

ESCUELA POLITECNICA NACIONAL
FACULTAD DE INGENIERIA ELECTRICA

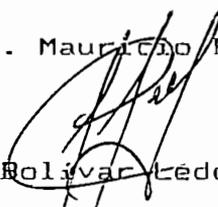
AEROMODELO AUTODIRIGIDO

TESIS PREVIA LA OBTENCION DEL
TITULO DE INGENIERO EN LA
ESPECIALIZACION DE
ELECTRONICA Y CONTROL

MAURICIO BERNABE MOLINA ARAUZ

QUITO, JULIO DE 1992

Certifico que este trabajo ha
sido realizado en su totalidad
por el Sr. Mauricio B. Molina A.


Ing. Bolívar Cedesma G.

DIRECTOR DE TESIS

DEDICATORIA

A mi madre, hermanos y todas
las personas que colaboraron para
la culminación de este trabajo.

AGRADECIMIENTO

Dejo constancia de mi agradecimiento a la ESCUELA POLITECNICA NACIONAL, a todos los profesores quienes me brindaron sus conocimientos, especialmente en la persona del Sr. Ing. Bolívar Ledesma por su paciente colaboración y atención puesta en este proyecto.

INDICE

	Pag.
INTRODUCCION.	i
CAPITULO I : GENERALIDADES.	
1.1 Fuerzas de sustentación de las aeronaves.	1
1.2 Partes de las aeronaves utilizadas para maniobras	9
1.3 Controles de posición en una aeronave.	18
1.4 Perturbaciones en el sistema de navegación.	24
1.5 El microcontrolador como parte del sistema.	
de navegación.	28
CAPITULO II : REQUERIMIENTOS DEL SISTEMA ELECTRONICO.	
2.1 Alimentación del sistema electrónico.	30
2.2 Análisis de los controladores en el plano de fase.	32
2.3 Sensores a utilizar.	57
2.4 Requerimientos de Hardware y Software.	63
CAPITULO III : DISEÑO Y CONSTRUCCION DEL EQUIPO ELECTRONICO	
3.1 Interfases entre el microcontrolador y los mandos.	69
3.2 Control de posición, adaptación a cada mando.	72
3.3 Circuito de nivelación.	84
3.4 Circuito detector de perturbaciones laterales.	87
3.5 Detector de despegue y aterrizaje.	90
3.6 Circuitos auxiliares.	91
CAPITULO IV : PROGRAMAS EN MNEMONICOS DEL 8748.	
4.1 Descripción general del programa.	97
4.2 Rutinas de adquisición de datos.	104

4.3 Rutinas destinadas a los mandos.	109
4.4 Rutina para compensaciones laterales.	115
4.5 Rutinas auxiliares.	116

CAPITULO V : RESULTADOS EXPERIMENTALES.

5.1 Respuesta dinámica del control de posición.	118
5.2 Tiempos y velocidades de despegue.	118
5.3 Tiempos y alturas alcanzadas.	119
5.4 Aproximación de trayectoria ejecutadas.	119

CAPITULO VI : CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.

6.1 Análisis de los resultados experimentales.	120
6.2 Alcance y limitaciones del sistema.	130
6.3 Posibles aplicaciones.	131
6.4 Comentarios y conclusiones.	133

BIBLIOGRAFIA

REFERENCIAS

ANEXO A: TABLAS DE VALORES PARA GRAFICAR EN EL PLANO DE FASE.

ANEXO B: CARACTERISTICAS DE LOS SENSORES.

ANEXO C: DIAGRAMAS DE FLUJO Y LISTADOS DE PROGRAMAS.

INTRODUCCION

Este proyecto básicamente está destinado a la construcción de un sistema electrónico basado en el μ .c INTEL 8748, el cual permita controlar totalmente a un modelo a escala de avión. Actualmente la navegación aérea, dispone de un sistema de piloto automático excluyendo el despegue y aterrizaje, que se lo ejecuta manualmente. Esta tesis esta destinada a tratar de implementar un sistema de piloto automático total, el cual dispondrá de programas que involucren el conocimiento de la situación geográfica para una determinada trayectoria a ejecutarse.

Considerando que al despegar o aterrizar el modelo, las condiciones ambientales y de posición pueden no ser adecuadas, se dispondrá de un control mediante radiofrecuencia para operar manualmente en estos casos, como un equipo estandar disponible en el mercado.

Este trabajo está dividido en seis capítulos en cada uno de los cuales se deben considerar varios aspectos, como son:

En el capítulo I se hace un estudio básico de cuál es el efecto de la sustentación en perfiles aerodinámicos. También se revisa partes básicas de control de una aeronave. Finalmente se enfocan criterios sobre navegación aérea y los efectos de posibles perturbaciones en estos sistemas.

En el capítulo II se presentan los esquemas de tipos de controles y circuitos sensores a utilizarse. Además se hace una proyección del hardware y software a utilizarse.

El capítulo III se destinará al diseño y construcción de todos los sistemas (circuitos) necesarios para poner en funcionamiento las superficies de control del modelo, velocidad y adquisición de datos.

El capítulo IV abarca toda la programación necesaria para controlar los mandos instalados en el modelo y así poder programar sobre el $\mu.c$; cualquier trayectoria.

En el capítulo V se hace una toma de datos según se requiera para verificar los diseños buscados y también ver la confiabilidad de ciertos valores determinados en tablas.

En el capítulo VI se presentan conclusiones respecto a los objetivos planteados, además se recomendará algunas modificaciones que se pueden dar en este proyecto.

CAPITULO I

GENERALIDADES

CAPITULO I GENERALIDADES.

1.1 Fuerzas de sustentación de las aeronaves.

Cuando una aeronave (avión) se encuentra en vuelo, básicamente sobre ésta actúan las siguientes fuerzas:

- 1.-Peso del avión P [N].
- 2.-Fuerza Impulsora F_i [N].
- 3.-Resistencia al avance F_a [N].
- 4.-Fuerza Sustentadora F_s [N].

En la figura 1.1 se muestran estas fuerzas con respecto al centro de gravedad (CG.) del avión.

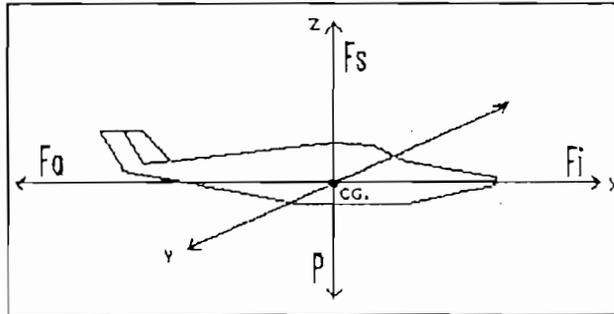


Figura 1.1

A continuación se explicará cada una de las fuerzas mencionadas, señalando además la relación básica con la Sustentación.

Peso del avión P .

Básicamente constituye una fuerza de carácter gravitatorio, ejercida por la tierra sobre el avión. Este tipo de fuerza ($m * g$) esta dada por la estructura del avión (fuselaje, envergadura) más el personal ocupante y la carga. En condiciones de equilibrio el valor de P es igual a la sustentación; en este caso el avión se desplaza en la dirección del eje x , sin presentar ninguna fuerza resultante en el eje z .

Este tipo de fuerza podemos determinarla con la expresión:

$$P = m * g \quad m[\text{Kg}] = \text{masa total del avión.}$$

$$g[\text{m/s}^2] = \text{aceleración de la gravedad.}$$

Fuerza Impulsora F_i .

Es aquella fuerza (reacción) de empuje hacia adelante, en la dirección de V_o (velocidad del avión), originada por el tipo de motor del avión (hélice, turbina, gases, etc.).

El efecto de esta fuerza en la sustentación juega un papel muy importante, ya que ésta es la causante del incremento de velocidad del avión, con lo cual se puede determinar exactamente el punto de velocidad (V_o), en que el avión es capaz de equilibrar la sustentación con el peso total. Esta situación es muy utilizada en el momento de despegar o aterrizar en donde las velocidades requeridas son constantes (sin perturbaciones externas).

En forma general este tipo de fuerza viene dado por:

$$F_i = (V_o - V_m) * Q$$

$$V_o[\text{m/s}] = \text{velocidad del avión.}$$

$$V_m[\text{m/s}] = \text{velocidad de ma.}$$

$$Q = ma/t$$

$$ma[\text{kg}] = \text{masa de aire.}$$

$$Q[\text{Kg/s}] = \text{flujo de ma. en t [s].}$$

Si el avión es impulsado por hélice esta fuerza es:

$$F_i = C_t * \delta * n^2 * D^4$$

$$\delta[\text{Kg/m}^3] = \text{densidad del aire.}$$

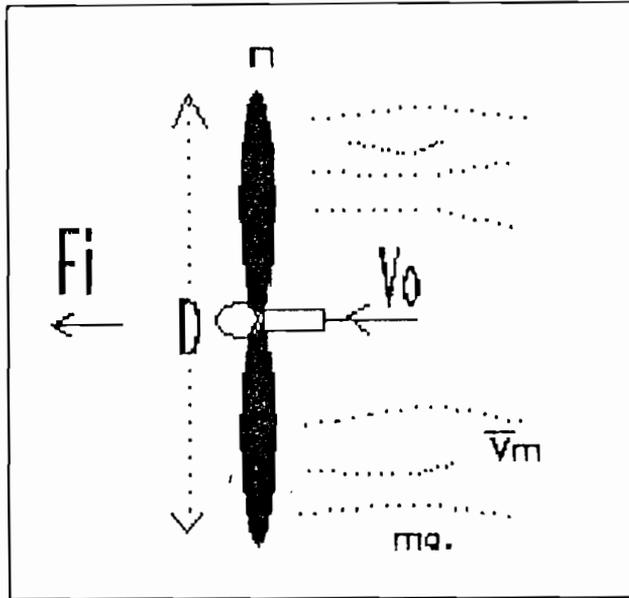
$$n[\text{rps}] = \text{rotación de la hélice.}$$

$$D[\text{m}] = \text{diámetro de la hélice.}$$

$$C_t = \text{coeficiente de empuje.}$$

En la figura 1.2 se muestra la disposición de cada uno de los parámetros que intervienen en este tipo de fuerza (por hélice).

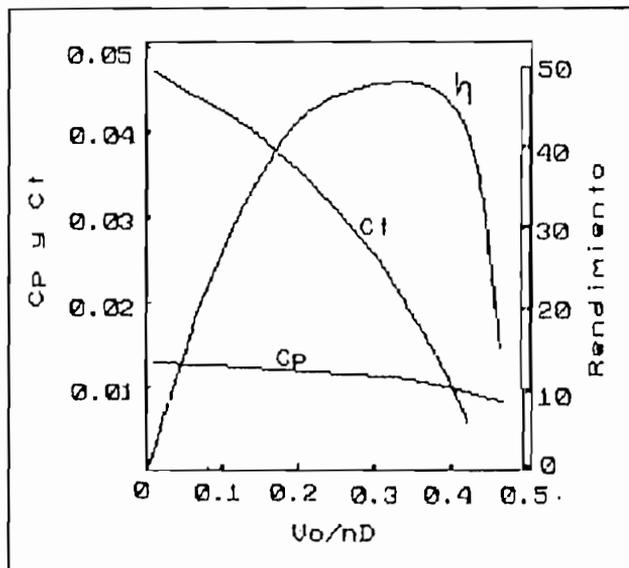
Figura 1.2



C_t depende de la geometría de la hélice (ángulo de ataque de las palas) y de la razón de avance $V_o/(n * D)$.

En la figura 1.3 se tiene valores proporcionados por Weick, Fred E.(Enero 1929) [1] donde se aprecia la variación de C_t en función de $V_o/(n * D)$, para una hélice que tiene $D=2.9m$ y $n=1400$ rpm.

Figura 1.3

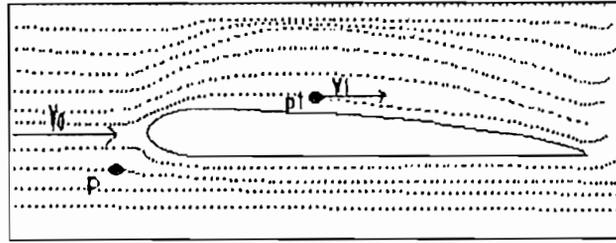


Fuerza Sustentadora F_s y Resistencia al Avance F_a .

Si consideramos la figura 1.4, aquí podemos observar claramente la diferencia de velocidades del fluido (aire), tanto en la parte

inferior como en la superior del perfil (ala de avión).

