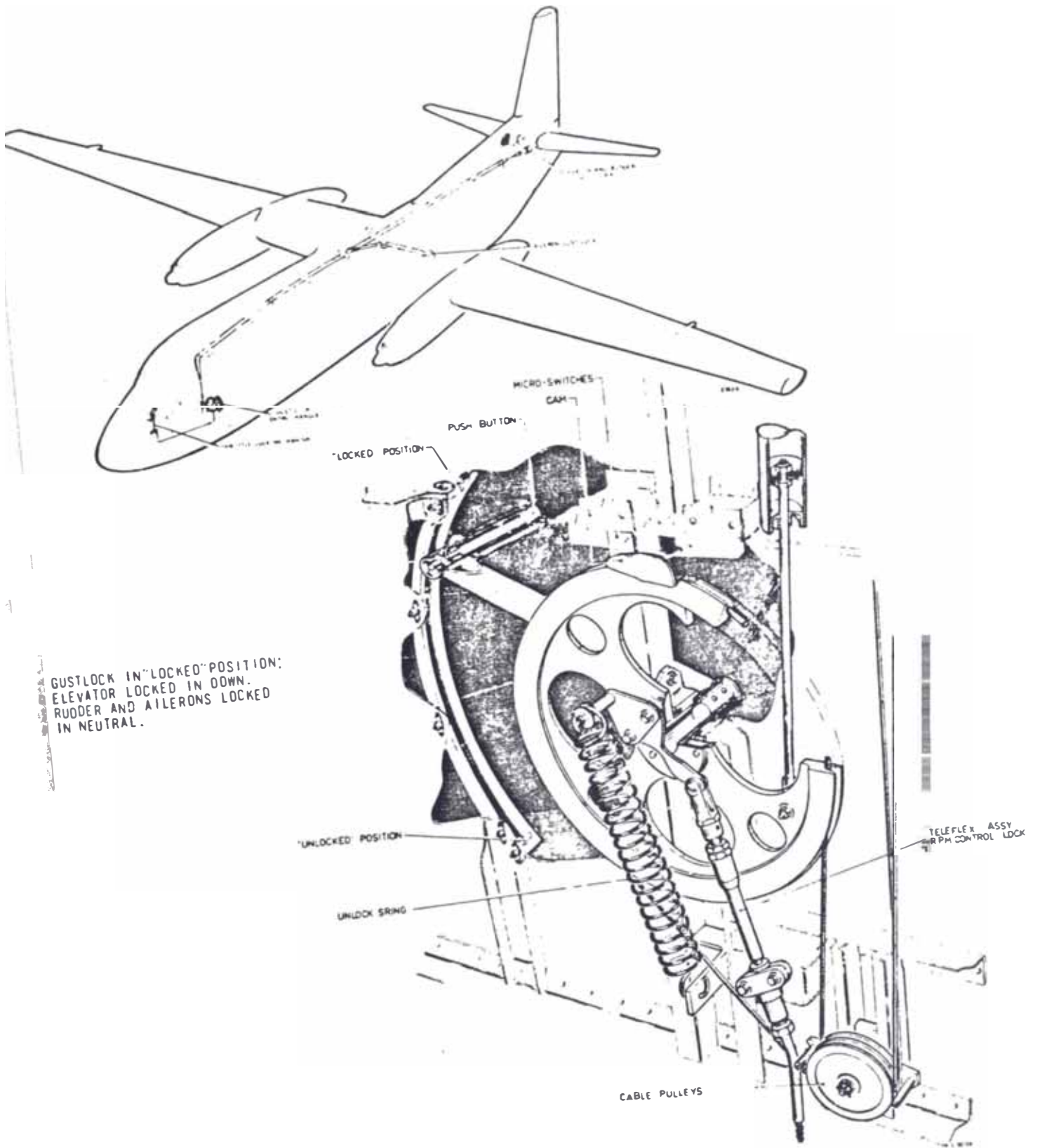
ELEVATOR CONTROL SYSTEM

Fig. 2.27



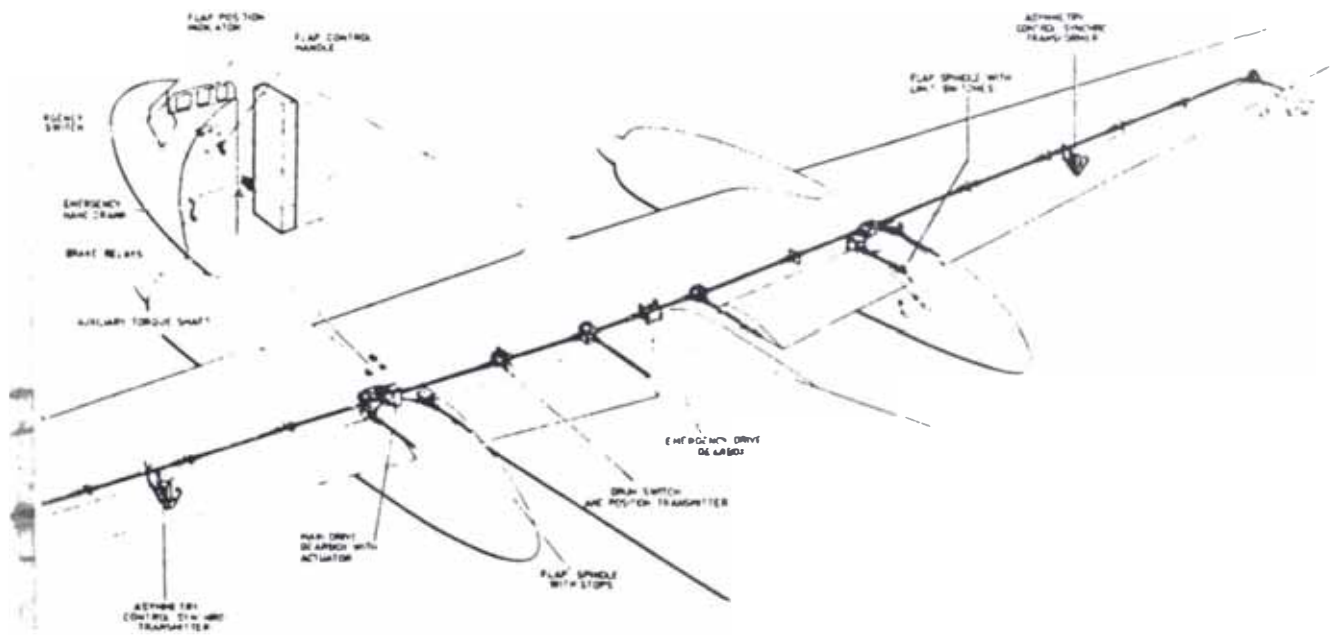
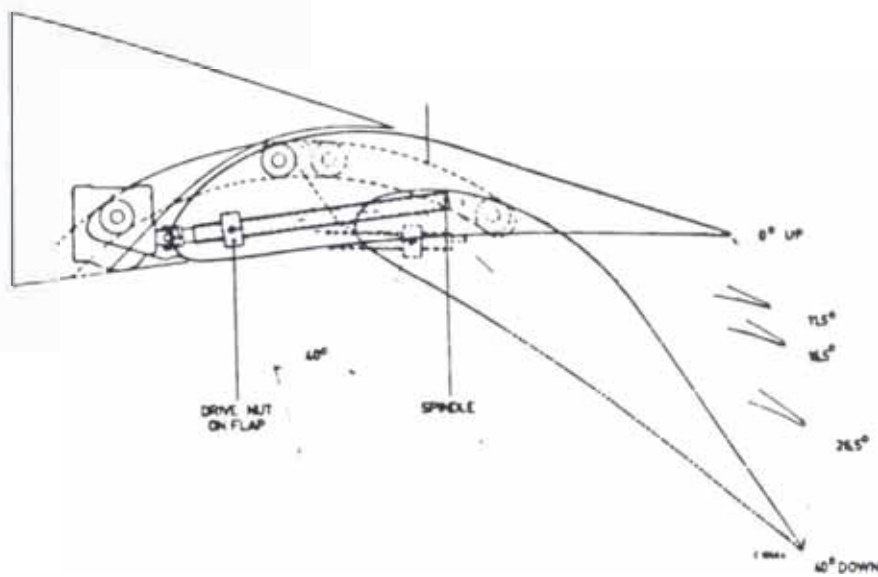
RUDDER TRIM SYSTEM

Fig. 2. 28



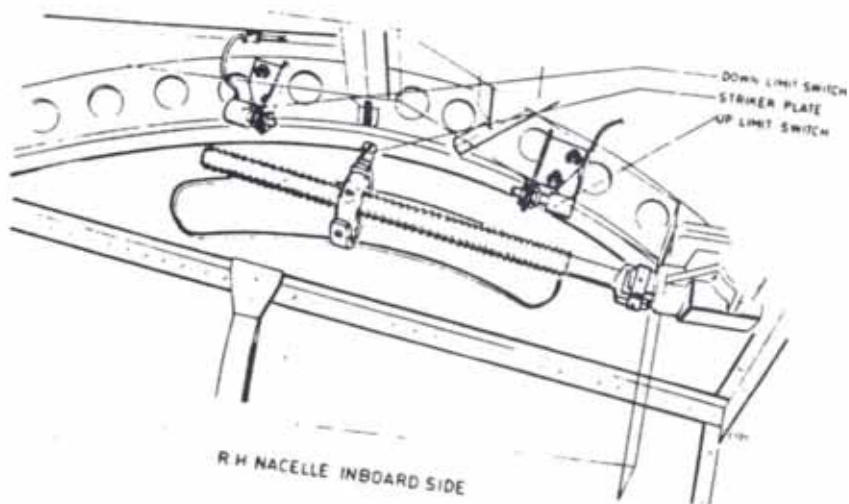
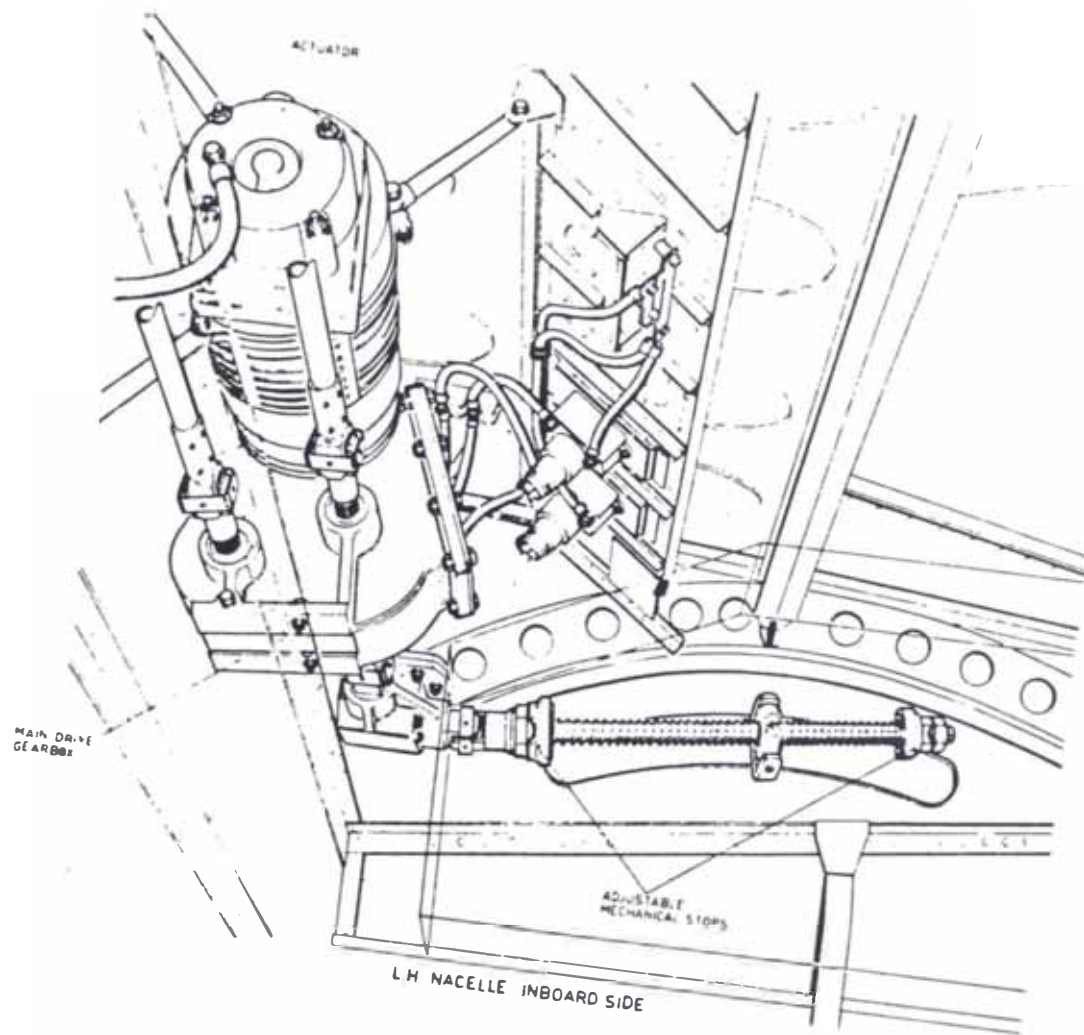
GUSTLOCK SYSTEM

Fig. 2. 29



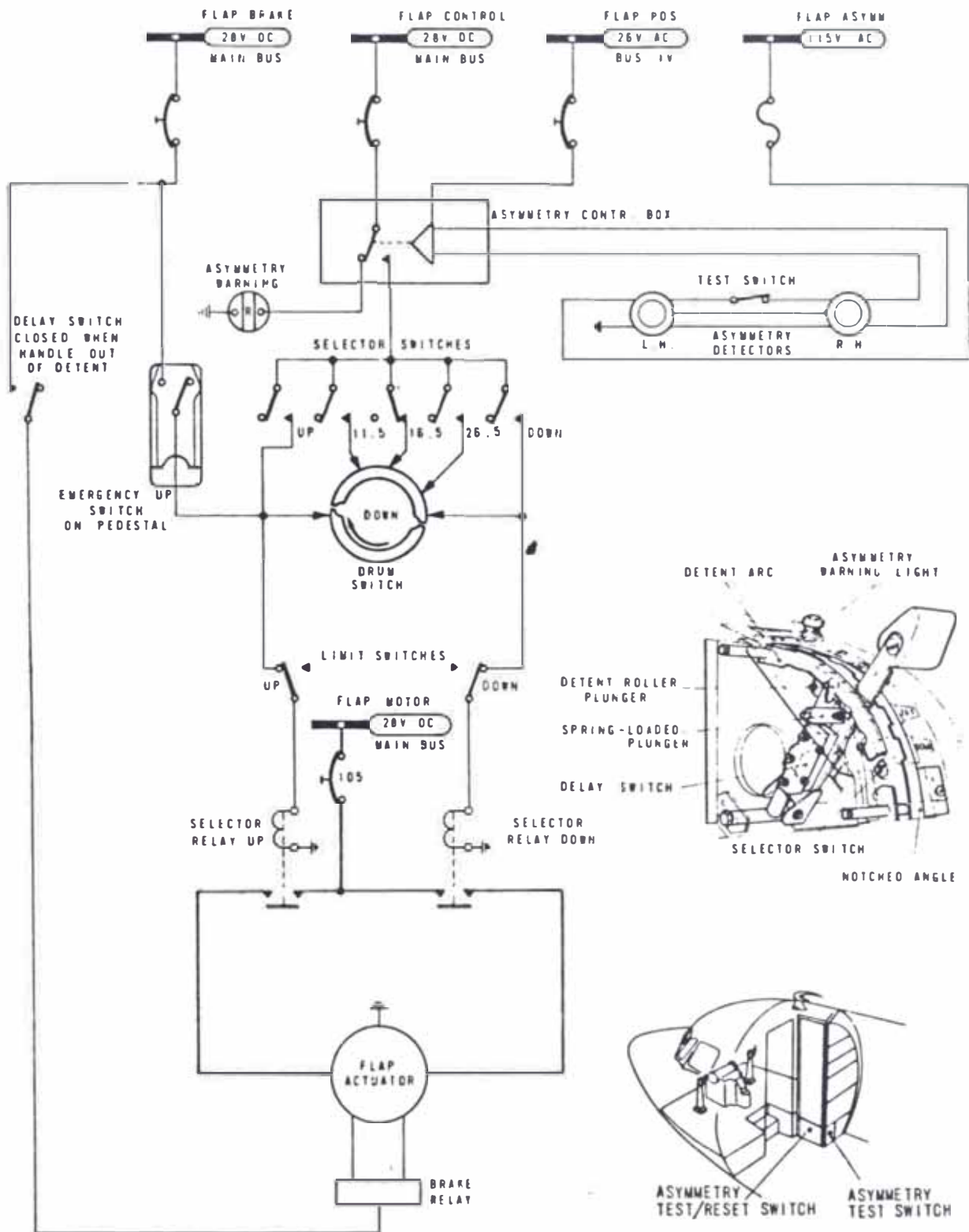
FLAP CONTROL MECHANISM

Fig. 2.30



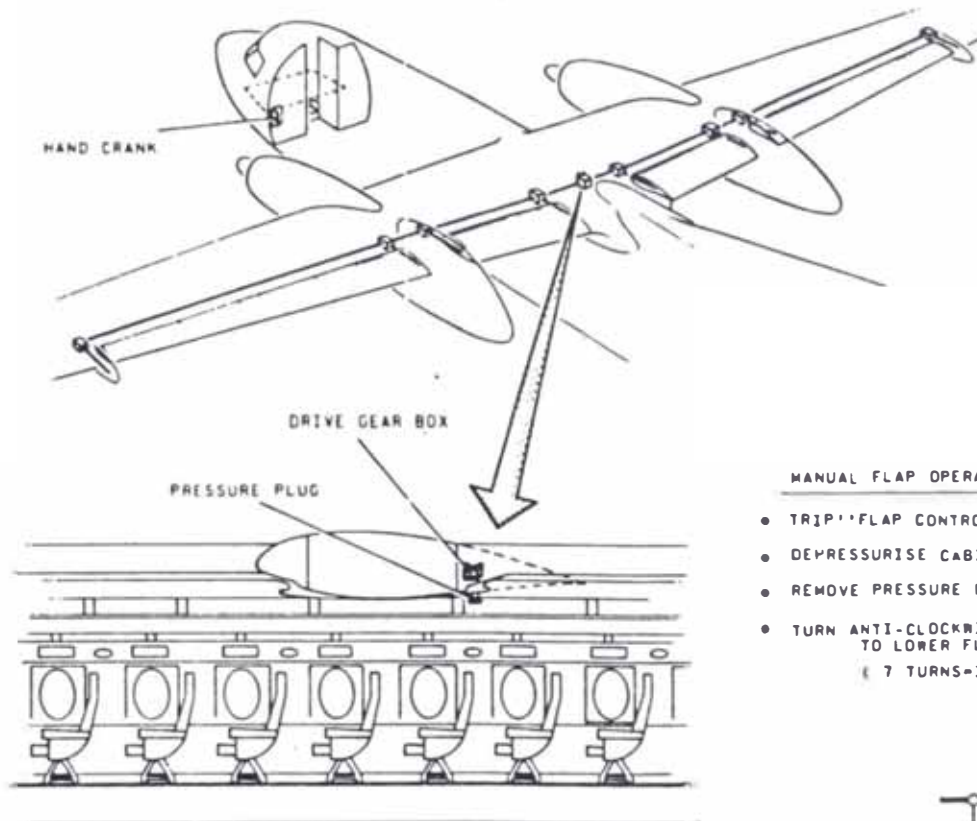
FLAPS - MECHANICAL STOPS AND LIMIT SWITCHES

Fig. 2.31



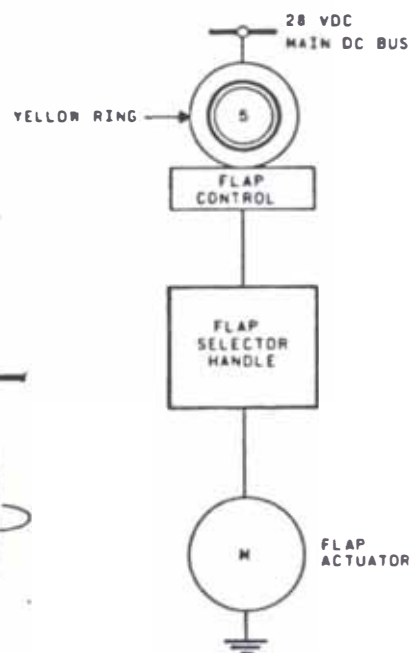
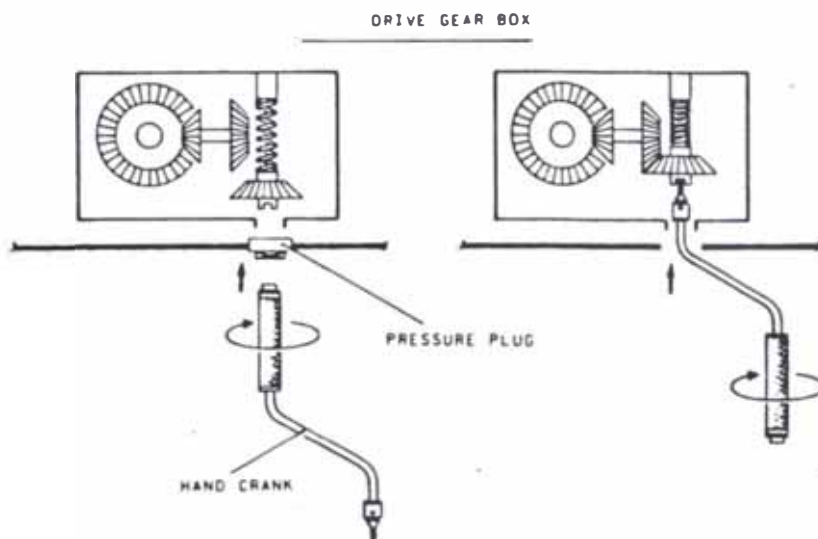
FLAP CONTROL SYSTEM

Fig. 2.32



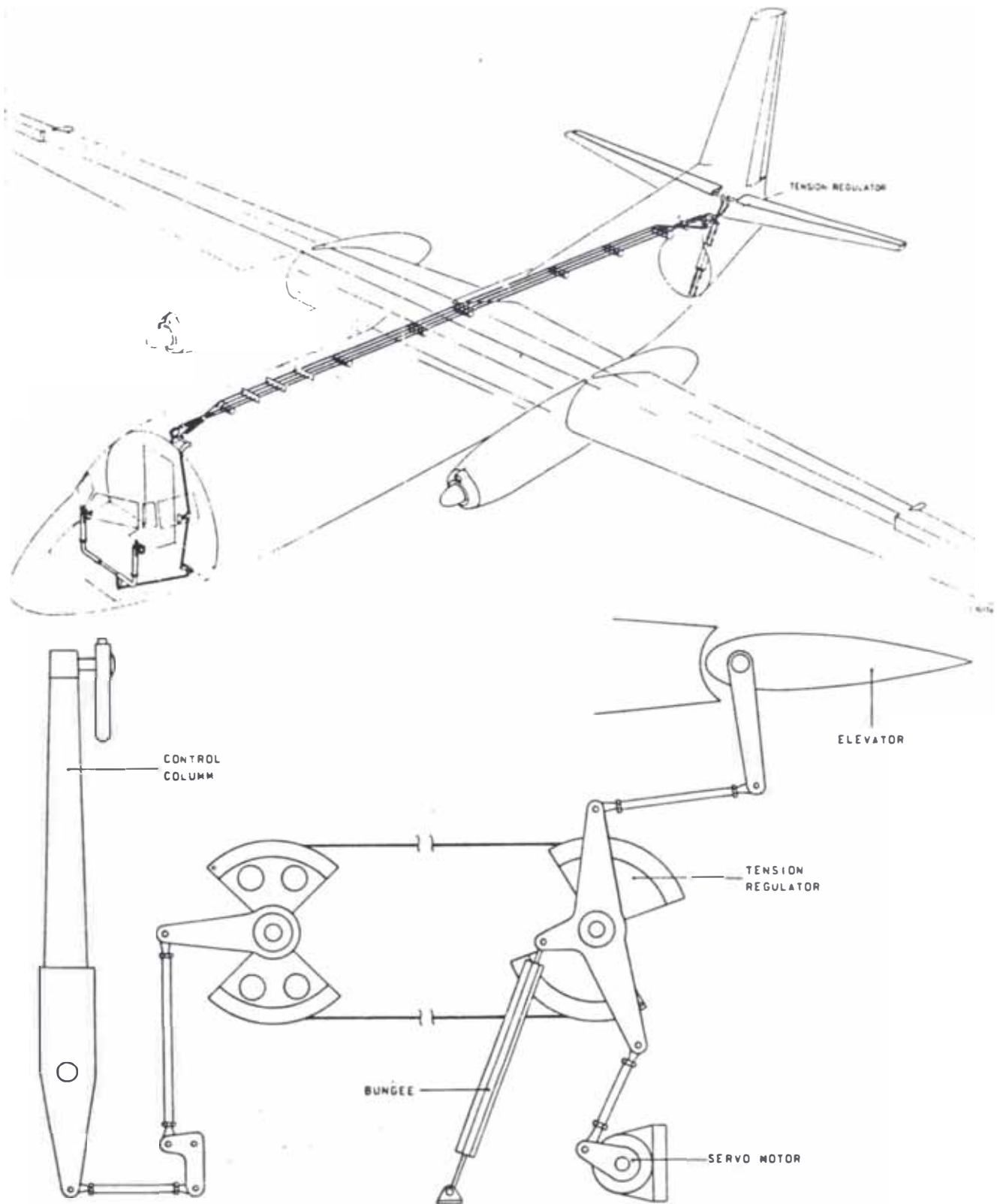
MANUAL FLAP OPERATION

- TRIP FLAP CONTROL C.B.
- DEPRESSURISE CABIN
- REMOVE PRESSURE PLUG
- TURN ANTI-CLOCKWISE TO LOWER FLAP
(7 TURNS=1°)



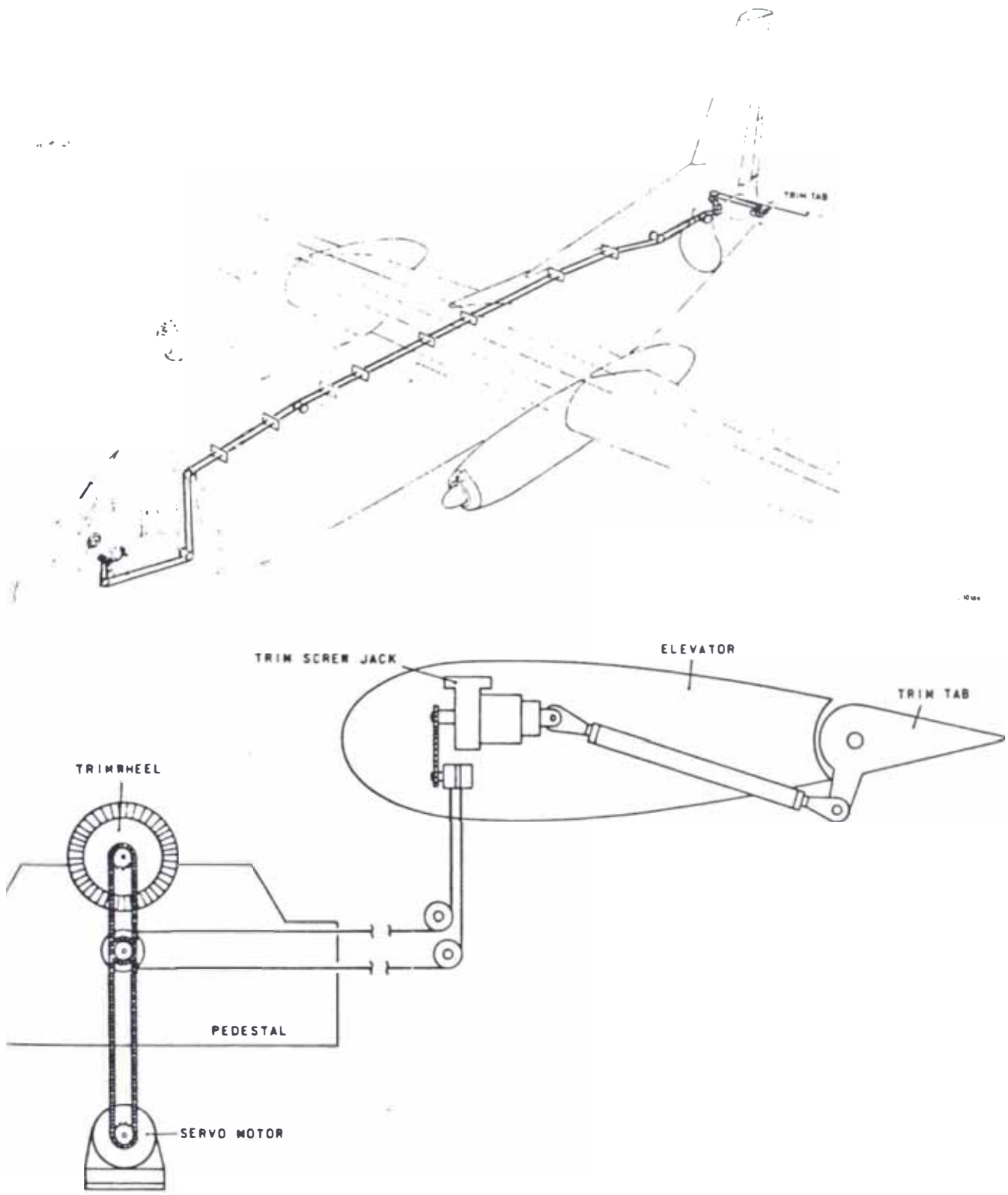
MANUAL FLAP OPERATION

Fig. 2.33



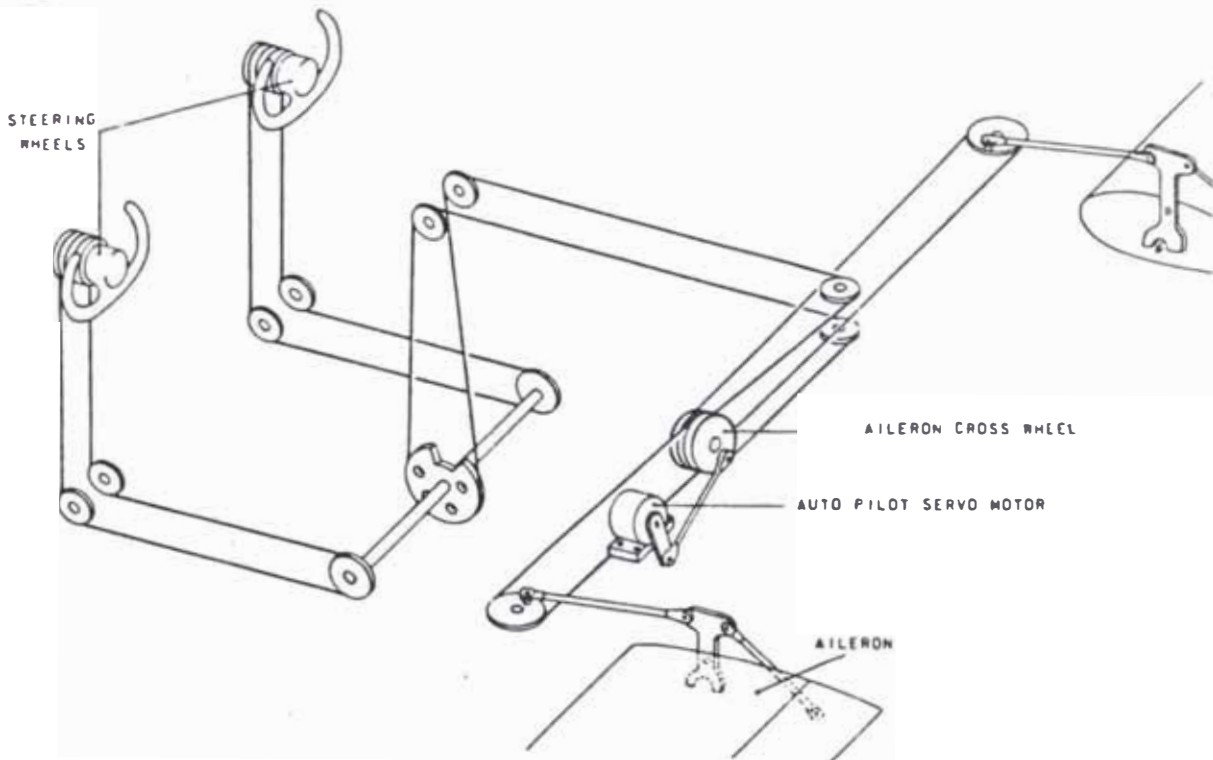
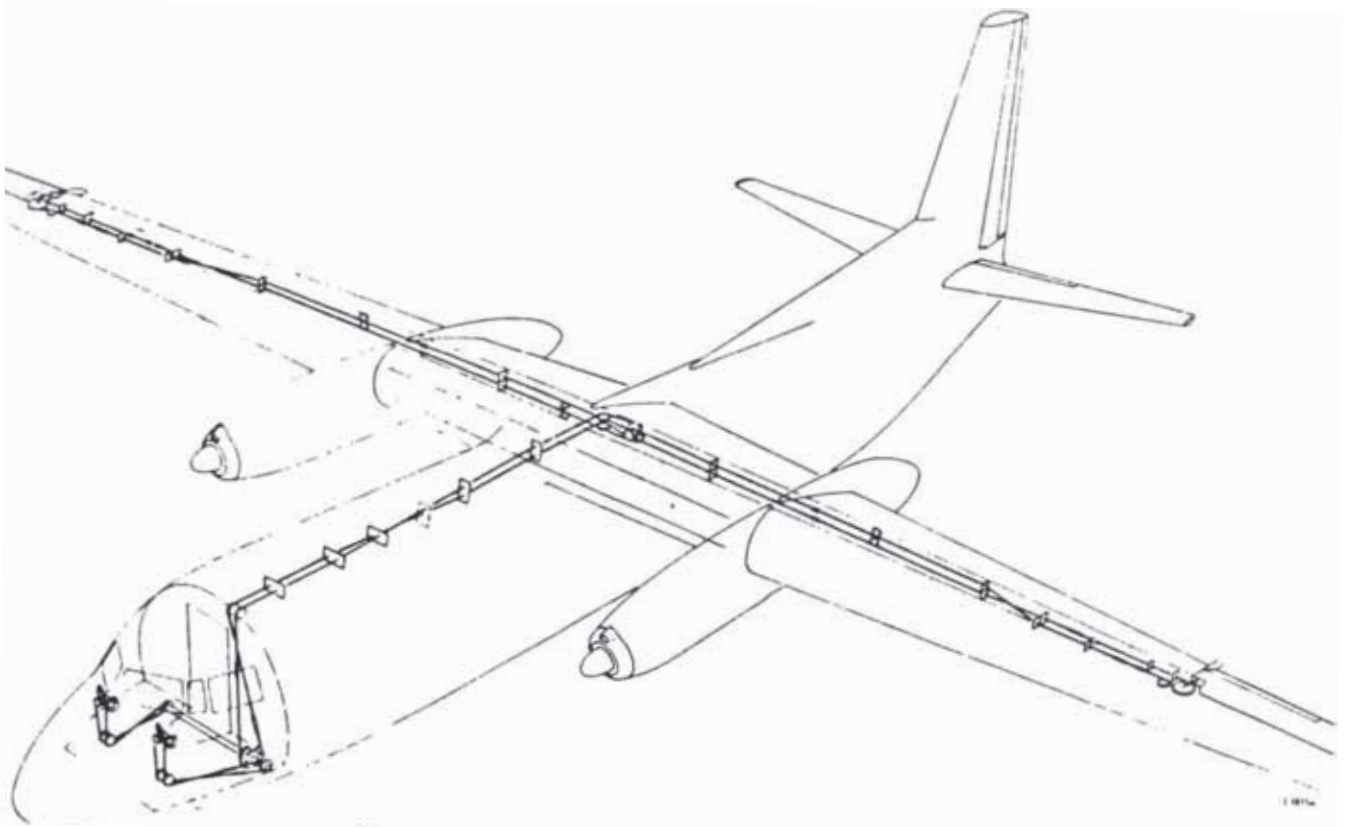
AUTOPILOT SERVOMOTOR ELEVATOR

Fig. 2.34



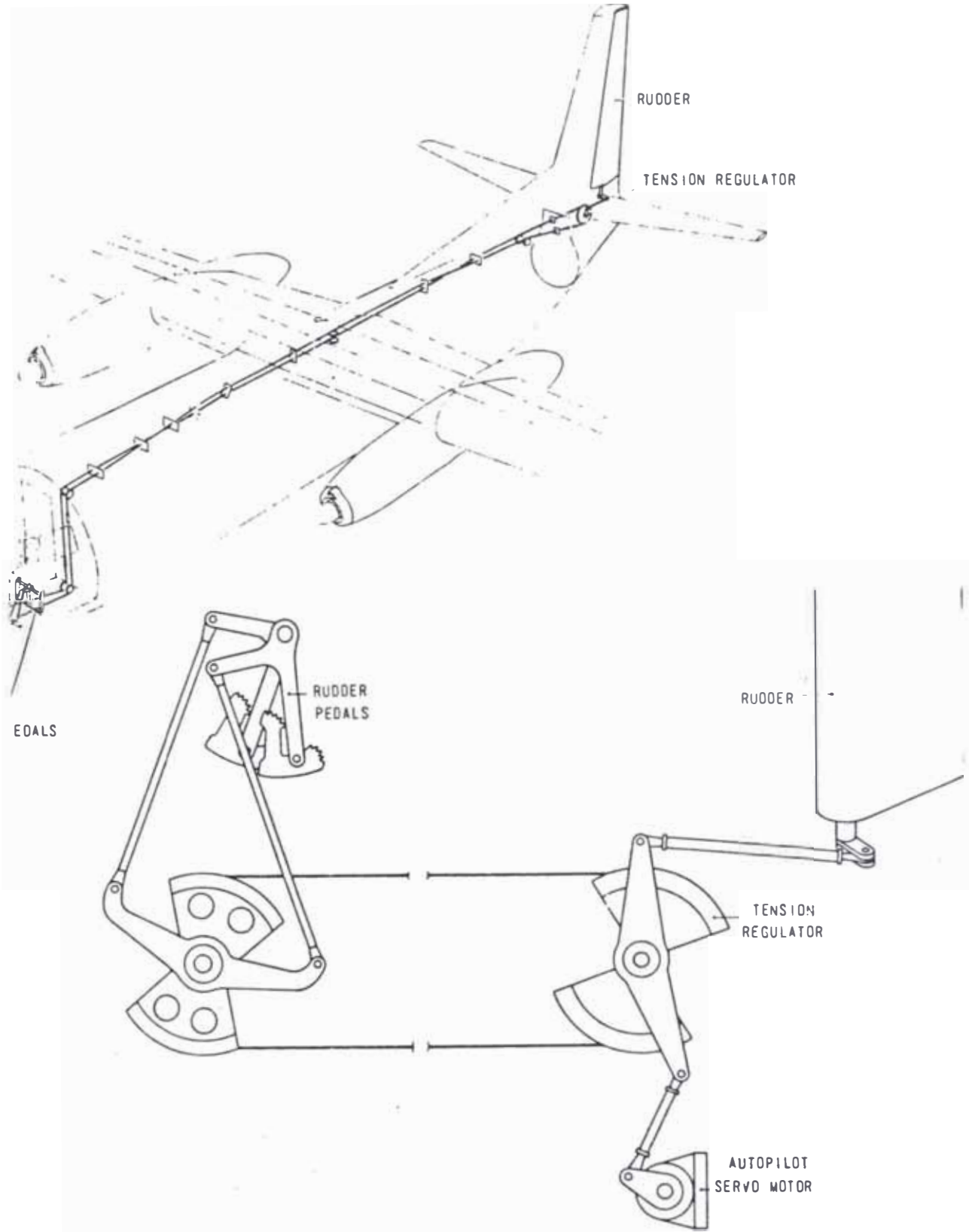
ELEVATOR TRIM TAB SERVOMOTOR

Fig. 2.35



AILERON SERVOMOTOR

Fig. 2.36



RUDDER SERVOMOTOR

Fig. 2. 37

MICROPROCESADORES EN TECNOLOGIA MOS

TIPO	FABRICANTE	TECNOLOGIA	GENERACION	POTENCIA	ALIMENTACION UNICA	COMENTARIOS
8008	Intel	PMOS	1972 (1°)	0.8 w		Primer Microprocesador de 8 bits
PPS-8	Rockwell	PMOS	1974 (2°)	0.3 w	Si	
8080	Intel	NMOS	1973 (2°)	1 w		
6800	Motorola	NMOS	1974 (2°)	0.25w	Si	
2650	Signetics	NMOS	1974 (2°)	0.5 w	Si	
9002	Electronics Arrays	NMOS	1975 (3°)	0.8 w	Si	Para diseños versátiles y económicos
F8	Fairchild	NMOS	1975 (3°)	0.5 w		
SCAMP	National Semiconductor	PMOS	1975 (3°)	0.6 w	Si	
8048	Intel	NMOS	1976 (3°)	0.8 w		Contiene una memoria y las interfaces ("One Chip system")

Fig. 2. 38

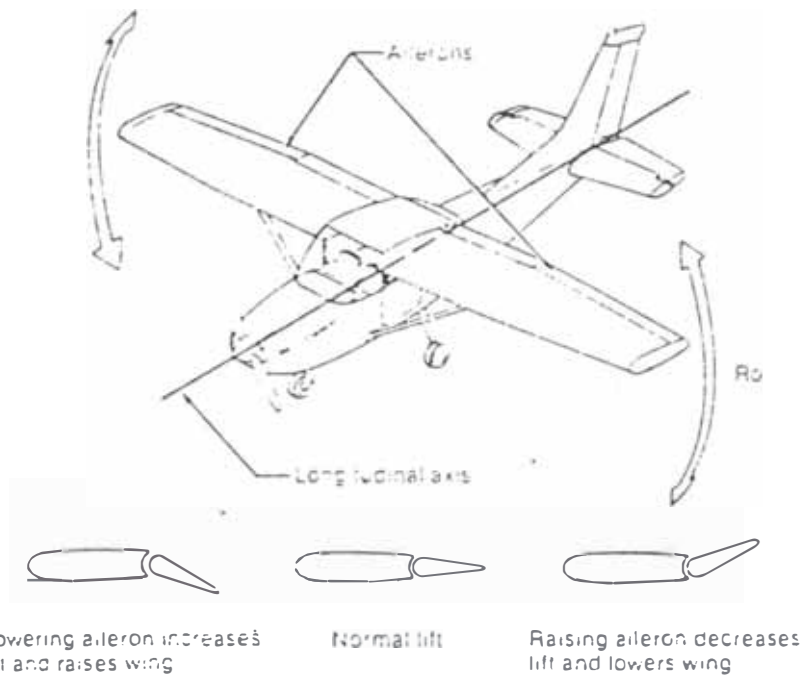


Fig. 2.40

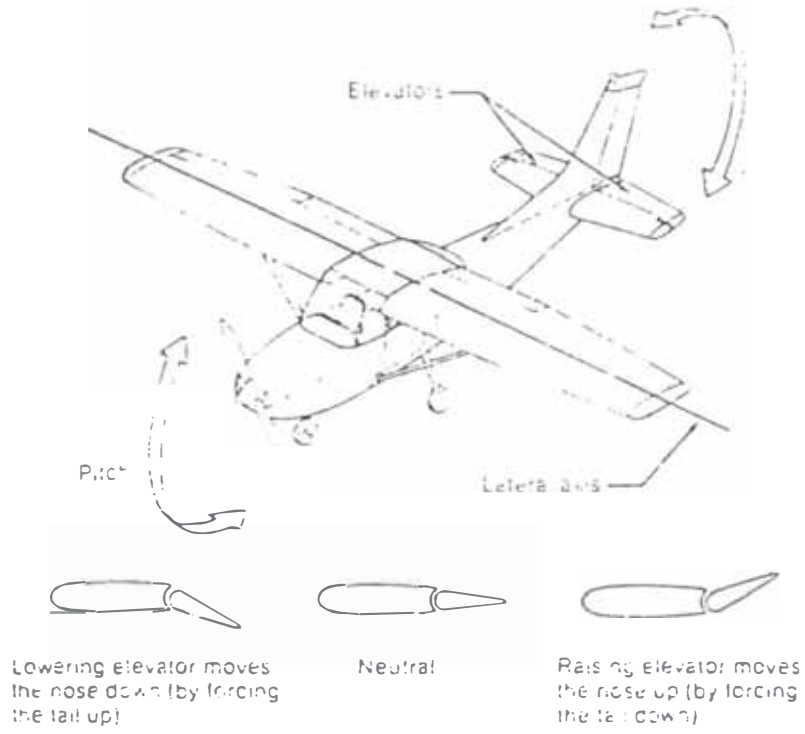


Fig. 2.41

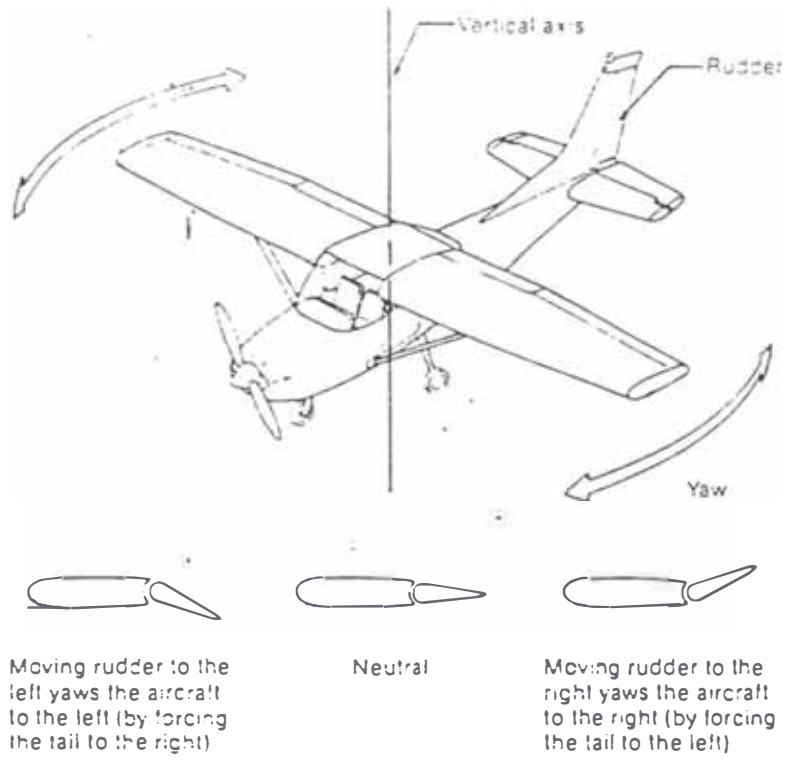


Fig. 2.42

de + 5v, estos deben ser regulados a su salida se debe utilizar un regulador.

4.11 Circuitos Adicionales

En esta etapa aparecen circuitos que no tiene una relación directa con las otras etapas, pero para completar el simulador deben estar presentes. Se tiene un switch de ignición, con el cual se activa todo el sistema y también un clock que indicará el tiempo de vuelo. Un transponder con su Keyboard y push botón de identificación, un indicador del Tren de Aterrizaje y los displays indicadores de las frecuencias ADF, COM (comunicaciones) y NAV (navegación).

Como se puede apreciar en el Diagrama Funcional, las etapas que son comandadas por el piloto se relacionan en forma análoga, mientras que los sistemas de navegación con el microprocesador; hay que tener presente que es la programación la que va a dar "vida" al sistema temporizándolo y logrando así que trabaje en tiempo real.

CAPITULO III

DISEÑO

En el presente capítulo se trata del diseño del simulador de vuelo basado en el microprocesador Z80 el cual tiene como fundamento el principio de un ordenador de propósito general.

Teniendo en cuenta las consideraciones básicas del diseño y el esquema general expuesto en el capítulo anterior, se especifican los circuitos y la conformación del sistema estableciendo la relación hardware-software, para obtener finalmente un diagrama eficiente y versátil.

Las etapas y los circuitos que los conforman son comandados desde el microprocesador, el cual como unidad central de proceso realiza la función de interacción entre ellos siguiendo el principio de navegación aérea y la formulación preestablecida en la programación bajo un criterio lógico y real.

Existen dos partes bien definidas: la etapa análoga que está determinada fundamentalmente por el circuito de control de actitud, Giro direccional y el de velocidad de vuelo y potencia los cuales son comandados a su vez por el piloto en forma discreta pero aleatoria dependiendo de las maniobras que debe realizar; la otra etapa es la digital conformada por el microprocesador, memorias, interfaces y circuiteria digital que gobiernan los sistemas de navegación y que procesa la información de la etapa análoga y la del instructor para mostrar los resultados en los indicadores e instrumentos.

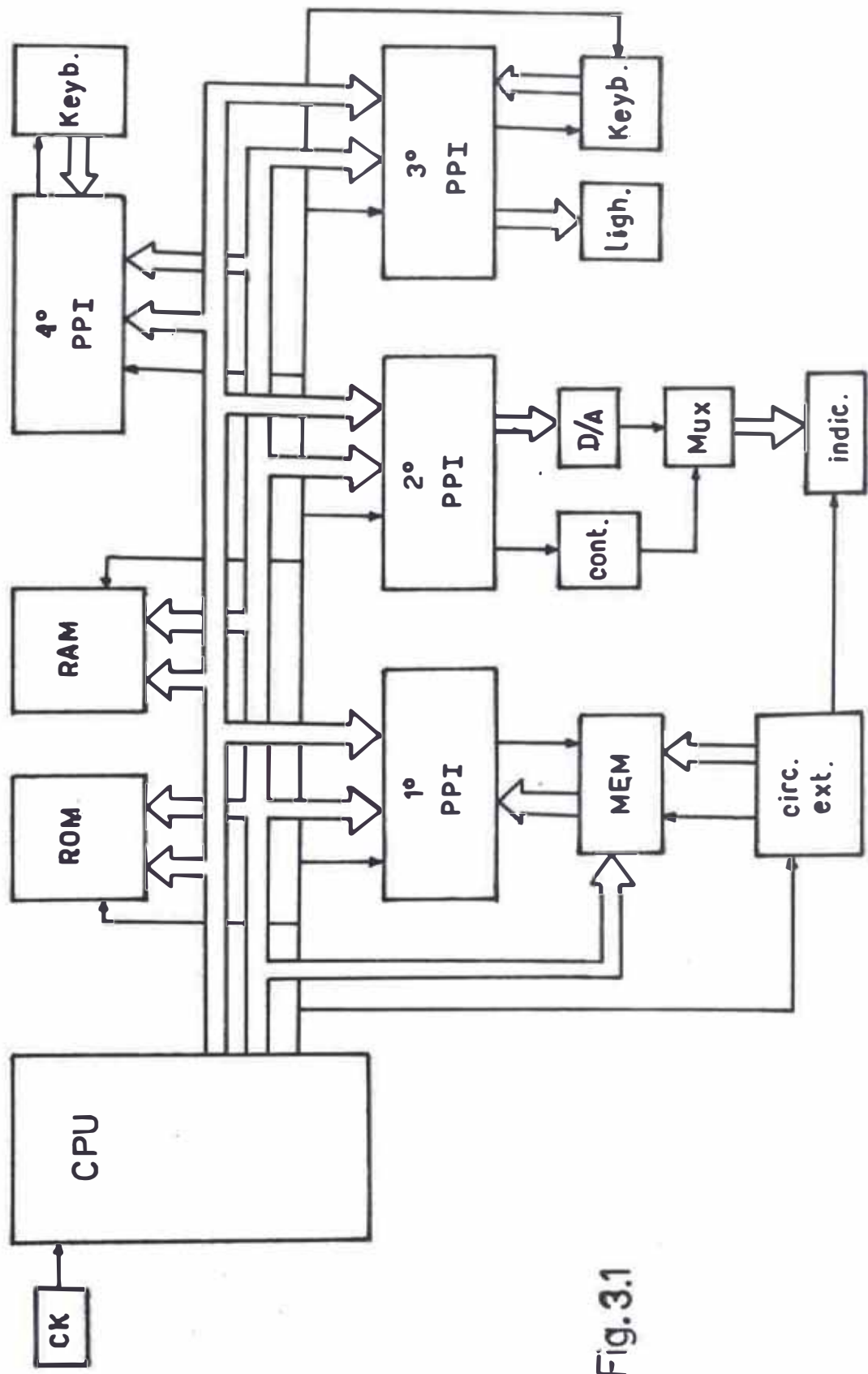


Fig. 3.1

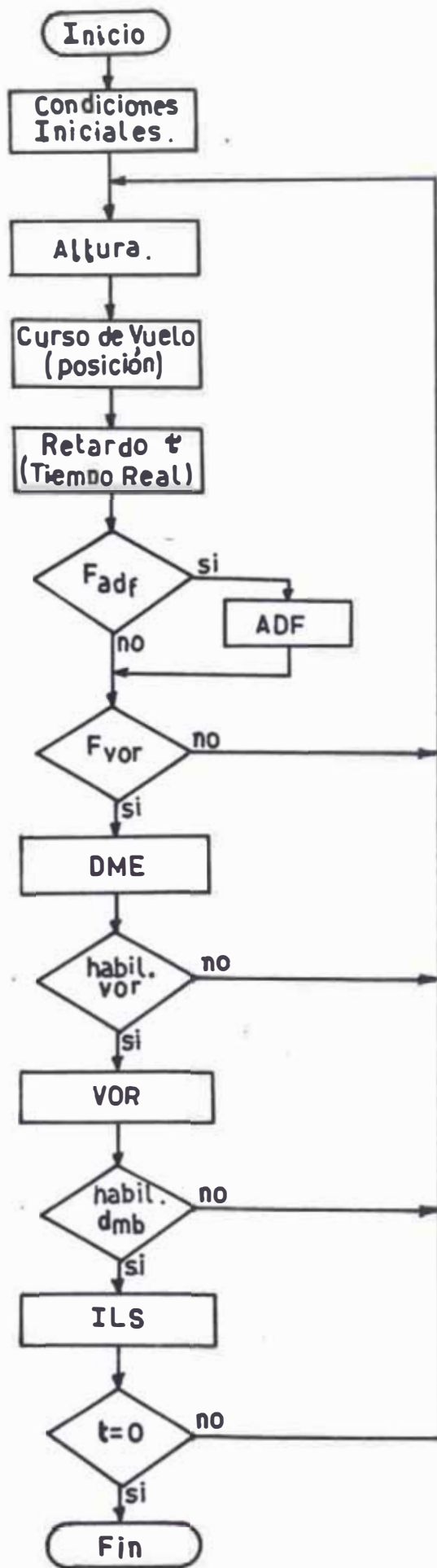


Fig. 3.2

En la práctica los instrumentos de navegación aérea generalmente están controlados por servomecanismos de posición complicados y alimentados con tensiones de voltaje de 115 ó 28 voltios a 400 hertz, por lo que aquí se considera para efectos de simulación y sólo para los instrumentos de aguja, el principio de los voltímetros analógicos en los cuales por aplicación del voltaje se logra vencer la inercia de la aguja indicadora para la medición de alguna magnitud.

En la fig. 3.1 se muestra la estructura general de la circuitería del Simulador de vuelo y en la fig. 3.2 el diagrama del flujo simplificado, el cual será detallado en el capítulo siguiente, pero que es importante tenerlo presente pues el indica la secuencia que seguirán los circuitos a diseñar.

1. Circuito de Control de Actitud

Esta etapa está conformada por los tres circuitos de control de posición relativa del avión con respecto a los tres ejes del espacio aéreo, o sea los circuitos de control de rotación (rollo), de estabilización horizontal (pitch) y estabilización vertical (yaw) a los cuales se le agrega el circuito generador de turbulencia el cual es controlado por el microprocesador.

Se caracteriza por ser básicamente análoga y diseñada en función de amplificadores operacionales (opamps). Los comandos del piloto para el control de movimiento del avión son piezas mecánicas unidas a potenciómetros los cuales proporcionarán tensiones de entrada según sea su posición tal como se puede apreciar en la fig. 3.3 para el caso de movimiento de alerones (roll) y elevadores (pitch) así como del timón o radder (yaw) determinado en este caso por los pedales

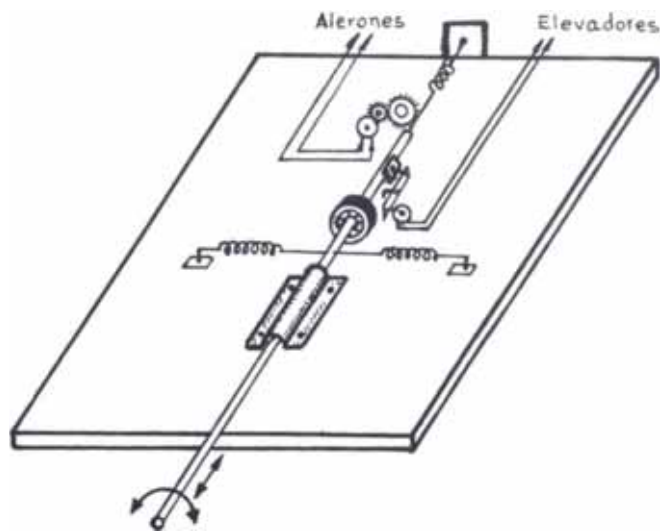


Fig. 3.3

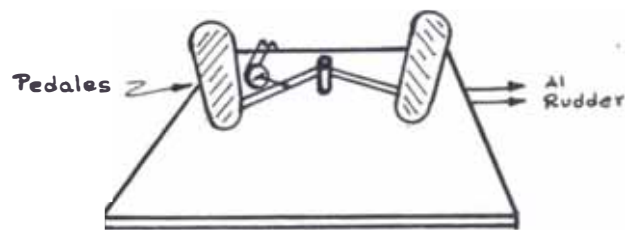


Fig. 3.4

los cuales generan 'movimiento' para este circuito, ver fig. 3.4.

El diseño de los instrumentos a controlar en esta etapa y en general de todo el simulador son precisados en el acápite 8, y las especificaciones de todos los elementos y dispositivos a usar son expuestos en el Anexo B.

1.1 Circuito de Control de Rotación (Roll)

La entrada principal de este circuito está dado desde el potenciómetro de control de alerones y la entrada secundaria es la proveniente del circuito generador de Turbulencia Roll; además debe existir un control en el caso de fallo de velocidad de vuelo con el cual se debe simular si es que esto se produce como si el avión "caería" dando vueltas.

En la fig. 3.5 se muestra el circuito a diseñar. Esta es la configuración de un circuito restador usando el amplificador operacional, es el tipo de circuito que más conviene en estos casos, porque la salida es un nivel de tensión proporcional a la diferencia entre las señales de entrada. Ninguno de los terminales de entrada del opamp está directamente conectado a masa, pero por su alta impedancia de entrada ingresa hacia su interior una corriente despreciable por lo que puede escribirse:

$$\frac{e_1 - e_3}{R_1} = \frac{e_3 - e_4}{R_2} \quad \text{y} \quad \frac{e_2 - e_3}{R_1} = \frac{e_3}{R_2}$$

Eliminando e_3 en estas ecuaciones y despejando e_4 se obtiene:

$$e_4 = \frac{R_2}{R_1} (e_2 - e_1)$$

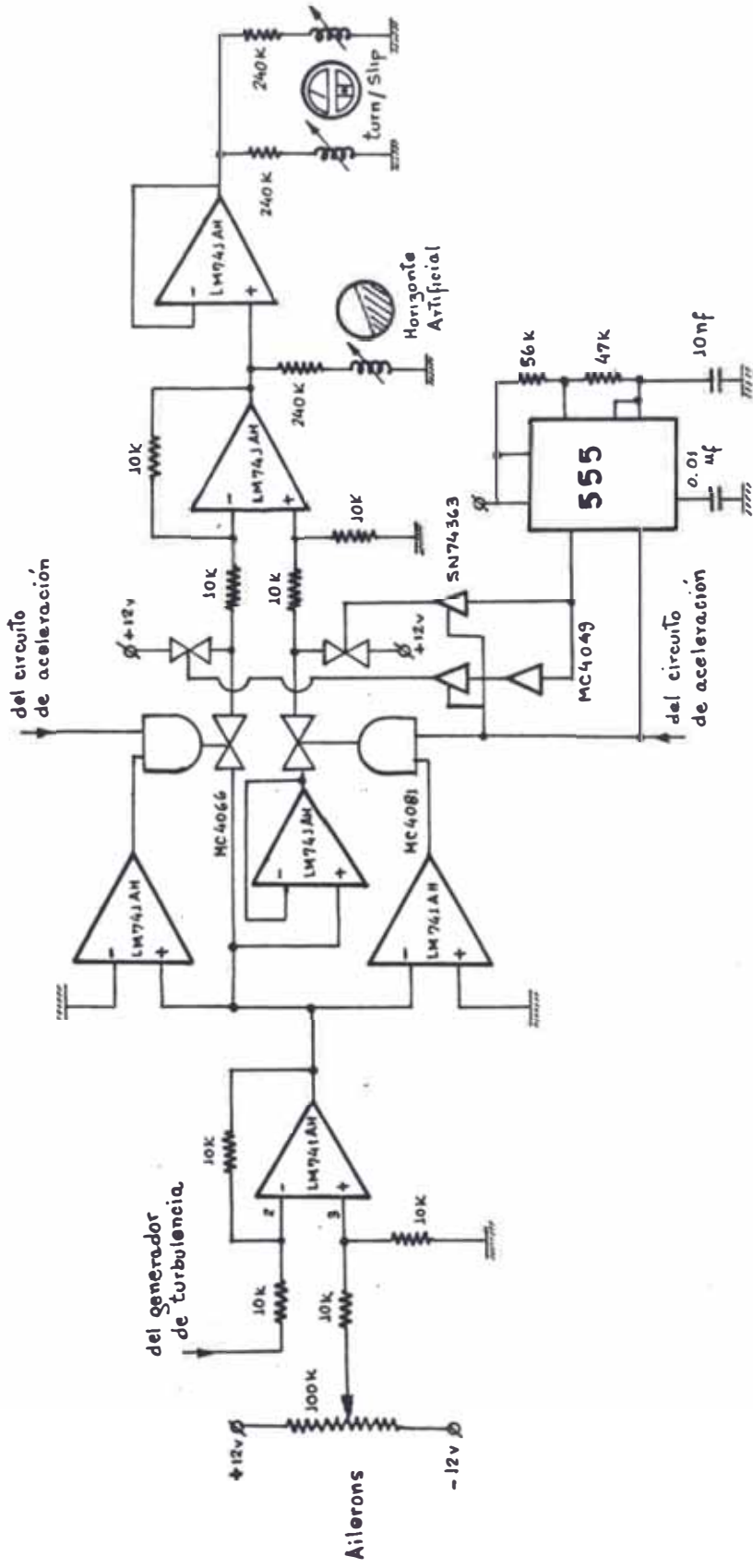


Fig. 3.5

Si $R_1 = R_2 = R$, e_4 es igual a la diferencia entre e_2 y e_1 . El amplificador restador es realmente una combinación de los amplificadores inversor y no inversor.

Ya que el instrumento a comandar (horizonte artificial) varía desde una posición central hacia la izquierda o derecha según la maniobra del piloto y teniendo en cuenta que la salida del opamp podrá oscilar entre +12v y -12v valores máximos de la fuente; el nivel de la señal generadora de turbulencia proveniente de un circuito convertidor Digital-Análogo no podrá ser muy grande, puede variar entre ± 5 voltios con lo que se logra variaciones alrededor del punto central de equilibrio; en el caso de superar teóricamente el valor de ± 12 v de salida, en realidad el opamp se satura en estos valores lo cual coincidirá con lo que sucede en la práctica, ya que si el avión se ladea mucho pierde estabilidad enviando señales de pérdida de altitud y de estabilidad horizontal.

Al usar el opamp LM741AH, el cual posee una impedancia de entrada de $1\text{ M}\Omega$ y una respuesta en frecuencia de 1 Mhz , superior a la del instrumento a controlar, se comportará como un circuito restador haciendo $R_1 = R_2$, un valor típico comercial es de $10\text{ K}\Omega$. El potenciómetro de control de alerones debe de ser de $100\text{ K}\Omega$, lineal; así la corriente que ingresa al opamp resulta: $I_{IN} = 24\text{v} / 100\text{ K}\Omega = 0.24\text{ mA}$, valor que justifica la relación matemática de esta configuración.

Así pues cuando no existe turbulencia $e_1 = 0$; el voltaje de salida está en función sólo del comando del piloto, cuando el potenciómetro está en el centro, el avión se encuentra en vuelo recto

normal horizontal, pero si varía el indicador de horizonte artificial se inclina según sea esta variación, que toma valores máximos para $\pm 12v$. La tensión de turbulencia Roll trata de variar el indicador alrededor del punto central.

La salida del primer opamp es conectado a un circuito de valor absoluto, ya que se utilizarán switch análogos para el control del instrumento y como estos integrados generalmente no superan el valor de $\pm 12v$ se utiliza esta configuración como se muestra en la fig. 3.5. Se compara el voltaje de salida con tensiones positivas y negativas ($\pm 12 v.$) mediante comparadores opamps, los cuales habilitan los switch sw1 ó SW2. Si la tensión es positiva para por SW2; estas dos señales se conectan en los pines no inversor e inversor respectivamente de otro opamp para recuperar su valor original.

Cuando la velocidad de vuelo (Airspeed) falla produce una señal de control Vu, el cual coloca un "1" lógico en las puertas lógicas AND CMOS (MC4081), y desactivan los switches SW1 y SW2; entonces el indicador debe rotar simulando que el avión cae dando vueltas como sucede en la práctica. Para que esto ocurra simultáneamente Vu activa un circuito oscilador que swtchea a través de SW3 y SW4 tensiones de ± 12 voltios con lo que se logra este efecto. De esta manera se van a comandar los switch análogos en las demás etapas de este simulador.

Los switch análogos son los MC4066, los cuales presentan una impedancia de conducción $R_{on} = 80 \Omega$; de no conducción $R_{off} = 10^{12} \Omega$ y trabajan hasta 90 Mhz, ver anexo B; son activados con voltaje de 12 voltios en su pin de control.

El timer 555 es un chip habilitado en la configuración de oscilador estable, actuando con la señal \bar{V}_U en el pin 4 (Reset) con lo cual se obtiene una señal análoga (onda cuadrada) que está en función de sus parámetros externos R_3, R_4 y C_1 según:

$$T_W = 0.67 (R_3 + 2R_4) C_1$$

Ya que la frecuencia con la que gira el horizonte artificial en caso de caída es 1 hertz, entonces T_w será aproximadamente de 1 segundo. Asumiendo un valor para el capacitor, en valor comercial de $10 \mu F$ se calcula:

$$(R_3 + 2R_4) = 149.2 \text{ k}\Omega \text{ con lo que } R_3 = 56 \text{ k}\Omega \text{ y } R_4 = 47 \text{ k}\Omega.$$

Como solamente se puede habilitar uno de los dos switch SW2 ó SW3 la salida del timer es conectado a una puesta lógica inversora CMOS del chip MC4049, su conexión es como se muestra en la fig. 3.5. El horizonte artificial se conecta directamente a la salida del switch SW1 y su diseño se puede apreciar en el inciso 8.1. Así mismo el circuito roll debe controlar al indicador Turn/slip (Inclinación y deslizamiento) el cual es conectado después de un circuito seguidor emisor con el opamp LM741AH el cual presenta una alta impedancia de entrada para que el indicador Turn/slip no "cargue" al horizonte artificial, esto es importante para la adaptación de impedancias entre los instrumentos (Inciso 8.2).

1.2 Circuito de Estabilización Horizontal (Pitch)

La entrada principal a este circuito es proporcionado desde el potenciómetro simulador del movimiento sobre los elevadores y posee varias entradas secundarias: la compensación que puede realizar el piloto mediante el sistema trim; las entradas desde las posiciones

angulares de los Flaps (0, 15, 25, 45 grados); una entrada desde el sistema de porcentaje de potencia, otra muy directa desde el switch de falla de velocidad de vuelo y por último desde el generador de turbulencia pitch.

La configuración se muestra en la fig. 3.6, está basado al igual que el circuito de control de rotación en un circuito restador con opamp. De las entradas se deduce que la entrada no inversora será la del control de elevadores y la de porcentaje de potencia. Asumiendo que las entradas secundarias son nulas si el potenciómetro se varía desde +12v (UP) y -12v (DOWN), el indicador deberá oscilar entre +90° y -90° respectivamente alrededor del punto central determinado por el horizonte artificial. Si las demás entradas se conectan al pin inversor se podrá tener cierto grado de compensación sobre el voltaje de salida determinado por el pin no inversor. Luego la tensión de salida tendrá la forma:

$$V_{s2} = K [e_{\text{elev.}} + e_{\% \text{ pw.}} - e_{\text{trim}} - (e_{f0^\circ} + e_{f15^\circ} + e_{f25^\circ} + e_{f45^\circ}) - e_{\text{turb.}}]$$

donde K es una constante en función de las resistencia.

Por consideraciones de diseño de los circuitos conversores - Análogo-Digital que se verá posteriormente se pueden asumir los valores de estas tensiones para obtener a la salida del circuito Pitch un voltaje que oscile en el margen de ± 10 v. Observando prioridades tenemos para las tensiones parciales máximos: Velevador (+ 12v), V_% power (+12v), Vtrim (-5v), Vflaps (-4v), Vturb (-5v), con lo cual se tiene:

$$V_s = k(+12 + 12 - 5 - 4 - 5) v.$$

$$V_s = k(10) v.$$

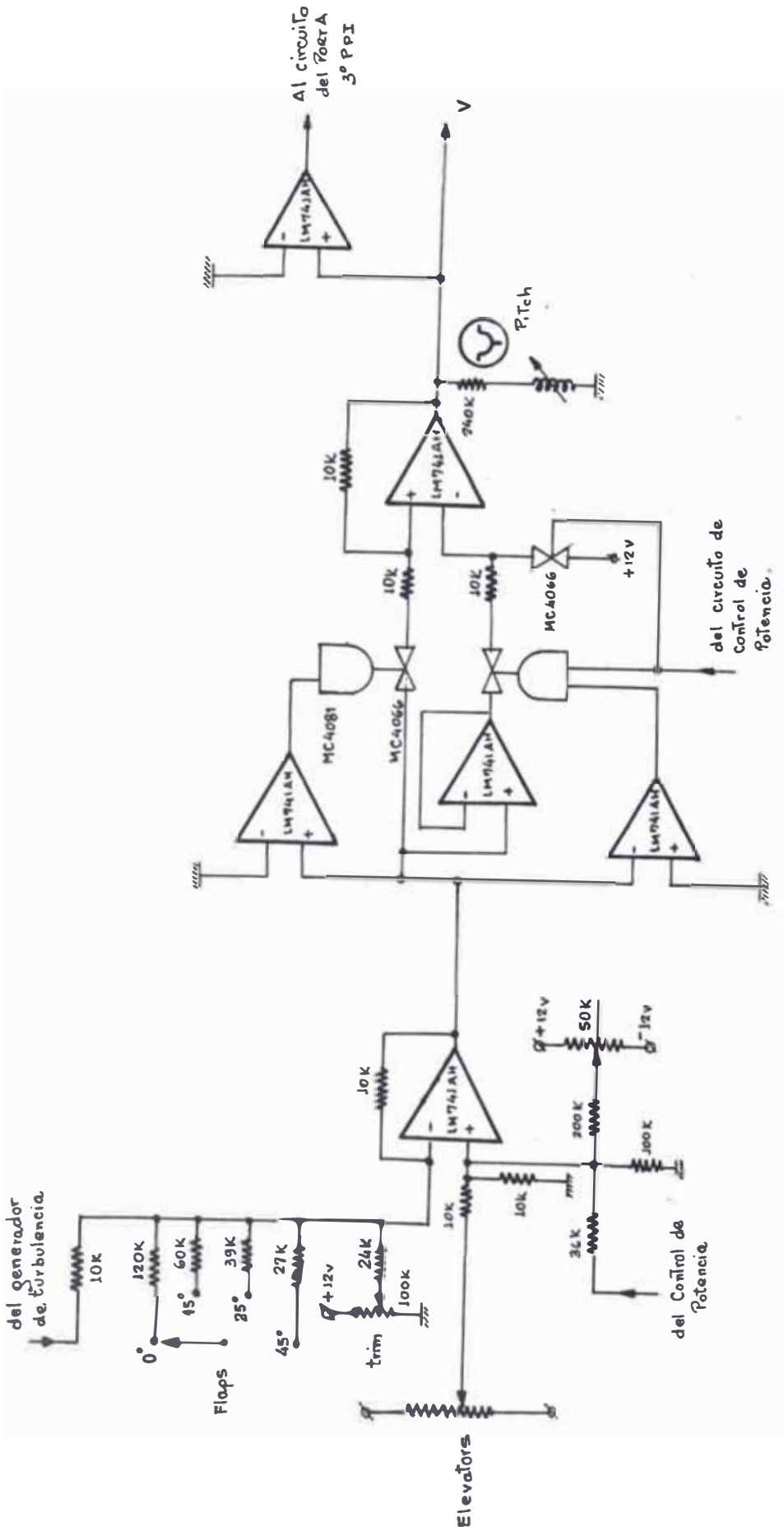


Fig. 3.6

CAPITULO IV

SOFTWARE DEL SIMULADOR

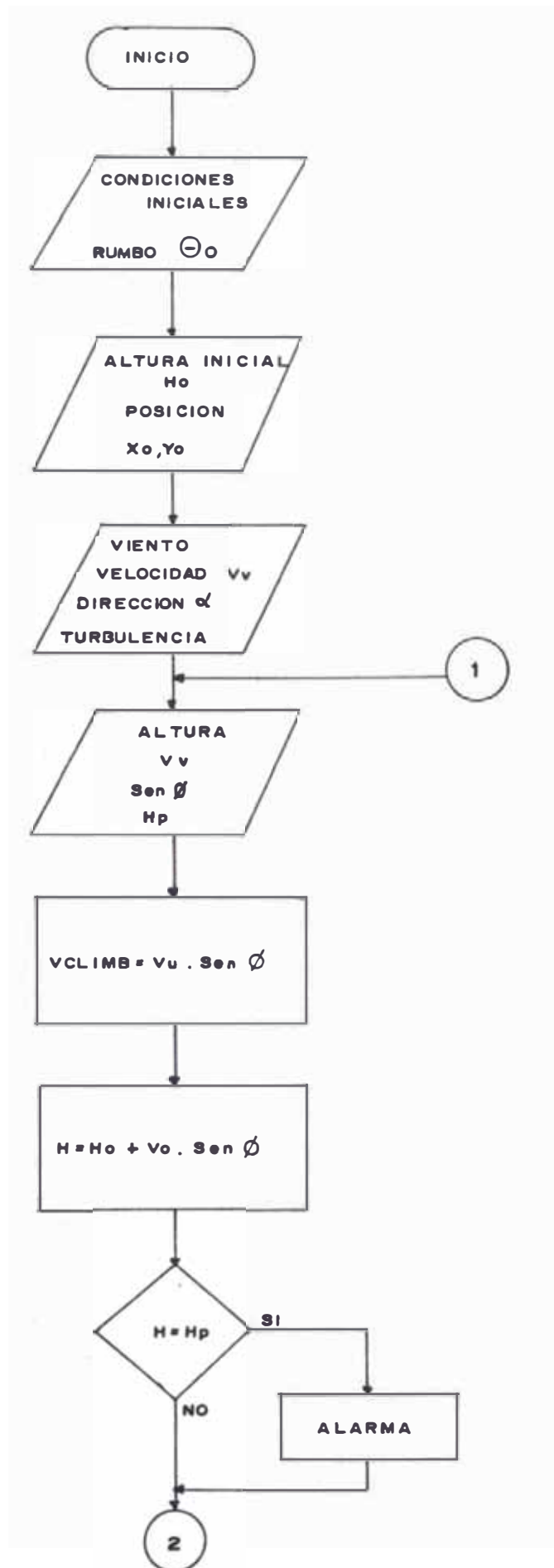
El conjunto de instrucciones y datos que conforman el equivalente automático del procedimiento y ejecución de la simulación de vuelo, es lo que se denomina software.

El diseño que se ha realizado en el capítulo anterior está basado en la capacidad de memoria disponible para la realización del programa monitor. El hardware y el software tienen que ser desarrollados paralelamente puesto que después de una primera evaluación es posible reducir partes de la circuitería y reemplazarlos por software hasta lograr un diseño que debe poseer dos características ya mencionadas: económico y versátil.

1. Diagrama de Flujo

En la fig. 3.2, se mostró el diagrama de flujo general de este sistema, en este acápite se especifica este diagrama, el cual sirve como base para el desarrollo del programa a realizar. Tal como se ha especificado en las consideraciones básicas del diseño, la programación es la que temporiza los circuitos a comandar y es generado bajo un principio lógico y real; tal como lo ejecuta un piloto desde que se encuentra en la pista, de cola, realiza un vuelo normal o con turbulencia y luego aterriza, dándole opción a maniobrar los controles.