Figura 1.4



La aparición de estas fuerzas sobre perfiles aerodinámicos, están determinadas por el Teorema de Bernoulli, el cual relaciona presiones y velocidades de un fluido ideal (no viscoso), con la siguiente relación:

$$p + \frac{1}{2} * \delta * V_0^2 = p_1 + \frac{1}{2} * \delta * V_1^2$$

P[Pa] = presión atmosférica.

p1[Pa] = presión en puntos ps.

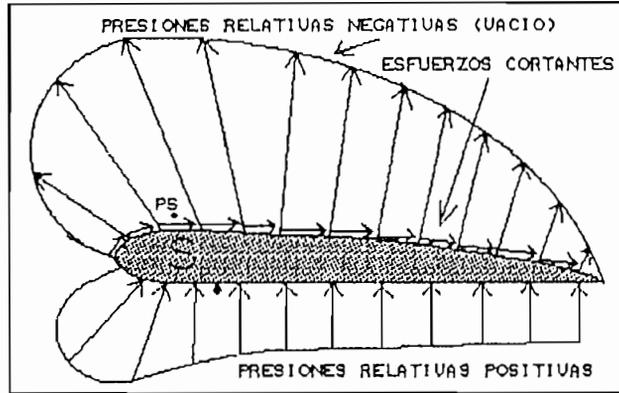
ps. = puntos de la superficie S del perfil (ala).

V1[m/s] velocidad en ps.

De estas observaciones y del Teorema de Bernoulli se puede decir que la velocidad del fluido en la parte inferior del perfil es menor en determinados lugares donde no existe perturbaciones de flujo; esto provoca presiones positivas de distinta intensidad en la parte inferior. Por otro lado, en la parte superior el fluido alcanza gran velocidad en la zona con mayor perturbaciones; esto origina grandes presiones negativas (vacío).

En la figura 1.5 se puede ver la distribución de presiones tanto en la parte superior como en la inferior del perfil (ala).

Figura 1.5



Como resultado de las presiones positivas en la parte inferior del ala, y de las presiones negativas en la parte superior, se tiene una alta diferencia de presiones lo cual da origen a un grupo de fuerzas en la dirección perpendicular al fluido sin perturbar (dirección de V_0). Este conjunto de componentes dan una resultante llamada fuerza Sustentadora F_s .

En la figura 1.5 también se nota la presencia de fuerzas tangenciales al perfil (esfuerzos cortantes), que prácticamente son paralelos al fluido sin perturbar en la dirección de V_0 . Estas constituyen las fuerzas de oposición al movimiento (dirección de V_0) llamadas también fuerzas de Resistencia al avance F_D .

Si consideramos el flujo bidimensional donde el perfil aerodinámico (ala), tiene una longitud infinita, la fuerza de sustentación viene dada por la expresión:

$$F_s = \delta * V_0^2 * \pi * c * l * \alpha$$

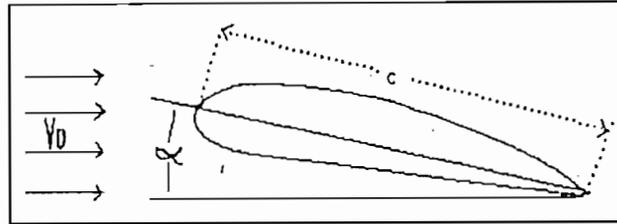
$c * l [m^2]$ = Superficie en planta de un segmento de longitud $l [m]$.

$c [m]$ = cuerda del ala.

$\alpha [rad]$ = ángulo de ataque.

En la figura 1.6 se muestra el perfil aerodinámico con la disposición geométrica de los nuevos parámetros.

Figura 1.6



Para la misma condición de flujo se define el coeficiente de sustentación C_l dado por:

$$C_l = F_s / (S \cdot \rho \cdot V_0^2 / 2) \quad S [m^2] = \text{Superficie en planta del ala}$$

$$S = c \cdot l \quad l [m] = \text{Longitud total del ala.}$$

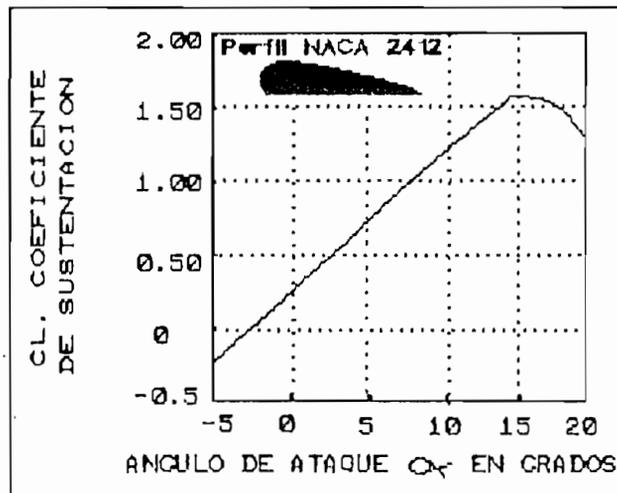
Otra manera de calcular C_l es:

$$C_l = 2 \cdot \pi \cdot \sin(\alpha) \quad \text{para } \alpha \text{ pequeño se tiene:}$$

$$C_l = 2 \cdot \pi \cdot \alpha$$

En la figura 1.7 se muestra valores de C_l obtenida en forma experimental [2], aquí se puede observar, un valor de α donde la sustentación (F_s) es máxima. Para α mayores, la sustentación empieza a decrecer, este punto toma el nombre de desplome donde el avión pierde sustentación y se produce un incremento de la resistencia.

Figura 1.7



Prácticamente los perfiles aerodinámicos poseen una longitud finita "l". En este caso existe la formación de torbellinos en los extremos de las alas, éstos se forman por la diferencia de presiones existentes en la parte superior e inferior del ala;

como consecuencia de los torbellinos existe una disminución W en la velocidad del fluido. Resultado de esto es la reducción de la sustentación. Por otro lado existe la aparición de una fuerza de resistencia al movimiento llamada resistencia inducida F_{Di} .

En la figura 1.8 se muestra la inclinación que sufre F_s por la aparición de F_{Di} .

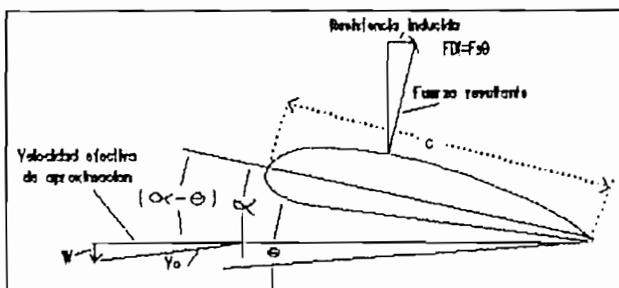


Figura 1.8

$$\theta = W/V_0$$

$$\theta[\text{rad}] = \text{ángulo inducido}$$

La fuerza de sustentación dada por Prandtl, L. [3] para distribuciones elípticas, puede ser aplicada a perfiles que no difieren mucho de la elíptica. Entonces la sustentación puede evaluarse:

$$F_s = \delta * V_0 * \pi * l^2 * W / 2$$

$$l[\text{m}] = \text{Longitud del ala}$$

$$W[\text{m/s}] = \text{Velocidad inducida}$$

Además de la figura 1.8 se tiene:

$$F_{Di} = F_s \theta$$

$$F_{Di} = C_l^2 * S^2 * \delta * V_0^2 / (\pi * l^2 * 2)$$

Como consecuencia de las ecuaciones anteriores se puede deducir el coeficiente de resistencia inducida dado por:

$$C_{Di} = C_l^2 / (\pi * l^2 / S)$$

además se define el alargamiento Γ como:

$$\Gamma = l^2 / S = 1/c$$

De las expresiones se puede notar que al aumentar la envergadura l , el coeficiente de resistencia inducida se reduce notablemente.

A continuación se tiene una expresión para determinar la resistencia de avance total, dada por la resistencia inducida y por la resistencia de perfil, esta última básicamente depende del tipo de perfil aerodinámico del ala.

$$F_a = C_D \cdot l \cdot c \cdot \rho \cdot V_0^2 / 2$$

C_D = Coeficiente de resistencia al avance

Además $C_D = C_{Di} + C_{Do}$

C_{Di} = Coeficiente inducido.

C_{Do} = Coeficiente de perfil.

En la figura 1.9 se tiene la relación de C_D y C_{Di} , C_{Do} [4].

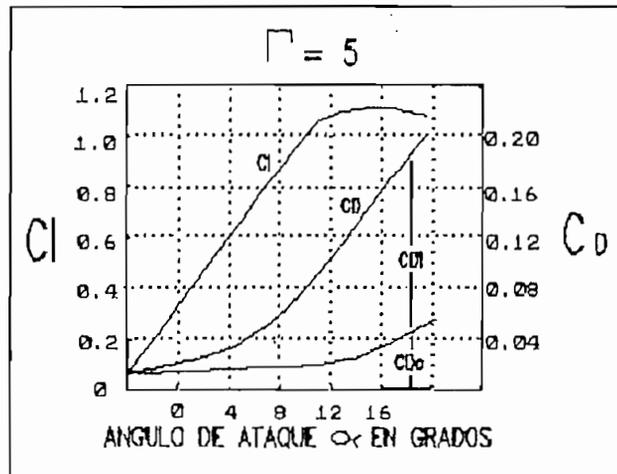


Figura 1.9

1.2 Partes de las aeronaves utilizadas para maniobras

En la actualidad una aeronave puede ser controlada por casi toda su estructura, es decir, se ha buscado partes de ésta, las cuales al presentar un determinado ángulo o variar su superficie con respecto al flujo de aire, da lugar a la formación de momentos que tienen como punto común de acción el centro de gravedad de la aeronave. Estos momentos hacen posible la modificación de los ejes de la aeronave con respecto al plano de tierra.

Para realizar una determinada maniobra (modificar los ejes), es suficiente realizar movimientos de guiñada con las partes de la aeronave. Estos movimientos de guiñada consisten en modificar el efecto neutro de las partes sobre el flujo de aire y en forma inmediata volverlas a la posición neutra.

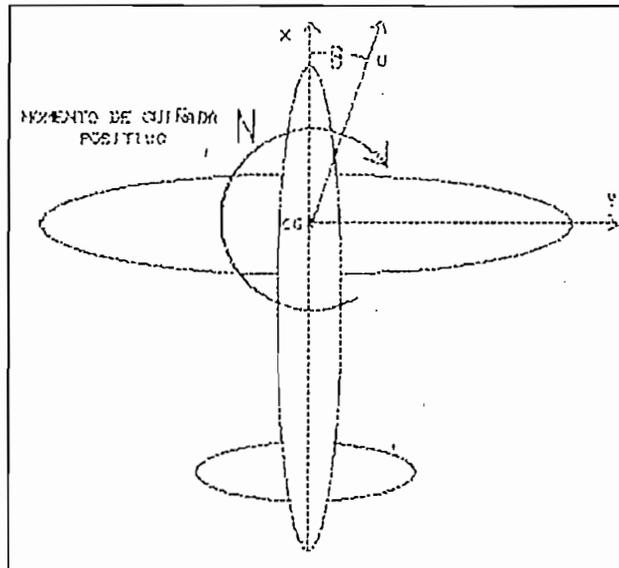
A pesar que es posible controlar una aeronave con casi toda su estructura, es importante hacer mención a una forma de control universal, que se conoce como sistema de tres controles. Este sistema básicamente controla una aeronave mediante las siguientes partes.

- a) Timón de dirección
- b) Timón de profundidad
- c) Alerones

Existe otra alternativa mínima para el control de una aeronave; ésta se conoce como sistema de dos controles. Este tipo de sistema permite el control de una aeronave, mediante las siguientes partes.

- a) Timón de dirección
- b) Timón de profundidad

Figura 1.11



El plano de deriva tiene como papel fundamental presentar oposición a la creación del momento de guiñada, es decir este plano se encarga de restablecer a la aeronave, luego que se ha ordenado un giro mediante el timón de dirección. Este plano permite que la aeronave tenga estabilidad lateral.

Para evaluar el momento de guiñada y por facilidad de comprensión se considera despreciable el efecto de las corrientes de aire provocadas por el sistema de propulsión actuante sobre el fuselaje y sobre el plano de deriva (α de deriva = β).

En la figura 1.12 se tiene el diagrama de fuerzas actuando sobre la superficie vertical.

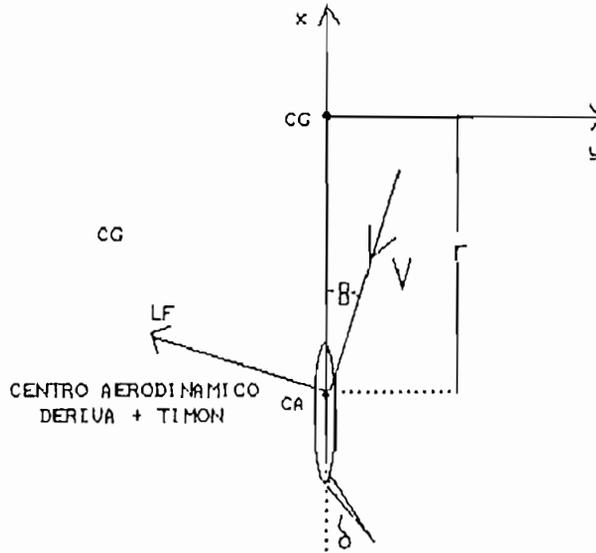


Figura 1.12

La fuerza generada por el perfil de deriva viene dado por la expresión;

$$L_f = C_{lf} \cdot \delta \cdot V^2 \cdot S_f / 2$$

entonces el momento de guiñada es;

$$N = L_f \cdot r \quad \text{donde}$$

C_{lf} = coeficiente de sustentación del perfil de deriva.

V [m/s] = velocidad del CG. (o del viento relativo).

S_f [m²] = superficie del plano de deriva.

δ [Kg] = densidad del aire.

r [m] = brazo de momento.

Timón de profundidad

Se encuentra ubicado a la altura de la cola, constituye un plano horizontal móvil, el cuál se encuentra sujeto a un plano fijo horizontal llamado estabilizador. El timón de profundidad tiene la posibilidad de girar un ángulo +/- δ_e respecto al plano XY, que contiene al plano estabilizador o paralelo.

Cuando el timón es girado un ángulo δe , esto da origen al momento de cabeceo, el cuál puede ser positivo o negativo. Este tipo de maniobra permite que la aeronave, pueda subir o bajar, describiendo siempre un movimiento de rotación. En estos casos la velocidad de la aeronave es tangente a la trayectoria circular. En la figura 1.13 se muestra el momento positivo de cabeceo y las fuerzas que producen el movimiento circular (en este caso hacia arriba).

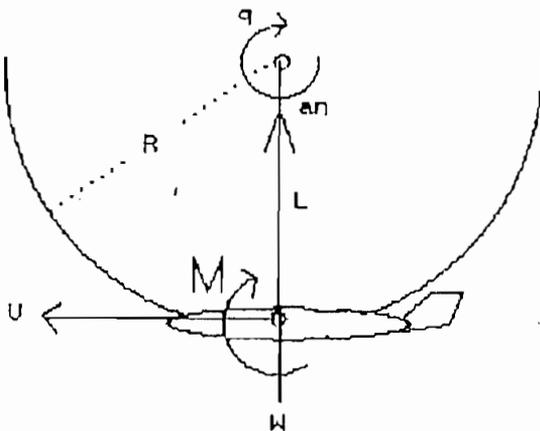


Figura 1.13

Para el caso se tiene la frecuencia angular de rotación q y el factor de carga n dados en las expresiones;

$$q = (n - 1) \cdot g / V \quad n = L / W$$

Para el caso la aceleración normal del movimiento es;

$$a_n = (n - 1) \cdot g$$

Donde

$g[m/s^2]$ = aceleración de la gravedad

$L[N]$ = fuerza de sustentación.

$W[N]$ = peso del avión.

El momento de cabeceo viene, dado por la siguiente expresión;

$$M = C_{mg} \cdot \delta \cdot V^2 \cdot S \cdot c / 2 \quad \text{donde}$$

C_{mg} = coeficiente de momento respecto al CG. del avión.

$S[m^2]$ = superficie de las alas.

$c[m]$ = cuerda media aerodinámica (de una ala rectangular que ofrezca el mismo momento y sustentación, ésta se determina con expresiones matemáticas o gráficamente).

Para que el avión pueda subir o bajar en un determinado ángulo basta con realizar maniobras de guiñada con el timón de profundidad. Si se considera la posición neutra del timón, el avión se puede desplazar en una pendiente escogida sin alterarse esta trayectoria, esto depende básicamente de la gran estabilidad dada a la aeronave por el plano estabilizador (mayor superficie).

Alerones

Constituyen superficies móviles ubicados en los bordes de salida de las alas. Básicamente constituyen dos superficies móviles, las cuales actúan en forma inversa, es decir, si por ejemplo el alerón derecho gira un ángulo δ positivo, el alerón izquierdo girará un ángulo δ negativo de idéntica magnitud.

En la figura 1.14 se puede ver este movimiento.

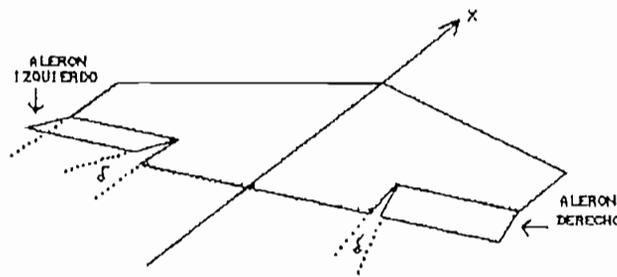


Figura 1.14

Los alerones tienen como función básica la rotación de la aeronave, al rededor del eje X. Esto se debe básicamente a la diferencia de sustentación presentes en los extremos de las alas, debido a la maniobra de los alerones de variar la superficie de las alas. Este desequilibrio de fuerzas da origen al momento de balanceo (L).

En la figura 1.15 se puede ver las fuerzas y momentos que aparecen cuando el avión realiza una maniobra con los alerones.

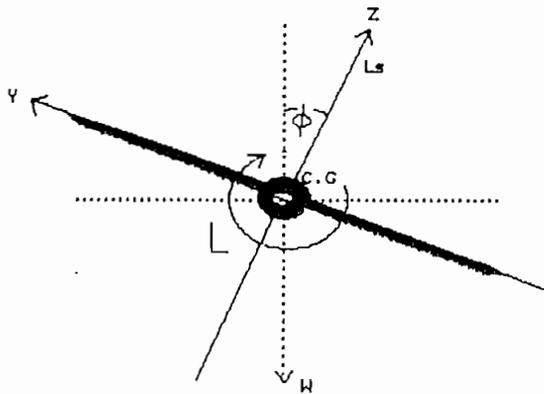


Figura 1.15

$\phi[^\circ]$ = inclinación respecto a la vertical.

$F_s[N]$ = sustentación

El momento de balanceo viene dado por la siguiente expresión;

$$L = C_l \cdot \delta \cdot V^2 \cdot S \cdot l / 2$$

donde

C_l = coeficiente de momento de balanceo.

$V[m/s]$ = velocidad del C.G.

$S[m^2]$ = superficie de las alas.

$l[m]$ = envergadura.

A más de las partes de control (superficies) mencionadas, existen otras, las cuales por sus funciones son capaces de mejorar las maniobras de vuelo (despegue, aterrizaje, viraje, frenado, etc).

A continuación se menciona el nombre, ubicación y una explicación del papel que cumplen estas superficies adicionales.

Flaps.

Constituyen partes móviles del perfil principal (alas), éstas pueden formar parte del borde de ataque o del borde de salida, como se muestra en la figura 1.16.

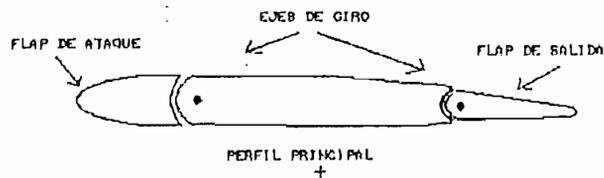


Figura 1.16

Los flaps tienen como función principal aumentar la sustentación de las alas. Para lograr esto, los flaps son capaces de modificar la curvatura del ala, esto permite superar el valor de C_{lmax} (coeficiente de sustentación máximo para flaps neutro).

Consecuencia de variar C_{lmax} , la aeronave puede variar su velocidad, aumentar la sustentación en el despegue, reducir la sustentación en el aterrizaje, etc.

Spoilers.

Constituyen superficies móviles ubicadas sobre las alas, en la figura 1.17 se muestra la disposición de los spoilers y el efecto de éstos sobre un chorro de aire.

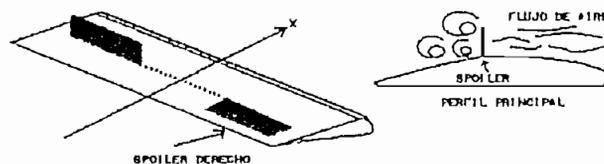


Figura 1.17

Los spoilers tienen como función principal la reducción de la sustentación de las alas, este efecto es logrado por los spoilers, ya que son capaces de reducir la velocidad del fluido incidente sobre el perfil de las alas.

Por los efectos mencionados los spoilers son usados en el control lateral junto con los alerones, además son utilizados en tierra como aerofrenos.

Taps.

Básicamente constituyen pequeños flaps, ubicados en los bordes de salida de las superficies de mando (timones). En la figura 1.18 se muestra la ubicación de los taps.

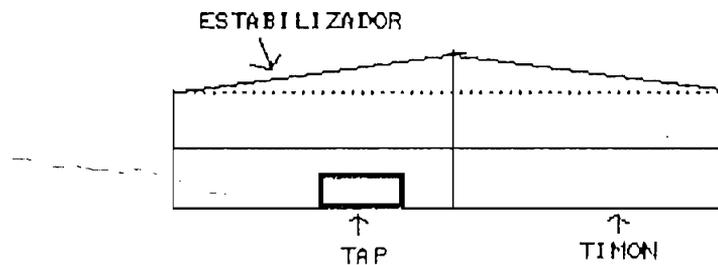


Figura 1.18

La ubicación del tap, permite que las maniobras realizadas por éste, tengan más influencia que las superficies de mando (por el mayor brazo de momento que representan).

El tap, por su pequeña superficie, pero gran influencia, es utilizado para realizar maniobras con desplazamientos finos de la aeronave, ya sean maniobras similares a las superficies de mando o para compensar efectos creados por las mismas (superficies).

1.3 Controles de posición en una aeronave.

Los controles de posición tienen como papel fundamental el desplazamiento angular de las superficies de control (timones, alerones, spoilers, etc). Esto permite modificar la dinámica natural de la aeronave. Aquí se debe tomar en cuenta que las fuerzas necesarias para desplazar las superficies de control generalmente superan las capacidades humanas del piloto, debido a las altas velocidades y gran maniobrabilidad que requieren las aeronaves. Entonces los controles de posición permiten al piloto actuar indirectamente sobre las superficies de control, lo cual reduce considerablemente el trabajo (tedioso) que tiene el piloto para mantener un vuelo dentro de una ruta determinada.

Existen dos tipos básicos de controles de posición muy usados en aeronaves, los cuales se presentan a continuación:

- a) Control de posición en lazo abierto
- b) Control de posición en lazo cerrado

En la figura 1.19 se muestra el diagrama de bloques del control de posición en lazo abierto.

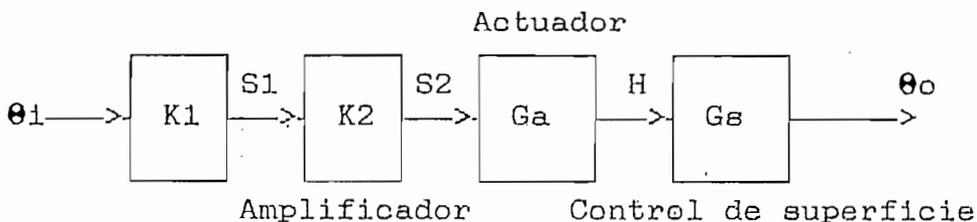


Figura 1.19

Donde cada uno de sus variables y parámetros se describen a continuación:

θ_i .- Variable de entrada o referencia (S_p): corresponde a un desplazamiento ejecutado por el piloto, desde el tablero de control. Este desplazamiento es proporcional al valor de salida θ_o .

S_1 .- Señal de salida del transductor ($S_1 = K_1 \cdot \theta_i$): esta señal puede ser de tipo eléctrica, mecánica, hidráulica o también neumática. Depende del equipo o aparato utilizado para transmitir la señal de entrada.

En este tipo de aplicaciones es muy utilizado el potenciómetro el cuál al existir un desplazamiento angular de entrada θ_i a su salida se tiene una señal eléctrica proporcional a la entrada (para el caso K_1 es ganancia potenciométrica).

S_2 .- Salida del amplificador: la ganancia K_2 nos permite mejorar las condiciones de potencia provenientes de la señal S_1 .

G_a .- Función de transferencia del actuador: ésta depende del tipo de aparatos (eléctricos, hidráulicos, neumáticos) utilizados para crear las fuerzas necesarias para desplazar las superficies de control.

G_s .- Función de transferencia de los mecanismos (reductores, palancas, poléas, etc) que actúan directamente sobre las superficies de control.

θ_o .-Variable de salida: corresponde al desplazamiento angular de las superficies de control.