El diagrama de flujo es el siguiente:



2

CURSO DE VUELO
Sen Θ , Cose Θ
Sen α , Cos α
 V_u , Cos

VELOCIDAD NOMINAL
 $V_n = V_u \cdot \text{COS } \Theta$

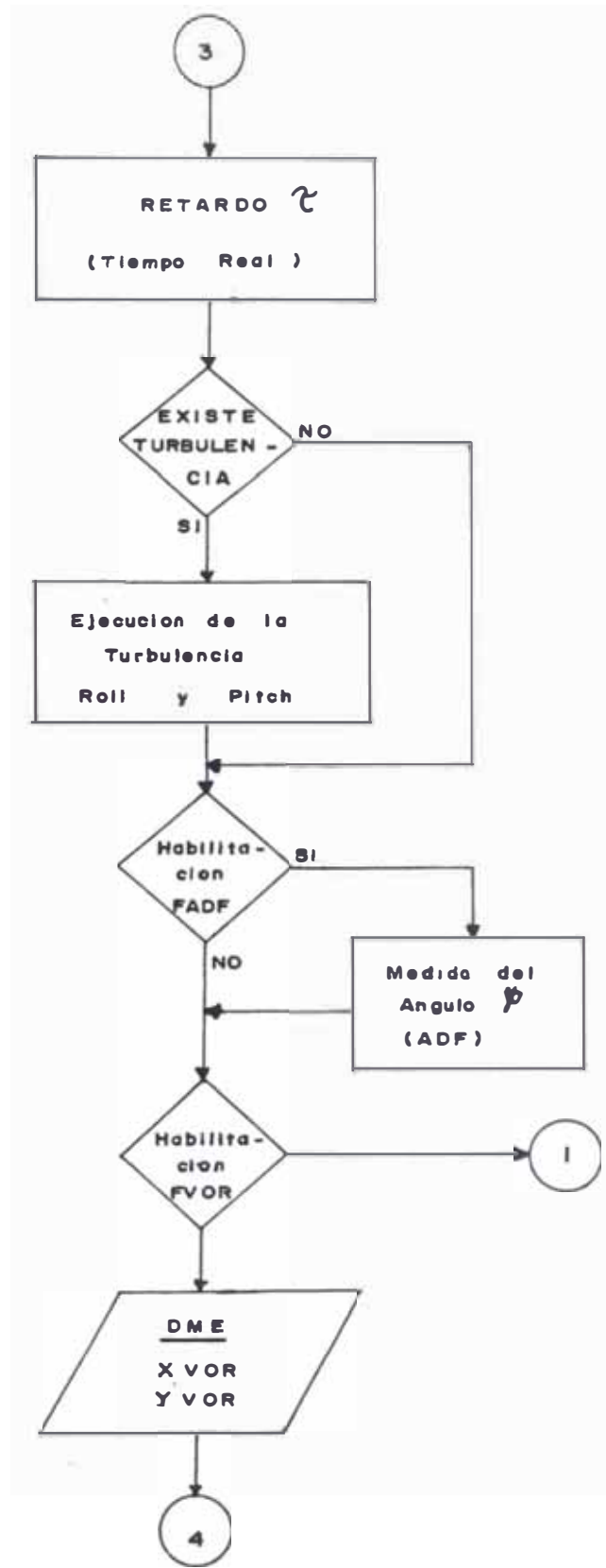
$X_1 = V_n \cdot \text{Sen } \Theta$
 $Y_1 = V_n \cdot \text{Cos } \Theta$

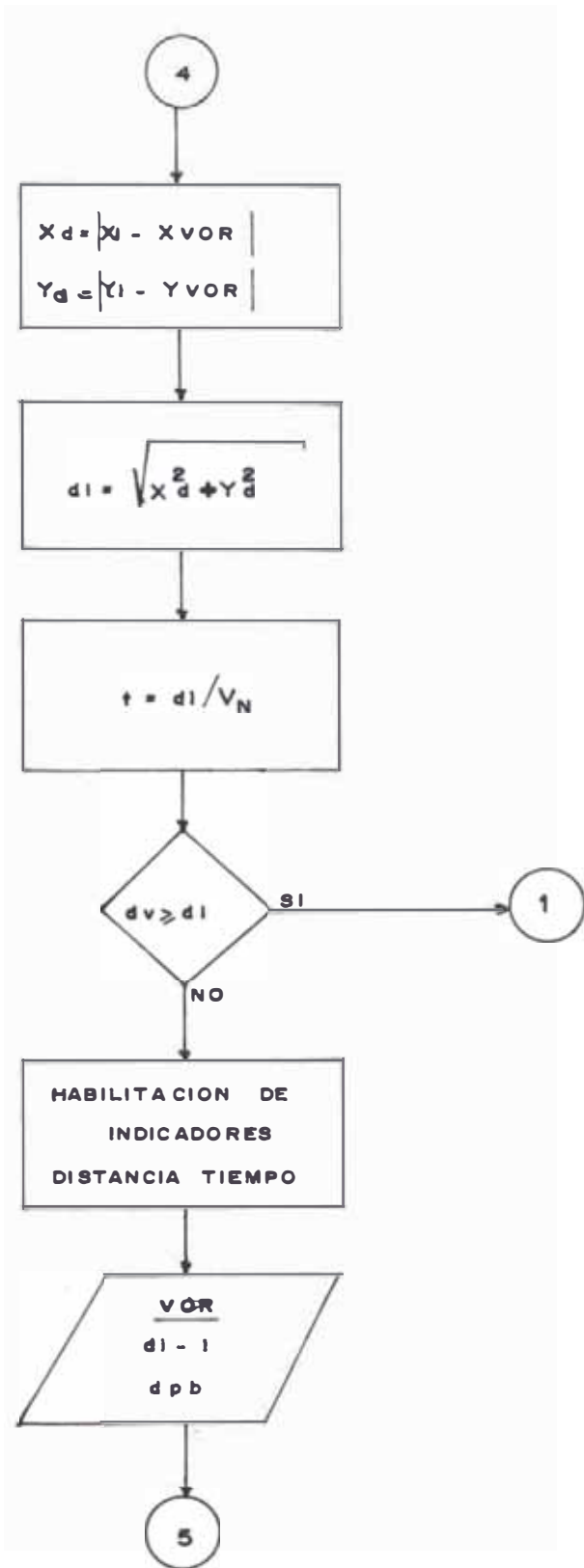
$X_2 = V_v \cdot \text{Cos } \alpha$
 $Y_2 = V_v \cdot \text{Sen } \alpha$

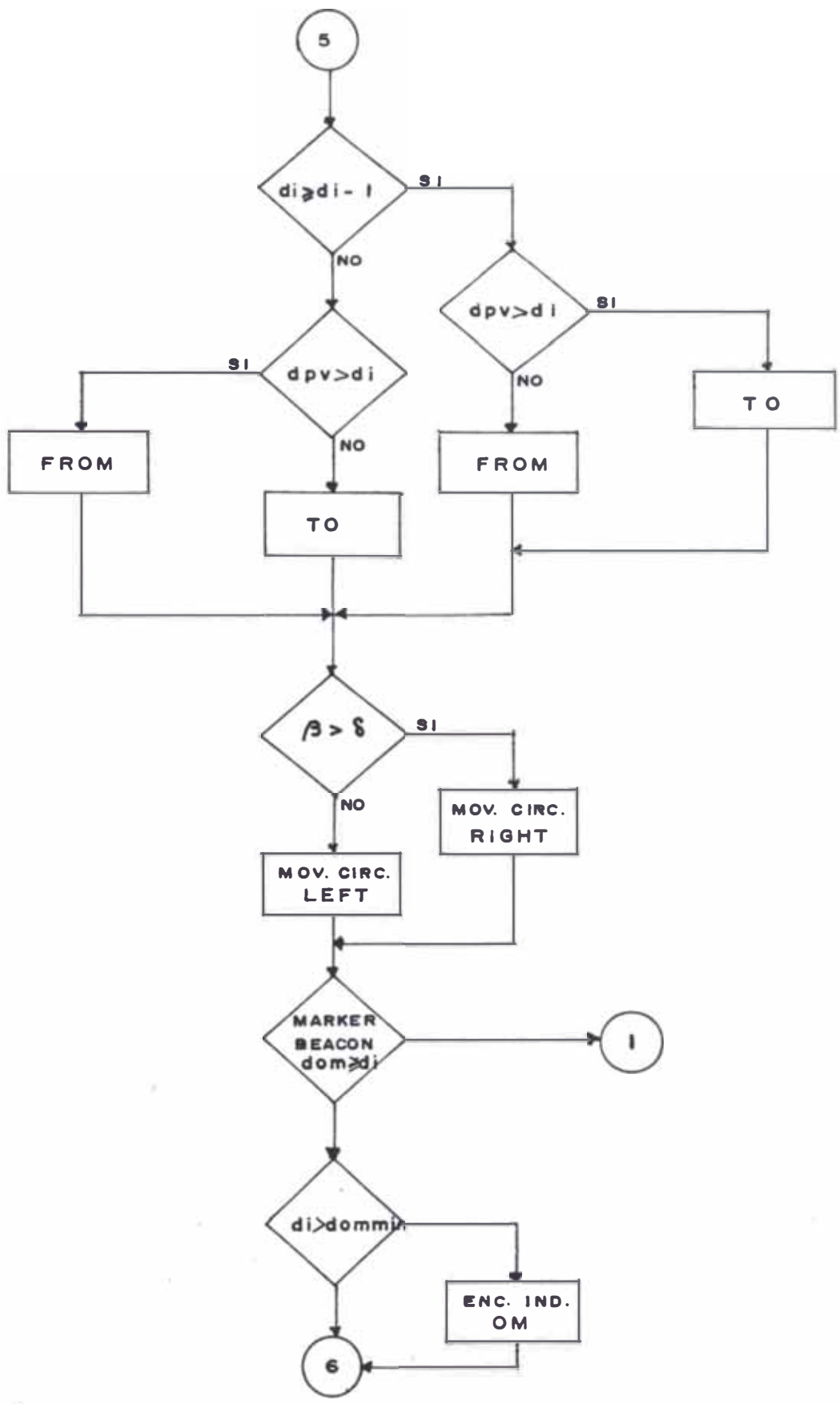
$X_1 = X_0 + X_1 + X_2$
 $Y_1 = Y_0 + Y_1 + Y_2$

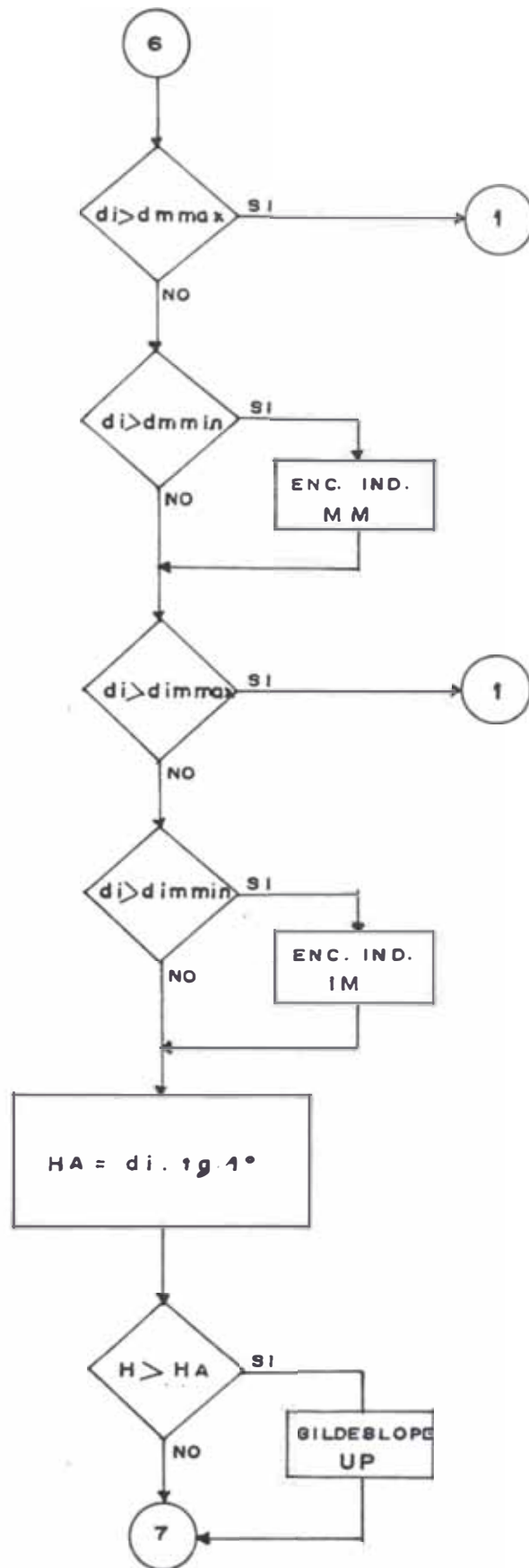
$\beta = \arctg (X_1 / Y_1)$

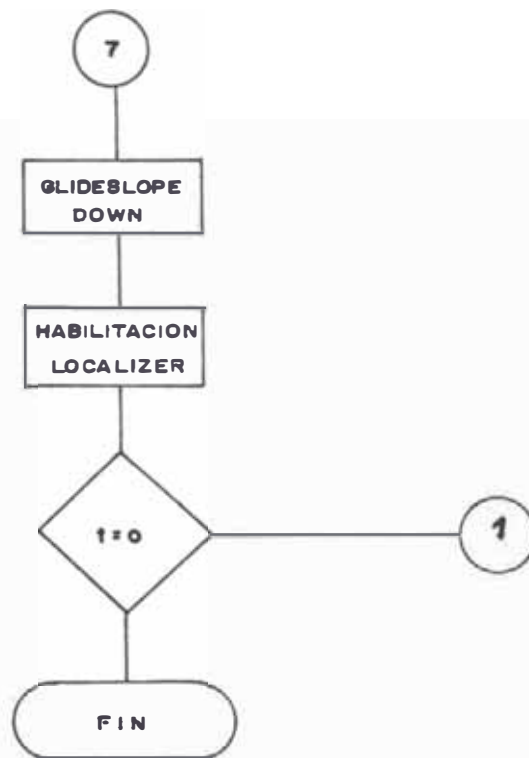
3











Luego, si se quiere tener un valor de $V_S = 10v$, como valor máximo entonces $K = 1$, lo cual hace de que la relación entre la resistencia equivalente de entrada y la de realimentación deben de ser iguales

De la ecuación y anterior y teniendo en cuenta la variación del voltaje de salida se establece que: la tensión V_S oscila entre $\pm 10v$ y las tensiones de compensación de falps y turbulencia podrán variar alrededor de $\pm 5v$. Es importante tratar que el voltaje de salida sea exactamente la diferencia entre las señales de entrada con ganancia unitaria, por esta razón las resistencias son de igual valor (10 K Ω típico); sólo las resistencias de entrada de flaps, trim y porcentaje de potencia toman valores distintos según un factor de acondicionamiento:

- Resistencia Trim:

$$V_{S\text{trim}} = - \frac{R}{R_{\text{trim}}} V_{\text{intrim}}$$

$$-5v = \frac{-10 \text{ k}\Omega}{R_{\text{trim}}} (+12v) \quad \longrightarrow \quad R_{\text{trim}} = 24 \text{ k}\Omega$$

- Resistencia de porcentaje de potencia:

$$V_{S\% \text{ power}} = \frac{-R_2}{R_{\% \text{ power}}} V_{\text{in}\% \text{ power}}$$

$$+3v = \frac{10 \text{ k}\Omega}{R_{\% \text{ power}}} (+12v) \quad \longrightarrow \quad R_{\% \text{ power}} = 40 \text{ k}\Omega$$

- Resistencia flaps:

$$V_{S\text{flap}} = \frac{-R}{R_{\text{flap}}} V_{\text{inflap}}$$

* 0° grados (V_{Sf0°)

$$1v = - \frac{10 \text{ k}\Omega}{R_{f0}} (12v) \quad \longrightarrow \quad R_{f0} = 120 \text{ k}\Omega$$

* 15° grados (V_{Sf15°)

$$2v = - \frac{10 \text{ k}\Omega}{R_{f15}} (12v) \quad \longrightarrow \quad R_{f15} = 60 \text{ k}\Omega$$

Comercialmente: 62 k Ω

$$* 25^\circ \text{ grados } (V_{sf25^\circ}) : 3v = - \frac{10 \text{ k}\Omega}{R_{f25}} (12v)$$

$$R_{f25^\circ} = 40 \text{ k}\Omega \quad \text{Comercialmente: } 39 \text{ k}\Omega$$

$$* 45^\circ \text{ grados } (V_{sf45^\circ}) : 4v = - \frac{10 \text{ k}\Omega}{R_{f45}} (12v)$$

$$R_{f45} = 30 \text{ k}\Omega \quad \text{Comercialmente: } 27 \text{ k}\Omega$$

Existen dos factores que afectan las características de los circuitos de entrada múltiple y que deben tenerse en cuenta al proyectarlos. El primero es el desplazamiento que se mide conectando a masa todas las entradas y midiendo el desplazamiento en la salida. Bajo estas condiciones, todos los resistores están en paralelo y si son de igual valor, tiene una resistencia eficaz de R_n/n ; en este caso ya que son diferentes se halla el equivalente paralelo entre todas ellas, lo cual da un valor de : 2.19 K Ω

La ganancia del circuito será entonces $R_2/R_{eq} = 10 \text{ k}\Omega / 2.19 \text{ k}\Omega =$

4.56 y la tensión de entrada equivalente al desplazamiento se amplifica en una cantidad. $1 + 4.56 = 5.56$, mientras que las señales se mantienen con ganancias unitarias o sufren reducción de voltaje en la salida, se debe aplicar una pequeña tensión en serie con el terminal de entrada no inversora en el margen $\pm V [R_2 / (R_1 + R_2)] = \pm 6.0 \text{ mV}$.

si se emplea una alimentación de $\pm 12v$ y $R_1=200 \text{ k}\Omega, R_2=100\Omega$; el circuito definido como circuito universal de equilibrio de tensión de offset se le agrega al pin no inversor, como se aprecia en la fig. 3.

6. .

En el caso de fallo en la velocidad de vuelo, tal como se ha observado en el circuito estabilizador horizontal se produce una señal de control \bar{V}_u la cual habilita el switch análogo SW7 el cual deja conducir una tensión de +12v hacia el indicador pitch y a su vez desconecta los switches SW5 y SW6 los cuales se ponen en alta impedancia; la aguja del indicador (ver diseño en el acápite 8.3) variará su posición totalmente hacia abajo con lo que indicará que el avión está cayendo.

Ya que los switch análogos se comportan en estados de conducción opuestos la señal \bar{V}_u se conecta a través de un AND a SW5 y SW6 y por un inversor (MC 4049) al SW7, el sistema de switch es igual al descrito en el circuito Roll.

1.3 Circuito de Estabilización Vertical (Yaw)

La función de esta etapa es detectar las variaciones del control del timón o rudder, simulando también a través de un potenciómetro como se aprecia en la fig. 3.4 y enviar esta información al circuito de control de Giro Direccional para determinar el rumbo de la aeronave.

Se considera la configuración del seguidor emisor por la característica de su alta impedancia de entrada y colocar un voltaje desde la toma del potenciómetro hacia el giro direccional sin cargar a este circuito como se muestra en la fig. 3.7.

Las variaciones de tensión del potenciómetro oscilan entre + 12v (left) todo a la izquierda y -12v (Right) todo a la derecha, provocando de esta manera una orientación con respecto al norte magnético.

1.5 Circuito Generador de Turbulencia

La generación de turbulencia roll o pitch es una de las principales características en este simulador de vuelo, ya que por medio de programación se establece el grado de movimiento al cual va a estar sometida la aeronave y poner a prueba especialmente la capacidad de decisión, equilibrio psico-físico y experiencia del piloto para el control del sistema.

Existirán ocho grados de turbulencia que ingresan como datos dados por el instructor y que se ubica en alguna posición de la memoria RAM; el microprocesador envía dicho dato a través del tercer PPI (programmable Peripheral Interface - 8255) por su Port B y a su vez este lo envía a un decodificador para habilitar 1 de 8 switch análogos que propician la generación de turbulencia.

La fig. 3.8 muestra este circuito, conformado por switch análogos (MC 4066) que conectan resistencias al timer 555, este se encuentra en la configuración de oscilador estable y envía pulsos de clock sobre un circuito Random (aleatorio) provocando a su salida señales digitales erráticas, un conversor digital - análogo convierte esta señal digital en otra análoga proporcional a un voltaje de referencia y se aplica a los circuitos de estabilización vertical y de rotación. La idea fundamental es convertir la frecuencia de clock en una tensión que cambiará aleatoriamente y con una rapidez que va desde un grado normal hasta otro de alta turbulencia.

Los switches análogos switchcan la resistencia R_B del Timer 555 y según la fórmula: $T_w = 0.69 (R_a + 2R_b) C$

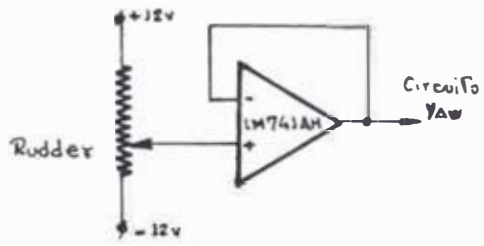


Fig. 3.7

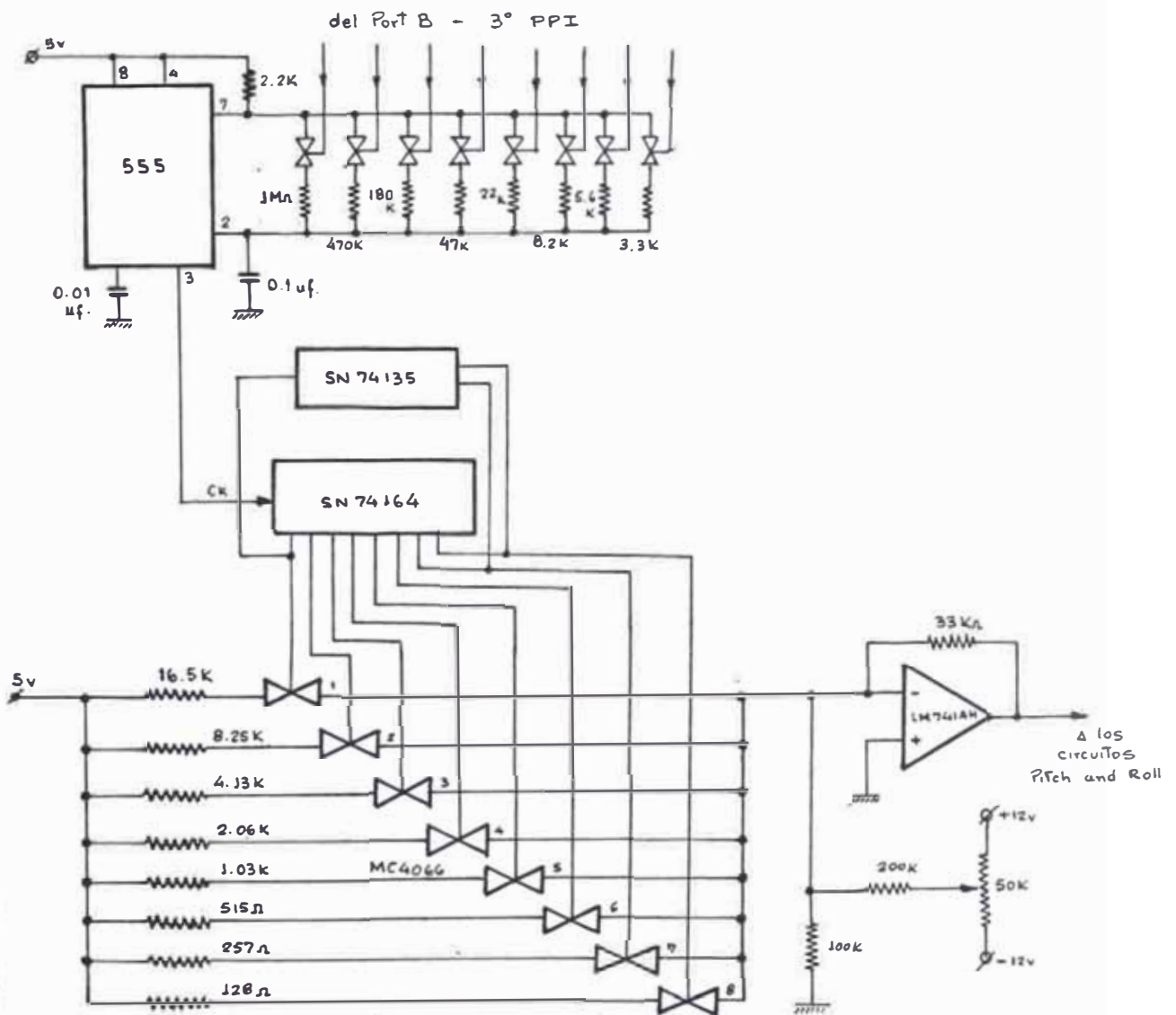


Fig. 3.8

Considerando $R_a = 2.2k\Omega$ y $C = 0.1\mu f$ (valores comerciales), se puede encontrar la frecuencia de variación de la señal análoga:

$$\text{entonces: } T_w = 0.69 (2.2 + 2R_b)k\Omega \times 0.1\mu f$$

luego:

1)	$R_b = 1M\Omega$	$T_w = 0.127 \text{ seg.}$	$f = 7.87 \text{ hertz}$
2)	$R_b = 470K\Omega$	$T_w = 0.065 \text{ seg.}$	$f = 15.3 \text{ hertz}$
3)	$R_b = 180K\Omega$	$T_w = 0.025 \text{ seg.}$	$f = 40.0 \text{ hertz}$
4)	$R_b = 47K\Omega$	$T_w = 6.6 \times 10^{-3} \text{ seg.}$	$f = 150.6 \text{ hertz}$
5)	$R_b = 22K\Omega$	$T_w = 3.18 \times 10^{-3} \text{ seg.}$	$f = 313.6 \text{ hertz}$
6)	$R_b = 8.2K\Omega$	$T_w = 1.28 \times 10^{-3} \text{ seg.}$	$f = 779.1 \text{ hertz}$
7)	$R_b = 5.6K\Omega$	$T_w = 9.24 \times 10^{-4} \text{ seg.}$	$f = 1081.5 \text{ hertz}$
8)	$R_b = 3.3K\Omega$	$T_w = 6.07 \times 10^{-4} \text{ seg.}$	$f = 1646.9 \text{ hertz}$

El circuito aleatorio denominado también Pseudo Random Sequencer es una de las más interesantes y posibles combinaciones de shift Registers. En este caso como existe el integrado SN74164, el cual consiste en ocho flip-flops tipo D, en la configuración de Shift Register, se le utiliza para generar esta secuencia. Ya que hay 8 salidas existirán 2^8 combinaciones (256) que se repiten cada $2^8 - 1$ pulsos de clock (255). Las dos últimas salidas son aplicadas al integrado SN74135 (NOR EXCLUSIVE) y su salida de este al primer flip-flops, es así como se obtiene la secuencia errática. El convertidor digital - Analógico (D/A) recibe la información digital en forma de

una palabra de 8 bits, y la transforma en una señal analógica. Como la entrada viene dada en código binario natural, la tensión de salida debe verificar:

$$V_s = a_1 2^{n-1} + a_2 2^{n-2} + \dots + a_n$$

en que los coeficientes A_i pueden ser ceros o unos y constituyen los n bits de la palabra de entrada. Esta operación se efectúa mediante un sumador de 8 entradas cuyos pesos sean precisamente las 8 potencias de 2, ya que la tensión de salida V_s será:

$$V_s = -r \left[\frac{a_1}{2R} + \frac{a_2}{2^2 R} + \dots + \frac{a_n}{2^n R} \right]$$

$$V_s = -\frac{r}{2^n R} \left[a_1 2^{n-1} + a_2 2^{n-2} + \dots + a_n \right]$$

Esta ecuación sugiere una realización inmediata: el convertidor digital -Análogo de resistencias ponderadas; para ello exigirá que los niveles lógicos de los n bits de entrada A_i sean idénticos, ya que su valor afecta la salida. Así pues, la información binaria de entrada es utilizada para conmutar .8 fuentes de corriente obtenidas a partir de una tensión de referencia, con lo que la tensión de salida V_s verifica:

$$V_s = r \left[a_1 \frac{V_{ref}}{2^1 R} + a_2 \frac{V_{ref}}{2^2 R} + \dots + a_n \frac{V_{ref}}{2^n R} \right]$$

$$V_s = \frac{r V_{ref}}{2^n R} \left[a_1 2^{n-1} + a_2 2^{n-2} + \dots + a_n \right]$$

y en cuyo caso la tensión de salida sólo es función de la tensión de referencia y del valor de las resistencias empleadas para obtener las

n corrientes aplicadas al sumador. De la ecuación anterior se puede diseñar los valores de las resistencias a utilizar ya que el voltaje de salida y referencia son valores que se pueden especificar; el valor máximo que tendrá la salida es:

$$V_s = \frac{r V_{ref}}{2^n R} \quad \longrightarrow \quad \frac{r}{2^n R} = \frac{V_s}{V_{ref}}$$

Como el voltaje de salida máximo del generador de turbulencia es 5 voltios, se puede hacer $V_s = V_{ref} = 5$ voltios, luego $r = 2^n R$; con esta relación se puede calcular las resistencias del D/A considerando el valor de $r = r_0 = 33.0 \text{ K}$

1° Dígito (2^1)	$r_1 = r_0 / 2$	$r_1 = 16.50 \text{ K}\Omega$
2° Dígito (2^2)	$r_2 = r_0 / 4$	$r_2 = 8.25 \text{ K}\Omega$
3° Dígito (2^3)	$r_3 = r_0 / 8$	$r_3 = 4.13 \text{ K}\Omega$
4° Dígito (2^4)	$r_4 = r_0 / 16$	$r_4 = 2.06 \text{ K}\Omega$
5° Dígito (2^5)	$r_5 = r_0 / 32$	$r_5 = 1.03 \text{ K}\Omega$
6° Dígito (2^6)	$r_6 = r_0 / 64$	$r_6 = 515.6 \text{ K}\Omega$
7° Dígito (2^7)	$r_7 = r_0 / 128$	$r_7 = 257.8 \text{ }\Omega$
8° Dígito (2^8)	$r_8 = r_0 / 256$	$r_8 = 128.9 \text{ }\Omega$

Ya que se utilizan switch análogos MC4066 para switchear las resistencias y considerando que estos switchs tienen una resistencia de conducción de $80 \text{ }\Omega$, a todas estas resistencias de precisión se les debe disminuir este valor.

Finalmente, se conecta un circuito universal de equilibrio de

tensión offset en el pin inversor para eliminar el efecto de desplazamiento.

2. Circuito de Giro Direccional

Este circuito es el encargado de proporcionar el rumbo del avión con la información proporcionada desde el circuito Yaw como entrada principal y otra desde el microprocesador con la cual se coloca la aguja indicadora de rumbo en la posición inicial según el dato proporcionado por el instructor.

La configuración también es de un circuito restador con opamps tal como los circuitos Roll y Pitch; el voltaje de rumbo inicial (θ_0) se conecta al pin no inversor y el del circuito Yaw al pin inversor, de tal manera que el voltaje de salida sea la diferencia entre estos dos voltajes Y como máximo 10v., ya que este valor es el máximo aceptado por el conversor análogo-digital empleado más adelante.

Luego:

$$V_{s\theta} = \frac{R_1}{R_3} V_{\theta_0} - \frac{R_2}{R_3} V_{yaw}$$

Considerando los valores máximos : $V_{\theta_0} = V_{yaw} = 12 \text{ v.}$

y mínimo $V_{\theta_0} = 0 \text{ v.}$, $V_{yaw} = -12 \text{ v.}$ se obtiene para $R_1=R_2$ y el pero caso:

$$V_{s\theta} = \frac{R_1}{R_3} (12 + 12) \text{ v} = 10 \text{ v.}$$

$$\text{de } \frac{R_1}{R_3} = \frac{10}{24} = 0.416 \longrightarrow R_1 = 0.416 (10 \text{ k}\Omega)$$

Con lo que: $R_1=R_2 = 4.16 \text{ k}\Omega$, comercialmente: $4.3 \text{ k}\Omega$

V_{so} será conectado directamente al instrumento indicador de rumbo (diseñado en el isiso 8.4) y al multiplexor del circuito de entrada del Port A del 1° PPI. El circuito es el que se muestra en la fig. 3.9.

Si se desearía tener un mecanismo que indique el rumbo como sucede en la práctica con el Magnetic Compass Tensión V_{θ} debe ser acoplada por medio de un seguidor emisor con opamp a un servomecanismo de posición que controle un pequeño motor para que pueda indicar mediante rotación la dirección de rumbo a seguir. En este acápite se bosqueja como podría implementarse esta interface : este servosistema consta de un transductor, un amplificador de potencia y un motor de equilibrio, tal como se puede apreciar en la fig. 3.10.

El transductor está formado por un convertidor, con su circuito de control y un transformador de entrada, que convierte la señal de salida del seguidor emisor a una corriente pulsatoria apta para ser amplificada. El convertidor tendrá la configuración en base a transistores de conmutación, los cuales son switcheados por la tensión de control sobre sus bases desde un timer 555. Este astable se diseña para que oscile a 120 hertz, como su salida presenta un duty cycle que no es del 50% , o sea que no es simétrico, entonces esta señal se pasa por un flip-flop SN747 el cual divide a la frecuencia entre 2 (60 hertz) y lo vuelve simétrico. La señal de salida del flip-flop ataca directamente la base de uno de los transistores y por medio de una puerta inversora SN7404 a la base del otro transistor, así pues mientras uno conduce, el

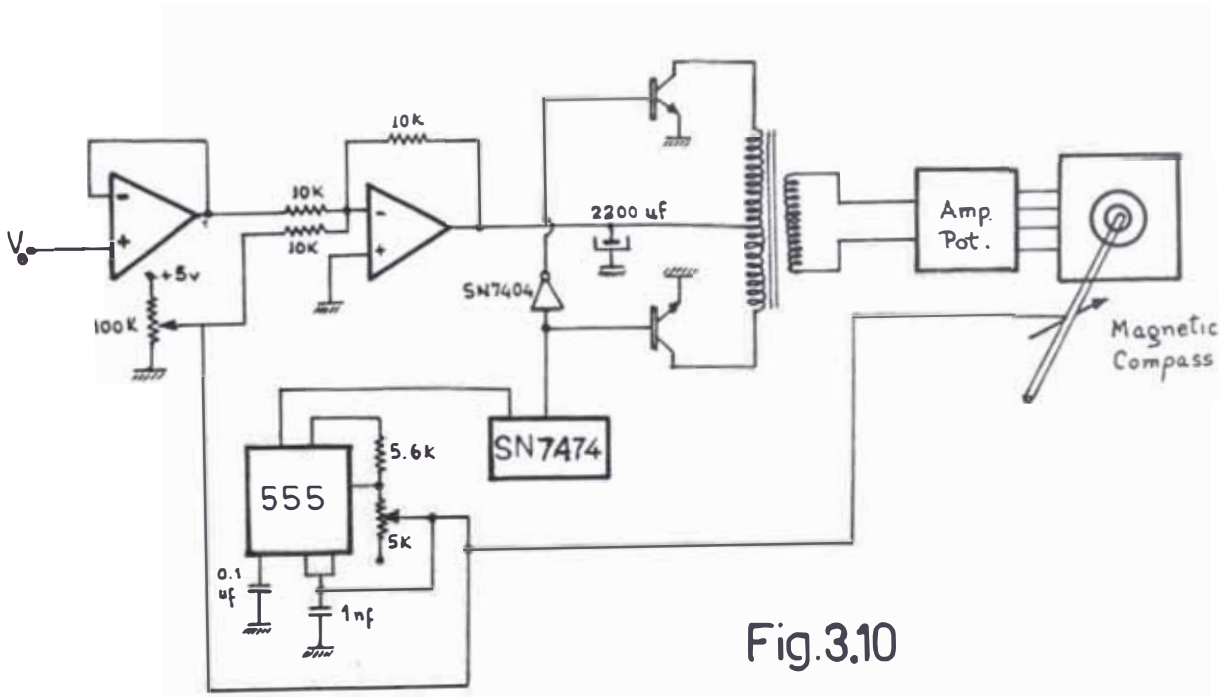


Fig.3.10

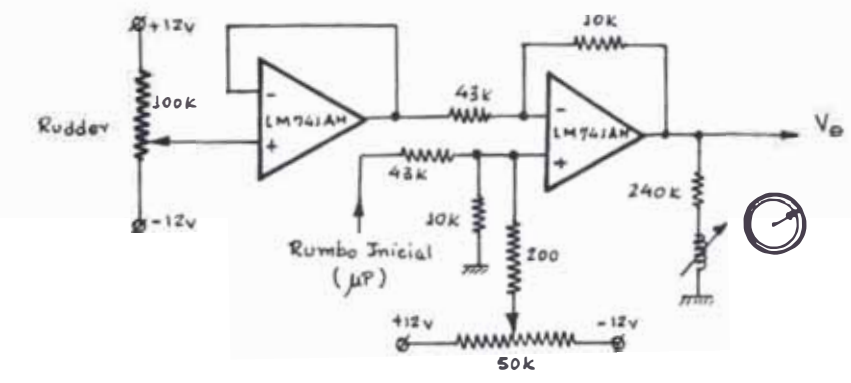


Fig. 3.9

otro está en estado de corte; así pues la corriente circula alternativamente en cada mitad del bobinado primario y en sentidos contrarios. El flujo alterno generado en el núcleo induce una tensión alterna en el secundario del transformador.

El amplificador de potencia es el que proporciona una señal con potencia suficiente para actuar sobre el motor de equilibrio.

El motor de equilibrio, que es un motor de inducción reversible movería un potenciómetro que está conectado al Timer de control y a la vez rotaría hasta dar una indicación de rumbo y actúa mientras que exista una diferencia entre los potenciales dados desde el circuito Yaw y el microprocesador.

Se deja en claro que el circuito de la fig 3.10 no es crítico e indispensable para el simulador ya que se tiene un instrumento que indica el rumbo en que se sigue como es el Giro Direccional (fig. 3.9).

En todo caso para que el Timer trabaje a 120 hertz, considerando un capacitor de 1 nf y $R_a = 5.6 \text{ K}\Omega$, entonces R_B se determina a partir de la ecuación: $T_w = 0.69 (R_a + 2R_B) C = 1/120$

Luego, $R_B = 3.23 \text{ K}\Omega$, luego R_B (potenciómetro de 5 K.)