En la figura 1.20 se presenta el diagrama de bloques de un ejemplo práctico de un control de posición lineal en lazo abierto utilizando energía eléctrica para el actuador.

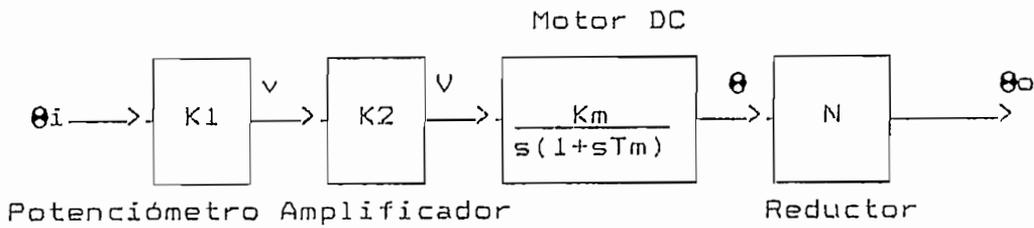


Figura 1.20

La función de transferencia total del control de posición es;

$$\frac{\theta_o}{\theta_i} = \frac{K1.K2.Km.N}{s(1 + s.Tm)}$$

Este tipo de controles, en forma general son de segundo orden lo cuál facilita grandemente los análisis de estabilidad, precisión y rapidez mediante ecuaciones generales.

El control descrito funciona de la siguiente manera; El piloto mediante una palanca de mando puede modificar el valor de θ_i , esto crea a la salida del potenciómetro una señal V de baja potencia ($V = K1.\theta_i$), esta señal pasa por el amplificador para mejorar su condición de potencia y darnos un voltage V_a , el cuál es aplicado sobre el motor DC, esto provoca un desplazamiento θ de su eje, para las condiciones de carga que pueda suministrar el motor DC. El valor de θ generalmente es muy grande comparado con el valor de salida deseado; en estos casos se utiliza un bloque reductor, el cuál es un transformador que permite obtener la señal de salida θ_o requerida y mejorar las condiciones de torque que acompañan al desplazamiento θ_o .

El valor de θ_{omax} alcanzado, es limitado mediante dispositivos de final de carrera, los cuales son capaces de desacoplar la acción del actuador sobre las superficies de control. Esto se produce

cuando el piloto mantiene accionada la palanca de mando. En el caso de una guiñada el control alcanza el valor de θ deseado y regresa a su posición neutra, mediante sistemas de recuperación (resortes, mecanismos con poleas, etc.).

En la figura 1.21 se tiene el diagrama de bloques del control de posición en lazo cerrado.

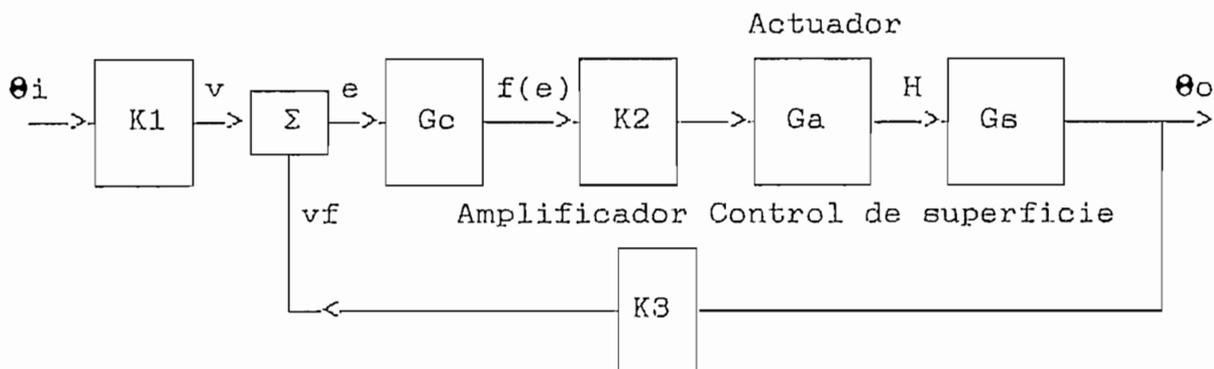


Figura 1.21

A continuación se describen los bloques y parámetros, que aún no han sido descritos respecto al anterior control.

e .- Señal de error: nos da la desviación existente entre salida y entrada.

vf .- Señal de realimentación: nos permite hacer un seguimiento de la señal de salida.

G_c .- Función de transferencia de la acción de control: ésta nos permite mejorar el funcionamiento dinámico del control y además reducir adecuadamente la señal de error.

$f(e)$.- Salida de la acción de control: depende de la función escogida como acción de control (generalmente PID).

H.- Función de transferencia del transductor de la señal de realimentación. Este bloque permite tomar una muestra de la señal de salida θ_o y transformarla en una señal de la misma naturaleza que S_1 .

Como ejemplo práctico sea $G_c = K$ y $H = K_3$ entonces se tiene el diagrama de bloques de la figura 1.22.

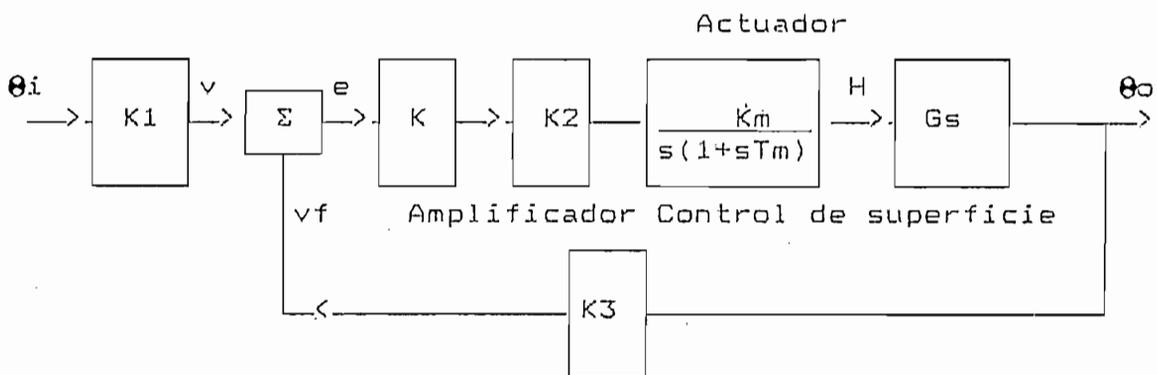


Figura 1.22

Para este caso la función de transferencia total es:

$$\frac{\theta_o}{\theta_i} = \frac{K_1 \cdot K_2 \cdot K \cdot K_m \cdot N}{s^2 \cdot T_m + s + K \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_m \cdot N}$$

La principal ventaja de usar un control con realimentación (l.c), es lograr una adecuada combinación entre precisión y rapidez de respuesta del control.

En el control en lazo abierto se dificulta buscar una precisión adecuada ya que no existe comparación entre las variables de entrada y salida (no existe realimentación).

El control con realimentación, a más de permitir un adecuado control desde los mandos del piloto, permite también la incor-

poración de un sistema de piloto automático, en donde una variedad de sensores (brújula, giróscopo, etc.) y circuitos electrónicos son capaces de manejar la entrada θ_i del control de posición y modificar el θ_o de las superficies de control para corregir una determinada ruta programada.

En general, la precisión y rapidez de respuesta de estos controles de posición depende básicamente de la velocidad de vuelo y tipo de maniobrabilidad requerida por los diferentes tipos de aeronaves (planeador, avioneta, caza bombarderos, etc.). Velocidad y maniobrabilidad involucran necesariamente que potencias son requeridas por los controles para maniobrar con las superficies de control en determinadas condiciones de vuelo.

1.4 Perturbaciones en el sistema de navegación

Se considera que los sistemas de navegación aérea están constituidos por el conjunto de medios (equipos que generan señales de información) y procedimientos (trato adecuado de la información para su explotación) aplicados al proceso de determinación de situaciones de aeronaves.

Entonces estos medios y procedimientos pueden ser perturbados por ciertas variables de carácter aleatorio las cuales tienen como causas principales las siguientes:

- Fluctuaciones erráticas de componentes.
- Interferencias y ruido atmosférico.
- Fluctuaciones de las variables de estado del medio de propagación.
- Perturbaciones y retardos de respuesta.
- Alteraciones psico-fisiológicas humanas.

Fluctuaciones erráticas de componentes.

Este tipo de perturbaciones se presentan en los equipos de navegación como por ejemplo; el ADF (Radiocompás Automático de abordó), el NDB (radiofaro no direccional), los sistemas CONSOL, VOR, TACAN (Sistemas de transmisión direccional), RADAR, etc. Estos equipos disponen de componentes ya sea mecánicos, eléctricos y electrónicos, los cuales son afectados por la temperatura (interna-externa de la nave) variaciones indeseables de las fuentes de polarización (Baterías) vibraciones mecánicas de los motores, humedad (en la aeronave), etc. Todos estos factores producen alteraciones o fluctuaciones

(oscilaciones crecientes y decrecientes de las variables involucradas) como por ejemplo: dilatación y posterior rozamiento de las partes mecánicas, variación resistiva de los conductores que componen la distribución de energía (voltaje), variación de las ganancias de los circuitos electrónicos. Todas estas alteraciones de los componentes introducen imprecisiones en los instrumentos utilizados en navegación.

Interferencias y ruido atmosférico.

Las interferencias constituyen señales extrañas, generalmente son de tipo artificial, de naturaleza muy semejante a las señales de los equipos utilizados en navegación (como los anteriormente descritos). Estas señales de interferencia son producidas por estaciones transmisoras, radio aficionados, otras aeronaves que circulen por la zona, ruido atmosférico, etc.

En general las interferencias contaminan las señales deseadas introduciendo errores en los sistemas de navegación.

El ruido atmosférico son señales eléctricas fortuitas e impredecibles producidas básicamente por descargas eléctricas (existe la creación de señales electromagnéticas) las cuales pasan a formar señales de interferencia.

Fluctuaciones de las variables de estado del medio de propagación

Este tipo de alteraciones del medio se refiere a los cambios que sufren las variables como presión, temperatura, densidad y humedad del medio, estas alteraciones se deben principalmente a las condiciones meteorológicas

imperantes y a las radiaciones energéticas procedentes del cosmos. Esto provoca desigualdad en la distribución de las variables mencionadas. Esta desigualdad hace que el medio de propagación no sea homogéneo e isótropo, además el índice de refracción no es constante. Estos últimos resultados hacen que las trayectorias seguidas por las ondas (electromagnéticas) de información no sean rectilíneas y la velocidad de propagación de las ondas no sea constante.

Este tipo de alteraciones en el medio de propagación introducen también imprecisiones instrumentales las cuales se dan porque estos equipos de navegación toman en cuenta las variables tiempo, amplitud, frecuencia, fase y velocidad de las ondas transmitidas, para determinar la posición de aeronaves.

Perturbaciones y retardos de respuesta.

Los retardos de respuesta se producen generalmente en, equipos que poseen sistemas con servomecanismos, equipos que evalúan tiempo y velocidad de las ondas de información y por la velocidad de maniobrabilidad del piloto cuando efectúa maniobras para corregir ciertas indicaciones dadas por los equipos de abordó. Existen también retardos debido a fenómenos de reflexión, refracción y absorción que sufren las ondas por propiedades eléctricas y magnéticas de la tierra y la atmósfera.

En forma general los retardos constituyen, el tiempo que toman los sistemas para obtener la salida deseada, luego que se ha producido una perturbación o a ingresado una señal de información

para modificar o corregir la salida de los sistemas.

Alteraciones psico-fisiológicas humanas.

Este tipo de alteraciones se refiere a fenómenos y procesos psíquicos, así como también funciones orgánicas y fenómenos vitales del individuo (piloto).

Cualquiera de estas alteraciones del piloto son producidas básicamente por cansancio físico y mental (estrés), problemas emocionales, intoxicación por alimentos, cambios de altura, contaminación del medio (cabina), etc.

Entonces todos estos factores hacen que el piloto, introduzca errores en los sistemas de navegación, ya sea por la mala interpretación de las señales recibidas, así como también, por la toma equivocada de decisiones del piloto en estas condiciones.

1.5 El microcontrolador como parte del sistema de navegación.

Como ya se dijo anteriormente, los sistemas de navegación aérea, están constituidos por el conjunto de medios y procedimientos aplicados al proceso de determinación de situación de aeronaves. Entonces, el microcontrolador ($\mu.c$) siendo un dispositivo electrónico, capaz de realizar evaluación de los datos, ya sea provenientes de los sensores o desde los mandos, además toma las acciones pertinentes a través de sus puertos de salida (pórticos). Entonces como medio formará parte del hardware de los equipos de navegación y como procedimiento mediante software, pasará a realizar las acciones tanto de control, como seguimiento de trayectorias que sobre éste se hayan programado.