3. Circuito de Potencia y Velocidad de Vuelo

El circuito de potencia es el que se muestra en la fig. 3.11. Básicamente es el circuito gobernador de combustible (Fuel Management); el piloto tiene la posibilidad de escoger los tanques de combustible que se encuentran en el ala derecha o izquierda por medio de switches.

.Asípués se tiene el Fuel Selector Right/Left que es un switch mecánico que activa uno de los dos tanques, estos son circuitos realizados con opamps en la configuración de convertidor de voltaje a corriente, de forma que se carga linealmente un condensador ya que se comportan como fuentes de corriente.

Como en este caso la carga reactiva es un condensador que está unida a tierra y con las resistencias $R_3/R_2 = R'/R_1$, entonces:

$$I_c = \frac{V_s}{R_2}$$

El valor de la resistencia R_2 es importante ya que junto con el valor de la capacitación generan la constante de tiempo de carga (τ). Este valor debe ser grande puesto que el indicará el tiempo que habrá combustible en el tanque.

Luego, como la carga es lineal también se debe cumplir: $V_c = \frac{I_c t}{C}$ de donde se puede calcular I con las condiciones:

$V_c = + 12v$, $C = 2200 \text{ uF}$ (capacidad grande para producir efecto de carga lenta) y $t = 36,000 \text{ seg.}$ (10 horas de vuelo continuo)

$$\text{Entonces, } I_c = \frac{V_c C}{t} = \frac{(12v.) (2200 \times 10^{-6})}{36,000} = 0.733 \text{ uA.}$$

$$\circ \circ \quad R_2 = \frac{V_s}{I_c} = \frac{12v}{0.733 \times 10^{-6}} = 16.36 \text{ M}\Omega$$

Comercialmente: $R_2 = 16.2 \text{ M}\Omega$

Para cumplir con la condición del convertidor se hacen todas las resistencias iguales, o sea $R_2 = R_1 = R' = R_3$. Así pués su salida aumentará continuamente de valor en forma lineal con el tiempo hasta alcanzar el valor máximo de 12v.

Para efectos de simulación se puede escoger el tiempo que se desea tener combustible, pasado el cual el avión deberá "caer" por falta de este elemento. Esto se logra por medio de un potenciómetro que se conecta al pin no inversor de un comparador. La salida de este comparador normalmente está en el estado lógico "0" y cuando la diferencia de voltajes a su entrada se hace cero pasa al estado "1", con lo cual se indica que se ha "consumido" el combustible y se debe emitir una señal de falla; estos comparadores son realizados también con los opamps LM741AH.

El criterio que se toma en el diseño del resto de esta etapa es igual a la de las etapas anteriores, dando de esta manera uniformidad a la etapa análoga en general.

Se usa un restador entre la señal de salida del convertidor y la de un potenciómetro denominado Fuel Gauge que serviría básicamente para calibración; en este caso la ganancia del calibrador debe ser pequeña por lo que esta entrada está conectada a +5v.

Ya que existen dos tanques, los circuitos conversor, comparador y de calibración son circuitos duales.

Existen dos push boton para descargar los condensadores en el caso de iniciar el tiempo de duración de combustible.

El circuito control de mezcla recibe señales desde el altímetro y control de mezcla que disminuyen según su valor a la entrada de cantidad de combustible; las resistencias son de igual valor para obtener ganancia unitaria.

La salida del control de mezcla se aplica al circuito de aceleración

(throttle), también restador con ganancia unitaria, el cual comanda a los instrumentos: porcentaje de potencia, y a través de un seguidor emisor a un RPM (revoluciones por minuto) y a un indicador de presión (inciso 8.5).

Los controles de falla a través de los circuitos inversores MC 4049B se suman en una puerta lógica NOR para deshabilitar el switch de los instrumentos a comandar.

Finalmente, se tiene como circuito independiente, el de velocidad de vuelo (Airspeed), su entrada debe ser proporcionada desde el circuito de aceleración el que proporciona el alcance recorrido por lo que siguiendo con el principio físico de:

$$a = \frac{dv}{dt} \longrightarrow v = \int a. dt + C_0$$

Luego si se integra la función de aceleración con respecto al tiempo, se obtiene la velocidad de vuelo y teniendo en cuenta el principio electrónico de integración se obtiene:

$$v = v_0 = - \frac{1}{C} \int i. dt = - \frac{1}{R.C} \int V_a. dt + C_0$$

Como se busca que la tensión de salida sea proporcional a la velocidad unitaria, la constante de tiempo debe de ser la unidad de tiempo, o sea un segundo. Luego $RC = 1 \text{ seg}$; con un condensador de 10 se calcula:

$$R = \frac{1 \text{ seg.}}{10 \text{ uf}} = 100 \text{ K}\Omega$$

La constante C_0 resulta de las condiciones iniciales, la cual en este caso se deriva de la velocidad inicial $V_0 = 0$, entonces $C_0 = 0$. El integrador es en sí un circuito que sufre desplazamiento por tensión offset, este es un problema que se debe evitar; una parte de la corriente de entrada cargará al condensador de realimentación, resultando una variación constante de la salida sin aplicar entrada.

La manera de reducir este error es colocando una resistencia grande comparada con la reactancia de C en el margen de frecuencias que se debe integrar. La corriente de offset por esta resistencia se reduce a un valor mínimo ajustando el valor de R , la ganancia en c.c. se limita a $-R_1/R$, evitando que para un desplazamiento eventual se alcance la saturación, lo que ocurriría si no existiese R_1 . También se utiliza un circuito de equilibrio universal de offset a través de un potenciómetro.

La señal de salida del acelerador es bastante lenta, y muchas instantes constantes, por lo que el rango de frecuencia se puede establecer en 100 hertz.

$$\circ \quad X_C = \frac{1}{2\pi f C} = \frac{1}{2(3.14) 100 \times 10^{-6}} = 159.2 \Omega$$

entonces, R_2 puede ser 1 M Ω con lo que se cumple:

$$R_2(1M\Omega) > R(100k\Omega) > X_C(159.2)$$

A la salida del circuito Velocidad de Vuelo se coloca otro comparador con voltaje de referencia $V_{ref} = 0$, el cual indicará con "1" lógico si es que la velocidad es 0 el cual será tomada como señal de

falla, esta señal es sumada con la señal de falla de combustible en una puerta OR MC4045 y es aplicada a los switch que controlan los instrumentos de los circuitos Roll y Pitch.

4. Interconexión de la CPU. Z80A

Las etapas diseñadas anteriormente, están basadas en circuitos analógicos, ya que están comandados desde potenciómetros y que varían sus magnitudes según las maniobras del piloto; estas etapas proporcionan información al microprocesador mediante conversores Análogos-Digitales.

Como se mencionó en el capítulo anterior se hace uso del microprocesador Z80 en su versión A para una frecuencia de trabajo hasta 4 MHz; en el Anexo A se proporciona sus características eléctricas.

El Z80 es uno de los microprocesadores más importantes y usados de entre los correspondientes a la tercera generación. Su nombre deriva de su constructor, Zilog (Z) y seguramente de su descendencia de los microprocesadores de intel 8008 y 8080, del que se considera una versión muy mejorada y en 1981 fue el microprocesador más vendido en el mundo. En la fig. 3.1 se expone la idea general del conexionado de la CPU, existen tres buses principales que dependen de sus pines (fig. 3.12)

- Bus de datos.- DO - D7 , constituido por 8 patillas que se conectan a las 8 líneas bidireccionales que sacan e introducen datos a la CPU respecto a los demás módulos del sistema.
- Bus de Direcciones.- Lo forman 16 líneas unidireccionales, por las

que la CPU transmite la dirección con la que se va a llevar a cabo una operación.

- Bus de Control.- Pines que individualmente o en grupos determinan la operación a seguir con el exterior a la CPU:

- . Señal de lectura (\overline{RD}), cuando está a nivel lógico bajo, indica la realización de un ciclo de lectura de la memoria.
- . Petición de memoria (\overline{MREQ}), pasa a nivel bajo cuando la CPU está realizando un acceso a memoria (lectura o escritura).
- . Señal de escritura (\overline{WR}), se actúa con nivel bajo cuando se efectúa una operación de escritura de memoria.
- . Petición de I/O (\overline{IORQ}), se activa con nivel bajo cuando se realiza una operación de I/O. La lectura y escritura de la memoria y las I/O lleva aparejado el tratamiento de las señales \overline{RD} , \overline{WR} , \overline{MREQ} y \overline{IORQ} , conjuntamente con M1, esta señal se emplea, también, para reconocimiento de interrupciones.
- . Control de DMA (\overline{BUSRQ} , \overline{BUSAK}), estas dos patillas son manipuladas por los elementos encargados de proveer de "Acceso Directo a Memoria" (DMA) al sistema. La DMA consiste en la transferencia directa entre la memoria y los elementos I/O.

 \overline{BUSRQ} es la señal de petición de bus y \overline{BUSAK} indica que la CPU ha recibido la petición de control del sistema de buses.
- . Señal de Refresco de Memoria Dinámicas (\overline{RFSH}), su actuación indica la disponibilidad de la dirección del registro de refresco R, en el bus de direcciones.
- . Señal de paro (\overline{HALT}), su actuación indica que la CPU no ejecuta

ninguna instrucción.

- . Señal de espera ($\overline{\text{WAIT}}$), es una patilla de entrada, cuya actuación detiene al Z80, permitiendo acoplar la velocidad de los elementos de memoria y de I/O más lentos que la CPU.
- . Señal de estado ($\overline{\text{MT}}$), cuando se activa, indica que se está realizando un ciclo de búsqueda de una instrucción.
- . Señal de Reset (RESET), se trata de una señal de entrada que se usa en la conexión de la alimentación o cuando se desea regresar a un estado conocido. La actuación de Reset origina la puesta a cero del PC y la ejecución de instrucciones desde la posición cero de la memoria.
- . Interrupción no mascarable ($\overline{\text{NMI}}$), su actuación provoca la ejecución de una interrupción no enmascarable, es decir, de atención prioritaria y segura. Al producirse una interrupción de este tipo, la CPU se detiene, salvándose el estado del PC (Program Counter) en la memoria controlada por el Stack Pointer y cargándose el PC con una dirección de memoria donde comienza la rutina de atención a dicha interrupción. Al final de la rutina y tras una instrucción RTI (retorno de interrupción), se devuelve desde el stack, el estado inicial del CPU, regresando al programa principal.

Señal de Interrupción ($\overline{\text{INT}}$), es una entrada para producir una interrupción mascarable.

- . Señal de reloj (\emptyset), se trata de una entrada para la señal de reloj que establezca la frecuencia de trabajo de la CPU.

El oscilador que conforma el clock, está basado en un cristal de 1 MHz el cual establece gran estabilidad de frecuencia sobre el

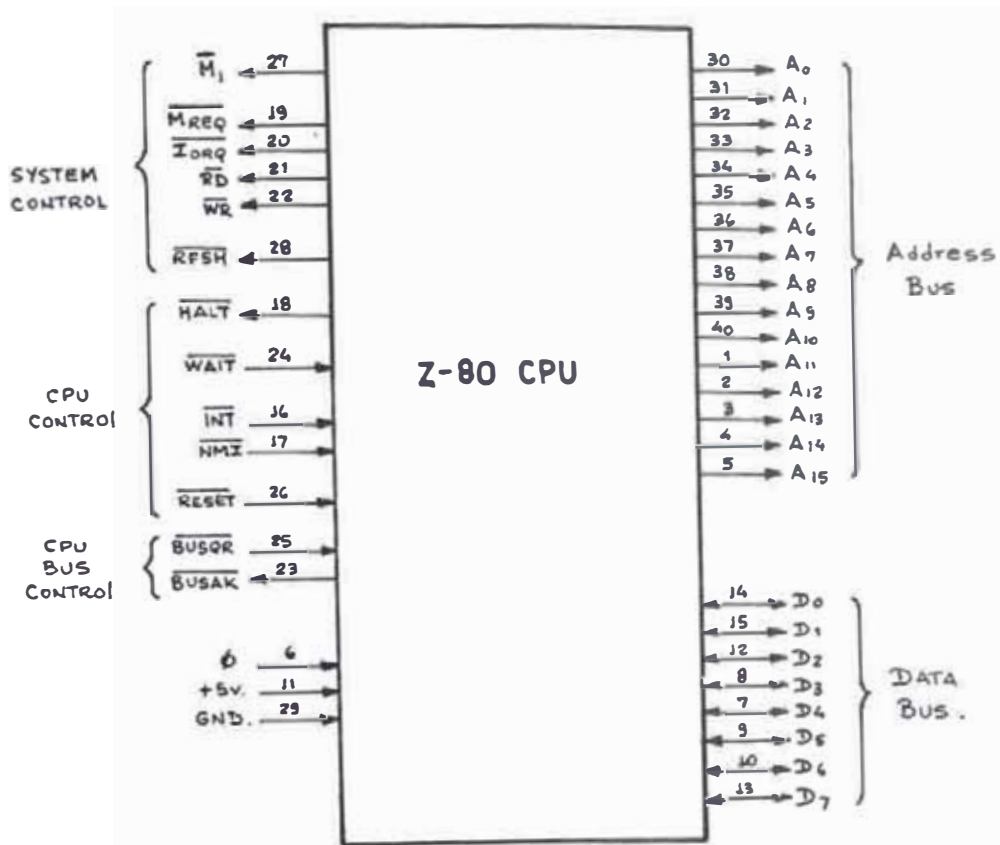


Fig. 3.12

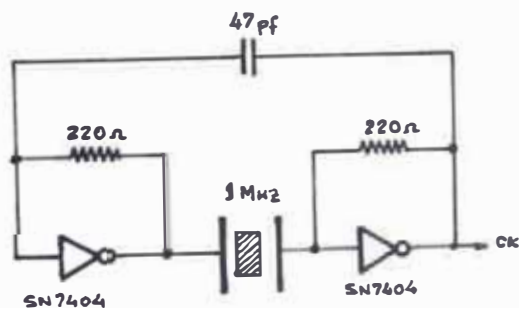


Fig. 3.13

circuito que cambia de estados (SN7404N) por su realimentación dadas por las resistencias de 220 Ω y el condensador de 47 pf. Ver fig. 3.13.

El direccionamiento de las memorias y periféricos con que va a trabajar la CPV las realiza a través de las tres últimas bits del bus de direcciones, es decir, A_{13} - A_{14} y A_{15} . Por lo que sólo queda para realizar la programación 2^{13} combinaciones de direccionamiento, es decir 8192 posiciones de Memoria (8 Kbytes).

El bit A_{15} sirve para direccionar las memorias; como estas tienen que ser actuadas al colocar un "0" en el pin chip select (\overline{CS}) y al tener que habilitar sólo una, se utiliza la siguiente conexión: para la memoria ROM se conecta el A_{15} junto con la señal \overline{MREQ} a través de una puerta lógica OR (SN7432); mientras que para la RAM la misma conexión pero con A_{15} colocada primero sobre un inversor (SN7404).

Para direccionar los PPI se utiliza un decodificador BCD (3 to 8) SN74138 de los cuales se utilizarán 3 líneas para las tres primeras interfaces, estos son: 001 (1), 010 (2), 011 (3) para seleccionar posiciones de memoria tal como se expone en el mapa de memoria. fig.

3.14. El cuarto PPI, que comanda el teclado es direccionado desde una puerta lógica AND de 4 entradas (2 NAND) SN7440, para habilitarlo cuando se trabaja sobre el programa Monitor.

5. Memorias ROM y RAM

Los códigos binarios de las instrucciones que ha de ejecutar la CPV, así como los datos o informaciones digitales a procesar o ya

procesados residen en la memoria en forma adecuada. Dichas memorias se dividen en dos grandes grupos:

RAM: Son memorias de lectura y escritura, tienen carácter volátil y se utilizan normalmente para guardar en forma temporal los datos variables que entran y salen en la ejecución del programa de trabajo.

ROM: Memorias de sólo lectura y de carácter permanente. Son las idóneas para contener el programa fijo de instrucciones para el sistema microprocesador. Existen en las versiones PROM, EPROM y REEPROM.

En las memorias ROM de sólo lectura, en donde se guardan las instrucciones, sólo se podrá trasladar la información fija que contienen sus posiciones hasta el bus de datos; pero en las RAM de lectura y escritura, una vez seleccionada una de sus posiciones, se requiere una señal auxiliar (perteneciente al bus de control) que determina si su contenido sale al bus de datos, o bien la información presente en el bus de datos se graba en la posición especificada. Se trata de la señal de Lectura/Escritura.

La memoria de sólo lectura que se utiliza en este diseño es la TMS 2564 de 8Kbytes x 8 fabricado por la Texas Instruments Inc., en donde se grabará el programa monitor especificado en el siguiente capítulo; y la memoria de acceso aleatorio es la conocida 2114A de 1024 x 4 bit (se utilizan 2 chips) fabricado por Intel, en donde se almacenan los datos a procesar.

Las características eléctricas de estos integrados se especifican

en el anexo B, la conexión de control desde la CPV se aprecia en la fig. 3.15 y el mapa de memoria en la fig. 3.16

6. Diseño de Interfaces

La concepción de las interfaces, es la de adaptar la lógica interna del sistema microprocesador a la lógica de los diferentes periféricos lógicos.

Se hace uso de 4 PPI 8255 (Programmable Peripheral Interface), los cuales como dice su nombre periféricos comandados por programación; en el Anexo B se observa sus características eléctricas, así como la forma de programación. Sus pines se pueden describir: A_0 - A_1 (utilizados para programación), D_0 - D_7 (Bus de datos), $\overline{WR}/\overline{RD}$ (Escritura/Lectura), CS (pin de habilitación) y P_A , P_B , P_C (los ports por donde se realiza la comunicación entrada/salida).

6.1 Interconexión del Primer PPI

La función del primer PPI 8255, es el de comandar básicamente la comunicación entre el microprocesador y memorias EPROM.

La circuitería externa a diseñar es como se muestra en la fig. 3.17; el chip select (\overline{CS}) es habilitado desde el decodificador de direcciones A_{13} y A_{14} (SN74139) del microprocesador.

Cuando el PPI es programado utiliza un decodificador 3 a 8 para habilitar una de las cinco memorias que comanda. El decodificador es el integrado SN74138, el cual es habilitado con la señal \overline{IORQ} y se direcciona a través de las direcciones A_5 - A_7 de micro

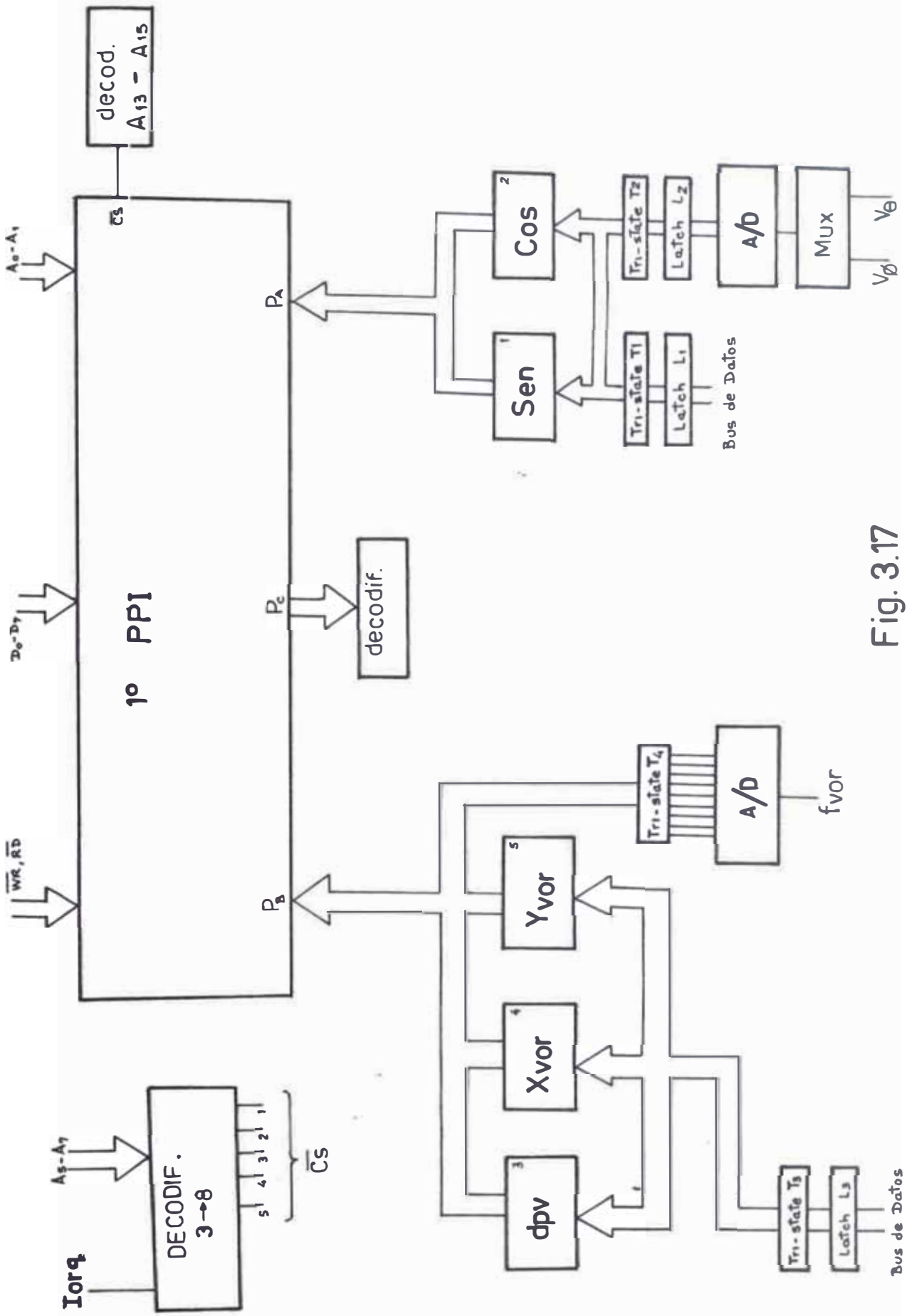


Fig. 3.17

procesador. Este PPI está programado para trabajar con los Ports A y B como entradas y Port C como salida.

Por el Port A ingresa información desde las memorias Epróm 2704 de las funciones trigonométricas sen y cos del ángulo direccional sobre estas memorias.

Por el Port B ingresa información desde un circuito Análogo-Digital a través de compuertas Tri-state (T4) para la frecuencia de la estación VOR escogida y también ingresa información desde las memorias EPROM 1702 A que contienen sus coordenadas de posición X, Y_{VOR} así como la distancia (dpv) con respecto al origen (0.0).

El Port C sirve dividido en dos sectores P_{Ch} (Port C High) y P_{Cl} (Port C low) para decodificar señales de control. Tres líneas P_{C0} a P_{C1} decodifican las señales de control para los latches L1 y L2, la señal de habilitación MUX y los Tri-states T1 y T2 todo esto para el Port A; mientras que se decodifican la habilitación del latch L3, Tri-state T3 y T4, para el Port B.

6.1.1 Entrada al Port A.- El valor de las funciones trigonométricas Seno y Coseno son direccionadas en forma proporcional a las tensiones: V_{θ} (desde el circuito de Giro direccional) para las funciones $\text{Sen}\theta$ y $\text{Cos}\theta$; V_{ϕ} (desde el circuito Pitch) para las funciones $\text{Sen}\phi$ y $\text{Cos}\phi$ y también desde el bus de datos para el ángulo α (dirección del Viento) proporcionada por el instructor y obtener $\text{Sen}\alpha$ y $\text{Cos}\alpha$

Las Tensiones V_{ϕ} y V_{θ} se toman desde los circuitos de salida del Giro Direccional y Pitch y son multiplexados por switch

análogos LF11202 los cuales soportan el rango de variación entre ± 10 voltios, lo cual es suficiente para la variación de las tensiones V_{θ} y V_{ϕ} . El control del proceso de multiplexado es dado desde la señal MUX (5° pin del decodificador del Port PCL); no existe problema con la frecuencia de muestreo porque las tensiones de entrada son lentas y en mucho instantes hasta constante.

La salida del multiplexor es conectada al conversor Análogo-Digital ZN433Jg del fabricante Ferrante Electronics Limited, es un chip de 9 bits de alta velocidad de conversión (1 μ seg) de característica Bipolar (± 10 v) y con códigos de salida en Complemento A2, requisito que se debe cumplir para direccionar las memorias - como se verá a continuación, sus especificaciones eléctricas se pueden apreciar en el Anexo B. En la fig. 3.18, se aprecia su configuración externa a diseñar:

- R_3 , R_4 y R_5 afectan la ganancia y la estabilidad del offset, sus valores por lo tanto deben de ser precisos para una alta eficiencia.
- R_1 y R_2 deben de estar diseñados para permitir que la corriente de bias del amplificador de referencia y comparador operen en un modo de tierra virtual. Así $R_1 = R_3$ y $R_2 =$ combinación paralelo de R_4 , R_5 y R_6 .

I_{REF} es de 1mA y puede variar desde 0.8 mA hasta 1.2 mA. Para el voltaje de entrada máximo de 10v, para este integrado el voltaje de referencia debe de ser 2.5 v (dado por el fabricante). Así pues para un valor típico:

$$R_3 = \frac{V_{ref}}{1.0mA} = \frac{2.5v}{1.0mA} = 2.5 k\Omega$$

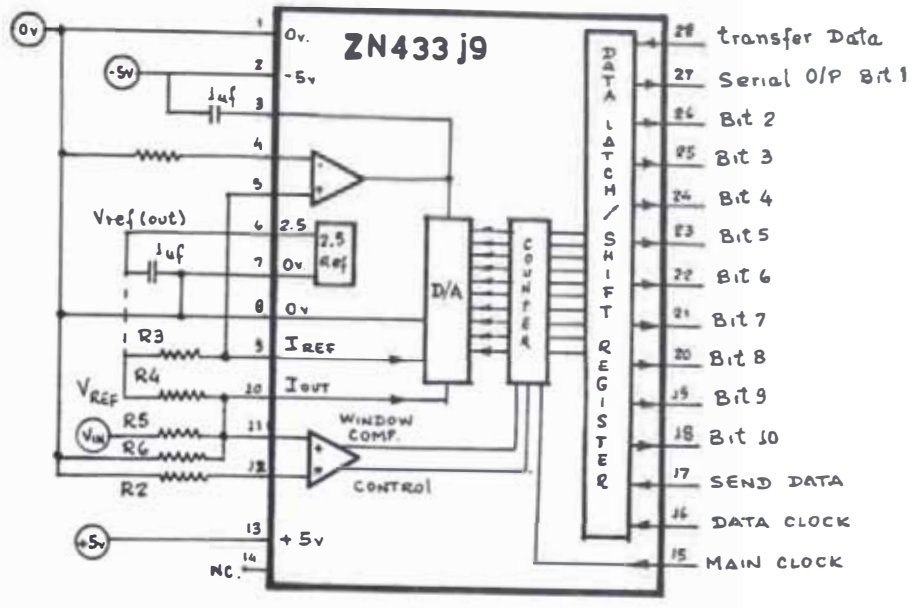


Fig. 3.18a .

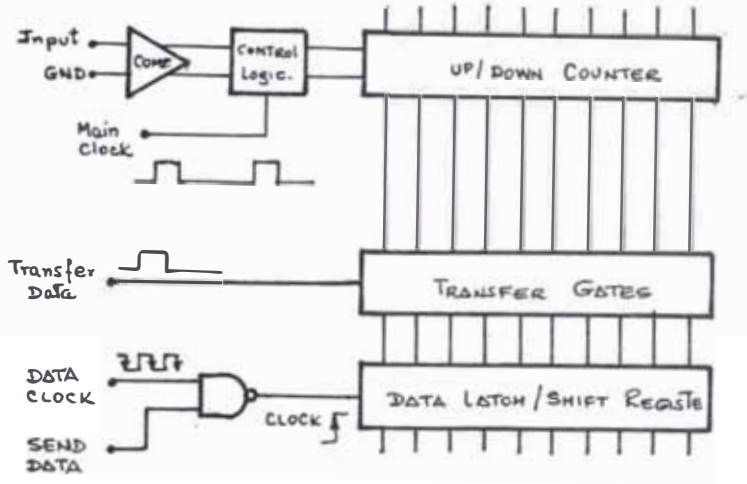


Fig. 3.18 b

- Analizando el circuito se obtiene:

$$R_4 = \frac{+V_{ref} R_5}{V_{in\ min}} \quad R_5 = \frac{V_{in\ max} - V_{in\ min}}{I_{out\ FS}}$$

donde:

$$V_{ref} = + 2.5 \text{ (valor dado por el fabricante para } \pm 10\text{v)}$$

$$I_{out\ FS} = 4 I_{ref} \text{ (dado por el fabricante), } I_{out\ FS} = 4.0 \text{ mA.}$$

$V_{in\ max}$ = voltaje para que todos los bits de salida sean 1. (10 v)

$V_{in\ min}$ = voltaje para que todos los bits de salida sean 0. (-10v)

$$\text{luego: } R_5 = \frac{[10\text{v} - (-10\text{v})]}{4 \times 10^{-3}} = 5\text{k}\Omega \quad ; \quad R_4 = \frac{2.5\text{v} (5\text{k}\Omega)}{10\text{v}} = 1.25\text{k}\Omega$$

- R_6 debe de ser calculado para que la combinación paralela de R_4 , R_5 y R_6 sea de 625Ω y así determinar la constante de tiempo del A/D en el período de conversión. Así pues $R_6 = 1.25\text{K}\Omega$. Luego los valores de las resistencias en forma comercial serán: $R_1 = R_3 = 2.4\text{K}\Omega$; $R_4 = 1.2\text{K}\Omega$; $R_5 = 5.1\text{K}\Omega$ y $R_6 = 1.25\text{K}\Omega$

De las notas del diagrama lógico para el A/D, se observa que el MAIN CLOCK debe tener una frecuencia de 1 MHz, el cual puede ser aprovechado desde el circuito base de tiempos del altímetro, circuito que será diseñado más adelante. El ancho de pulso de habilitación del main clock es de 100 nseg.

El clock habilita un monostable SN74121 con los cambios negativos ($\bar{A}_2 \downarrow$, $\bar{A}_1 = B = H$) para un tiempo $T_w = 100\text{ nseg}$. entonces sus parámetros externos deben cumplir:

$$T_w = 0.7 C_{ext} R_{ext} = 100\text{ nseg.}$$

tomando $C = 10$ pf. se obtiene R_{ext} :

$$R_{ext} = \frac{T_w}{0.7 C_{ext}} = \frac{100 \times 10^{-9}}{0.7 (10 \times 10^{-12})} = 14.2 \text{ k}\Omega$$

comercialmente $R_{ext} = 15 \text{ k}\Omega$

Luego como esta señal se repite cada microssegundo y se debe habilitar el pin TRANSFER DATA cada 150 nseg. después de la caída del clock, se aprovecha del retardo de las puertas lógicas inversoras (25 nseg) para habilitar este Pin. Así pues el monostable es conectado directamente al Main clock y luego de 1 chip SN7404 (6 puertas inversoras) al Transfer Data.

El conversor es conectado a 3 circuitos Latches SN7475, los cuales sirven para almacenar el dato y proporcionarlo cuando este sea requerido. Se utilizan 3 porque son 9 bits, del 3° sólo se utiliza un bit; lo mismo sucede con el otro grupo de latches para el bus de datos, Se utilizan dos grupos de tristate de 2 chips cada uno (SN74365), considerando que el 9° bit del segundo grupo es conectado a "1" lógico ya que los valores dados desde el microprocesador son siempre positivos.

Los chips Latches y Tri-state son habilitados desde las señales proporcionadas por el decodificador del port C PC_1 .

Como se ha mencionado las memorias a utilizar son 2704, en las cuales se pueden grabar datos mediante un quemador Eprom Universal, sus características eléctricas son mostradas en el apéndice B. Estas memorias poseen 9 pines de direccionamiento para direccionar hasta 512 posiciones de memoria.

El valor digital que llega es directamente proporcional al ángulo

direccionado y el 9° bit indicará si es positivo o negativo. Luego al usar conversión bipolar binaria y 8 bits de direccionamiento existirá + 256 valores posibles de las funciones trigonométricas para los 360° posibles, lo cual es satisfecho con sólo tomar + 180°.

A continuación se describe como deben ser "quemadas" estas memorias:

<u>Direcciones</u>	Angulos Positivos	Valor Numérico Seno/Coseno	Valor Digital	
			<u>Seno</u>	<u>Coseno</u>
10000000	0	0.00/1.00	00000000	00000000
10000001	1	0.01/0.99	00000001	10011001
10000010	2	0.03/0.99	00000011	10011001
10000011	3	0.05/0.99	00000101	10011001
10000100	4	0.06/0.99	00000110	10011001
10000101	5	0.08/0.99	00001000	10011001
10000110	6	0.10/0.99	00010000	10011001
10000111	7	0.12/0.99	00010010	10011001
10001000	8	0.13/0.99	00010011	10011001
10001001	9	0.15/0.98	00010101	10011000
10001010	10	0.17/0.98	00010111	10011000
10001011	11	0.19/0.98	00011001	10011000
10001100	12	0.20/0.97	00100000	10010111
10001101	13	0.22/0.97	00100010	10010111
10001110	14	0.24/0.97	00100100	10010111
10001111	15	0.25/0.96	00100101	10010110
100010000	16	0.27/0.96	00100111	10010110
100010001	17	0.29/0.95	00101001	10010101
100010010	18	0.30/0.95	00110000	10010101
100010011	19	0.32/0.94	00110010	10010100
100010100	20	0.34/0.93	00110100	10010011
100010101	21	0.35/0.93	00110101	10010011
100010110	22	0.37/0.92	00110111	10010010
100010111	23	0.39/0.92	00111001	10010010
100011000	24	0.40/0.91	01000000	10010001
100011001	25	0.42/0.90	01000010	10010000
100011010	26	0.43/0.89	01000011	10001001
100011011	27	0.45/0.89	01000101	10001001
100011100	28	0.46/0.88	01000110	10001000
100011101	29	0.48/0.87	01001000	10000111
100011110	30	0.50/0.86	01010000	10000110
100011111	31	0.51/0.85	01010001	10000101
100100000	32	0.52/0.84	01010010	10000100
100100001	33	0.54/0.83	01010100	10000011
100100010	34	0.55/0.82	01010101	10000010
100100011	35	0.57/0.81	01010111	10000001
100100100	36	0.58/0.80	01011000	10000000
100100101	37	0.60/0.79	01100000	01111001
100100110	38	0.61/0.78	01100001	01111000

<u>Direcciones</u>	Angulos Positivos	Valor Numérico Seno/Coseno	Valor Digital	
			<u>Seno</u>	<u>Coseno</u>
100100111	39	0.62/0.77	01100010	01110111
100101000	40	0.64/0.76	01100100	01110110
100101001	41	0.65/0.75	01100101	01110101
100101010	42	0.66/0.74	01100110	01110100
100101011	43	0.68/0.73	01101000	01110011
100101100	44	0.69/0.71	01101001	01110001
100101101	45	0.70/0.70	01110000	01110000
100101110	46	0.71/0.69	01110001	01101001
100101111	47	0.73/0.68	01110011	01101000
100110000	48	0.74/0.66	01110100	01100110
100110001	49	0.75/0.65	01110101	01100101
100110010	50	0.76/0.64	01110110	01100100
100110011	51	0.77/0.62	01110111	01100010
100110100	52	0.78/0.61	01111000	01100001
100110101	53	0.79/0.60	01111001	01100000
100110110	54	0.80/0.58	10000000	01011000
100110111	55	0.81/0.57	10000001	01010111
100111000	56	0.82/0.55	10000010	01010101
100111001	57	0.83/0.54	10000011	01010100
100111010	58	0.84/0.52	10000100	01010010
100111011	59	0.85/0.51	10000101	01010001
100111100	60	0.86/0.50	10000110	01010000
100111101	61	0.87/0.48	10000111	01001001
100111110	62	0.88/0.46	10001000	01000110
100111111	63	0.89/0.45	10001001	01000101
101000000	64	0.89/0.43	10001001	01000011
101000001	65	0.90/0.42	10010000	01000010
101000010	66	0.91/0.40	10010001	01000000
101000011	67	0.92/0.39	10010010	00111001
101000100	68	0.92/0.37	10010010	00110111
101000101	69	0.93/0.35	10010011	00110101
101000110	70	0.93/0.34	10010011	00110100
101000111	71	0.94/0.32	10010100	00110010
101001000	72	0.95/0.30	10010101	00110000
101001001	73	0.95/0.29	10010101	00101001
101001010	74	0.96/0.27	10010110	00100111
101001011	75	0.96/0.25	10010110	00100101
101001100	76	0.97/0.24	10010111	00100100
101001101	77	0.97/0.22	10000111	00100010
101001110	78	0.97/0.20	10000111	00100000
101001111	79	0.98/0.19	10001000	00011010
101010000	80	0.98/0.17	10001000	00010111
101010001	81	0.98/0.15	10001000	00010101
101010010	82	0.99/0.13	10011001	00010011
101010011	83	0.99/0.12	10011001	00010010
101010100	84	0.99/0.10	10011001	00010000
101010101	85	0.99/0.08	10011001	00001000
101010110	86	0.99/0.06	10011001	00000110
101010111	87	0.99/0.05	10011001	00000101
101011000	88	0.99/0.03	10011001	00000011
101011001	89	0.99/0.01	10011001	00000001
101011011	90	1.00/0.00	00000000	00000000

Todas estas combinaciones (desde 0° hasta 90°) se repiten para los demás cuadrantes pero es importante tener en cuenta el signo que lleva para realizar la operación aritmética adecuada. Entre 90 y 180° se repiten estos valores en forma inversa a la mostrada y para los intervalos entre -0° y -180° se escriben de la misma forma pero con el 9° bit de las direcciones puesto a 0.

El signo de las cantidades es reconocida como se ha visto desde los circuitos A/D y Pitch e ingresan por el Port A del 3° PPI.

6.1.2 Entrada al Port B.- Luego que el piloto escoge una frecuencia de estación VOR la dirección de las coordenadas de posición X_{VOR} e Y_{VOR} es ingresada por el Port B, en realidad se direcciona los ocho bits más bajos del byte de 16 bits dados para las coordenadas de las estaciones VOR, asimismo también se direcciona la distancia grabada en la memoria dpv (distancia de la portadora VOR); los bits más altos son direccionados desde el microprocesador.

El piloto escoge la frecuencia VOR desde controles como selectores uno para escoger el rango entre 108.00 y 117.9 Megaciclos (escala gruesa - 10 posiciones) y otra de sintonía fina, para cada décimo de MHz (escala fina - 10 posiciones). Ver fig. 3.19.

La salida de los selectores es sumado en un operacional no inversor y tiene la forma:

$$V_s = \frac{R_1}{R_3} V_{sg} + \frac{R_2}{R_3} V_{sf}$$

dónde: $\frac{R_1}{R_3} V_{sg}$ debe ser como máximo 9v y $\frac{R_2}{R_3} V_{sf}$ igual a 1v

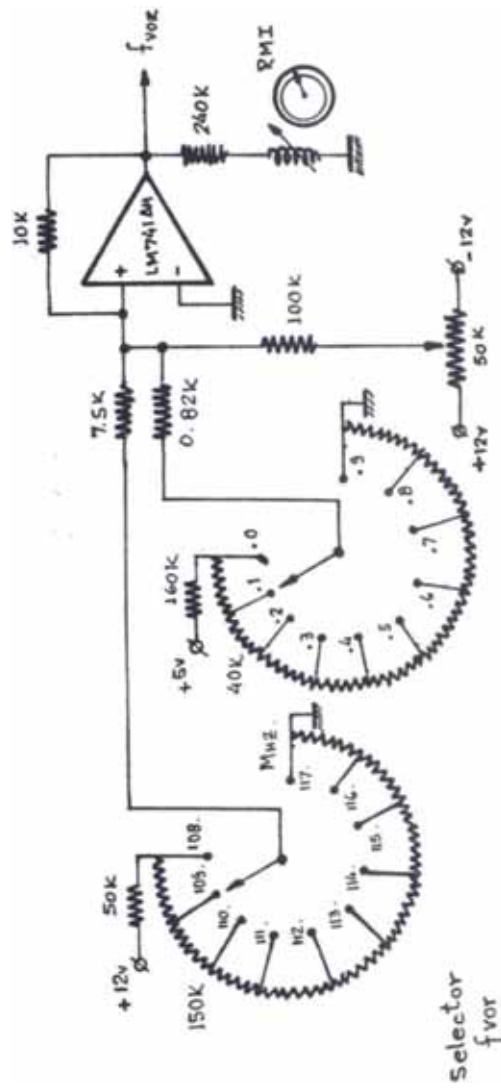


Fig. 3.19

de tal manera que el voltaje total máximo de salida sea +10v.

Luego: $\frac{R_1}{R_3} V_{sg} = 9v$ y $\frac{R_2}{R_3} V_{sf} = 1v.$

considerando un valor típico para $R_3 = 10 \text{ k}\Omega$ y con los valores máximos que pueden tomar $V_{sg} = V_{sf} = 12v.$

$$R_1 = \frac{9v \cdot R_3}{V_{sg}} = \frac{9v \cdot (10 \text{ k}\Omega)}{12v} = 7.5 \text{ k}\Omega$$

$$R_2 = \frac{1v \cdot R_3}{V_{sf}} = \frac{1v \cdot (10 \text{ k}\Omega)}{12v} = 0.83 \text{ k}\Omega$$

comercialmente: $R_1 = 7.5 \text{ k}\Omega$ y $R_2 = 0.82 \text{ k}\Omega$

La salida del sumador es puesto en un conversor A/D;- en este caso se utiliza la misma configuración del circuito A/D diseñado para el Port P_A ; se utiliza el chip ZN433 en la versión J-9 (9 bits) y el diseño de los componentes externos y del circuito de control es el mismo puesto que la señal que ingresa es de igual valor (+ 10v). Hay que tener en cuenta que sólo se tomaran 8 bits (los menos significativos) ya que el 9° indica la polaridad y en este caso sólo nos interesa "barrer" valores de direccionamiento que supere el valor de 200 (255). En el anexo B se aprecia las características para el ZN433J-G. La salida del A/D es conectado a los chips Tri-state (SN74241), los cuales ingresan el dato del conversor hacia el Port P_B cuando son habilitados desde el decodificador del Port PC₁.

Mientras que desde el bus de datos del microprocesador es conectado al par de Latches (L3) SN7475 y este al Tri-state (T3) SN74241 para direccionar las memorias dpv, X_{vor} e Y_{vor} desde programa.

Las memorias a utilizar en este caso son: (1702A). Ya que la posición (X, Y) de la estación VOR y también la distancia hacia el origen dpv son calculados para tener más de 1 hora de simulación en tiempo real, o sea superar las 255 millas náuticas, se necesitan más de los 8 bits del bus de datos, entonces se aprovecha de los registros pares del microprocesador Z80 para obtener hasta 32,768 millas náuticas de vuelo desde el origen hacia cualquier dirección (2^{15} combinaciones); luego al direccionar las memorias dos posiciones consecutivas deberán tener grabadas la información con respecto a las estaciones VOR.

A continuación se describe como deben ser "quemadas" estas memorias:

<u>frecuencia VOR</u> (MHZ)	<u>dirección</u>	<u>XVOR</u> (MN)	<u>YVOR</u> (MN)	<u>dpv</u> (MN)
108.0	00000000	80FO	800F	80FI
	00000001	(240)	(15)	(241)
108.1	00000010	81FO	8010	81F1
	00000011	(496)	(16)	(497)
108.2	00000100	82FO	8020	82FI
	00000101	(752)	(32)	(753)
108.3	00000110	83E1	8030	83E3
	00000111	(993)	(48)	(995)
108.4	00001000	84E1	8141	8509
	00001001	(1249)	(321)	(1289)
108.5	00001010	85E1	8151	8506
	00001011	(1505)	(337)	(1542)
108.6	00001100	86D2	81G1	86F3
	00001101	(1746)	(353)	(1781)
108.7	00001110	87D2	8272	8830
	00001111	(2002)	(626)	(2097)
108.8	00010000	88D2	8282	893B
	00010001	(2258)	(642)	(2347)
108.9	00010010	89D3	8292	8A37
	00010011	(2515)	(658)	(2599)
109.0	00010100	98C4	93A0	9F99
	00010101	(6340)	(5024)	(8089)

<u>Frecuencia VOR</u> (MHz)	dirección	<u>XVOR</u> (°N)	<u>YVOR</u> (°N)	<u>ZVOR</u> (°N)
109.1	00010110	9809	93B0	9EF3
	00010111	(6153)	(4992)	(7923)
109.2	00011000	9804	93B0	9F0D
	00011001	(6148)	(5040)	(7949)
109.3	00011010	9985	94FI	9CB5
	00011011	(5040)	(5361)	(7358)
109.4	00011100	99BS	94FF	A231
	00011101	(6581)	(5375)	(8497)
109.5	00011110	99B5	95FO	AIBE
	00011111	(6581)	(5596)	(8638)
109.6	00100000	9900	95FF	AI3E
	00100001	(6400)	(5611)	(8511)
109.7	00100010	9A0F	96FF	A2E1
	00100011	(6671)	(5887)	(8897)
109.8	00100100	AA00	A7FO	B9F4
	00100101	(10752)	(10224)	(14836)
109.9	00100110	AAFF	AF8F	C01C
	00100111	(11007)	(12175)	(16412)
110.0	00101000	AF07	AFFE	C331
	00101001	(12039)	(12286)	(17201)
110.1	00101010	AFBF	BF00	CFOC
	00101011	(12223)	(16128)	(20236)
110.2	00101100	ABB1	BD00	CB7Q
	00101101	(11185)	(15744)	(19312)
110.3	00101110	80FO	BDFE	BE01
	00101111	(240)	(15871)	(15873)
110.4	00110000	B805	D410	D504
	00110001	(14341)	(21520)	(25860)
110.5	00110010	F90F	811F	F910
	00110011	(30991)	(287)	(30992)
110.6	00110100	00FF	8200	8235
	00110101	(240)	(512)	(565)
110.7	00110110	0145	84AD	84D8
	00110111	(325)	(1197)	(1240)
110.8	00111000	0155	8817	8832
	00111001	(341)	(2071)	(2098)
110.9	00111010	01FO	9166	9181
	00111011	(496)	(4454)	(4481)
111.0	00111100	0495	9B09	9B6B
	00111101	(1173)	(6921)	(7013)
111.1	00111110	04B0	9A1B	9A35
	00111111	(1213)	(6680)	(6789)
111.2	01000000	04F2	A029	A089
	01000001	(1266)	(8233)	(8329)
111.3	01000010	080A	A637	A73A
	01000011	(2266)	(9783)	(10042)
111.4	01000100	1B49	AD46	B4DC
	01000101	(6985)	(11590)	(13532)
111.5	01000110	1C56	B155	B8E4
	01000111	(7254)	(12629)	(14564)

<u>Frecuencia VOR</u> (MHZ)	<u>dirección</u>	<u>XVOR</u> (MN)	<u>YVOR</u> (MN)	<u>dpv</u> (MN)
111.6	01001000	20A1	B764	CO49
	01001001	(8353)	(14189)	(16457)
111.7	01001010	289C	BE73	CA7D
	01001011	(10396)	(15987)	(19069)
111.8	01001100	2CFF	C282	DO4C
	01001101	(11519)	(17026)	(20556)
111.9	01001110	30A5	C891	D75C
	01001111	(12453)	(18577)	(22364)
112.0	01010000	3F4J	CDAO	E421
	01010001	(16192)	(19872)	(25633)
112.1	01010010	3FFF	D3BF	E966
	01010011	(16383)	(21439)	(26982)
112.2	01010100	4OD9	D9CD	EEC4
	01010101	(16601)	(22989)	(28356)
112.3	01010110	4815	DED8	F720
	01010111	(18453)	(24280)	(30496)
112.4	01011000	5137	B4E7	EOEC
	01011001	(20791)	(13543)	(24812)
112.5	01011010	5596	BAF6	E7ED
	01011011	(21910)	(15094)	(26605)
112.6	01011100	OAA1	EA05	EA8D
	01011101	(2721)	(27141)	(27277)
112.7	01011110	0235	F514	F519
	01011111	(565)	(29972)	(29977)
112.8	01100000	6446	8425	E646
	01100001	(25670)	(5157)	(26182)
112.9	01100010	665A	B940	F546
	01100011	(26202)	(14656)	(30022)
113.0	01100100	706B	OOFF	FO6C
	01100101	(28779)	(255)	(28780)
113.1	01100110	7770	0145	F77D
	01100111	(30588)	(325)	(30589)
113.2	01101000	7F8D	0155	FFBE
	01101001	(32653)	(341)	(32654)
113.3	01101010	619E	01FO	E1A2
	01101011	(24990)	(496)	(24994)
113.4	01101100	68AF	0495	E8C8
	01101101	(26799)	(1173)	(26824)
113.5	01101110	6EBE	04BD	EED7
	01101111	(28350)	(1213)	(28375)
113.6	01110000	52CB	04F2	D2FO
	01110001	(21195)	(1266)	(21232)
113.7	01110010	59DC	080A	DA37
	01110011	(23004)	(2058)	(23095)
113.8	01110100	5FED	1B49	E3BB
	01110101	(24557)	(6985)	(25531)
113.9	01110110	43FE	1C56	C9A9
	01110111	(17406)	(7254)	(18857)
114.0	01111000	4AOA	20AI	COE8
	01111001	(18594)	(8353)	(20712)

<u>Frecuencia VOR</u> (MHz)	<u>dirección</u>	<u>XVOR</u> (M)	<u>YVOR</u> (M)	<u>dpv</u> (M)
114.1	01111010	4E19	389C	C806
	01111011	(19993)	(10396)	(22534)
114.2	01111100	3428	2CFF	C4E2
	01111101	(13352)	(11519)	(17634)
114.3	01111110	3B37	30A5	CCA2
	01111111	(15159)	(12453)	(19618)
114.4	10000000	3D46	3F40	D80F
	10000001	(15686)	(16192)	(22543)
* 114.5	10000010	120F	02D3	1247
	10000011	(4623)	(723)	(4679)
114.6	10000100	2555	3FFF	CA16
	10000101	(9557)	(16383)	(18966)
* 114.7	10000110	1222	029E	1252
	10000111	(4642)	(670)	(4690)
114.8	10001000	2C64	40D9	CE95
	10001001	(11364)	(16601)	(20117)
* 114.9	10001010	12A6	0181	12B5
	10001011	(4774)	(385)	(4789)
115.0	10001100	1073	4815	C9EE
	10001101	(4211)	(18453)	(18927)
115.1	10001110	1782	5137	C48C
	10001111	(6018)	(20791)	(21644)
115.2	10010000	1AF5	0145	1AFC
	10010001	(6901)	(325)	(6908)
115.3	10010010	EF80	0155	OF8E
	10010011	(3968)	(341)	(3982)
115.4	10010100	0954	01FO	0986
	10010101	(2388)	(496)	(243B)
115.5	10010110	00FF	0495	04BO
	10010111	(255)	(1173)	(1200)
115.6	10011000	0145	04AD	84DB
	10011001	(325)	(1197)	(1240)
115.7	10011010	0155	0817	8832
	10011011	(341)	(2071)	(2098)
115.8	10011100	01FO	1166	9181
	10011101	(496)	(4454)	(4481)
115.9	10011110	0495	1B09	9B6B
	10011111	(1173)	(6921)	(7019)
116.0	10100000	04BD	1A18	9A85
	10100001	(1213)	(6680)	(6789)
* 116.1	10100010	12FC	0105	1303
	10100011	(4860)	(261)	(4867)
116.2	10100100	080A	2637	A73A
	10100101	(2266)	(9783)	(10042)
* 116.3	10100110	12BB	01E4	12AO
	10100111	(4744)	(484)	(4768)
116.4	10101000	1B49	2D46	B4DC
	10101001	(6985)	(11590)	(13532)
116.5	10101010	1C56	B155	B8E4
	10101011	(7254)	(12629)	(14564)

<u>Frecuencia VOR</u> (MHz)	<u>dirección</u>	<u>XVOR</u> (MHz)	<u>YVOR</u> (MHz)	<u>dpv</u> (MHz)
116.6	10101100	20A1	3764	C049
	10101101	(8353)	(14180)	(15457)
116.7	10101110	289C	3E73	CA7D
	10101111	(10396)	(15987)	(19069)
116.8	10110000	2CFF	4282	D04C
	10110001	(11519)	(17026)	(20556)
116.9	10110010	30A5	4891	D75C
	10110011	(12453)	(18577)	(22364)
117.0	10110100	3F40	4DA0	E421
	10110101	(16192)	(19872)	(25633)
117.1	10110110	3FFF	53BF	E966
	10110111	(16383)	(21439)	(26982)
117.2	10111000	40D9	59CD	EEC4
	10111001	(16601)	(22989)	(28356)
117.3	10111010	4815	5EdB	F720
	10111011	(18453)	(24280)	(30496)
117.4	10111100	5137	34E7	EOEC
	10111101	(20791)	(13543)	(24812)
117.5	10111110	5596	3AF6	E7ED
	10111111	(21910)	(15094)	(26605)
117.6	11000000	0AAI	6A05	EABD
	11000001	(2721)	(27141)	(27277)
117.7	11000010	0235	7514	F519
	11000011	(565)	(29972)	(29977)
117.8	11000100	6446	0425	E646
	11000101	(25670)	(5157)	(26182)
117.9	11000110	665A	0940	F546
	11000111	(26202)	(14656)	(30022)

Hay que tener en cuenta que el último bit (MSB) indica el signo de la coordenada de posición; en X_{vor} e Y_{vor} este bit puede variar de "0" a "1" mientras que en dpv será siempre "1". En las posiciones con el signo "-" se encuentran algunas estaciones VOR del Perú, así pues tenemos: Lima (114.5), Las Salinas (114.7), Chiclayo (114.9), Talara (116.1) y Trujillo (116.3) como ejemplos de aplicación.

6.1.3 Salida del Port C.- De este port se toman los tres bits del Port P_{CL} para decodificar 3 a 8 mediante el integrado SN74138, las cuales proporcionan las ocho señales de control: L_1 , L_2 , T_1 , T_2 y MUX para la circuitería del Port

A y las tres restantes: T_3 , T_4 , y L_3 para la circuitería del Port B.

6.2 Interconexión del Segundo PPI.

La función principal del segundo PPI 8255, es el de habilitar instrumentos cuyos voltajes son analógicos, la circuitería externa a diseñar es como se muestra en la fig. 3.20. El chip select (\overline{CS}) también es habilitado desde el decodificador de direcciones (SB74139) del microprocesador.

6.2.1 Salida del Port A.- Los ocho bits del port A son conectados directamente a un convertidor Digital-Análogo el integrado DAC0800 fabricado por National, es del tipo bipolar, aunque aquí se le utilizará en el rango positivo, es decir desde 0 hasta +12v. de salida. Se le utiliza por su alta velocidad de conversión, 30 nseg. Su configuración circuital aparece en la fig. 3.21, esta es la especificada por su fabricante para el rango de voltaje de trabajo, sus componentes externos son de valores típicos y para obtener una salida eficiente los pines 4 y 2 (I_{out} e $\overline{I_{out}}$) son conectados a un amplificador operacional (LM741A) como aparece en la fig. de tal manera que se obtendrá una señal con error o offset mínimo y de $\pm 1LSB$ como máximo. Ver Anexo B.

La salida del D/A es conectado a switches análogos MC4066 los cuales multiplexan esta señal comandados desde las señales de control del Port C. No existe problemas con la frecuencia pues la respuesta en frecuencia es mucho mayor que el proceso de multiplexaje de voltajes. Los switches son conectados a circuitos Sample & Hold, los cuales mantienen los voltajes en cada una de las salidas para que sean tomadas por los instrumentos para su respectiva medida.

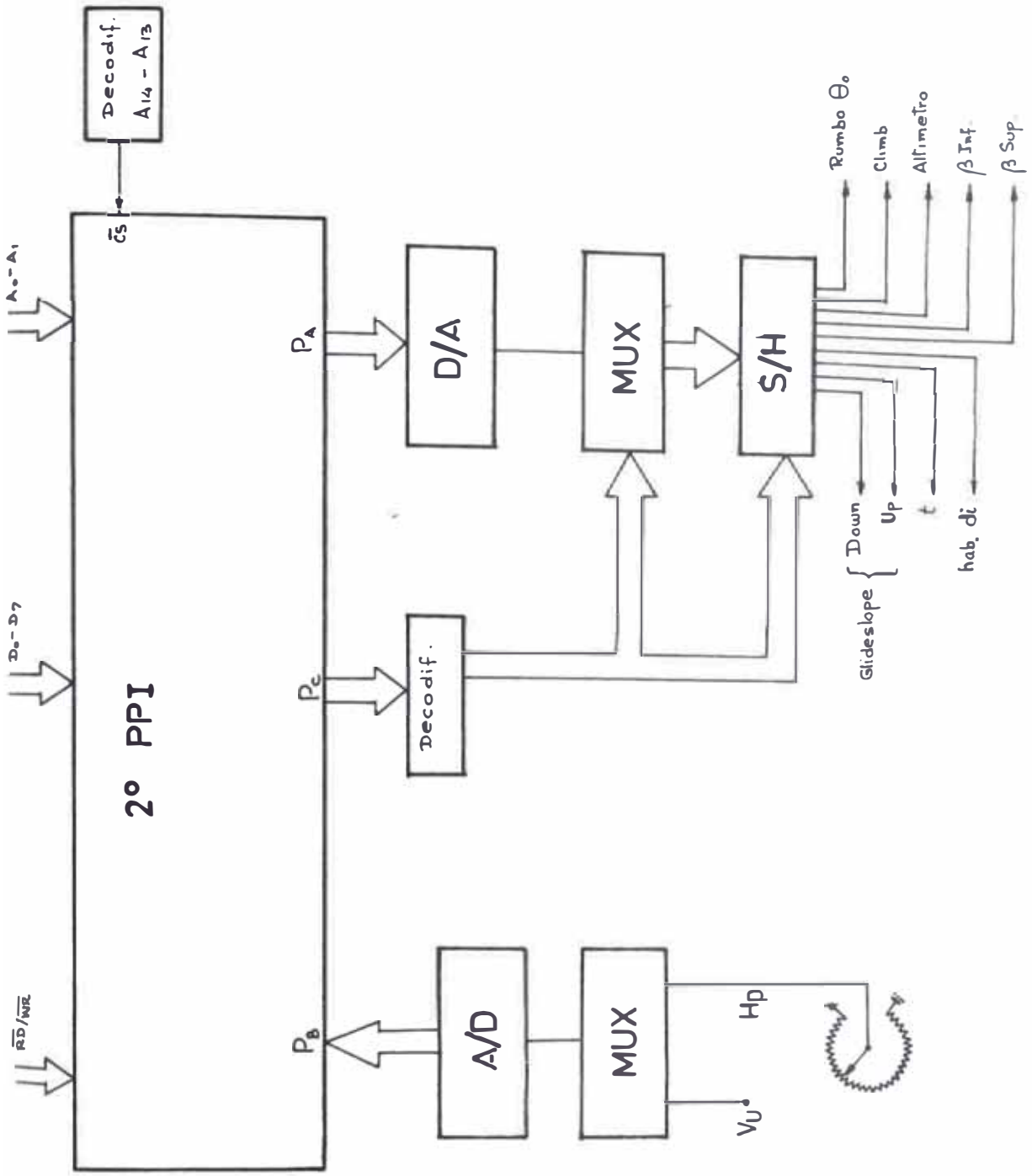


Fig. 3.20

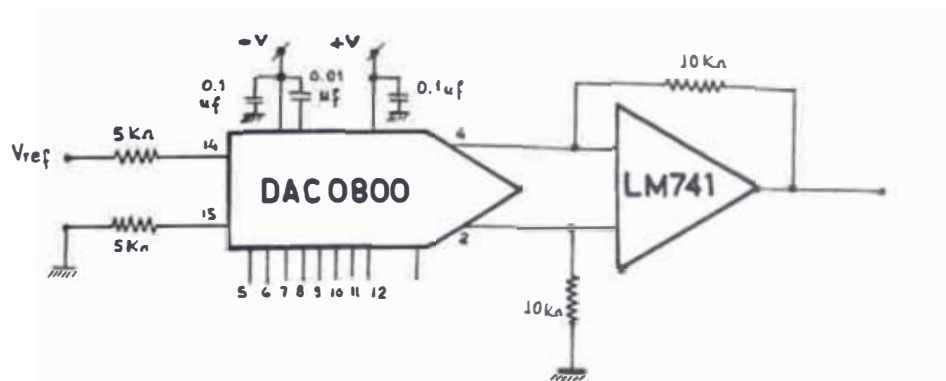


Fig. 3.21

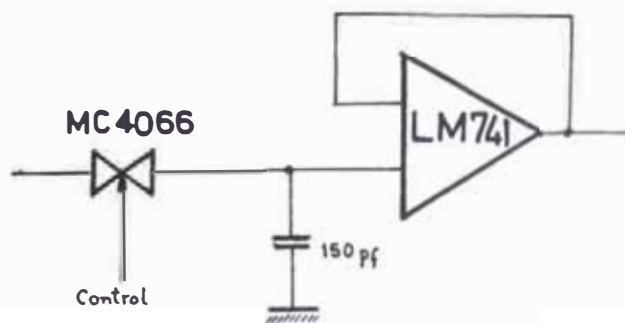


Fig. 3.22

Un circuito simple de retención de información es formado por un simple interruptor análogo en serie con un condensador, en la práctica se agrega un amplificador operacional en la configuración seguidor emisor, para que no "cargue" al instrumento.

El condensador de retención se cargará con una constante de tiempo $R_{on}C$ al valor instantáneo de la tensión de entrada. En estos casos se usa generalmente condensadores de polietileno como dieléctrico. Otros muchos condensadores no retienen la tensión almacenada, debido a los problemas de polarización. Luego, se debe calcular el condensador apropiado en función de la carga y voltaje, entonces:

$$I_c = \frac{V_c C}{t}$$

donde: I_c = máxima corriente de polarización de entrada.

V_c/t = pérdida durante el período de mantenimiento.

C = capacidad a diseñar.

Luego, para el opamp L1741AH, $I_c = 1.5 \text{ nA}$, luego considerando que el voltaje de pérdida debe ser pequeño se obtiene para:

$$V_c/t = 100 \text{ mV/seg} \quad C = \frac{I_c \cdot t}{V_c} = \frac{1.5 \times 10^{-9} \times 1}{100 \times 10^{-3}} = 150 \text{ pf.}$$

comercialmente . 150 pf.

No existe problemas con el tiempo de apertura (100 nseg) puesto que es sumamente pequeño comparado con el proceso de mantenimiento de la señal por efecto del multiplexaje. Ver fig. 3.22.

Luego de muestrear y retener los voltajes análogos, estos son colocados

a los circuitos que se describen a continuación:

- Rumbo Inicial (θ_0).- Este voltaje es aplicado directamente sobre el circuito de giro direccional; el instructor introduce en memoria el rumbo inicial como un ángulo (θ_0), el microprocesador toma esta información de 8 bits y envía a través del port A para convertirlo en un voltaje proporcional a la desviación dada. El instrumento es diseñado en el inciso 8.4.
- Velocidad Vertical - (CLIMB).- Este voltaje es aplicado directamente al instrumento, su valor resulta de calcular la velocidad con que sube o baja el avión por unidad de tiempo (seg.) Ver inciso 8.6.
- Altímetro (ALTIMETER).- El voltaje es aplicado por medio de un seguidor emisor al instrumento (inciso 8.7) en donde la aguja indica directamente la altura. En la práctica el mecanismo es como de un reloj con dos agujas, la mayor indica la altura en cientos y la pequeña en miles de pies, esto se puede lograr mediante la colocación de un servomecanismo; pero para efectos de simulación se coloca el instrumento de indicación directa y también un indicador digital.

En la fig. 3.23 se observa esta configuración; para la medida digital se utiliza un conversor de voltaje a frecuencia (V/F) especificado en este caso por el integrado 9400 de Teledyne Semiconductor. Ver anexo B. La frecuencia de trabajo es de $f_t = 25500 \text{ hz.} = 25.5 \text{ Khz}$, ya que existe una relación directa entre la altura expresada en lógica binaria (8 bits \rightarrow 255 combinaciones) con la que se puede relacionar la altura con la frecuencia, es decir:

($f_{h} \rightarrow 0$ hertz) hasta ($f_{h} \rightarrow 25500$ hertz), de esta manera se puede medir desde 0 pies hasta 25500 pies.

Como la medida se tiene que realizar en 1 seg. se utiliza una base de tiempos para generar ventanas de tiempo precisas formado en este caso con un clock a cristal, que tiene la misma configuración del clock del microprocesador. El cristal es de 1Mhz; la señal es dividida entre 10^6 por medio de divisores de frecuencia de término de los cuales se encuentran las "ventanas" de tiempo que controlan la cuenta.

Este circuito base de tiempos también es utilizado para los circuitos de medida de tiempo y distancia.

Con los criterios de diseño proporcionados desde el anexo B para el convertor de voltaje a frecuencia se obtiene:

$$f_{out} = \frac{V_{in}}{R_{in}} \times \frac{1}{V_{ref} (C_{ref} + 12 \text{ pf})}$$

donde: f_{out} = frecuencia de salida.

R_{in} = Resistencia de entrada al Circuito V/F.

V_{in} = Voltaje máximo de entrada (Full scale).

V_{ref} = Voltaje de referencia.

C_{ref} = Condensador de referencia.

$$\text{luego: } R_{in} = \frac{V_{in \text{ full scale}}}{10 \mu A} = \frac{12 \text{ v}}{10 \mu A} = 1.2 \text{ M}\Omega$$

comercialmente: 1.2 M Ω .

$$\text{entonces: } C_{ref} = \frac{V_{in}}{f_{out} \cdot R_{in} \cdot V_{ref}} - 12 \text{ pf}.$$

$$C_{ref} = \frac{12.0}{(25.5 \times 10^3)(1.2 \times 10^6)(1.0)} - 12 \times 10^{-12} = 3.8 \times 10^{-10} \text{ f.}$$

comercialmente: 390 pf.

Con lo que se puede calcular: C_{int} ya que: $3 C_{ref} \leq C_{int} \leq 10 C_{ref}$

∴ $C_{int} = 4 C_{ref} = 1560 \text{ pf.}$, comercialmente: 1530 pf.

El voltaje de referencia se logra a través de un diodo Zeuer de 1 voltio como referencia (ZPD1), con la corriente máxima de $I_z = 5.0 \text{ mA}$, se calcula la resistencia de este circuito para + 5 voltios.

$$R_z = \frac{V - V_z}{I_z} = \frac{5_v - 1_v}{5.0_{mA}} = 0.8 \text{ K}\Omega$$

La fig. 3.24 muestra la forma como deben de ser colocados estos componentes para la configuración V/F.

La salida del clock se ingresa a seis contadores (SN7490) en cascada para usarlos como divisores de frecuencia (entre 10 por cada uno), por lo que a la salida del sexto se obtiene una señal con período igual a 1 seg., para lograr una ventana de este valor de tiempo se coloca un flip-flop (SN7474) con lo que se obtiene este resultado.

Las salidas desde el V/F y el divisor son conectados a una puerta lógica AND para modular la cuenta, así pues esta es habilitada en cada segundo cuando el flip flop se coloca en "1" lógico.

La cuenta es ejecutada sobre cinco contadores (SN7490) y ha-

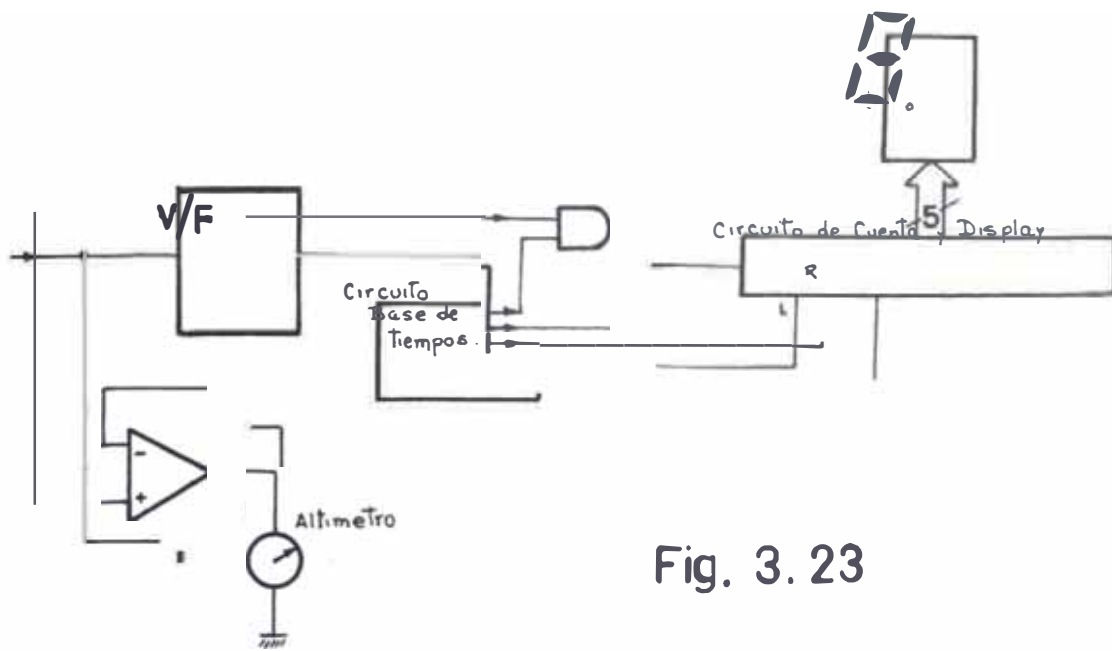


Fig. 3. 23

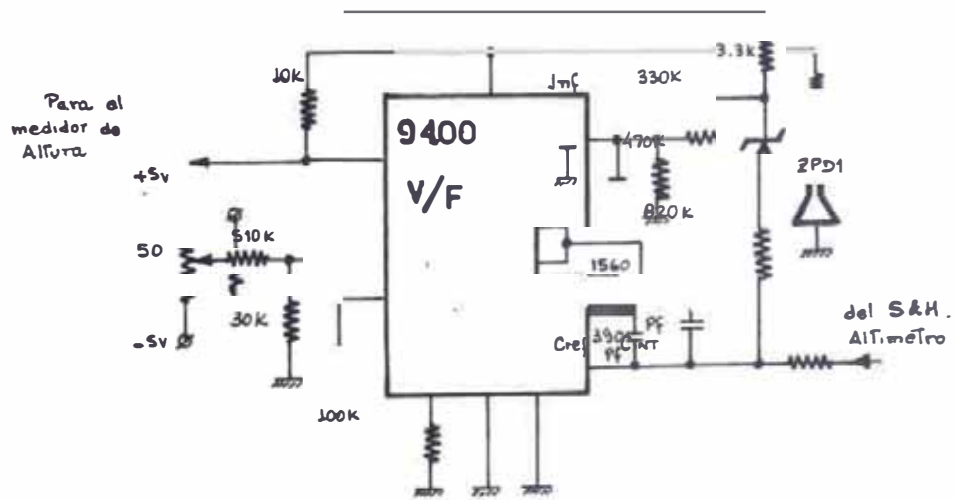


Fig. 3. 24

bilitan de esta manera 5 displays (SN 6610) de ánodo común, así se logrará lecturas de 0 pies hasta el máximo 25,500 pies. Para evitar el flacheo de los displays se utiliza compuertas LATCHES (SN 7475).

Al final de la cuenta se habilitan los latches, los cuales "congelan" la cuenta para poder observarla; esta información es almacenada y colocada sobre los decodificadores de binario a 7 segmentos (SN7447), y luego de esto se resetean los contadores, para que estén listos para otra cuenta. El tiempo de habilitación de Latches y Reset debe de ser muy pequeño, para lo cual se aprovecha un monostable (SN74121) con el cual se obtiene períodos de disparo hasta de 80 nseg. (T_w). Del Anexo B se observa para el SN74121:

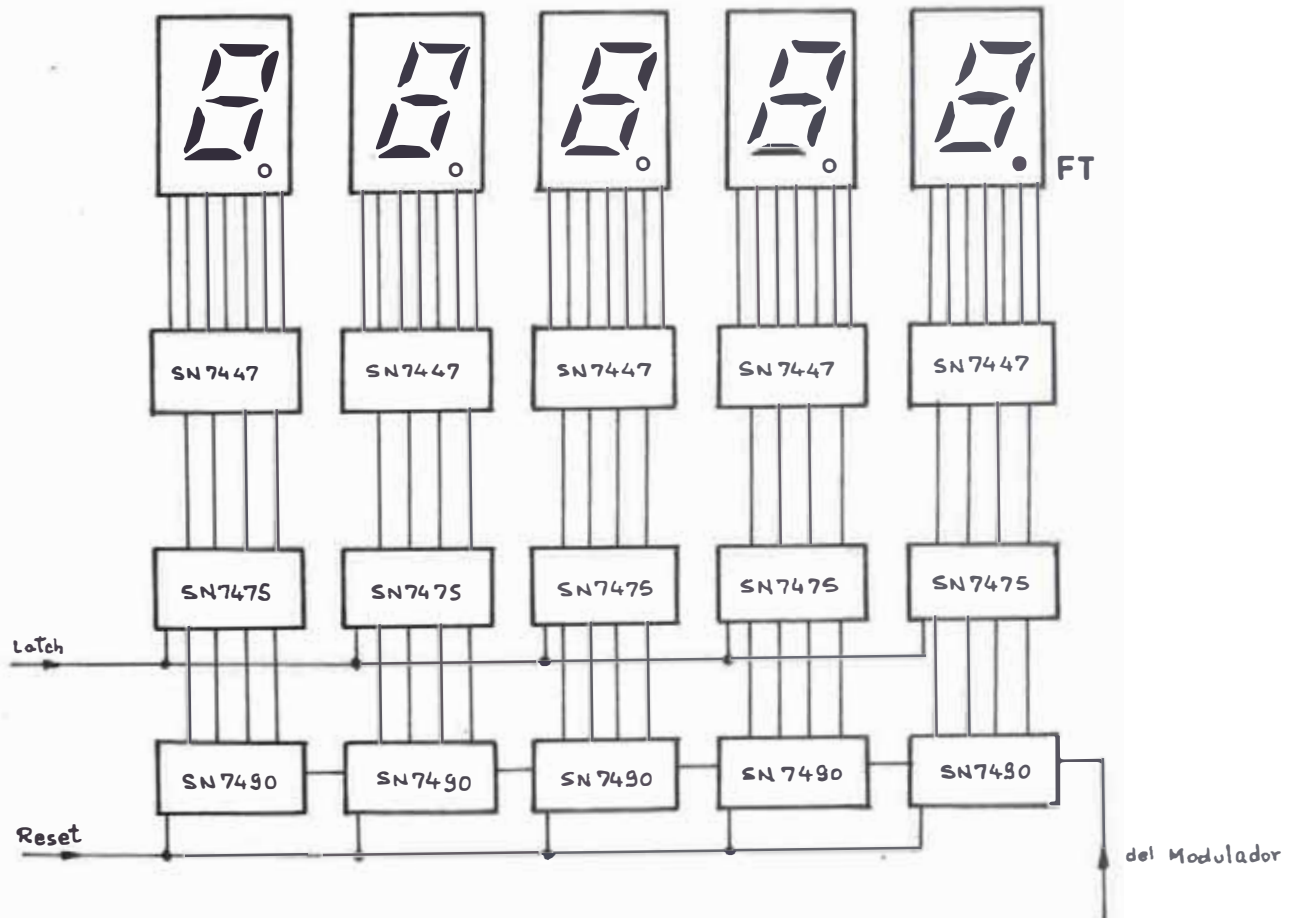
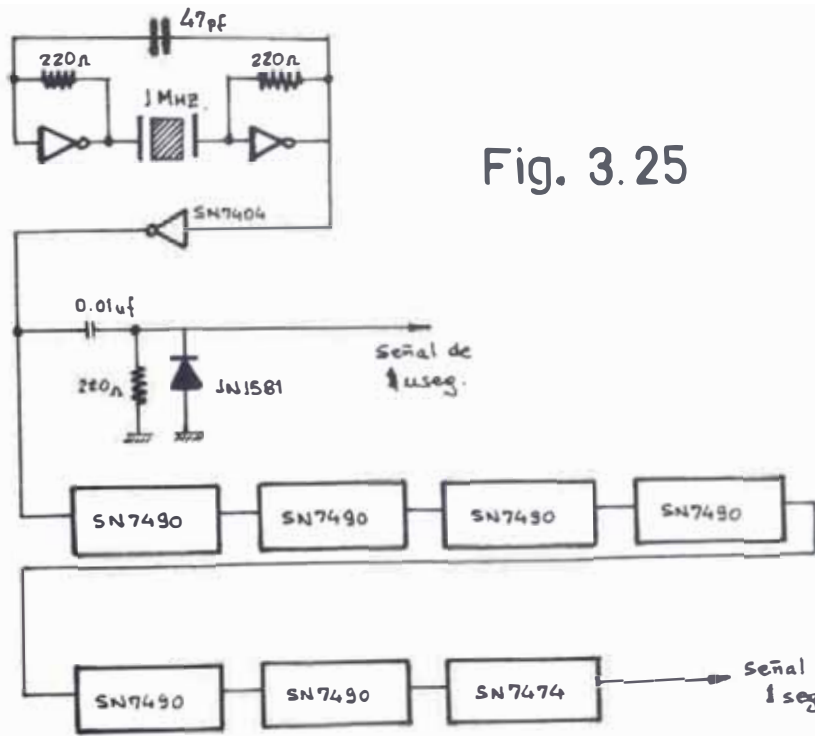
$$T_w = 0.7 C_{ext} \cdot R_{ext}$$

Con un condensador $C_{ext} = 10 \text{ pf}$ se obtiene:

$$R_{ext} = \frac{T_w}{0.7 C_{ext}} = \frac{80 \times 10^{-9}}{0.7 (10 \times 10^{-12})} = 11.4 \text{ k}\Omega$$

comercialmente : $R_{ext} = 12 \text{ k}\Omega$

La salida del flip-flop es conectada directamente al pin 4 (A_2) para que dispare al monostable con el cambio de arriba hacia abajo, mientras que 3 y 5 (\bar{A}_1 y \bar{B}) son conectados a nivel alto. La salida se obtiene por el pin 6. Ya que no debe existir mucha diferencia entre los tiempos de habilitación Latch y Reset, se aprovecha del retardo de 2 puertas lógicas inversoras del SN7404 (80 nseg entre las dos) y se conectan la salida del monostable directamente a los pines Enable de los latches SN7475 (4 y 13) y después de



los inversores a los pines 2 y 3 de los contadores SN7490, así se logra primero el latcheo y luego el reseteo. Ver fig. 3.25.