Un ejemplo muy típico de la utilización del $\mu.c$ en navegación constituye el equipo de piloto automático, el cuál al ser activado pasa a tomar el control "total" de la aeronave. En este caso, toda la información de posición de la aeronave, sobre los receptores es procesada por los equipos de navegación e ingresada al $\mu.c$. Evaluando esta información y comparando con una trayectoria de referencia (consta en una determinada carta de navegación), verifica el seguimiento de ésta; al existir un error en tal comparación, el $\mu.c$ ordena la corrección de la trayectoria para lo cuál primeramente ordena una habilitación del los timones (superficies de control) y luego mediante una acción de control adecuada (generalmente P.I.D), ordena el desplazamiento de los timones. Esto permite a la aeronave mantenerse dentro de la trayectoria de referencia.

En las aeronaves actuales (1992), el μ .c es utilizado en aeronaves comerciales y muy especialmente en navegación militar, por la gran capacidad que representa, tanto para evaluar gran cantidad de datos (provenientes de los instrumentos de navegación), rapidez en la toma de decisiones y gran precisión de maniobra, lo cual es imposible que sea realizado por el piloto, el cual generalmente debe estar ocupado por buscar la posición de su objetivo o ser interceptado por otra aeronave (enemiga).

Con estas consideraciones se puede afirmar que el μ .c en la actualidad es la unidad clave para los sistemas más avanzados de navegación.

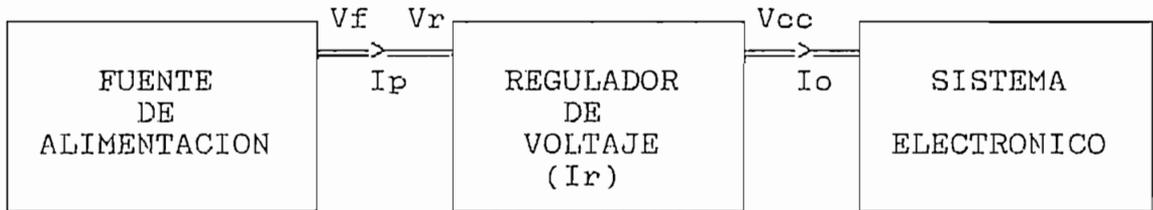
CAPITULO II

REQUERIMIENTOS DEL SISTEMA ELECTRONICO

CAPITULO II: REQUERIMIENTOS DEL SISTEMA ELECTRONICO.

2.1 Alimentación del Sistema Electrónico.

A continuación se muestra el diagrama de bloques del proceso para alimentar el sistema electrónico.



Tomando en cuenta que el elemento de mayor consumo de corriente es el μC . 8748 con 200mA. como máximo, mientras que para el resto de elementos, tales como los integrados CMOS-TTL, fotoresistencias, leds, etc. se estima un consumo no superior a los 200mA.

- para este caso $I_o(\text{max})$ tendrá un valor de 400mA.
- se estima que para $I_o(\text{max})$, el regulador tendrá un consumo $I_r \leq 100\text{mA}$. ($V_r = 7.2\text{v}$).
- del anterior análisis se deduce que I_p será menor o máximo igual a 500mA.

Fuente de Alimentación: Básicamente se requiere una fuente de alimentación con autonomía superior a 5 minutos. Suficiente para realizar las pruebas con este sistema electrónico. Para satisfacer las condiciones de corriente requeridas por el sistema, se ha considerado pilas recargables de Níquel Cadmio (Ni, Cd), con autonomía de 9 minutos y con las siguientes características:

descripción	cantidad	capacidad nominal	voltaje nominal	corriente de carga
pila	1	500mAh	1.2v /15ai	50mA. /14horas
banco	6	500mAh	7.2v /15ai	50mA. /14horas

Regulador: Nos permite mantener V_{cc} constante sobre el sistema electrónico a pesar de existir variaciones de I_o . Para lograr tal propósito se deben tomar en cuenta las siguientes características del regulador.

TIPO	SALIDA V_o	I_{omax}	V_{in} máx	min	Disipación
MC7805CT	5v +/- 5%	1000mA	35v	7v	15 watt.

Sistema Electrónico: En forma general el Sistema Electrónico constituye una carga de corriente variable para el regulador.

I_o será variable debido a que el sistema electrónico cumplirá tareas tanto de habilitación de ciertos subsistemas electrónicos, así como también, fijará controles automáticos los cuales actúan aleatoriamente dependiendo de como responda el aeromodelo.

Al sistema electrónico ingresará información a través de los sensores, esto también involucra variación de corriente.

En la figura 2.1 se muestra el circuito práctico que servirá para alimentar el sistema electrónico.

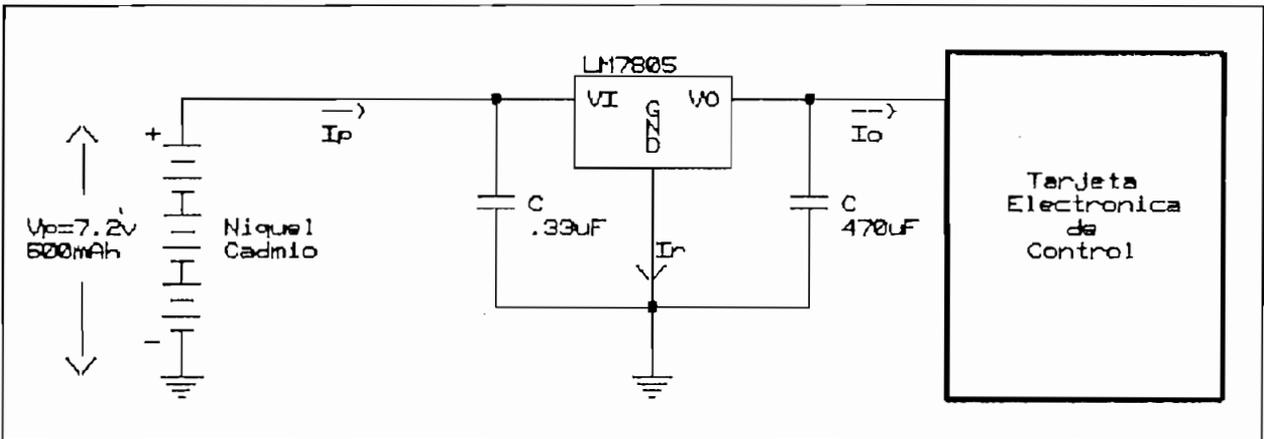
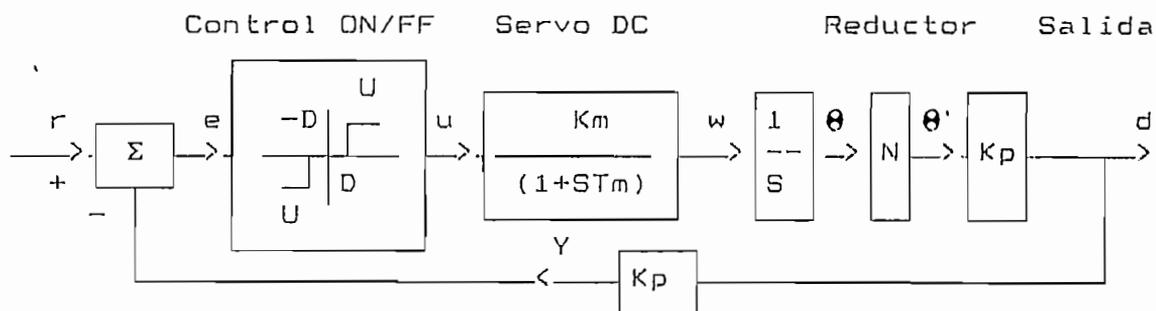


Figura 2.1

2.2 Análisis de los controladores en el plano de fase.

Se debe considerar que el aeromodelo requiere dos tipos de controles de posición, uno de respuesta lenta destinado al control de la palanca de gases que permite controlar la velocidad del motor mecánico (OS Max 40) y la cúpula de aterrizaje. El otro control de respuesta rápida destinada al manejo de los timones (dirección-elevador). A continuación se presenta el diagrama de bloques, detallando los parámetros que constituyen el control de posición de respuesta lenta.



(Control de posición lento)

$r[v]$.- Punto de consigna o entrada de referencia (S_p). El control digital ($\mu.c$) podrá hacer uso de esta referencia considerando, el valor mínimo de salida (d) para $r = 0.4v$ y el valor máximo de salida para $r = 3.5v$. Se ha tomado estos límites considerando que se trabajará con elementos de tecnología TTL.

Acción ON/OFF.- Básicamente es un controlador de dos posiciones (todo o nada). Para éste caso se considera una zona muerta D , para evitar el desgaste mecánico de los elementos que constituyen el control y mejorar la respuesta del Sistema. Esta acción actúa dependiendo del valor de e con la siguiente función.

$$u = f(e) = \begin{cases} U & e > D \\ 0 & -D \leq e \leq D \\ -U & e \leq -D \end{cases} \quad \text{donde}$$

$e = \text{error}$
 $D = \text{zona muerta}$
 $U = \text{voltaje nominal sobre el servo.}$
 $u = \text{función signo.}$

Servo DC.- Básicamente constituye un pequeño motor de corriente continua. En forma simplificada presenta la siguiente función de transferencia:

$$G_m = \theta/u = K_m / S(1+ST_m) \quad \text{donde}$$

$K_m = \text{ganancia del motor.}$
 $T_m = \text{constante de tiempo del motor.}$

$K_m[\text{rad/s.v}]$, $T_m[\text{s}]$ serán determinados mediante la identificación de la siguiente función de transferencia;

$$G_w = W/u = K_m / (1+ST_m) \quad \text{donde}$$

$W = \text{velocidad angular del servomotor.}$

$$K_m = \frac{W(\text{velocidad angular en estado estable})}{U(\text{función paso de voltaje en el servo})}$$

T_m medido cuando W alcanza el 63.2% del valor estable.

Con los parámetros identificados podemos recuperar la función de transferencia original mediante la relación:

$$\theta = W/S \quad S = \text{Frecuencia compleja}$$

N Reductor.-Permite transformar la velocidad angular y torque provenientes del servomotor, para aplicarse en la carga según se requiera.

K[mm./rad].-Nos permite transformar el movimiento de rotación en movimiento de traslación.

La ganancia K es consecuencia de la rotación de un tornillo sin fin, el cual produce un desplazamiento lineal de una tuerca acoplada al tornillo.

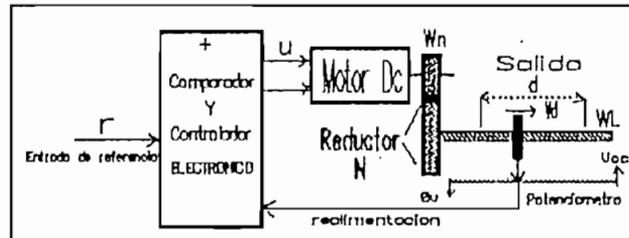
$K_p[v/mm]$.-Ganancia potenciométrica es resultado de variaciones de voltaje en relación a variaciones de desplazamiento del control de posición.

$d[mm]$.-Variable de salida del sistema, corresponde al desplazamiento d .

$Y[v]$.-Variable de salida del transductor potenciométrico Y constituye la realimentación del sistema.

En la figura 2.2 se muestra el esquema mecánico que constituye el control de respuesta lento (control de velocidad del modelo).

Figura 2.2



A continuación se realizará el diseño del control de posición, para lo cual se tomará en cuenta los requerimientos de la carga mecánica [5] y la disponibilidad de ciertos elementos existentes en el mercado.

Carga mecánica.-

$PLN = 0.3 \text{ watt.}$

PLN - Potencia nominal requerida por la carga mecánica.

$TLN = 0.01 \text{ Nm (6.5N)}$

TLN - Torque nominal requerido por la carga mecánica.

$WLN = 30 \text{ rad/s}$

WLN - Velocidad angular requerida por la carga mecánica.

$Vd = 3 \text{ mm/s}$

Vd - Velocidad lineal de desplazamiento del control de posición.

$TLa = 0.015 \text{ Nm}$

TLa - Torque de arranque máximo requerido por la carga mecánica.

Cálculo de k_p .- El control de posición requiere un desplazamiento $D_d = 14\text{mm}$. para lograr desplazar la palanca de gases, la cual permite que el motor mecánico adquiera velocidades desde 0 a 13000 RPM [6].