Una de las características que debe poseer este indicador es la de una lectura de fácil comprensión, por tanto durante el conteo podrían aparecer "ceros" en las posiciones superiores, o en otras palabras ceros a la izquierda de un número significativo, esto se elimina de la siguiente manera: en el decodificador SN7447 más significativo se conecta el Pin Ripple Blanking Input RBI a nivel bajo y produciendo de esta manera en el Ripple Blanking Output RBO un nivel bajo; el pin RBO se conecta con el pin RBI del próximo decodificador y de la misma manera con los otros en configuración cascada, como se aprecia en la fig. 3.26, el último RBO no se conecta.

- Tensiones β_L y β_H Voltajes que van hacia el circuito híbrido ADF como información del ángulo de rumbo (β), Ver fig. 3.27.

Las tensiones desde los circuitos Sample & Hold para β_L y β_H se suman en un sumador con opamps proporcionando el voltaje total que mueve el instrumento P.II (Ver Inciso 8.8).

El indicador ADF mide el ángulo (ψ) relativo entre las direcciones del ángulo β y el ángulo de la estación ADF, en otras palabras la diferencia entre estos ángulos como se ha establecido en el primer capítulo para este instrumento de navegación, (Ver inciso 8.9). Como la cabecera del avión en este caso permanece fija y ya que la aguja puede girar hacia la derecha o izquierda, existen dos posibles modos de medición. En el primer caso se habilita la

diferencia entre estas señales ($V_{ADF} - V_B$) si es que esta cantidad es positiva (estación ADF hacia la derecha) y en el segundo caso se habilita ($V_{ADF} - V_B + V_{FS}$) si es que ($V_{ADF} - V_B$) es negativa (estación ADF hacia la izquierda).

La salida del sumador tendrá la forma:

$$V_S = \frac{R_1}{R_3} V_{\beta L} + \frac{R_2}{R_3} V_{\beta H} = V_{\beta}$$

El valor máximo de $V_{\beta L}$ y $V_{\beta H}$ es 12 voltios y deben ocasionar a la salida valores de décimas de voltios y voltios respectivamente, luego se puede calcular las resistencias R_1 y R_2 de las ecuaciones:

$$\frac{R_1}{R_3} V_{\beta L} = 1v \quad \text{y} \quad \frac{R_2}{R_3} V_{\beta H} = 11v.$$

donde 1 y 11 voltios son los valores máximos que pueden tomar estos términos; luego considerando un valor típico para $R_3 = 10k\Omega$ se obtiene:

$$R_1 = \frac{1v \cdot R_3}{V_{\beta L}} = \frac{1v \cdot (10k\Omega)}{12v} = 0.83k\Omega$$

$$R_2 = \frac{11v \cdot R_3}{V_{\beta H}} = \frac{11v \cdot (10k\Omega)}{12v} = 9.16k\Omega$$

Valores comerciales para: $R_1 = 0.82k\Omega$ y $R_2 = 9.1k\Omega$

Todos los operacionales son opamps LM741AH; la salida del sumador es conectado a un switch análogo MC4066 habilitado desde la salida 6 del decodificador del Port PC_H, ya que la tensión que debe proporcionarse (V_{β}) debe estar estable para una correcta indicación, o sea se habilita después de enviar la señales

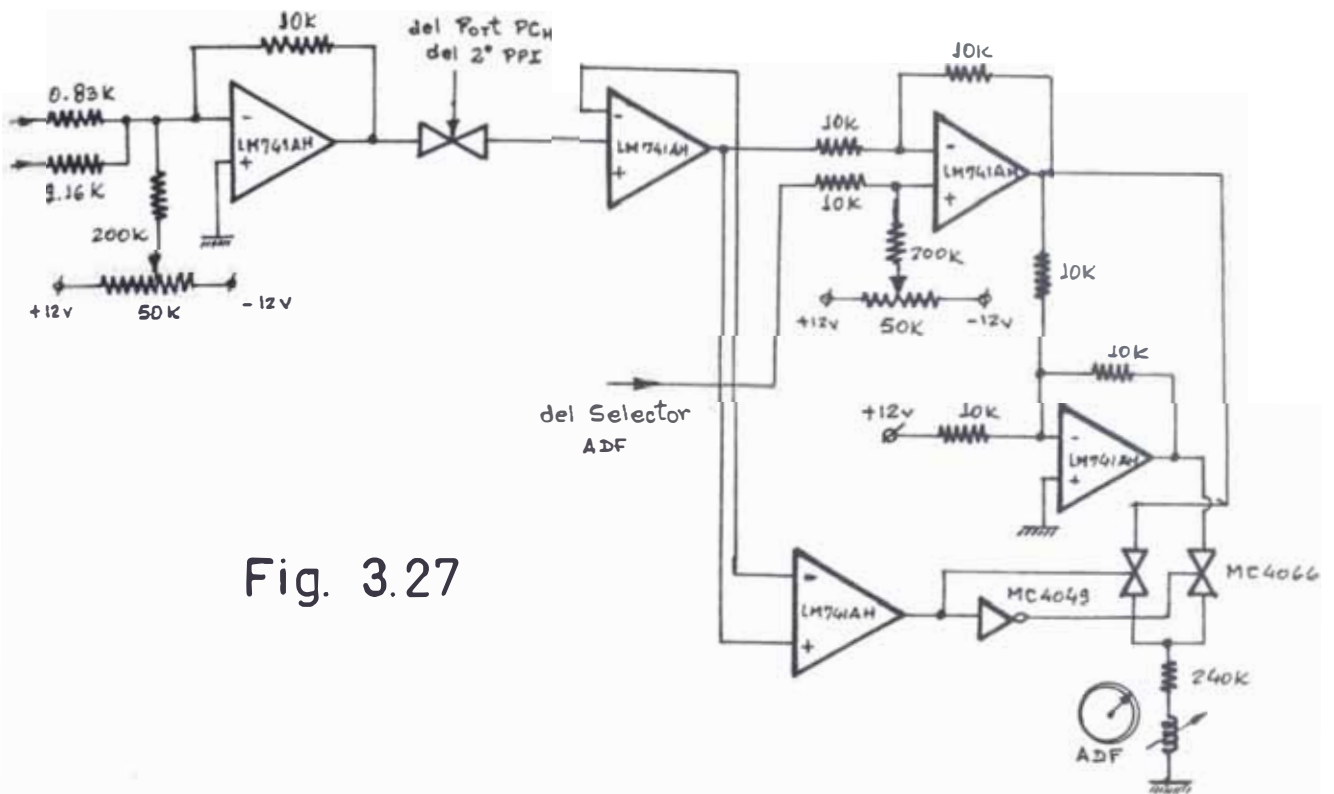


Fig. 3.27

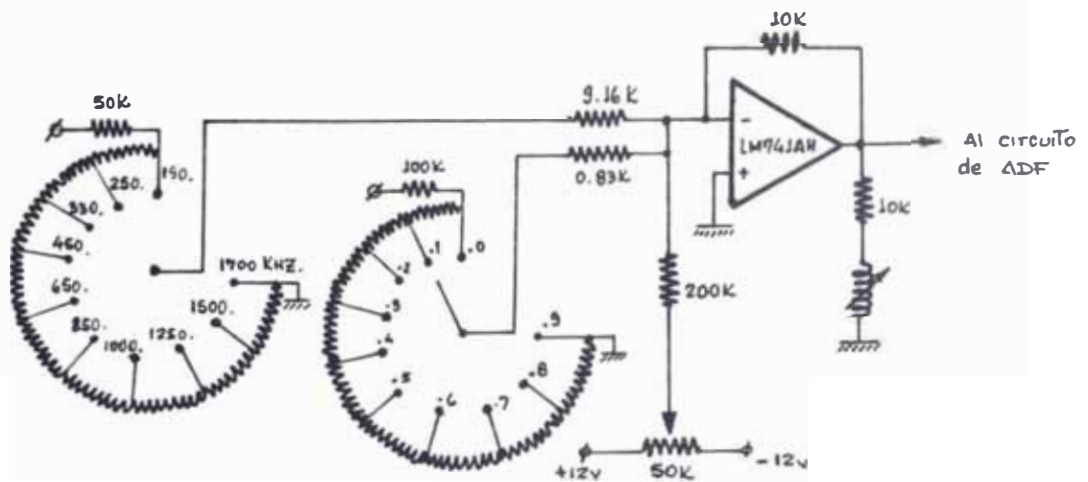


Fig. 3.28

De igual forma para el primer sumador se puede formar otro sumador para determinar el voltaje V_{ADF} ; sus entradas están determinadas desde switches mecánicos que toman valores de voltajes en forma discreta desde un divisor resistivo (fig. 3.28); existe así pues un selector de rango de frecuencia ADF en el rango de 190.0 a 1750.0 Khz y otro de sintonía fina para selección de décimas de Khz. Luego, la salida del sumador se podrá escribir:

$$V_s = \frac{R_1}{R_3} V_{sg} + \frac{R_2}{R_3} V_{sf} = V_{ADF}$$

El valor máximo también que toman los valores de V_{sg} (escala gruesa) y V_{sf} (escala fina) es 12 voltios y deben ocasionar a la salida valores de décimas de voltio y voltios respectivamente; este circuito es idéntico al descrito anteriormente, por tanto los términos parciales del voltaje de salida serán 11v y 1 voltios, con los cuales se pueden calcular las resistencias R_1 y R_2 teniendo $R_3 = 10k\Omega$ (típico); luego entonces:

$$R_1 = \frac{R_3 \cdot (11v)}{V_{sg}} = \frac{10k\Omega (11v)}{12v} = 9.16 k\Omega$$

$$R_2 = \frac{R_3 (1v)}{V_{sf}} = \frac{10k\Omega (1v)}{12v} = 0.83 k\Omega$$

Luego, los valores comerciales serán: $R_1 = 9.1 k\Omega$ y $R_2 = 0.82 k\Omega$

Luego, las tensiones V_β y V_{ADF} son aplicadas a un circuito restador de ganancia unitaria ($R_4 = R_5 = R_6 = 10k\Omega$) la cual proporciona el voltajes : $V_\psi = V_{ADF} - V_\beta$.

Se toman al mismo tiempo estas tensiones y se les compara, si V_{ADF} es mayor que V_β se habilita el SWB, de lo contrario se habilita el

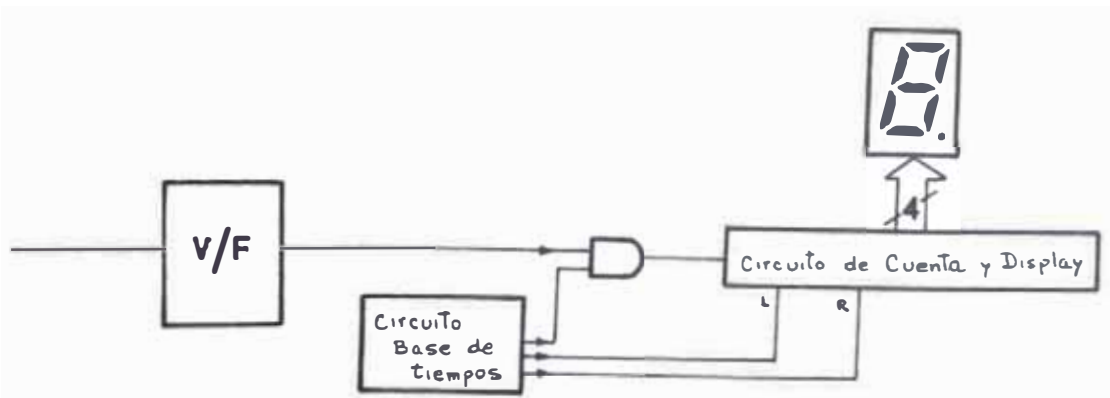


Fig. 3.29

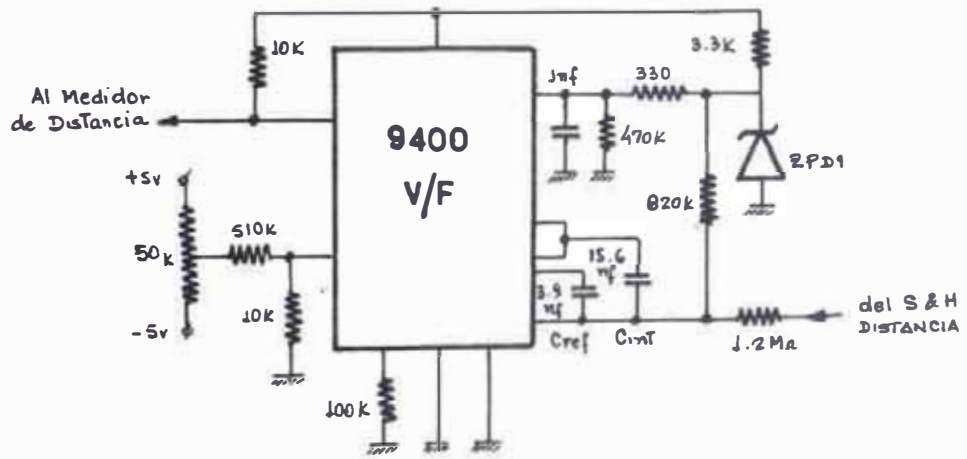


Fig. 3.30

Swg. El circuito restador también es sumado con un voltaje fijo (12v) y esta suma es conectada al SW9. Los switch análogos son conectados a su vez al instrumento ADF.

- Distancia (DISTANCE).- Este voltaje es aplicado a un conversor voltaje a frecuencia para medir de esta manera la distancia. Se hace uso del mismo principio que del Altimetro y se utiliza también la misma base de tiempos. El integrado a utilizar 9400 (V/F) es diseñado para trabajar a 2,550 hertz; como el bus de datos del microprocesador envía 8 bits habrá la posibilidad de 2^8 255 combinaciones, o sea se podrá medir desde 0.0 hasta 255.0 millas náuticas de distancia, haciendo de que cada 10 hertz e quivalga a 1 milla náutica.

Luego, desde el anexo B para el 9400 y observando la fig. 3.20, se obtiene:

$$R_{in} = \frac{V_{in \text{ full scale}}}{10 \mu A} = \frac{12 \text{ v}}{10 \mu A} = 1.2 \text{ M}\Omega$$

comercialmente: 1.2 M Ω

$$C_{ref} = \frac{V_{in}}{f_{out} \cdot R_{in} \cdot V_{ref}} - 12 \text{ pf}$$

entonces:
$$C_{ref} = \frac{12 \text{ v}}{(2550)(1.2 \times 10^6) 1 \text{ v}} - 12 \text{ pf} = 3.9 \times 10^{-9} \text{ f}$$

comercialmente: 3.9 nf

considerando que: $3 C_{ref} \leq C_{int} \leq 10 C_{ref}$

$$C_{int} = 4 C_{ref} = 15.6 \text{ nf}$$

comercialmente: $C_{int} = 15.6 \text{ nf}$

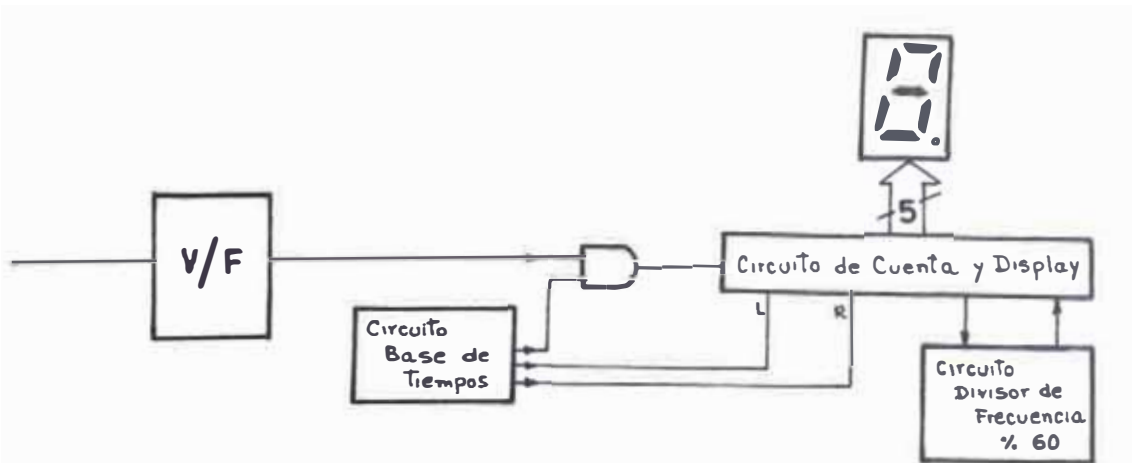


Fig. 3.31

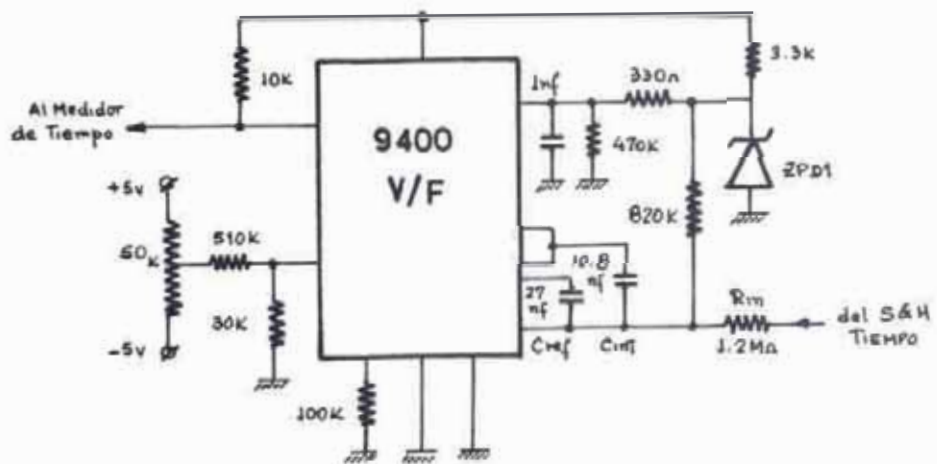


Fig. 3.32

El voltaje de referencia es el mismo que del circuito altímetro, así mismo el circuito de control de cuenta es idéntico sólo que en este caso se utiliza sólo cuatro contadores SN7490. Ver fig. 3.30.

- Tiempo (TIME).- Este voltaje es aplicado también a un conversor de voltaje a frecuencia (9400 V/F). La circuitería es análoga al Altímetro y medidor de Distancia.

De la ecuación física: $t = e/v$, se tiene que el tiempo es directamente proporcional a la división del espacio entre la velocidad. Como el espacio máximo de detección de la estación VOR es de 255 millas y la velocidad máxima de la "aeronave" es de 255 millas/hora se tiene que el tiempo máximo de medida es:

$$t = \frac{e}{v} = \frac{255 \text{ millas}}{255 \text{ millas/hora}} = 1 \text{ hora} = 60 \text{ minutos}$$

Luego, si tenemos un contador de tiempo en minutos (como sucede en la práctica) y segundos; se diseña el conversor V/F a (60 x 60) o sea $f_{out} = 3600$ hertz.

Considerando el anexo B y la fig. 3.31, se especifican los componentes:

$$R_{in} = \frac{V_{in \text{ full scale}}}{I} = \frac{12 \text{ v}}{10 \mu\text{A}} = 1.2 \text{ M}\Omega \text{ comercialmente: } 1.2 \text{ M}\Omega$$

entonces:

$$C_{ref} = \frac{V_{in}}{f_{out} \cdot R_{in} \cdot V_{ref}} = 12 \text{ pf} = 12 \times 10^{-12} \text{ f}$$

$$C_{ref} = \frac{12 \text{ v}}{(3600)(1.2 \times 10^6)} - 12 \text{ pf} = 2.7 \times 10^{-9} \text{ f.}$$

teniendo en cuenta:

$$3 C_{ref} \leq C_{int} \leq 10 C_{ref}$$

$$C_{int} = 4 C_{ref} = 10.8 \text{ nf.}$$

El voltaje de referencia es el mismo que de los circuitos altímetro y Distancia. El circuito de control de cuenta es también parecido, con algunas variantes. Se utiliza la misma base de tiempos de 1 segundo y se conecta junto con la salida del V/F a una puerta AND; existirán 5 Displays: 1 para "horas", 2 para "minutos" y 2 para "segundos", la salida del AND se conecta directamente a los dos primeros contadores SN7490, la salida del segundo pasa a un divisor de frecuencia entre 60 (Divisor entre 10 y entre 6), como se muestra en la fig. 3.32; esto se repite en el cuarto contador hacia el quinto para la cuenta de horas. El control de Latch y Reset, es igual que los circuitos anteriores.

- Tensiones UP/DOWN (GLIDESLOPE).- Son voltajes que se conectan a través de un circuito restador de ganancia unitaria al indicador del sistema ILS. La tensión UP mueve la aguja hacia arriba y DOWN hacia abajo. El instrumento es diseñado en el inciso B.10. Ver fig. 3.33.

6.2.2 Entrada del Port B.- Las tensiones de velocidad de vuelo y altura peligrosa son multiplexadas a través de switch análogos MC4066, los cuales son controlados desde el decodificador del Port C (PCL). El valor de los voltajes oscila entre 0 y 10 voltios; la tensión H_p es proporcionada

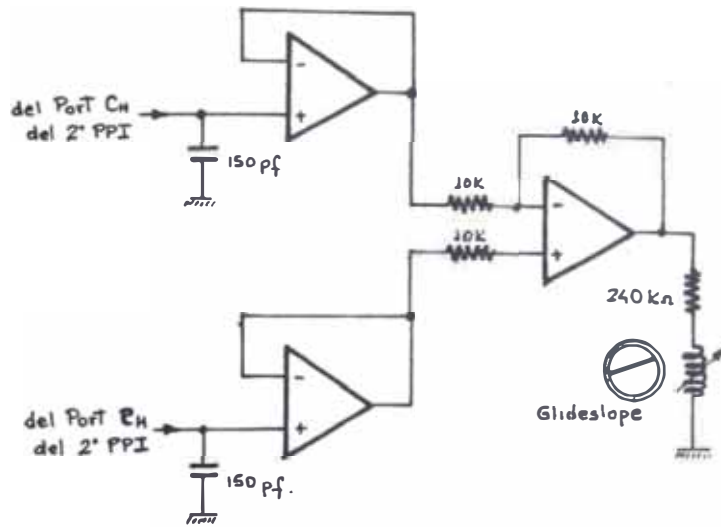


Fig. 3.33

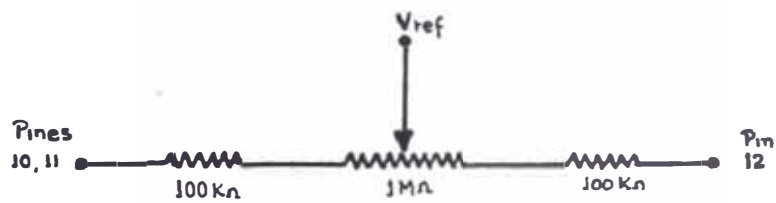


Fig. 3.34

desde un switch mecánico, el cual tiene unida una carátula para indicar la altura escogida (inciso 8.1).

La salida del multiplexor es conectado a un conversor Análogo-Digital (A/D) de las mismas características del Conversor del Port P_B del 1° PPI, es decir un ZN433JG con igual lógica de control. Teniendo en cuenta que para este caso (valores positivos) el voltaje de referencia es tomado desde potenciómetros de alta resistencia (1 M Ω) como se puede apreciar en el Anexo B para este integrado. Ver fig. 3.34.

6.2.3 Salida del Port C.- Este port es dividido en 2 grupos de 4 bits, los 4 bits más significativos son conectados a un decodificador BCD SN74145 (4 a 10) los cuales proporcionan por medio de programación el control de la circuitería del Port A, es decir el control para las señales: Rumbo Inicial (θ_0), Climb, Altimetro, Tensiones β_L y β_H , distancia (di), Tiempo (t), tensiones de Glideslope (UP-DOWN).

Los bits menos significativos son conectados a un decodificador 2 a 4 para el control de las señales: del multiplexor y del conversor A/D a través de una puerta AND para el pin TRANSFER DATA; aquí se usa pues el integrado: SN74139.

6.3 Interconexión del Tercer PPI

Esta interface también es habilitada desde el decodificador con el cual se habilitan los otros PPI; su función principal es la de reconocer los signos de las funciones Seno y Coseno a través del Port P_A para realizar las operaciones lógicas en la programación.

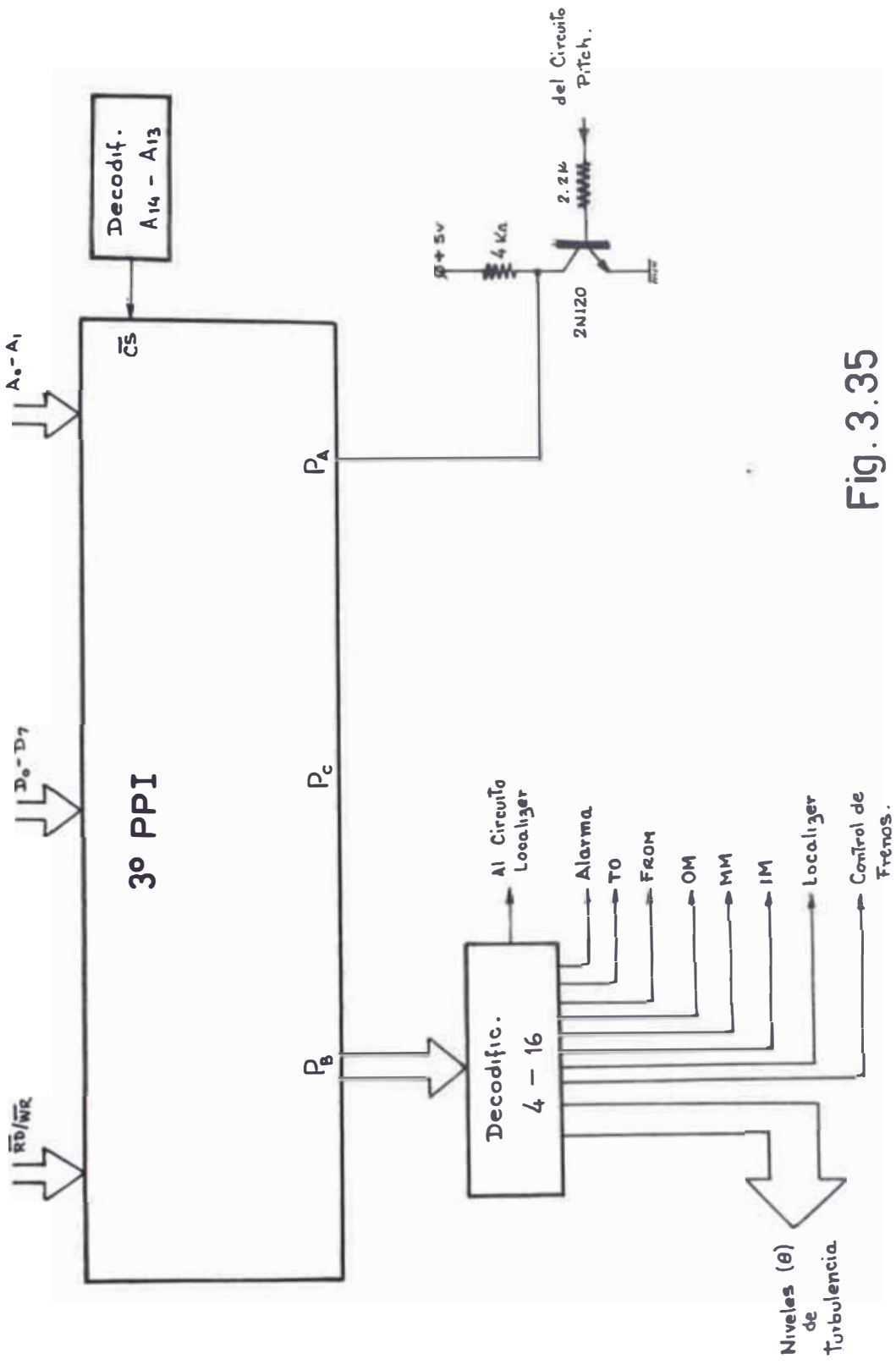


Fig. 3.35

Observar la fig. 3.35.

Así pues se conecta en el primer bit de este port, la señal dada desde el 9° bit del A/D del port A del 2° PPI.

Mientras que del Port B se utilizan los 4 bits de menor peso para conectarlos a un decodificador (SN74154) de 4 a 16, los cuales servirán para el control de indicadores y el nivel de turbulencia. Los indicadores son representados en este caso por diodos LED en su configuración típica.

Los ocho primeros se conectan según un orden establecido:

- 1° Alarma, señal que activa un excitador con parlante, tal como se verá en el diseño del cuarto PPI (Extremo derecho fig. 3 37).
- 2° TO, señal de indicación de que el avión va hacia la estación VOR
- 3° FROM, señal de indicación de que el avión ha pasado la estación VOR.
- 4° OM, señal que se activa cuando se sobrevuela el Outer Marker.
- 5° MM, señal que se activa cuando se sobrevuela el Middle Marker.
- 6° IM, señal que se activa cuando se sobrevuela el Inner Marker.
- 7° LOCALIZER, señal de habilitación del circuito localizador.
- 8° NC, (No conectar)

Los ocho pines restantes (9° - 16°) se conectan a los switches análogos del circuito generador de turbulencia Pitch y Roll descrito anteriormente para indicar el grado de turbulencia programado.

La señal localizer activa al switch análogo SW10, con el cual se puede comandar un circuito restador de ganancia unitaria (fig.3.36)

y en donde la entrada inversora es conectada desde el circuito \bar{y}_A .
Ver inciso 8.12

6.4 Interconexión del Cuarto PPI

Esta interface es la que controla el Keyboard del instructor, y por donde ingresan los datos para el proceso de simulación. Se ha tomado como referencia para esta parte al diseño del teclado tal como se puede encontrar en el "Micro-professor MPF-I User's and Experiment Manual", pequeño micro-ordenador que se puede apreciar en el Laboratorio de Microprocesadores de la Universidad Nacional de Ingeniería.

Así pues como se aprecia en la fig. 3.37, los bits 0, 1, 2, 3, 4 y 5 del Port A habilitan las filas de la Matriz del teclado; los bits 0, 1, 2, 3 y 4, 5, 6, 7 del Port B son conectados a 2 chips 75491 los cuales habilitan los segmentos de los displays; los bits 0, 1, 2, 3, 4 y 5 del Port C son conectados hacia el integrado 75492 para habilitar a 1 de los 6 displays en un instante siguiendo el método de Multiplexado; así mismo son conectados hacia las columnas de la matriz del teclado; el Pin 7 del Port C sirve para habilitar la alarma. está conformada por el transistor de conmutación 2N9015. Cuando PC y es "0" el transistor se satura y las resistencias de 330Ω y 68Ω se colocan en tierra virtual con lo que se enciende el Led y se activa el bobinado del parlante de 4Ω ; cuando PC₇ es "1" el transistor se abre y la alarma está desactivada.

La matriz está compuesta de 36 teclas de las cuales se utilizan algunas, ya que el programa monitor es modificado para nuestro

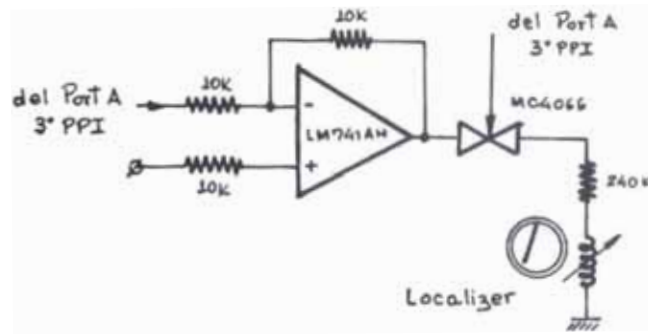


Fig. 3.36

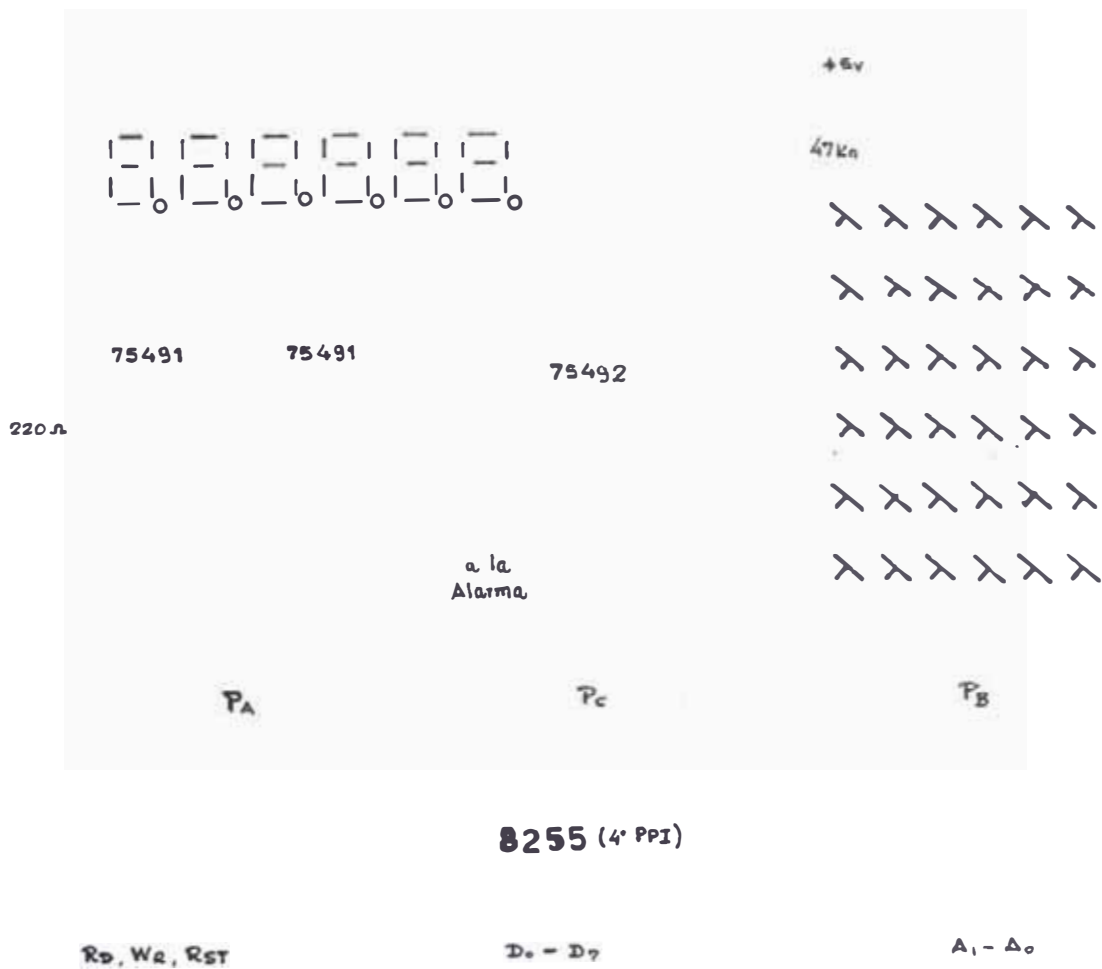


Fig.3.37

caso, como se verá en el capítulo siguiente. Entre las teclas que se encuentran a disposición se menciona:

RS	:	Reseteo del sistema
ADDR	:	Direccionamiento de memoria
REG	:	Nombre del juego de registros
DATA	:	Ingreso de Datos a memoria o registros
PC	:	Para llamar al Program Counter
+	:	Chequear la siguiente posición de memoria o registro
-	:	Chequear la anterior posición de memoria o registro
STEP	:	Ejecutar el programa paso a paso
SBR	:	Juego de interrupciones del programa
CBR	:	Eliminar los puntos de interrupción del programa
MONI	:	Saltar inmediatamente al programa interno
GO	:	Ejecutar el programa del usuario o ejecutar el programa monitor
INS	:	Insertar 1 byte dentro de la memoria
DEL	:	Retirar 1 byte de memoria
MOVE	:	Mover bloques de datos hacia otra área de memoria
RELA	:	Cálculos de saltos relativos
TAPEWR	:	Almacenar datos en memoria desde una grabadora
TAPE RD	:	Retirar datos hacia una grabadora
INT	:	Interrupción mascarable conectando la CPV al pin INT
USER KEY	:	Usado para definir el teclado.

7. Circuitos Adicionales

En esta etapa se acondicionan circuitos que aunque no se relacionan directamente con los demás circuitos del simulador, deben

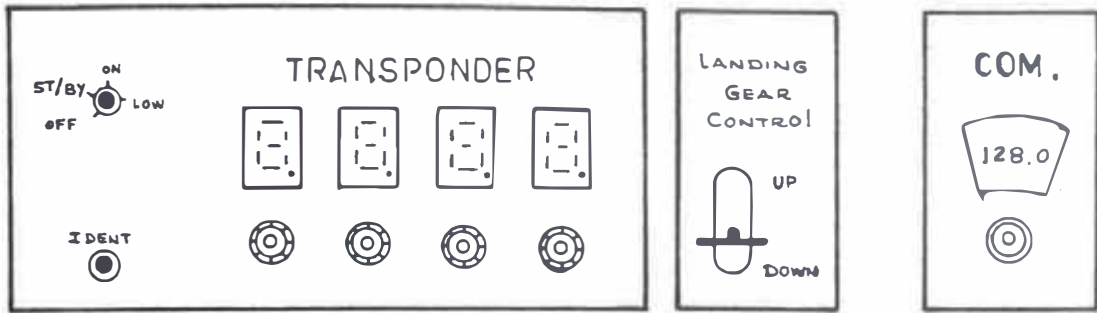


Fig. 3.38

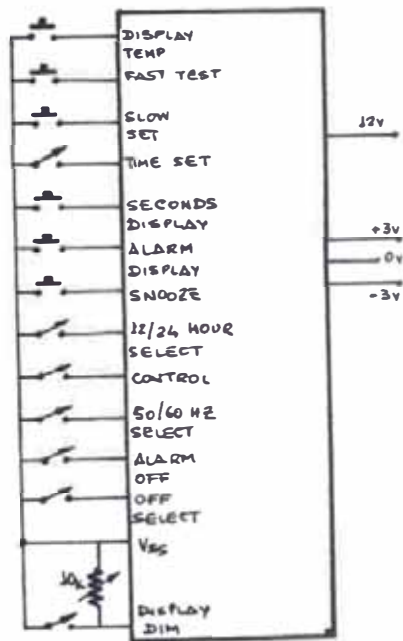


Fig. 3.39

aparecer para completar el simulador. Así tenemos: el TRANSPORTER, consistente en switches mecánicos rotativos para escoger las frecuencias con las que se opera el push boton IDENT, la cual sirve para tráfico aéreo. Ver fig. 3.38. Se tiene indicadores led para reconocer la posición del tren de aterrizaje: Verde (Normal), Rojo (Defectuoso).

Se utiliza el módulo MA1026 (277-1006), ver fig. 3.39, como clock principal para medida del tiempo de simulación, este módulo consta de display para segundos, horas; selector de frecuencia 60/50 hertz, posee alarma y usa de fuentes de +10v, +5v, +3v, 0v y -3v.

Para simulación de comunicaciones se puede utilizar un micrófono y audífonos que se utilizan en cualquier avión o si se quiere algo sofisticado se puede utilizar.

Si se desea se pueden agregar circuitos consistentes en Displays los cuales indicarían las frecuencias de NAV (Navegación), COM (Comunicaciones) y ADF las cuales son escogidas desde sus circuitos correspondientes pero esto no es imprescindible.

8. Diseño de Instrumentos

Como se ha descrito al principio de este capítulo, para efectos de simulación se utilizará el principio de los voltímetros analógicos para la medida de los parámetros aerodinámicos.

El instrumento eléctrico de mayor aplicación en mediciones, probablemente es el de bobina móvil e imán permanente, llamado también de D'Arsonval. Su funcionamiento está basado en la acción mutua de

una corriente eléctrica y un campo magnético; ver fig. 3.40, cuando circula corriente eléctrica I de un sólo sentido en dirección perpendicular al campo H , se produce sobre los electrones que constituyen la corriente, una fuerza F perpendicular al plano que contiene a h y a I . Resulta que F es perpendicular a I . Resulta que F es perpendicular a I . El conductor que conduce la corriente queda sometido a la fuerza F y tiende a desplazarse en el sentido indicado en la figura.

Es un instrumento de corriente continua, el conductor contiene muchas vueltas o espiras, y adopta la forma de una bobina circular o rectangular, montada de manera que le permite girar sobre un eje. Sobre el lado d la espira dibujada, actúa la fuerza F , y sobre el lado f en el cual la corriente es de sentido opuesto al de d (en relación con el sentido del campo) la fuerza ejercida es F_2 y por la acción de dichas fuerzas la bobina trata de girar en el sentido del reloj.

En la parte inferior de la fig. 3.40 se muestra la disposición constructiva de la bobina móvil con sus ejes (\overline{FN}). Constructivamente cada uno de ellos suele estar unido con una pequeña lámina metálica l , y ésta se encuentra cementada sobre el devanado de la bobina, está soldado a una lámina l y queda así conectado al respectivo eje, que es metálico. Los extremos de los ejes de un reloj pequeño, a fin de permitir el montaje sobre pivotes de toda la bobina, que queda así suspendida en forma extremadamente ágil y ligera. Los pivotes son de material duro y aislante y generalmente se encuentran enchufados a presión que se instalan en la estructura del instrumento.

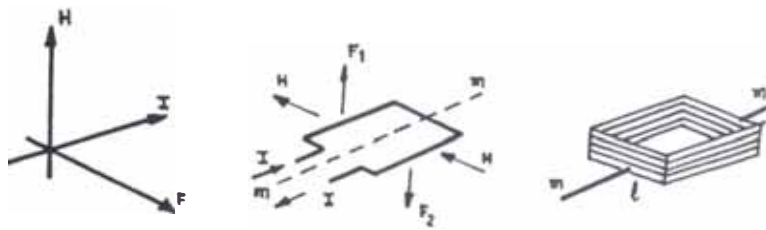


Fig. 3.40

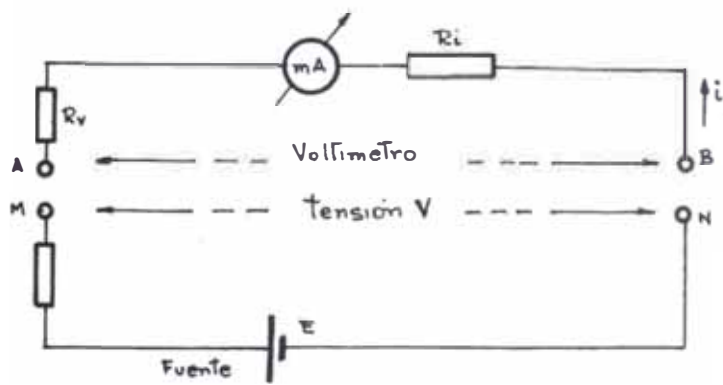
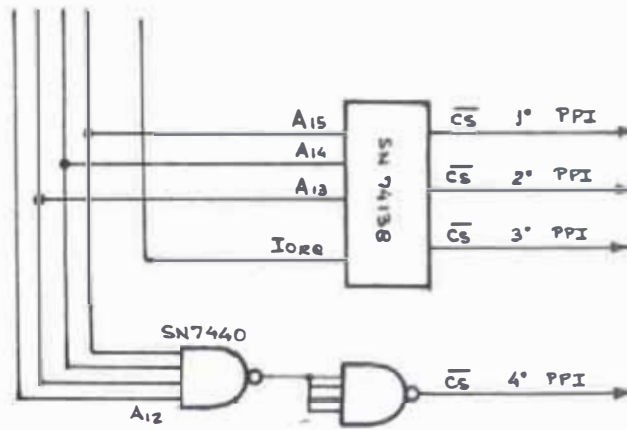


Fig. 3.41

Fig 3.14



CPU

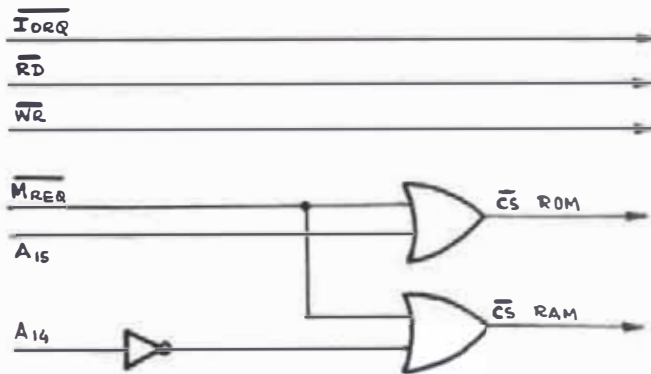
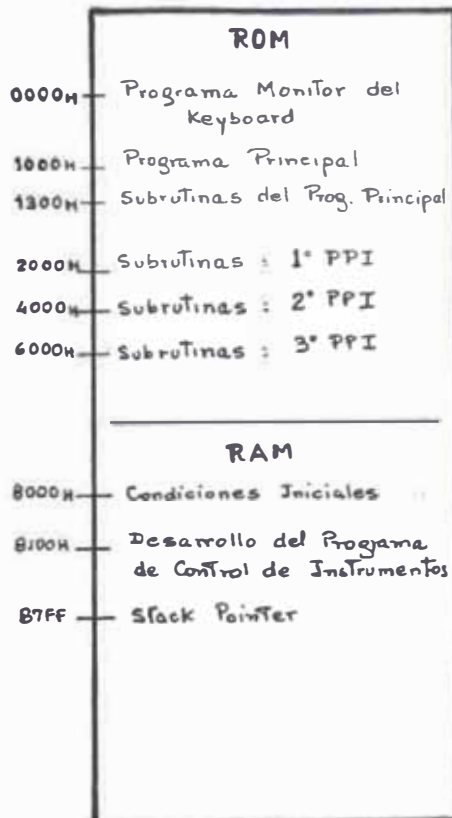


Fig. 3. 15

Fig. 3.16



Las espiras son de bronce elástico delgado, de un espesor que varía alrededor de 0.05 mm. y generalmente son de una anchura de 1 a 2 mm., con 6 a 10 espiras planas. Los espirales están colocados, por intermedio de pequeños collares, sobre los ejes y sirven para dar entrada y salida a la corriente en la bobina móvil, además de proporcionar una cupla antagónica.

La aguja indicadora suele estar enchufada en un pequeño vástago solidario con una de las láminas que sostienen los ejes.

Han sido ideadas diversas variantes en la construcción de los instrumentos de imán permanente, con la finalidad de obtener escalas de mayor desarrollo angular. Se obtiene en ellos mayor exactitud de lectura y mayor visibilidad del índice o aguja. Las escalas de estos tipos de instrumentos, en lugar de abarcar un ángulo de 90° a 120° como en los instrumentos de construcción común, alcanzan valores de 250° a 330°. El imán permanente es de forma especial y el circuito magnético está estudiado para permitir una rotación amplia sin obstáculo y sin que ello exija una construcción excesivamente complicada.

El imán permanente está caracterizado principalmente por el campo magnético que crea el entrehierro radial. En el aire, el campo magnético es igual a la inducción creada, que se indica normalmente con B y cuyo valor depende de la longitud radial de entrehierro (e_a) que en los instrumentos comunes es de 2 a 4 mm. correspondiendo las cifras mayores a los instrumentos de gran tamaño e imán muy potente. B es de 1500 a 2000 gauss, pudiendo llegar a 4000 en los instrumentos con imanes modernos de las mejores características (10000 gauss =

1 weber/m²). En muchos instrumentos de diseño moderno, el imán es un prisma corto de material especial, instalado en un circuito magnético de hierro dulce. Esta construcción se adopta porque los modernos materiales es para imanes, susceptibles de conservar imantaciones muy intensas, son de extraordinaria dureza que los hace prácticamente imposible cortar, fresar, etc.

La bobina móvil está formada generalmente según los casos por 50 a 100 espiras de alambre de cobre esmaltado de diámetro comprendido entre 0.02 mm. y 0.25 mm. La resistencia eléctrica de la bobina puede ser desde menos de 1 ohm hasta 10,000 ohms.

La corriente máxima que debe circular por la bobina móvil para recorrer la escala completa, varía entre límites muy separados en los diversos tipos de instrumentos. Los instrumentos de bobina móvil de alcances mayores que 25 a 50 mA. para cubrir las gamas de corrientes continuas hasta millares de Amperes (KA) se construyen combinando miliamperímetros de 25 a 50 mA con una pequeña resistencia en paralelo y a veces con otra en serie.

La cupla o momento ejercido por la bobina móvil a máxima lectura es de 30 a 300 dinas cm, según la construcción. Estas cifras corresponden a un esfuerzo equivalente de 30 a 300 miligramos, con un brazo de palanca de 1 cm. En unidades MKS los valores de 30 a 300 x 10⁻⁵ Newton. cm, aproximadamente, siendo Newton la fuerza igual a la atracción terrestre sobre una masa de 102 gramos. Se trata de esfuerzos muy pequeños, que hacen necesaria una suspensión de perfecta agilidad para permitir su aprovechamiento. La tensión F_i que debe aplicarse entre los extremos de la bobina móvil para producir la

rotación de plena escala de la misma, es igual al producto de la resistencia de la bobina por la corriente máxima, o sea:

$$E_s (\text{milivoltios}) = R (\text{ohms}) \times I_{\text{máx}} (\text{miliamperios})$$

y para las diversas categorías de microamperímetros y miliamperímetros de imán permanente y bobina móvil, su valor está comprendido entre 10 mv y 100 mv como valores característicos.

El voltímetro de corriente continua, de uso más común está formado por un miliamperímetro de C.C. en serie con una resistencia externa (resistencia multiplicadora voltimétrica). Ver fig. 3.41. En la figura R_i es la resistencia interna del microamperímetro y R_v la resistencia voltimétrica externa, en la mayoría de los casos R_v es mucho mayor que R_i para limitar la corriente.

Los voltímetros de C.C. emplean según los casos instrumentos de 5 a $10 \mu\text{A}$, $50 \mu\text{A}$, $100 \mu\text{A}$ y $1000 \mu\text{A}$ (1 mA) hasta 10 mA a plena escala. La desviación de la parte móvil depende del valor de la magnitud medida X y está representada por la función $\alpha = f(x)$. Esta función puede ser lineal o cuadrática. La relación:

$$S = \frac{d\alpha}{dx}$$

Se denomina sensibilidad del instrumento de medición.

Por lo general, los instrumentos tienen la escala graduada en unidades de la magnitud medida. Cada una de las divisiones corresponde a un valor igual de la magnitud medida. En el caso de la función $\alpha = f(x)$ lineal, la sensibilidad del instrumento es constante.

A cada unidad de variación del ángulo de desviación d de la parte móvil, corresponde una unidad de variación dx de la magnitud medida y la escala es uniforme.

Luego, también se puede definir la sensibilidad en la siguiente forma:

$$\text{Sensibilidad} = \frac{R(\text{multiplicadora})}{E}$$

pero como R/E es la recíproca de la corriente, entonces:

$$S = \frac{R}{E} = \frac{1}{E/R} = \frac{1}{I_0}$$

donde I_0 es la corriente a plena escala.

Con toda la información para los instrumentos de bobina móvil hasta aquí vista se especifica los parámetros para los instrumentos a utilizar:

Entrehierro : 2 mm.

Campo Magnético : 2000 gauss (0.2 weber/m²)

bobina móvil : 100 espiras de alambre de cobre esmaltado de 0.25 mm. de diámetro, con resistencia eléctrica de 100 Ω

Corriente máxima (I_0) : 50 μA .

Momento para máxima lectura: 300 dinas (300 x 10⁻⁸ Newton)

Tensión de rotación (E_i) : ($E_i = R_i \cdot I_0$) 5 mv.

Resistencia voltimétrica:

Para voltaje máximo 12 v.

$$R_v = \frac{V}{I_o} = \frac{12v}{50\mu A} = 240 K\Omega$$

A continuación se determinan las carátulas, con los rangos de magnitud a que estarán sometidos cada uno de los instrumentos a comandar.

8.1 Horizonte Artificial, debe mostrar en que condición con respecto al horizonte se encuentra la aeronave; a partir de la línea central horizontal hacia arriba indica el cielo y hacia abajo la tierra, la carátula será colocada encima de la aguja de tal manera que en condiciones iniciales la carátula esté centrada, sus indicaciones se muestran en la fig. 3.42.

8.2 Turn Slip, son dos instrumentos ensamblados en uno solo, el turn indica el arrastre y el slip el deslizamiento que sufre el avión en una determinada maniobra, sus indicaciones son mostradas en la fig. 3.43 a (turn) y 3.43 b (slip).

8.3 Pitch, este instrumento trabaja conjuntamente con el horizonte artificial, es decir esta aguja puede ser conectada a un mecanismo para tener la capacidad de poder desplazarse hacia arriba o hacia abajo el soporte que indica la cabecera del avión, de esta manera el piloto sabe si está subiendo o bajando en una determinada maniobra, sus indicaciones se precisan en la fig. 3.44.

8.4 Biro Direccional, este instrumento debe indicar como se ha detallado en el circuito de giro direccional, el rumbo que sigue la aeronave en determinado instante pero con la

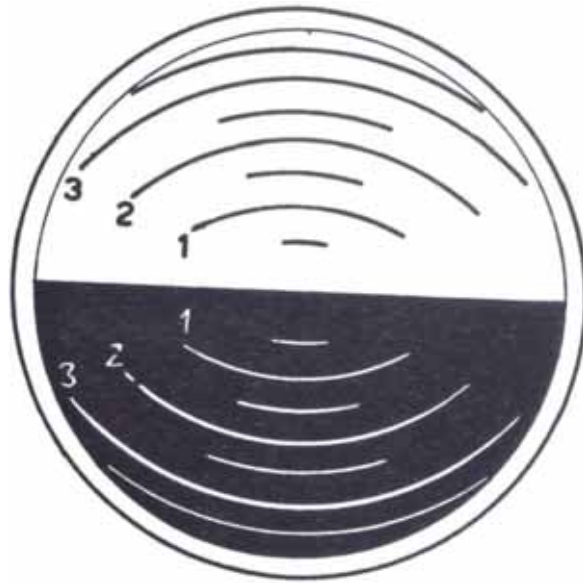


Fig. 3. 42

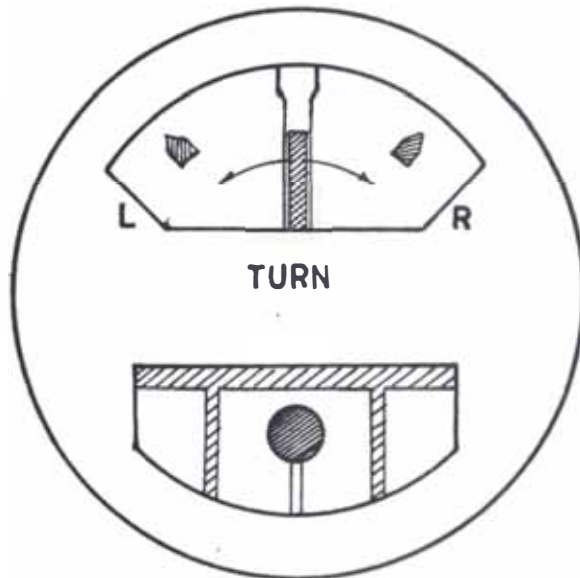


Fig. 3. 43

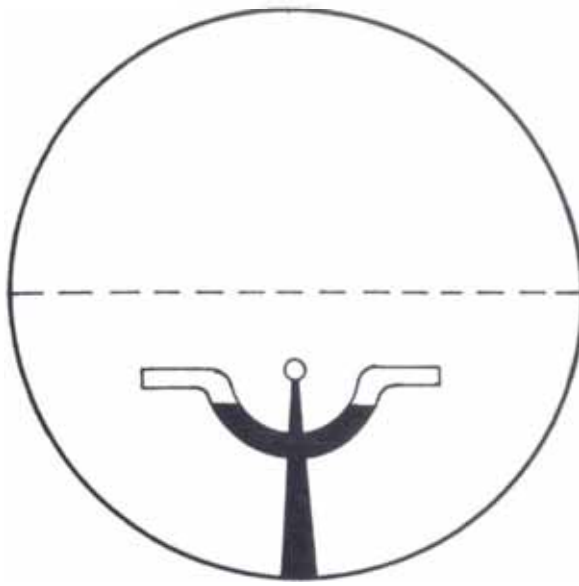


Fig. 3.44



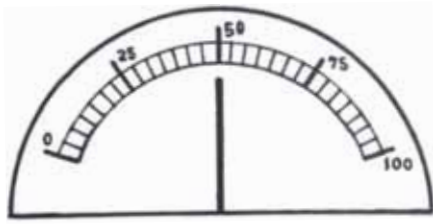
Fig.3. 45

cabecera fija y tiene indicaciones marcadas sobre los 360° grados, posibles direcciones a tomar, ver la fig. 3.45

8.5 Porcentaje de Potencia, RPM y Velocidad de Vuelo; estos tres instrumentos conforman el bloque de cuadrante de potencia y velocidad de vuelo; ya que nacen desde un mismo circuito y por poseer características similares se toman en conjunto. El porcentaje de potencia se puede desplazar desde 0 hasta 100 por ciento dependiendo la posición del acelerador. El RPM indica la rapidez con que se mueven los motores del avión en revoluciones por minuto y el indicador de velocidad con que se desplaza el avión en millas náuticas por hora, como se ha observado en el diseño, la aeronave puede "volar" hasta 256 mph pero la carátula muestra un rango mayor, como sucede en la práctica, existen tres márgenes pintados de color verde, amarillo y rojo cuyos valores oscilan entre 0 - 160, 160 - 220, 220 - 256 mph respectivamente y que indican condiciones: normal, precaución y peligro, las indicaciones se muestran para el porcentaje de potencia y RPM en las fig. 3.46a, 3.46 b y para la velocidad de vuelo en 3.47.

8.6 Climb, Instrumento que indica la velocidad vertical o en otras palabras la velocidad con que asciende o desciende el avión, la unidad de medida es en pies por minuto. En condiciones iniciales la aguja será central como se muestra en la fig. 3.48, así es posible que pueda desplazarse hacia arriba o hacia abajo

8.7 Altímetro, este instrumento indica la altura instantánea a la cual "vuela" el avión, está dada en miles de pies;



a



b

Fig. 3. 46

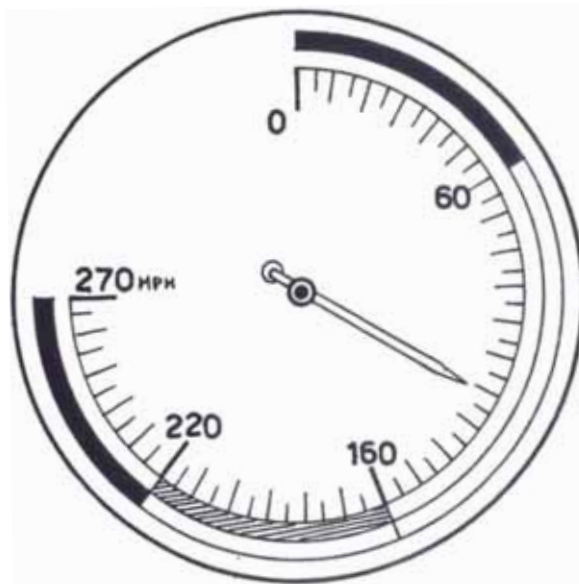


Fig. 3. 47

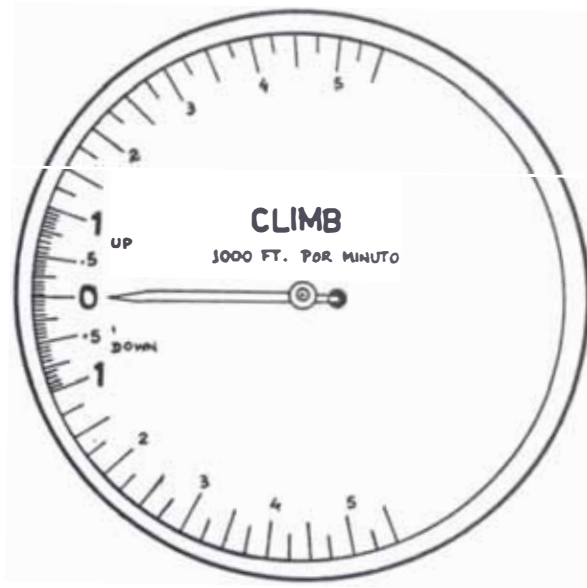


Fig. 3.48



Fig. 3.49

en la práctica este instrumento es como un simple reloj clásico pero para efectos de simulación y teniendo aparte un altímetro digital digital se utiliza un simple indicador como se puede apreciar en la fig. 3.49.

8.8 RMI, este instrumento es el indicador de rumbo que sigue la aeronave cuando se ha elegido una estación VOR, y a diferencia del giro direccional es aquí la aguja la que se mueve y no la carátula, sus indicaciones son mostradas en la fig. 3.50.

8.9 ADF, instrumentos que indica la dirección en la que se encuentra el Non Direccional Beacon, Transmisor cuya frecuencia es elegida desde el selector de estaciones ADF, sus indicaciones se muestran en la fig. 3.51.

8.10 Glideslope y Localizer, dos instrumentos que son ensamblados en uno solo y que trabajan en forma coordinada para la función aterrizaje por instrumentos. En el caso del localizer tiene una banda de color amarillo hacia la derecha y otra azul hacia la izquierda como sucede en la práctica para determinar la cabecera de la pista. Sus características se muestran en la fig. 3.52.

8.11 Altura Peligrosa, este es un indicador que se le ha agregado a este simulador, para darle las características modernas dadas en los radioaltímetros y que sirven para proporcionar cierta seguridad para determinado nivel de vuelo, la carátula sobre la cual varía el indicador es mostrada en la fig. 3.53.



Fig. 3. 50

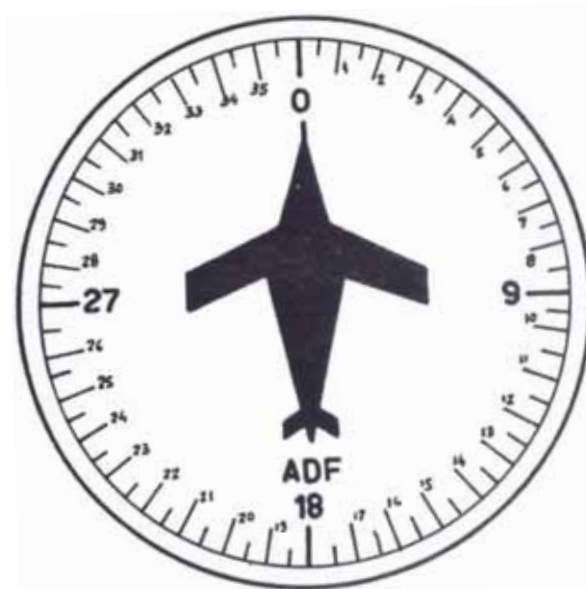


Fig. 3. 51

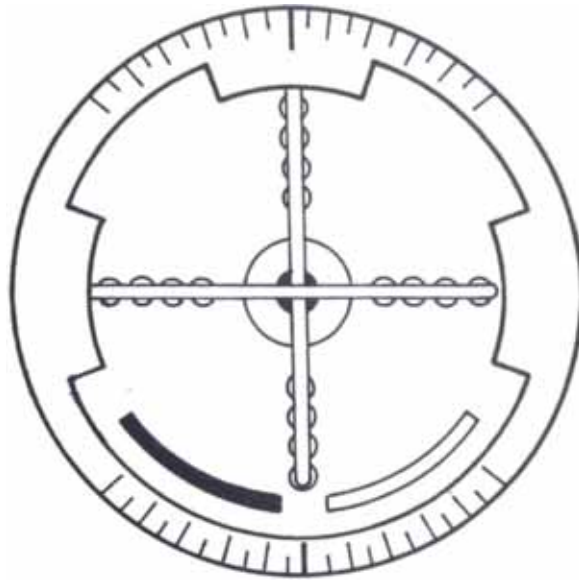


Fig.3. 52

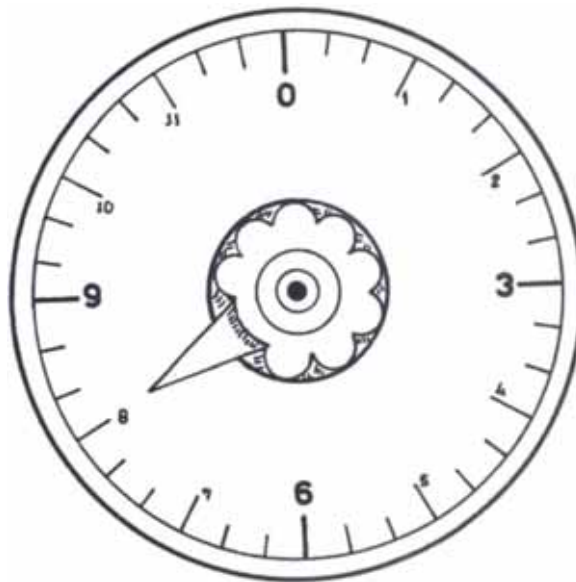


Fig. 3. 53

9. Fuente de Alimentación

Como se ha podido apreciar a través del diseño de las etapas del simulador, se necesitarán voltajes de ± 12 v y ± 5 v y una capacidad de corriente alrededor de 3 Amperios para todo el sistema.

El propósito de esta sección es proveer una guía para la selección del transformador de la fuente de poder y sus componentes como filtros, etc. No se pretende realizar un análisis riguroso, pero si plantean principios prácticos para efectos de cálculo; el problema se centra en encontrar las condiciones para el transformador par un nivel determinado de DC.

9.1 Filtros

Se descarta la consideración del uso de chokes como filtros de entrada para usar en cambio condensadores por la siguiente razón:

- a) el alto costo de chokes
- b) reducción del voltaje ripple; esto se hace notar en el valor efectivo RMS de la tensión, y corriente desde el secundario del transformador.
- c) eliminación de ruido.

Para el esquema de la fig. 3.54, se puede calcular el condensador C de la fórmula:

$$C = \frac{I_L}{A_v} \times 6. \times 10^{-3}$$

donde: I_1 = corriente de carga DC

A_v = voltaje ripple pico a pico (peor caso)

Luego:

$$C = \frac{3}{(4)} \times 6 \times 10^{-3} = 4500 \mu f$$

comercialmente $C = 4700 \mu f$ (para ambos casos: 12 y 5 v)

9.2 Circuitos Rectificadores

Existen cuatro configuraciones de circuitos rectificadores a saber:

- a) Media Onda (un diodo)
- b) Onda Completa con tap Central (dos diodos)
- c) Onda Completa Tipo Puente (cuatro diodos)
- d) Fuente Complementaria Dual (Onda completa con tap central y cuatro diodos)

El "dual Complementary rectifier circuit" denominado también "Rectificador tipo Puente de Tap Central" (d) es el circuito que se utilizará para el diseño de la fuente. Es la combinación de dos circuitos Onda completa de Tap central y es muy eficiente cuando se necesita obtener dos salidas idénticas de polaridad contraria con respecto a tierra.

Las consideraciones que se pueden asumir son las siguientes: (ver fig. 3.54)

- a) VREG debe de ser 3v DC o más
- b) VRECT es cerca de 1.25 volts DC
- c) VRIPPLE es cerca del 10% VDC pico

La siguiente fórmula puede ser usada para determinar el voltaje en el secundario del transformador:

$$V_{AC} = \frac{(V_{out} + V_{REG} + V_{RECT} + V_{RIPPLE})}{0.92} \times \frac{V_{NOM}}{V_{LOW\ LINE}} \times \frac{1}{\sqrt{2}}$$

donde 0.92 = eficiencia del rectificador.

$$\frac{V_{NOM}}{V_{LOW\ LINE}} = \text{la relación de variación en el voltaje de línea AC}$$

En el caso de rectificadores tipo puente se debe considerar $V_{RECT} = 2 \times (1.25) = 2.5v$

Por consideraciones prácticas, para calcular la corriente en el secundario del transformador se debe considerar:

$$I_{AC} = 1.2 \times I_{DC} \quad (\text{onda completa con Tap Central})$$

$$\delta \quad I_{AC} = 1.8 \times I_{DC} \quad (\text{onda completa en puente con Tap Central})$$

9.3 Fuente Dual Complementario

El circuito a diseñar es el que se muestra en la fig. 3.55 para 2 fuentes complementarias Duales de $\pm 12v$ y $\pm 5v$; se utilizarán los reguladores de voltaje: LM 123 K ($\pm 5v$, 3 Amp) y LM140K ($\pm 12v$, 1.5 Amp).

a) Para la fuente de ± 5 voltios:

$$V_{OUT} = \pm 5v ; \quad V_{RECT} = 2.5 v ; \quad V_{REG} = 3 v ;$$

$$V_{RIPPLE} = 0.75 \quad (1.5 V \text{ p-p})$$

$$\text{Luego, } V_{AC} = \frac{(5 + 3 + 2.5 + 0.75)}{0.92} \times \frac{220}{200} \times \frac{1}{\sqrt{2}} = 9.51 v$$

$$I_{AC} = 1.8 \times (3.0 \text{ Amp}) = 5.4 A \text{ RMS}$$

b) Para la fuente de ± 12 voltios:

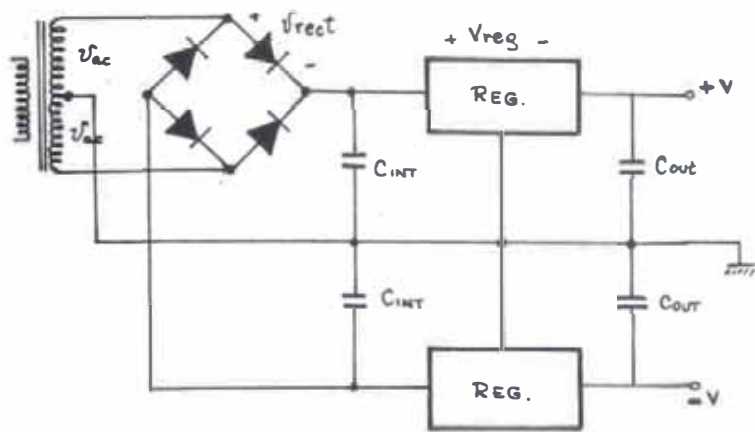


Fig. 3.54

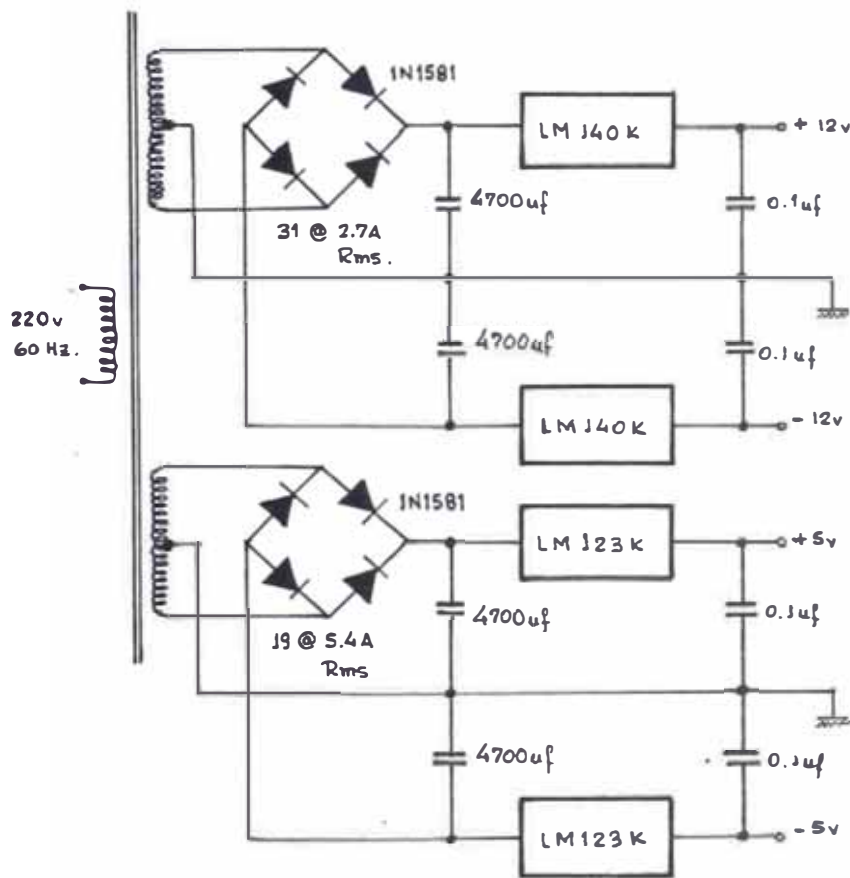


Fig. 3.55

$$V_{OUT} = +12v \quad ; \quad V_{RECT} = 2.5v \quad ; \quad V_{REG} = 3v \quad ;$$

$$V_{RIPPLE} = 0.75 \quad (1.5 V_{p-p})$$

$$\text{Luego, } V_{AC} = \frac{(12 + 3 + 2.5 + 0.75)}{0.92} \times \frac{220}{200} \times \frac{1}{\sqrt{2}} = 15.42 \text{ v}$$

$$I_{AC} = 1.8 \times (1.5 \text{ Amp}) = 2.7 \text{ A RMS}$$

9.4 Especificaciones del Transformador

Con los datos obtenidos en los cálculos realizados y teniendo en cuenta la fig. 3.55 se establece las siguientes especificaciones:

$$1^\circ \text{ Sec. } \quad 19 \text{ v } \quad @ \quad 5.4 \text{ A RMS} \quad = \quad 102.6 \text{ VA}$$

$$2^\circ \text{ Sec} \quad 31 \text{ v } \quad @ \quad 2.7 \text{ A RMS} \quad = \quad 83.7 \text{ VA}$$

10. Esquema General

En la fig. 3.56 se muestra el esquema general de todo el sistema que se ha diseñado, tratando de especificar las conexiones entre todas las etapas y de esta manera apreciar el funcionamiento en conjunto de este Simulador de Vuelo.

2. Programa Monitor

En el capítulo anterior, se especificó las zonas de trabajo de las memorias ROM y RAM para efectos del conexionado con las otras e tapas, es decir la realización hardware; en este inciso se detalla en cambio su organización para efectos del software del sistema.

Ya que el instructor comanda el simulador por medio de un teclado principal (Keyboard conectado al 4° PPI), por el cual introduce las condiciones iniciales con que trabajará el simulador; es imprescindible un programa monitor que sea capaz de controlar cada una de las teclas y las funciones que se han nombrado para este periférico. El uso de la configuración de la circuitería para el Teclado del Micro-Professor MPF-I posibilita utilizar su programa monitor, con algunas variantes. En el Anexo C se encuentra este programa en su versión completa, con el cual se inicia el software del sistema.

Entre los cambios que deben existir, observamos las posiciones - del Stack Pointer y del inicio del programa de control de instrumentos, así pues tenemos como ejemplo:

<u>Posición</u>	<u>opco de Anterior</u>	<u>Opco de Actual</u>
000C (5p)	31 AFIF	31 FF 87
0017 (PI)	21 0018	21 00 10

Y como puede observarse en el Anexo C, no necesariamente se puede utilizar todas las instrucciones, pero si se desea implementar todo, el control o acceso se hace más versátil.