El potenciómetro requerido debe ser capaz de entregarnos información de la posición de la palanca de gases. Para esto, se necesita voltajes de salida del potenciómetro comprendidos entre 0.4v y 3.5v. En este caso K_p viene dado por la expresión.

$$K_p = DV/Dd$$

entonces $K_p = \frac{3.5 - 0.4}{14} = 0.221 \text{ v/mm}$

$K_p = 0.221 \text{ v/m}$

El potenciómetro que nos permite tal constante fué obtenido en el mercado con una resistencia $R_{kp} = 20K$.

Cálculo de k .- Se deben satisfacer las condiciones de carga como

$$V_d = 3\text{mm/s} \quad \text{y} \quad W_{LN} = 30 \text{ rad/s} \quad \text{para esto } k \text{ es:}$$

$$k = V_d/W_{LN}$$

entonces $K = \frac{3}{30} = 0.1 \text{ mm/rad}$.

En el mercado se pudo encontrar un tornillo de 3mm de diámetro el cual nos permite una $K = 0.102 \text{ mm/rad}$.

$K = 0.102 \text{ mm/rad}$

Servo DC (Servomotor).- Para satisfacer los requerimientos de la carga mecánica se ha considerado el servo DC con las siguientes características:

Disponiendo de un grupo motor generador, se ha procedido a la identificación de los parámetros que constituyen el servomotor. Experimentalmente se obtuvo:

$$WM = 578 \text{ rad/s. para una función paso } U = 4.2\text{v}$$

$$\text{entonces } Km = W/U = \frac{578}{4.2} = 137.61 \text{ rad/s.v}$$

$$Km = 137.61 \text{ rad/s.v}$$

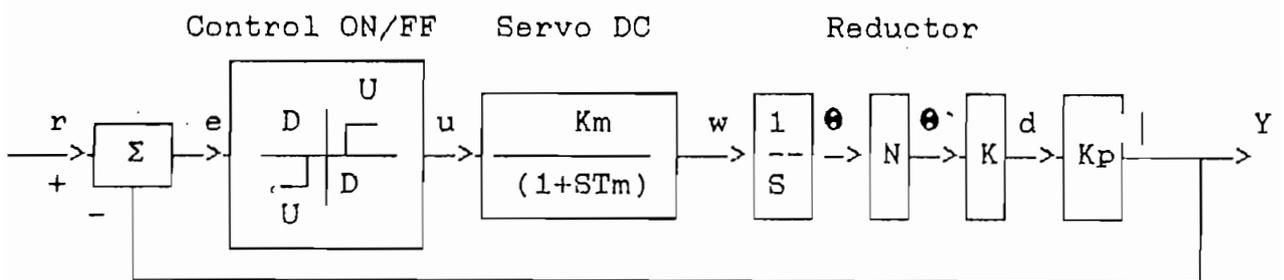
$Tm = 0.1 \text{ s}$ obtenido mediante un tacogenerador acoplado al eje del servomotor, el valor de Tm es visualizado en el osciloscopio de retención.

$$Tm = 0.1 \text{ s}$$

Con estos valores queda identificado el servo DC con la siguiente función de transferencia.

$$Gs = \frac{137.61}{S(1+0.1S)} \text{ [rad/s.v]}$$

Para analizar los controladores en el plano de fase se considera el siguiente diagrama de bloques equivalente (para $Vn = U = 4.2 \text{ v}$).



Planta lineal

Sea la función

$$u = f(e) = \begin{cases} 4.2 \text{ v} & e > D \text{ caso 1} \\ 0 & -D \leq e \leq D \text{ caso 2} \\ -4.2 \text{ v} & e \leq -D \text{ caso 3} \end{cases}$$

y la planta lineal GL

$$GL = \frac{Km * N * K * Kp}{S(1+STm)}$$

sustituyendo los valores encontrados se tiene:

$$GL = \frac{0.163}{S(1+0.1S)} = Y/u \quad \text{Ecuación (1)}$$

del diagrama $e = r - Y$ Ecuación (2)

de la Ecuación (1) se puede obtener la siguiente ecuación diferencial.

$$Y'' + 10 Y' = 1.63 u \quad \text{entonces } Y'' = -10 Y' + 1.63 u \quad \text{Ecuación (3)}$$

Sea las variables de Estado

$$\begin{aligned} X_1 &= Y \\ X_2 &= Y' \end{aligned} \quad \text{Ecuación (4)}$$

Derivando las variables de estado se tiene:

$$\begin{aligned} X_1' &= Y' \\ X_2' &= Y'' \end{aligned} \quad \text{Ecuación (5)}$$

Sustituyendo las ecuaciones (3) y (4) en (5) obtengo:

$$X_2' = -10 X_2 + 1.63 u \quad \text{Ecuación (6)}$$

Por definición $\beta = \frac{\delta X_2}{\delta X_1}$ donde β - pendiente de cada trayectoria de la curva;

$$\text{Ecuación (7)} \quad X_2 \text{ vs. } X_1$$

De la Ecuación (6) por definición se tiene;

$$\begin{aligned} \frac{\delta X_1}{\delta t} &= X_2 \\ \frac{\delta X_2}{\delta t} &= -10 X_2 + 1.63 u \end{aligned}$$

dividiendo las ecuaciones y sustituyendo en (7) queda;

$$\beta = \frac{\delta X_2}{\delta X_1} = \frac{-10 X_2 + 1.63 u}{X_2} \quad \text{Ecuación(8)}$$

A partir de la Ecuación (8), se puede determinar el método que facilitará realizar el análisis de los controladores en el plano de fase. En esta ecuación se ve claramente la imposibilidad de realizar una integración de la ecuación, debido a la dificultad que presenta el despeje de las variables en juego. Considerando lo anterior, el método útil para el análisis es el llamado Método Gráfico de las Izóclinas (Curvas con idéntica inclinación). Este método permite visualizar de una forma aproximada las trayectorias que son recorridas por el control de posición para cualquier condición inicial del sistema.

El Método Gráfico de izóclinas contiene los siguientes pasos:

a) Cálculo de puntos de equilibrio: para esto buscamos los puntos donde el sistema es capaz de llegar al reposo ($Y'' = Y' = 0$).

Para el efecto igualamos a cero la Ecuación (6)

$$0 = X_2$$

$$0 = -10 X_2 + 1.63 f(e)$$

entonces los puntos de equilibrio están en: la recta $X_2 = 0$ y el segmento $X_1 (Y)$ donde se cumple que $f(e) = 0$. Esto se da para el rango dado por la función signo comprendidos entre;

$$-D \leq e \leq D \quad \text{como} \quad e = r - Y \quad \text{se tiene}$$

$$-D \leq r - X_1 \leq D$$

b) Determinación de la curva de conmutación: Esto permite visualizar en que rangos de $X_1 (Y)$ el control proporciona voltajes $+U$ y $-U$ sobre el servomotor. Este rango se puede determinar fácilmente de la función signo para los siguientes valores.

$f(e) = +U$	$\text{si } e \geq D$	sustituyendo	$e = r - Y$	
$f(e) = -U$	$\text{si } e \leq -D$		$X_1 = Y$	
$f(e) = +U$	$\text{si } r - X_1 \geq D$	o	$r - D \geq X_1$	
$f(e) = -U$	$\text{si } r - X_1 \leq -D$	o	$r + D \leq X_1$	

c) Gráfico de X_2 vs X_1 .

Para realizar los gráficos de las trayectorias se considera la Ecuación (8) para los casos siguientes dados por la función signo.

Caso 1. $u = f(e) = +U$ si $e \geq D$ entonces

$$\beta = \frac{-10 X2 + 6.846}{X2} \quad \text{Ecuación (8.1)}$$

Caso 2. $u = f(e) = 0$ si $-D \leq e \leq D$ entonces

$$\beta = -10 \quad \text{Ecuación (8.2)}$$

Caso 3. $u = f(e) = -U$ si $e \leq -D$ entonces

$$\beta = \frac{-10 X2 - 6.846}{X2} \quad \text{Ecuación (8.3)}$$

Para cada uno de los casos se realizará una tabla de datos con valores de $X2$, adecuados para visualizar los efectos del sistema para distintas condiciones iniciales.

El ancho de la zona muerta D será variable para poder apreciar la respuesta del sistema para valores adecuados de D .

Considerando que el sistema diseñado, demora aproximadamente $t = d / Vd = 14\text{mm} / (3\text{mm/s}) = 4.6\text{s}$ en llegar a la posición máxima de referencia cuando se aplica una función paso de entrada $r = 3.5\text{v}$.

Entonces se puede afirmar que la velocidad de desplazamiento del control se ha estabilizado en un tiempo mucho menor a $t = 4.6\text{s}$.

Considerando lo anterior, se puede realizar un cálculo teórico de la zona muerta D que permitirá al sistema en lazo cerrado (total), tenga buena estabilidad y alta precisión.

En la figura 2.3 se muestra el sistema total con zona muerta justo en el límite de oscilar y además presenta error de posición.

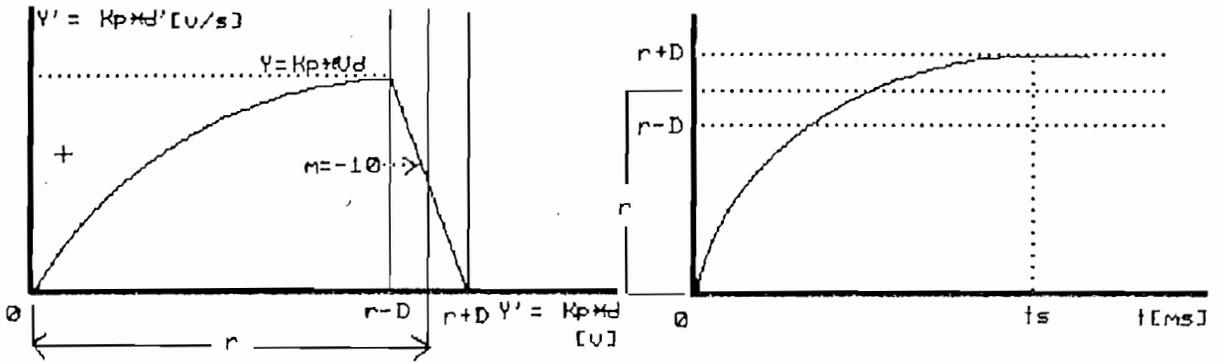


Figura 2.3

Para el caso se tiene:

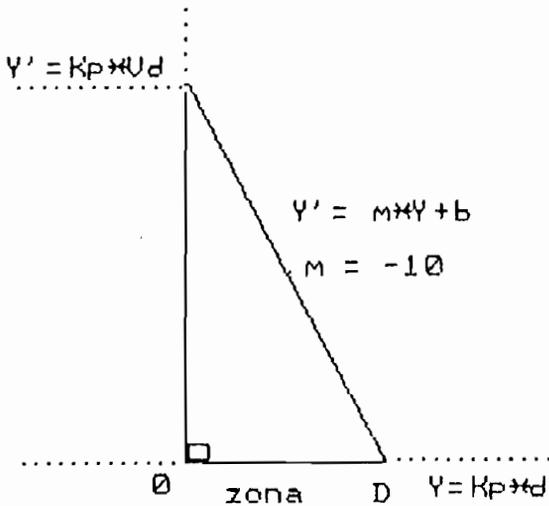


figura 2.4

De la Ecuación (8) podemos determinar el valor en estado estable de Y' , esto se da cuando $\beta=0$ ($u=4.2$ v).

sustituyendo valores;

$$Y' = 0.6846 \text{ [v/s]}$$

Sea la ecuación de la recta;

$$Y' = m * Y + b \text{ dada por la}$$

figura 2.4 y remplazando valores queda :

$$Y' = -10 * Y + 0.6846$$

para $Y' = 0 \rightarrow Y = 2D$ entonces

$$\boxed{2D = 0.06846 \text{ v}} \rightarrow D = 0.03423$$

Entonces el valor de zona muerta mínima para que no exista oscilaciones en el sistema es:

$$\boxed{2D_{\min} = 0.06846.} \quad D = 0.03423$$

En la figura 2.5 se muestra el sistema total con zona muerta donde no existen oscilaciones ni error de posición.