El mapeo de memoria queda finalmente definido de la siguiente manera:

<u>Posición de Memoria (HEX)</u>		<u>Contenido</u>
<u>Memoria ROM</u>		
0000 - 07FF	(Cuarto PPI)	Programa Monitor del Keyboard del Instructor
1000 - 129B		Programa Principal de Control de Instrumentos
<u>Subrutinas del Programa Principal</u>		
1300 - 131E	MULT	Multiplicación de 2 números de 8 bits
1320 - 1339	DIV	División de 2 números de 16 bits
1340 - 13AB	DIST	Cálculo de la distancia a la estación VOR elegida (Uso de programa de multiplicación de dos números de 16 bits y de cálculo de raíz cuadrada)
13B0 - 13B7	RETARD	Subrutina para temporización en Tiempo Real
13C0 - 13C6		Datos fijos
<u>Subrutinas para el Primer PPI</u>		
2000 - 201E	ANGFI	Cálculo de Angulo Pitch (θ)
2020 - 2053	ANGTE	Cálculo de Angulo Rumbo (θ)
2060 - 20A7	FVOR	Habilitación de la frecuencia VOR escogida

<u>Posición de Memoria (HEX)</u>		<u>Contenido</u>
<u>Subrutinas para el Segundo PPI</u>		
4000 - 4029	VELOC	Reconocimiento de posición angular Inicial, Velocidad Nominal y Altura peligrosa
4040 - 4057	CLIMB	Cálculo de velocidad vertical
4060 - 4073	ALTIM	Cálculo de Altura Instantánea
4080 - 4102	BETA	Cálculos para los instrumentos ADF y RMI
4110 - 4123	HDIST	Habilitación de medida de distancia
4150 - 4163	TIME	Cálculo del Tiempo a la estación VOR elegida
4170 - 4183 4190 - 4203	DOWN UP	Habilitación para posición GIIDESLOPE

Subrutinas para el Tercer PPI

6000 - 600C	PELIG	Habilitación de Alarma
6010 - 6020	TURB	Ejecución de Nivel de turbulencia
6030 - 603B	ILS	Señales de Indicación

Memoria RAM

8000 - 8008	Condiciones Iniciales
8100 - 8130	Usado en el desarrollo del programa de control de instrumento
87FF	Posición inicial del Stack Pointer

PROGRAMA PRINCIPAL DE CONTROL DE INSTRUMENTOS

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>		<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
1000	26 87	Inicio:	LD H, 87	7	
1002	2E FF		LD L, FF	7	
1004	F9		LD SP, HL	6	Inicio SP
1005	CD 00 40		CALL VELOC	17	Cargar θ_0, V_U, H_p
1008	CD 00 20		CALL ANGFI	17	Cargar $\text{Sen } \theta$ $\text{Cos } \theta$
100B	21 00 81		LD HL, 8100	10	
100E	46		LD B, (HL)	7	Cargar V_U
100F	21 02 81		LD HL, 8102	10	
1012	4E		LD C, (HL)	7	
1013	CD 00 13		CALL MULT	17	Calcular $V_U \cdot \text{Sen } \theta$
1016	CD 40 40		CALL CLIMB	17	Subrutina CLIMB
1019	21 01 81		LD HL, 8001	10	Direccionar H_0
101C	46		LD B, (HL)	7	
101D	78		LD A, B	4	Cálculo de H_0
101E	32 05 81		LD (8105), A	13	Guardar H
1021	CD 60 40		CALL ALTIM	17	Subrutina Altimetro
1024	21 01 81		LD HL, 8101	10	Direccionar H_p
1027	56		LD D, (HL)	7	
1028	BA		CP D	4	Comparación H con H_p
1029	CA 2F 10		JP Z, 102F	10	
102C	CD 00 60		CALL ALAR	17	Si $H = H_p$ (Alarma)

<u>ADDRESS</u>	<u>ORCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
102F	CD 20 20	CALL ENGIE	17	Cargar $V_{\theta}, \theta, \alpha$
1032	21 00 81	LD HL, 8100	10	
1035	46	LD B, (HL)	7	
1036	21 03 81	LD HL, 8103	10	Cargar $\text{Cos}\theta$
1039	4E	LD C, (HL)	7	
103A	CD 00 13	CALL MULT	13	Calcular V_{nominal}
103D	32 0A 81	LD (810A), A	13	Guardar V_N
1040	40	LD B, D	4	
1041	21 06 81	LD HL, 8106	10	Cargar $\text{Sen}\theta$
1044	4E	LD C, (HL)	7	
1045	CD 00 13	CALL MULT	17	Calcular X_1
1048	32 0B 81	LD (810B), A	13	Guardar X_1
104B	23	INC HL	6	Cargar $\text{Cos}\theta$
104C	4E	LD C, (HL)	7	
104D	CD 00 13	CALL MULT	17	Calcular Y_i
1050	32 0C 81	LD (810C), A	13	Guardar Y_i
1053	21 06 80	LD HL, 8006	10	Cargar V_v
1056	46	LD B, (HL)	7	
1057	21 09 81	LD HL, 8109	10	Cargar $\text{Cos}\alpha$
105A	4E	LD C, (HL)	7	
105B	CD 00 13	CALL MULT	17	Calcular X_2
105E	32 0D 81	LD (810D), A	13	Guardar X_2
1061	2B	DEC HL	6	Cargar $\text{Sen}\alpha$
1062	4E	LD C, (HL)	7	
1063	CD 00 13	CALL MULT	17	Calcular Y_2
1066	32 0E 81	LD (810E), A	13	Guardar Y_2

<u>ADDRESS</u>	<u>ORCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
1069	2A 02 80	LD HL, (8002)	16	Cargar X_{0l} / X_{0h}
106C	06 00	LD B, 00	7	Cargar X_1
106E	3A 0B 81	LD A, (810B)	13	
1071	4F	LD C, A	4	
1072	ED 4A	ADC HL, BC	15	Sumar $X_0 + X_1$
1074	D2 79 10	JP NC, 1079	10	overflow?
1075	CD 00 60	CALL PELIG	17	Alarma
1078	FF	RST 38 H	11	Sistema operativo
1079	3A 0D 81	LD A, (810D)	13	Cargar X_2
107C	4F	LD C, A	4	
107D	ED 4A	ADC HL, BC	15	Sumar $X_0 + X_1 + X_2$
107F	D2 84 10	JP NC, 1084	10	overflow?
1080	CD 00 60	CALL PELIG	17	Alarma
1083	FF	RST 38 H	11	Sistema operativo
1084	22 0F 81	LD (810F), HL	16	Guardar X_{il} , X_{ih}
1087	2A 04 80	LD HL, (8004)	16	Cargar Y_{0l} / Y_{0h}
108A	06 00	LD B, 00	7	Cargar Y_1
108C	3A 0C 81	LD A, (810C)	13	
108F	4F	LD C, A	4	
1090	ED 4A	ADC HL, BC	15	Sumar $Y_0 + Y_1$
1092	D2 99 10	JP NC, 1099	10	overflow?
1095	C3 00 60	CALL PELIG	17	Alarma
1098	FF	RST 38H	11	Sistema operativo
1099	3A 0E 81	LD A, (810E)	13	Cargar Y_2
109C	4F	LD C, A	4	
109D	ED 4A	ADC HL, BC	15	Sumar $Y_0 + Y_1 + Y_2$

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNE-MONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
109F	D2	JP NC, 1104	10	overflow?
1100	CD 00 60	CALL ALAR	17	Alarma
1103	FF	RST 38H	11	Sistema operativo
1104	22 11 81	LD (8111), HL	16	Guardar Y_{il} , Y_{ih}
1107	ED 5B OF 81	LD DE, (810F)	20	Cargar X_{il} , X_{ih}
110B	CD 20 13	CALL DIV	17	Dividir X_i / Y_i
110C	22 13 81	LD (8113), HL	16	Guardar X_i / Y_i
110E	CD 80 40	CALL BETA	17	Subrutina BETA
1111	CD B0 13	CALL RETARD	17	Subrutina RETARD
1114	3A 08 80	LD A, (8008)	13	Dato: Turbulencia
1117	B7	OR A	1	Turbulencia 0?
1118	CA 1D 11	JP Z, 111D	10	
111A	CD 10 61	CALL TURB	17	Subrutina TURB
111D	CB 47	BIT 0, A	8	Fvor?
111F	CA 00 10	JP Z, INICIO	10	
1122	CD 60 20	CALL FVOR	17	Subrutina FVOR
1125	2A OF 81	LD HL, (810F)	16	Cargar X_{il} , X_{ih}
1128	ED 5B 15 81	LD DE, (8115)	20	XVORL/XVOR H
112C	ED 52	SBC HL, DE	15	$X_i - XVOR ?$
112E	C2 34 11	JP NC, 1134	10	
1131	EB	EX DE, HL	4	
1132	ED 52	SBC HL, DE	15	Cálculo de X_d
1134	22 1B 81	LD (811B), HL	16	Guardar X_d
1137	2A 11 81	LD HL, (8111)	16	Cargar Y_{il} , Y_{ih}
113A	ED 5B 17 81	LD DE, (8117)	20	YVORL/YVORH
113E	ED 52	SBC HL, DE	15	$Y_i - YVOR?$

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MEMORIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
1140	C2 45 11	JP NC, 1145	10	
1142	EB	EX DE, HL	4	
1143	ED 52	SBC HL, DE	15	Cálculo de Yd
1145	22 1D 81	LD (811D), HL	16	Guardar Yd
1148	CD 20 90	CALL HDIST	17	
114B	ED 53 1F 81	LD (811F), DE	20	Guardar di-1
114F	CD 20 13	CALL DIST	17	Cálculo di
1152	CD 30 20	CALL HDIST	17	Habilitación di
1155	ED 21 81	LD (8121), DE	20	Guardar di
1158	22 21 81	LD (8121), HL	16	Cargar di
115B	16 00	LD D, 00	7	
115D	3A 0A 81	LD A, (810A)	13	Cargar V _N
1160	5F	LD E, A	4	
1161	CD 20 13	CALL DIV	17	Dividir di/V _N
1164	22 23 81	LD (8123), HL	16	
1167	CD 50 41	CALL TIME	17	Subrutina TIME
116A	26 00	LD H, 00	7	Cargar dv
116C	3A C0 13	LD A, (1300)	13	
116F	GF	LD L, A	4	
1170	ED 5B 21 81	LD DE, (8121)	20	Cargar di
1174	ED 52	SBC HL, DE	15	Calcular dv - di
1176	C2 7C 11	JP NC, 117C	10	habilitado VOR?
1179	C3 00 10	CALL INICIO	17	Subrutina Inicio
117C	2A 1F 81	LD HL, (811F)	16	Cargar di-1
117F	ED 52	SBC HL, DE	15	Calcular di-1-di
1181	C2 95 11	JP NC, 1195	10	
1184	2A 19 81	LD HL, (8119)	20	Cargar dpv

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
1187	ED 52	SBC HL, DE	15	Calcular dpv-di
1189	C2 94 11	JP NC, 1194	10	
118C	26 OA	LD H, OA	7	Ind. FROM
118E	CD 30 60	CALL ILS	17	
1191	C3 99 11	JP, 1199	17	
1194	26 09	LD H, 09	7	IND. TO
1196	CD 30 60	CALL ILS	17	
1199	2A 19 81	LD HL, (8119)	16	Cargar dpv
119C	ED 52	SBC HL, DE	15	Cálculo dpv - di
119E	C2 08 12	JP NC, 1208	10	
1201	26 09	LD H, 09	7	
1203	CD 30 60	CALL ILS	17	Ind. TO
1205	C3 0D 12	JP 120D	17	
1208	26 OA	LD H, OA	7	
120A	CD 30 60	CALL ILS	17	Ind. FROM
120D	26 00	LD H, 00	7	Cargar dOM MAX
120F	3A c1 13	LD A, (13C1)	13	
1212	6F	LD L, A	4	
1213	ED 52	SBC HL, DE	15	dOMMAX - di
1215	C2 1B 12	JP NC, 121B	10	habilitación ILS?
1218	CD 00 10	CALL INICIO	17	
121B	3A 02 13	LD A, (13C2)	13	Cargar dOMMIN
121E	6F	LD L, A	4	
121F	ED 52	SBC HL, DE	15	dOM min - di
1221	C2 2C 12	JP NC, 122C	10	
1224	26 0B	LD H, 0B	7	Enc. OM

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
1226	CD 30 60	CALL ILS	17	
1229	CD 00 10	CALL INICIO	10	Subrutina Inicio
122C	3A C3 13	LD A, (13C3)	13	Cargar dM! max.
122F	6 F	LD L, A	4	
1230	ED 52	SBC HL, DE	15	dM! max-di
1232	C2 38 12	JP NC, 1238	10	
1235	CD 00 10	CALL INICIO	10	
1238	3A C4 13	LD A, (13C4)	13	Cargar dM min
123B	GF	LD L, A	4	
123C	ED 52	SBC HL, DE	15	dM min-di
123E	C2 49 12	JP NC, 1249	10	
1241	26 OC	LD H, OC	7	Enc. M1
1243	CD 30 60	CALL ILS	17	
1246	CD 00 10	CALL INICIO	10	
1249	3A C5 13	LD A, (13C5)	13	Cargar dIM
124C	6 F	LD L, A	4	
124D	ED 52	SBC HL, DE	15	dIM-di
124F	C2 55 12	JP NC, 1255	10	
1252	CD 00 10	CALL INICIO	10	
1255	26 OD	LD H, OD	7	Enc. IM
1257	CD 30 60	CALL ILS	17	
125A	26 OE	LDM, OE	7	Habil LOCALIZER
125C	CD 30 60	CALL ILS	17	
125F	43	LD B, E	4	Cargar di
1260	3A C6 13	LD A, (13C6)	13	Cargar Tg° 1
1263	4F	LD C, A	4	

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
1264	CD 00 13	CALL MULT	17	Cálculo de HA
1267	21 05 81	LD HL, 8105	10	Cargar H
126A	56	LD D, (HL)	7	
126B	9A	SBC A, D	4	Calcular HA - H
126F	C2 78 12	JP NC, 1278	10	
1272	CD 70 41	CALL DOWN	17	Subrutina DOWN
1275	CD 00 10	CALL INICIO	17	
1278	3A 01 80	LD A, (8001)	13	Cargar H ₀
127B	47	LD B, A	4	
127C	3A 05 81	LD A, (8105)	13	Cargar H
127F	9B	SBC A, B	4	Calcular H-H ₀
1280	CA 86 12	JP Z, 1286	10	
1283	CD 90 41	CALL UP	17	Subrutina UP
1286	3A 24 81	LD A, (8124)	13	Cargar t
1289	OE 00	LD C, 00	7	
128B	91	SUB C	4	
128C	CA 92 12	JP Z, 1292	4	t = 0?
128F	CD 00 10	CALL INICIO	10	Subrutina Inicio
1292	3A 05 81	LD A, (8105)	13	
1295	CA 98 12	JP Z, 1298	4	H = 0?
1298	CD 00 10	CALL INICIO	10	Subrutina Inicio
129B	FF	RST 3BH	11	Sistema Operativo

Subrutinas del Programa Monitor

1300	26 20 00	MULT: LD H, 00H	7	Inicialización Producto = 0
------	----------	-----------------	---	--------------------------------

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
1303	2E 20 08	LD L, 08H	7	Número de bits
1306	78	LD A, B	4	
1307	B7	OR A	19	B = o?
1308	CC 38 00	CALL Z, 38H	17	Si B = 0, P, M
130B	CB 39	MULT 8 : SRLC	23	C dezp. derecha
130D	30 05	JR NC NCF	12	Comprobar carry
130F	80	ADD A, B	7	Sumar B a A
1310	DC 38 00	CALL C, 38H	17	Caso de overflow
1313	79	NCE: LD A, C	4	
1314	B7	OR A	19	C = o?
1315	CA 1D 13	JP Z, ANS	4	Guardar respuesta
1318	2D	DEC L	23	
1319	7D	LD A, L	4	
131A	C2 0B 13	JP NZ, MULT 8	4	Continuar
131D	7C	ANS : LD A, H	4	Guardar respuesta
131E	C9	RET	10	
1320	01 11 81	DIV: LD BC, (8111)	16	
1323	AF	XOR A	19	Flag Carry "1"
1324	67	LD H, A	4	
1325	GF	LD L, A	4	HL = 0
1326	BE 16	LD A, 16	7	Lazo de cuenta
1328	CB 13	DIVO: RL E	23	Corrimiento a la izquierda y almacenamiento parcial
132A	ED 6F	RL D	23	
132C	ED 6A	ADC HL, HL	15	Rotar HL (Left)
132E	ED 42	SBC HL, BC	15	HL = HL-BC

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNE-MONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
1330	30 03	JR NC, DV1	12	
1332	09	ADD HL, BC	11	Si es negativo res- tar de HL
1333	3F	DIV 1: CCF	4	Resultado parcial Flag Carry
1334	3D	DEC A	23	
1335	C2	JP NZ, DIVO	4	
1336	E8	EX DE, HL	4	
1337	ED 6A	ADC HL, HL	15	Almacenamiento de la respuesta
1339	C9	RET	10	
1340 ED	58 1B 81	DIST: LD DE, (8113)	16	Cargar Xd
1344 ED	4B 1B 81	LD BC, (811B)	16	
1348	CD 88 13	CALL MLTIG	17	Calcular X_d^2
1349	22 30 81	LD (8130), HL	20	
134B ED	58 1D 81	LD DE, (811D)	16	Cargar Yd
1351 ED	4B 1D 81	LD BC, (811D)	16	
1355	CD 88 13	CALL MLT16	17	Calcular Y_d^2
1356 ED	4B 1D 81	LD BC, (8130)	16	
135A	ED 4A	ADC HL, BC	15	Calcular $X_d^2 + Y_d^2$
135C	DC 38 00	CALL C, 0038H	17	overflow
135F	22 32 81	LD (8132), HL	20	
1362	ED 4B 1D 81	LD BC, (8132)	16	Dato en BC
1364	78	SQRT: LD A, B	4	
1365	06 16	LD B, 16	7	Lazo de cuenta
1367	21 00 00	LD HL, OOH	10	Area de trabajo
136A	54	LD D, H	4	
136B	5C	LD E, H	4	DE = 0

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
136C	D6 40	SQO: SUB 40 H	19	A = A - 40H
136E	ED 52	SBC HL, DE	15	HL = HL - DE
1370	30 04	JR NC, sQ1	12	ES HL > DE?
1372	C6 40	ADD A, 40H	11	
1374	ED 5A	ADC HL, DE	15	Si no restaurar HL
1376	3F	CCF	4	Carry/resultado parcial
1377	CB 13	RL E	23	Almacenamiento de resultado parcial
1379	CB 12	RL D	23	Corrimiento a la izquierda de DE
137B	CB 21	SLA C	23	
137D	17	RLA	23	
137E	ED GA	ADC HL, HL	15	
1380	CB 21	SLA C	23	
1381	17	RLA	23	
1383	ED GA	ADC HL, HL	15	
1385	10 E5	DJNZ SQO	4	Lazo terminado
1387	C9	RET	10	
1388	21 00 00	MLT 16: LD HL, 0000H	10	Inicializar pro- ducto
138B	7A	LD A, D	4	DE = o?
138C	B3	OR E	19	
138D	CC 38 00	CALL Z, 0038H	17	Si DE = o, P.M
1390	CB 38	MLT1: SRL B	23	desplazamiento a la derecha BC
1392	CB 19	RRC	23	
1394	30 05	JR NC, NCF1	12	Comprobar Flag Carry

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNE/MONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
1395	19	ADD HL, DE	15	Si C=1, HL = HL + DE
1396	CC 38 00	CALL C, 0038H	17	Si hay overflow
1399	78	NCF1 : LD A, B	4	Si C = 0
139A	B1	OR C	19	BC = ?
139B	CA AB 13	JP Z, AN51	4	Si BC=0 Guardar respuesta
139E	CB 23	SLA, E	23	De lo contrario desplazar
13A0	ED 6F	RLD	23	De hacia la izquierda
13A2	DC 38 00	CALL C, 0038H	17	Si hay overflow
13A5	C3 90 13	JP MLT1	4	De lo contrario continuar.
13AB	C9	ANS1 : RET	10	
13B0	06 FF	RETARD : LD B, FF	7	Subrutina Retardo
13B2	00	LAZO: NOP	4	
13B3	05	DEC B	4	
13B4	C2 B2 13	JP NZ, LAZO	10	
13B7	C9	RET	10	

Datos Fijos

13C0	dv,	distancia de radiación VOR
13C1	DOM MAX,	distancia máxima del outer Marker
13C2	DOM MIN,	distancia mínima del outer Marker

13C3	dM max,	distancia máxima del Middle Marker
13C4	dM min,	distancia mínima del Middle Marker
13C5	dIM,	distancia máxima del Inner Marker
13C6	Tg ^o 1,	Número hexadecimal (00000001)

Subrutinas de Control de Perifericos

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
2000	BE 89	ANGFI:LD A, 89	7	Programación PPI
2002	D3 03	OUT (03), A	11	
2004	3E 33	LD A, 33	7	Habilitación V ₀
2006	06 20	LD B, 20	7	
2008	0E 02	LD C, 02	7	
200A	ED 79	OUT (C), A	12	
200C	3E 13	LD A, 13	7	(Tri-state T2)
200E	ED 79	OUT (C), A	12	
2010	3E 20	LD A, 20	7	Ingresas Sen \emptyset
2012	DB 00	IN A, (00)	11	
2014	32 02 81	LD (8102), A	13	Guardar Sen \emptyset
2017	3E 20	LD A, 20	7	Ingresas Cos \emptyset
2019	DB 20	IN A, (20)	11	
201B	32 03 81	LD (8103), A	13	Guardar Cos \emptyset
201E	C9	RET	10	
2020	3E 89	ANGTE: LD A, 89	7	Programación PPI
2022	D3 03	OUT (03), A	11	
2024	3E 13	LD A, 13	7	Habilitación V ₀
2026	06 20	LD B, 20	7	
2028	0E 20	LD C, 02	7	
202A	ED 79	OUT (C), A	12	
202C	3E 20	LD A, 20	7	Ingresas Sen \emptyset

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
202E	DB 00	IN A, (00)	11	
2030	32 06 81	LD (8106), A	13	Guarda Sen Θ
2033	3E 20	LD A, 20	7	Ingresa Cos Θ
2035	DB 20	IN A, (20)	11	
2037	32 07 81	LD (8107), A	13	Guarda Cos Θ
203A	3E 23	LD A, 23	7	
203C	ED 79	OUT (C), A	12	(LATCH L1)
203E	3A 07 80	LD A, (8007)	13	Cargar α
2041	3E 03	LD A, 03	7	(Tri-state T1)
2043	ED 79	OUT (C), A	12	
2045	BE 20	LD A, 20	7	Ingresa Sen α
2047	DB 00	IN A, (00)	11	
2049	32 08 81	LD (8108), A	13	Guarda Sen α
204C	3E 20	LD A, 20	7	Ingresa Cos α
204E	DB 20	IN A, (20)	11	
2050	32 09 81	LD (8109), A	13	Guarda Cos α
2053	C9	RET	10	
2060	3E 89 FVOR:	LD A, 89	7	Programación PPI
2062	D3 03	OUT (03), A	11	
2064	3E 40	LD A, 40	7	(Tri-state T4)
2066	06 20	LD B, 20	7	
2068	OE 02	LD C, 02	7	
206A	ED 79	OUT (C), A	12	
206C	3E 40	LD A, 20	7	Direcc. XVOR1, YVORL
206E	DB A1	IN A, (A1)	11	

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEUMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
2070	57	LD D, A	7	
2071	3E 41	LD A, 41	12	(Tri-state T3)
2073	ED 79	OUT (C), A	7	
2075	3E 20	LD A, 20	11	Ingresa XVOPL
2077	DB 61	IN A, (61)	13	
2079	32 15 81	LD (8115), A	7	Guarda XVOPL
207C	3E 20	LD A, 20	11	Ingresa YVOPL
207E	DB 81	IN A, (81)	13	
2080	32 17 81	LD (8117), A	7	Guarda YVOPL
2083	3E 20	LD A, 20	11	Ingresa dpv1
2085	DB 41	IN A, (41)	13	
2087	32 19 81	LD (8119), A	4	Guarda dpv1
208A	14	INC D	4	
208B	3E 42	LD A, 42	12	(LATCH L3)
208D	ED 79	OUT (C), A	12	
208F	7A	LD A, D	4	
2090	32 FF AF	LD (AFFF), A	13	Direcc. XVORH, YVORH
2093	3E 20	LD A, 20	7	Ingresa XVORH
2095	DB 61	IN A, (61)	11	
2097	32 16 81	LD (8116), A	13	Guarda XVORH
209A	3E 20	LD A, 20	7	Ingresa YVORH
209B	DB 81	IN A, (81)	11	
209D	32 18 81	LD (8118), A	13	Guarda YVORH
20A0	3E20	LD A, 20	7	Ingresa dpvh
20A2	DB 41	IN A, (41)	11	
20A4	32 IC 81	LD (8110), A	13	Guarda dpvh

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEUMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
20A7	C9	RET	10	
4000	3E 82	VELOC: LD A, 82	7	Programación PPI
4002	D3 03	OUT (03), A	11	
4004	3E 01	LD A, 01	7	Habilitación θ_o y V_U
4006	06 40	LD B, 40	7	
4008	0E 02	LD C, 02	7	
400A	ED 79	OUT (C), A	7	
400C	3A 00 80	LD A, (8000)	12	Displayamiento θ_o
400F	0E 00	LD C, 00	7	
4011	ED 79	OUT (C), A	12	
4013	3E 40	LD A, 40	7	Ingresar V_U
4015	DB 01	IN A, (01)	11	
4017	32 00 81	LD (8100), A	13	Guardar V_U
401A	3E 90	LD A, 90	7	Habilitación de Hp
401C	06 40	LD B, 40	7	
401E	0E 02	LD C, 02	7	
4020	ED 79	OUT (C), A	12	
4022	3E 40	LD A, 40	7	Ingresar Hp
4024	DB 01	IN A, (01)	11	
4026	32 01 81	LD (8101), A	13	Guardar Hp
4029	C9	RET	10	

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
4040	3E 82	CLIMB : LD A, 82	7	Programación PPI
4042	D3 03	OUT (03), A	11	
4044	3E 11	LD A, 11	7	Habilitación VCLIMB
4046	06 40	LD B, 40	7	
4048	0E 02	LD C, 02	7	
4050	ED 79	OUT (C), A	12	
4052	3A 04 81	LD A, (8104)	13	Displayar VCLIMB
4054	0E 00	LD C, 00	7	
4056	ED 79	OUT (C), A	12	
4057	C9	RET	10	
4060	3E 82	ALTIM: LD A, 82	7	Programación PPI
4062	D3 03	OUT (03), A	11	
4064	3E 21	LD A, 21	7	Habilitación <u>A</u> l _t ímetro
4066	06 40	LD B, 40	7	
4068	0E 02	LD C, 02	7	
406A	ED 79	OUT (C), A	12	
406C	3A 05 81	LD A, (8105)	13	Displayar Altura
406F	0E 00	LD C, 00	7	
4071	ED 79	OUT (C), A	12	
4073	C9	RET	10	

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
4040	3E 82	CLIMB : LD A, 82	7	Programación PPI
4042	D3 03	OUT (03), A	11	
4044	3E 11	LD A, 11	7	Habilitación VCLIMB
4046	06 40	LD B, 40	7	
4048	0E 02	LD C, 02	7	
4050	ED 79	OUT (C), A	12	
4052	3A 04 81	LD A, (8104)	13	Displayar VCLIMB
4054	0E 00	LD C, 00	7	
4056	ED 79	OUT (C), A	12	
4057	C9	RET	10	
4060	3E 82	ALTIM: LD A, 82	7	Programación PPI
4062	D3 03	OUT (03), A	11	
4064	3E 21	LD A, 21	7	Habilitación Al tímetro
4066	06 40	LD B, 40	7	
4068	0E 02	LD C, 02	7	
406A	ED 79	OUT (C), A	12	
406C	3A 05 81	LD A, (8105)	13	Displayar Altura
406F	0E 00	LD C, 00	7	
4071	ED 79	OUT (C), A	12	
4073	C9	RET	10	

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEUMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
4080	3E 82	BETA: LD A, 82	7	Programación PPI
4082	D3 03	OUT (03), A	11	
4084	3E 31	LD A, 31	7	Habilitación β_{inf}
4086	06 40	LD B, 40	7	
4088	0E 02	LD C, 02	7	
408A	ED 79	OUT (C), A	12	
408C	3A 13 81	LD A, (8113)	13	Displayar β_{inf}
408F	0E 00	LD C, 00	7	
4091	ED 79	OUT (C), A	12	
4093	BE 41	LD A, 41	7	Habilitación $\beta_{sup.}$
4095	06 40	LD B, 40	7	
4097	0E 02	LD C, 01	7	
4099	ED 79	OUT (C), A	12	
409B	3A 14 81	LD A, (8114)	13	Displayar $\beta_{sup.}$
409E	0E 00	LD C, 00	7	
4100	ED 79	OUT (C), A	12	
4102	C9	RET	10	
4110	3E 82	HDIST : LD A, 82	7	Programación PPI
4112	D3 03	OUT (03), A	11	
4114	3E 51	LD A, 51	7	Habilitación d_i
4116	06 40	LD B, 40	7	
4118	0E 02	LD C, 02	7	

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
411A	ED 79	OUT (C), A	12	
411C	3A 21 81	LD A, (8121)	13	Displayar di
411F	OE 00	LD C, 00	7	
4121	ED 79	OUT (C), A	12	
4123	C9	RET	10	
4150	3E 82	TIME: LD A, 82	7	Programación PPI
4152	D3 03	OUT (03), A	11	
4154	3E 61	LD A, 61	7	Habilitación tiempo
4156	06 41	LD B, 41	7	
4158	OE 02	LD C, 02	7	
415A	ED 79	OUT (C), A	12	
415C	3A 24 81	LD A, (8124)	13	Displayar tiempo
415F	OE 00	LD C, 00	7	
4161	ED 79	OUT (C), A	12	
4163	C9	RET	10	

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
4170	3E 82	DOWN : LDA, 82	7	Programación PPI
4172	D3 03	OUT (03), A	11	
4174	3E 71	LD A, 71	7	
4176	06 41	LD B, 41	7	Habilitación DOWN
4178	0E 02	LD C, 02	7	
417A	ED 79	OUT (C), A	12	
417C	3A 05 81	LD A, (8105)	13	Displayar DOWN
417F	0E 00	LD C, 00	7	
4181	ED 79	OUT (C), A	12	
4183	C9	RET	10	
4190	3E 82	UP LD A, 82	7	Programación PPI
4192	D3 03	OUT (03), A	11	
4194	3E 81	LD A, 81	7	
4196	06 41	LD B, 41	7	Habilitación UP
4198	0E 02	LDC, 02	7	
419A	ED 79	OUT (C), A	12	

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNE-MONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
419C	3A 05 81	LD A, (8105)	13	Displayar UP
419F	0E 00	LD C, 00	7	
4201	ED 79	OUT (C), A	12	
4203	C9	RET	10	
6000	3E 90	ALAR : LD A, 90	7	Programación PPI
6002	D3 03	OUT (03), A	11	
6004	3E 00	LD A, 08	7	Habilitación Alarma
6006	06 60	LD B, 60	7	
6008	0E 02	LD C, 01	7	
600A	ED 79	OUT (C), A	12	
600C	C9	RET	10	
6010	3E 90	TURB : LD A, 90	7	Programación PPI
6012	D3 03	OUT (03), A	11	
6014	3A 08 80	LD A, (8008)	13	
6017	06 60	LD B, 60	7	

<u>ADDRESS</u>	<u>OPCODE</u>	<u>MNEMONIC</u>	<u>STATES</u>	<u>COMENTARIO</u>
6019	OE 01	LD C, 01	7	
601B	ED 79	OUT (C), A	12	(Turbulencia)
601D	3E 60	LD A, 60	7	
601F	DB 02	JN A, (02)	11	Habilitación VOR
6020	C9	RET		
6030	3E 90	VOR: LD A, 90	7	Programación PPI
6032	D3 03	OUT (03), A	11	
6034	7C	LD A, H	7	Habilitación f (A)
6035	06 60	LD B, 60	7	
6037	OE 01	LD C, 01	7	
6039	ED 79	OUT (C), A	12	
603B	C9	RET	10	

Memoria RAM

• Condiciones Iniciales:

8000	Elmbo Inicial θ_0
8001	Altura Inicial H_0
8002	Posición X_{0l}
8003	Posición X_{0h}
8004	Posición Y_{0l}
8005	Posición Y_{0h}
8006	Velocidad del Viento

Condiciones Iniciales

8007	Dirección del Viento (α)
8008	Nivel de Turbulencia

. Posiciones de Memoria usadas en el desarrollo del programa:

8100	V_u , velocidad instantánea
8101	H_p , altura peligros
8102	$\text{Sen}\phi$ (seno ángulo Pitch)
8103	$\text{Cos}\phi$ (coseno ángulo Pitch)
8104	Velocidad Vertical (climb)
8105	H , altura instantánea
8106	$\text{Sen}\theta$ (seno ángulo Rumbo)
8107	$\text{Cos}\theta$ (coseno ángulo Rumbo)
8108	$\text{Sen}\alpha$ (seno del ángulo dirección del viento)
8109	$\text{Cos}\alpha$ (coseno del ángulo dirección del viento)
810A	V_N , velocidad nominal
810B	X_1 , posición parcial (absisa)
810C	Y_1 , posición parcial (ordenada)
810D	X_2 , posición parcial de aproximación (absisa)
810E	Y_2 , posición parcial de aproximación (ordenada)
810F	X_{il} , posición actual (absisa - low)
8110	X_{ih} , posición actual (absisa - high)
8111	Y_{il} , posición actual (ordenada - low)
8112	Y_{ih} , posición actual (ordenada - high)
8113	división (X_i/Y_i), low
8114	D_h , división (X_i/Y_i), high
8115	X_{VOR_l} posición estación VOR, low (absisa)

Posiciones de Memoria usadas en el desarrollo del programa:

8116	X_{VOR_H}	posición estación VOR, high (absisa)
8117	Y_{VOR_L}	posición estación VOR, low (ordenada)
8118	Y_{VOR_H}	posición estación VOR, high (ordenada)
8119	$dpvl$	distancia de radiación VOR, low
811A	$dpvh$	distancia de radiación VOR, high
811B	X_{dl}	componente low de distancia VOR (absisa)
811C	X_{dh}	componente high de distancia VOR (absisa)
811D	Y_{dl}	componente low de distancia VOR (ordenada)
811E	Y_{dh}	componente high de distancia VOR (ordenada)
811F	$di-1, l$	distancia anterior, low
8120	$di-1, h$	distancia anterior, high
8121	di_l	distancia actual a la estación VOR, low
8122	di_h	distancia actual a la estación VOR, high
8123	ti_l	tiempo a la estación VOR, low
8124	ti_h	tiempo a la estación VOR, high

3. Cálculo de Tiempo de Ejecución

Conociendo el período del clock maestro de la CPU, y calculando el número de estados que contiene todo el programa del simulador de vuelo, es posible conocer cuanto demora su ejecución. Así ~~por~~ ^{más} teniendo en cuenta el número de states al costado de cada instrucción en el Programa Monitor y Subrutinas se obtiene:

	Nº States
Programa Principal	2,372
Subrutinas:	
MULT	185
DIV	209
DIST	733
RETARD	4,615
ANGFI	142
ANGTE	236
FVOR	336
VELOC	182
CLIMB	83
ALTIM	93
BETA	158
HDIST	93
TIME	93
DOWN	93
UP	93
PELIG	61
TURB	85
VOR	61
Total:	9,923

Como cada período de clock es de $1 \mu\text{seg}$, entonces se obtiene $9,923 \mu\text{seg} \cong 10 \text{ mseg}$; la subrutina RETARD se realiza con el objeto de obtener este valor en tiempo, así pues ya que el programa se repita cada 10 mseg, este tiempo es más que suficiente para el procesamiento de la información y la conversión A/D y D/A para lecturas estables en los instrumentos.

BIBLIOGRAFIA

- Cursos de Perfeccionamiento Profesional en la Escuela de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos para la América Latina:
 - . Adiestrador de Vuelo y Aterrizaje
 - . Altímetros y Radar de Exploración de Abordo
 - . Control de Tránsito Aéreo
 - . Curso de Instrumentos
 - . División Parade Flight procedures Flight Support
 - . Equipo de Alcance Omnidireccional Oficial de Comunicaciones
 - . Especialista y Técnico en Adiestrador de Vuelo por Instrumentos.
 - . Instrucciones para el entrenamiento de vuelo de Aviones
 - . Instrumentos de Aviones
 - . Instrumentos de Vuelo
 - . Introducción a los Principios Electrónicos de Radiogoniometría
 - . La Radiobrújula y Principios fundamentales de Navegación
 - . Manual de Comunicaciones Abordo
 - . Método de marcar los instrumentos e Interpretación de las marcas.
 - . Principios de Electrónica para mantenimiento de aviones.
 - . Radiobalizas, Radiobrújula, Navegación Omnidireccional y Sistema de Aterrizaje por Instrumentos.
 - . Reglas de Vuelo
 - . Reparador de Instrumentos de Aviones
 - . Vuelo por Instrumentos

- El avión y la Práctica del Vuelo
E. Kiffner. Editorial Labor S.A. Barcelona - Madrid
- Sistemas de Navegación Aérea.
Jesús Hernández Raposo. Biblioteca Técnica Philips. 1971
- Circuitos Integrados
Millman - Halkias. Editorial Hispano Europea. 1976
- Circuits Logiques MSI et LSI
R. Lyos - Caen . Editorial Masson. 1976
- Data Catalog 1981
Manual. Standard Microsystems Corporation. 1981
- Data Converter Technical Handbook
Manual. Ferranti Electronics Limited. 1982
- Digital Computer Design Fundamentals
Y. Chu. Mac. Graw Hill - Nueva York. 1968
- Diseño con Circuitos Integrados TTL
Robert Morris - John Miller. Texas Instruments Corporation 1980
- El Arte del Estado Sólido en la Electrónica
C. Sánchez - C. Vivas. Universidad Nacional de Ingeniería
Lima Perú - 1981.
- Electrónica Industrial
Texto: Mundo Electrónico
- Manual Técnico National (Handbook)
- Manual Técnico Z80
- Microprocesadores
 - . Interconexión de Periféricos a Microprocesadores
José Mompín P. Serie: Mundo Electrónico. 1980

- Integrated Microprocessors
M.H. Levon. I.E.E.E. julio 1975
- Microprocesadores: Arquitectura, Programación y desarrollo de
Sistemas
José M. Angulo : Editorial Paraninfo. 1981
- Microprocesadores: Diseño Práctico de Sistemas
José M. Angulo : Editorial Paraninfo. 1983
- Microprocesadores y Microordenadores
R. Lyon - Caem - J.M. Crozet.