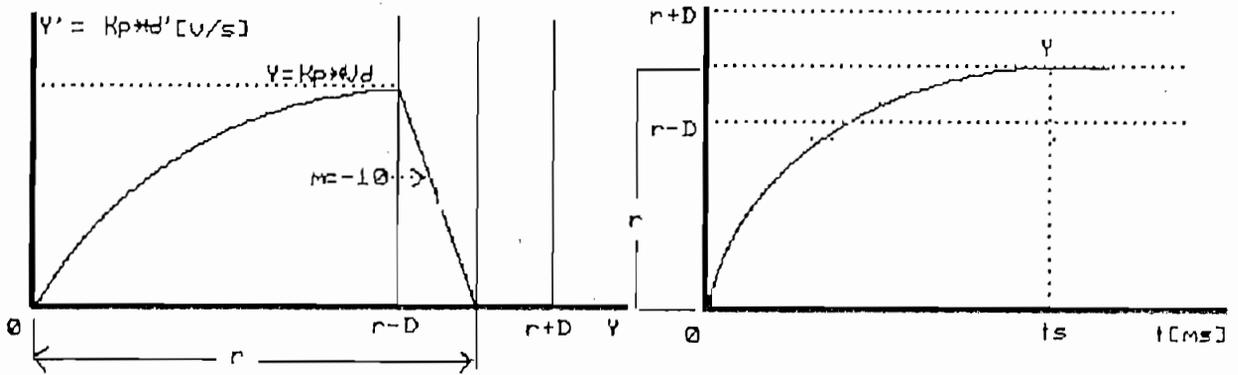


Figura 2.5

Realizando un cálculo similar en la figura 2.4 se tiene la zona muerta adecuada para evitar oscilaciones y error de posición del sistema. Entonces $2D$ adecuado es:

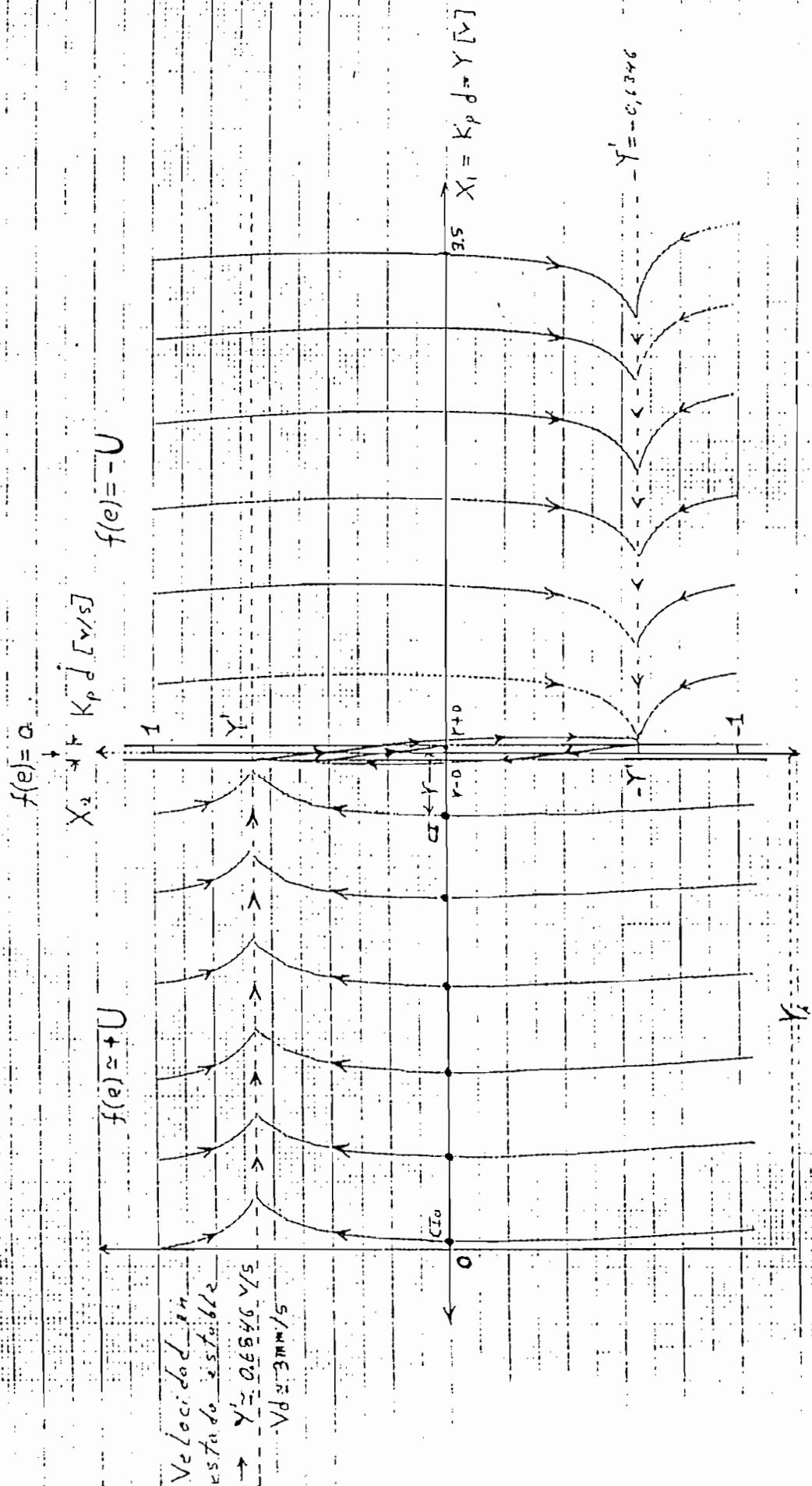
$$2D_a = 0.136 v \quad D = 0.068$$

Con los valores anteriores de zona muerta se procederá a representar gráficamente las posibles trayectorias seguidas por el sistema cuando la zona muerta sea:

- a) $2D < 2D_{min}$
- b) $2D = 2D_{min}$
- c) $2D = 2D_a$

En el Anexo A se muestra las tablas de datos para realizar los gráficos de las trayectorias correspondientes a los casos a,b,c

RETRATO DE FASE CASO a)



Velocidad en estado estable
 $\gamma' \approx 0.06546 \text{ v/s}$
 $V_d \approx 3 \text{ mm/s}$

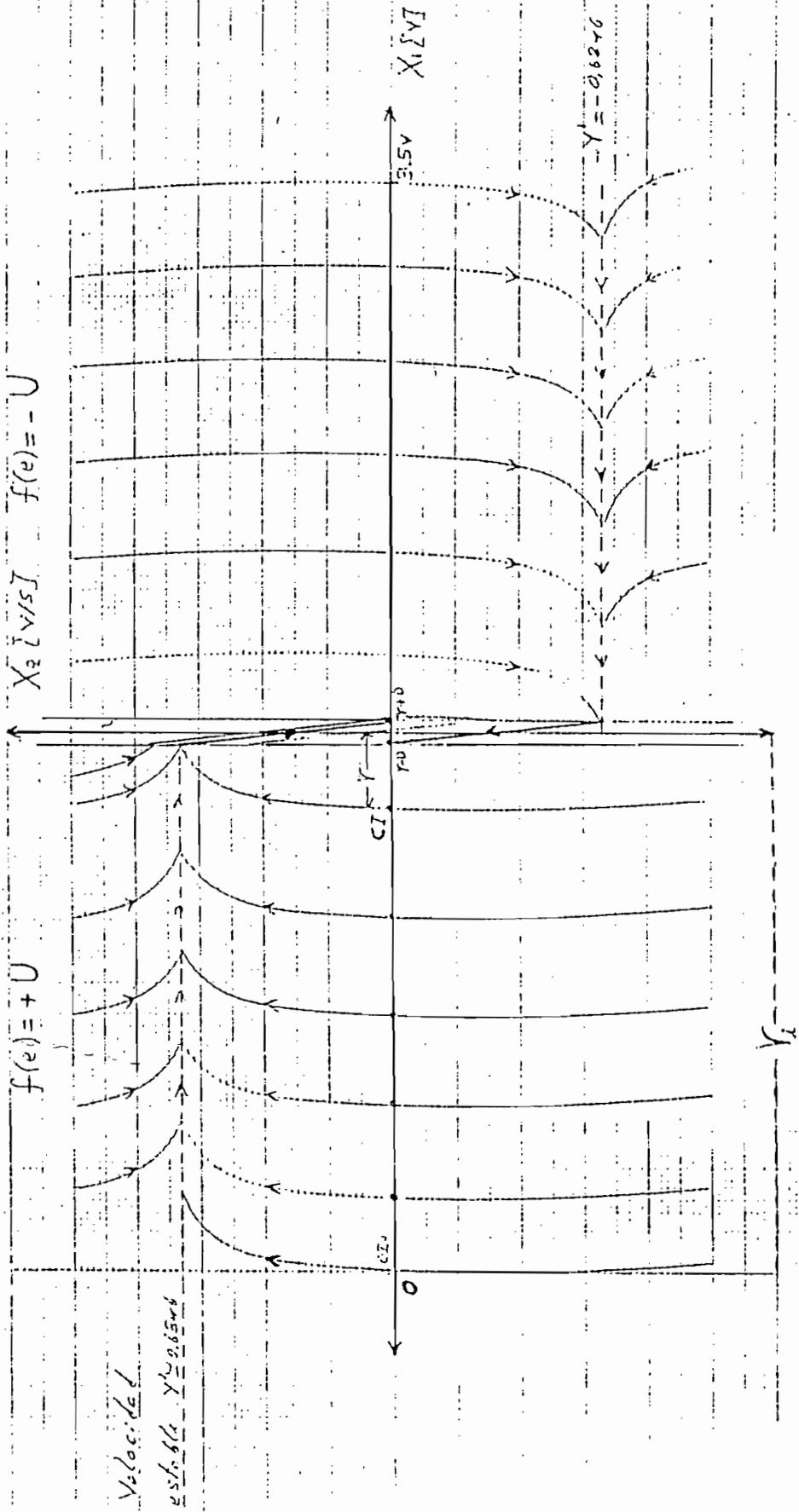
$\gamma = CI \approx 0.18 \text{ v}$ Sistema Oscilante para $2D=0$ o menor a $2D_{min}$

$\gamma' = CI' \approx 1.195 \text{ v}$ a) $2D$ menor a $2D_{min}$

RETRATO DE FASE CASO b)

$f(e) = 0$

$f(e) = +U$ $f(e) = -U$

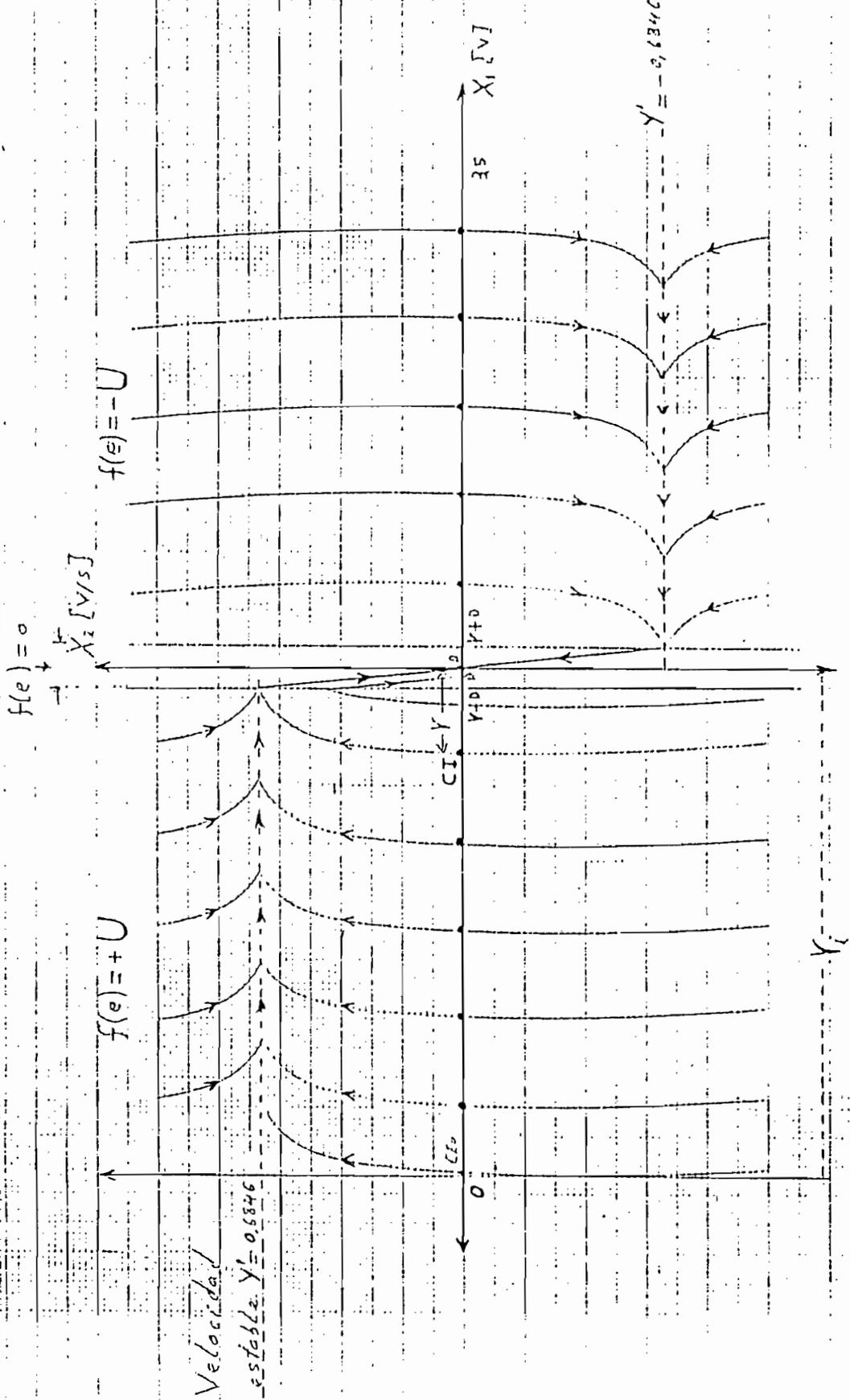


$\gamma = CI \approx 0.15 \text{ V}$

$\gamma_i = CI_i \approx 1.95 \text{ V}$

b) 2D igual a 2Dmin

RETRATO DE FASE CASO c)



$Y = CI \approx 0.19V$

$Y' = \dot{X}_2 = 1.75Y$

c) 2D igual a 2Dø

CONCLUSIONES DE LOS GRAFICOS

De los retratos de fase graficados, para el control de posición para mando de velocidad del motor del avión, se tiene las siguientes características:

- Considerando que todas la trayectorias seguidas por el control convergen hacia los puntos de equilibrio, entonces el sistema por definición es ASINTOTICAMENTE ESTABLE.

- Modificando el ancho de la zona muerta, podemos variar la precisión del sistema, entonces el ancho D de la zona muerta da el ERROR EN ESTADO ESTABLE.

- Si la zona muerta D es CERO, el sistema OSCILA.

- Si la zona muerta es $0 < 2D < 2D_{\min}$ el sistema OSCILA, pero rápidamente se dirige hacia los puntos de equilibrio.

Para este tipo de condición, el valor máximo de error en estado estable alcanzado por el sistema es D (r función paso unitario).

- Si la zona muerta es $2D = 2D_{\min}$, el sistema se dirige a los puntos de equilibrio SIN OSCILAR; ésto para condiciones iniciales $X_2 < Y'$ ($f(e)=+U$) y $X_2' > -Y'$ ($f(e)=-U$). El sistema presenta oscilaciones para condiciones iniciales $X_2 > Y'$ ($f(e)=+U$) y $X_2 < -Y'$ ($f(e)=-Y'$). pero conforme ingresa a la zona muerta, el sistema se dirige rápidamente a los puntos de equilibrio presen-

tando ligeras oscilaciones.

En este caso el MAXIMO ERROR EN ESTADO ESTABLE ES D_{min} .

- Si la zona muerta es $2D = 2D_a$, el sistema se dirige a los puntos de equilibrio sin oscilar, esto para condiciones iniciales $X_2 < Y'$ ($f(e)=+U$) y $X_2 > -Y'$ ($f(e)=-U$).

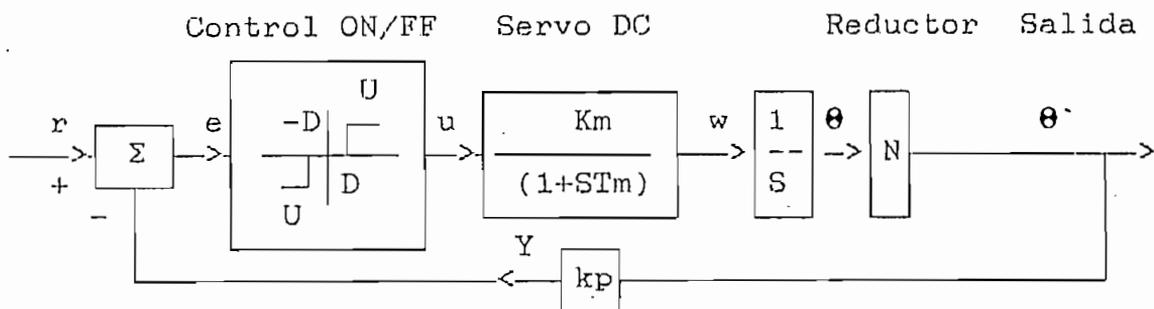
En este caso el error en estado estable será cero, para referencias $r_i > r$.

- El sistema presenta oscilaciones para condiciones iniciales $X_2 > Y'$ y $X_2 < -Y'$, pero conforme ingresa a la zona muerta, el sistema se dirige rápidamente a los puntos de equilibrio, presentando ligeras oscilaciones.

El error en estado estable será distinto de cero, para $r_i < r$, en este caso se tendrá un máximo valor de error en estado estable igual a $2D_a$ (r función paso unitario).

- Si la zona muerta es MUY ANCHA ($2D > 2D_a$), a pesar de que existe más estabilidad, el error en estado estable es mayor y el sistema se hace más rápido.

Ahora se analizará el control de posición rápido destinado al manejo del timón de dirección o elevador. Para esto se presenta el siguiente diagrama de bloques.



(Control de posición rápido)

La mayoría de variables que forman el control de posición ya fueron descritas en el análisis anterior. Ahora mencionaremos sólo las que faltan por hacerlo.

θ [rad].-Posición de salida del servomotor.

θ' [rad].-Posición de salida del control de posición. El valor de θ' variará dependiendo de r con la siguiente tabla:

r [v]	θ'	θ
0.4	-35	$-7\pi/36$
1.95	0	0
3.5	35	$7\pi/36$

Y [v].- Variable de salida del transductor potenciométrico, proporcional a la posición de salida ($Y = K_p \theta'$).

A continuación se dan las características de la carga mecánica para este tipo de aplicaciones [8].

Carga mecánica.-

PLN = 0.3 watt.

PLN - Potencia nominal requerida por la carga mecánica.

TLN = 0.0375 Nm

TLN - Torque nominal requerido por la carga mecánica.

WLN = 8 rad/s

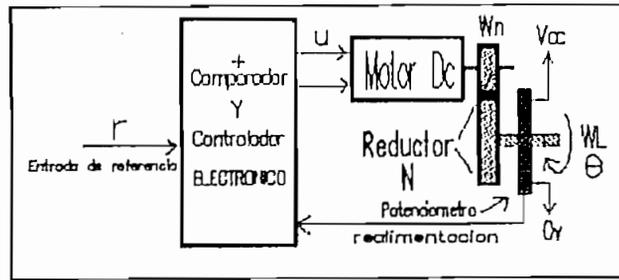
WLN - Velocidad angular desarrollada por la carga mecánica.

TLa = 0.056 Nm

TLa - Torque de arranque máximo requerido por la carga mecánica.

En la figura 2.6 se muestra el esquema mecánico que constituye el control de respuesta rápido (control de timones).

Figura 2.6



Cálculo de k_p .- Para el caso se aplicará 3.9 v ($2 \cdot 1.95$) sobre el potenciómetro, el cual posee un desplazamiento angular total de 270 grados ($3\pi/2$). Entonces K_p viene dado por la expresión:

$$K_p = \frac{DV}{D\theta}$$

$$K_p = \frac{3.9}{3\pi/2} = 0.827 \text{ v/rad}$$

$$K_p = 0.827 \text{ v/rad} \quad R_{kp} = 20k$$

Con k_p se puede determinar los valores de Y , para satisfacer los requerimientos de r .

$$\text{Como } Y = k_p \cdot \theta' \quad \rightarrow \quad \theta' = \frac{Y}{k_p}$$

entonces para;

$$r = 1.95 \text{ v} \quad \theta_{n'} = \frac{1.95}{0.827} = 2.357 \text{ rad } (135^\circ)$$

$$r = 3.5 \text{ v} \quad \theta' = \theta_{n'} + 35 = 2.357 + 7\pi/36 = 2.967 \text{ rad.}$$

$$Y_{35} = K_p \cdot \theta' = 2.453 \text{ v}$$

$$r = 0.4 \text{ v} \quad \theta' = \theta_{n'} - 35 = 2.357 - 7\pi/36 = 1.746 \text{ rad.}$$

$$Y_{-35} = K_p \cdot \theta' = 1.447 \text{ v}$$

Entonces para tener una posición de salida de 35 grados, r debe ser igual a 2.453 v. y para -35 grados $r = 1.447$ v.

Los valores de r anteriormente encontrados verifican que al control se debe añadir una ganancia (k_0) que permita maniobrar r

con valores normalizados (de 0.4v a 3.5v).

Para el caso se tiene la siguiente tabla.

<u>r'[v]</u>	<u>r[v]</u>	<u>salida</u>
0.4	1.447	-35
1.95	1.95	0
3.5	2.453	35

ko[].- Ganancia requerida para normalizar la entrada r', ko depende del tipo de circuito que se implemente.

Servo DC (Servomotor).- Para satisfacer los requerimientos de la carga mecánica [9] seha considerado el servo DC con las siguientes características:

PN = 0.45 watt.	PN - Potencia nominal al eje del motor de corriente continua.
WN = 578 rad/s.	WN - Velocidad angular nominal del motor de corriente continua.
TN = 0.000778 Nm.	TN - Torque nominal del servomotor.
R = 75%	R - Rendimiento aproximado de este tipo de motores pequeños.
Vn = 4.2 v	Vn - Voltaje nominal sobre el servomotor.
Ian= 150mA.	Ian- Corriente de armadura nominal del servomotor.
Iar= 200mA.	Iar- Corriente de arranque del servomotor.

El servo DC antes descrito es utilizado en este tipo de aplicaciones [10] por su capacidad de potencia de salida, reducido tamaño, bajo peso y su fácil instalación como parte del control.

N (Reductor).-Permite satisfacer las condiciones de torque y velocidad requeridas por la carga mecánica.

Por definición $\mu = 1/N = \omega_M/\omega_L = T_L/T_N$ donde

μ - relación de reducción

entonces $\mu_1 = T_{La}/T_N = 1.5 * T_{LN}/T_N$

$$\mu_1 = \frac{1.5 * 0.0375}{0.000778} = 72.3$$

$$\mu_2 = WMN/WLN$$

$$\mu_2 = \frac{578}{8} = 72.25$$

En el mercado se pudo encontrar dos valores de μ no muy próximos a los calculados, con los siguientes valores:

$$\mu = 44 \quad \text{y} \quad \mu = 50$$

Considerando que se requieren dos reductores, uno para el timón de dirección y otro para el timón elevador, se han considerado los dos valores anteriores, con el fin de implementar los controles. Con estos valores, existe un incremento en el desplazamiento de los timones, pero existe pérdida de torque. Para compensar ésto, se puede reducir lá carga de los timones, reduciendo su superficie.

Para el análisis en el plano de fase se ha considerado $\mu = 44$, por ser el valor más crítico en cuantó a los reductores buscados, éste reductor permite:

$$N = 1/\mu = 0.0227$$

En forma similar al anterior análisis del control de posición lento se ha procedido a identificar los parámetros del servomotor para la carga mecánica nominal. Para el caso se obtuvo.

$$K_m = 137.71 \text{ rad/s.v}$$

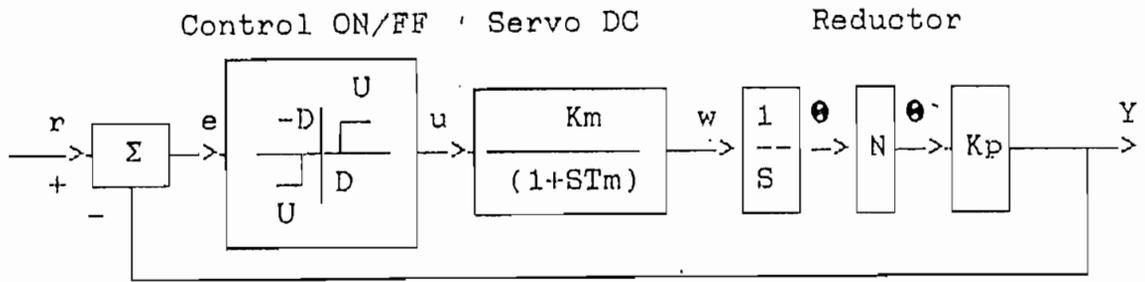
y

$$T_m = 0.1s$$

Con estos valores queda identificado el servo DC con la siguiente función de transferencia.

$$G_s = \frac{137.61}{S(1+0.1S)} \text{ [rad/s.v]}$$

Para analizar los controladores en el plano de fase se considera el siguiente diagrama de bloques equivalente (para $V_n = U = 4.2 \text{ v}$).



Sea la función signo

$$u = f(e) = \begin{cases} 4.2 \text{ v} & e > D \text{ caso 1} \\ 0 & -D \leq e \leq D \text{ caso 2} \\ -4.2 \text{ v} & e \leq -D \text{ caso 3} \end{cases}$$

y la planta lineal GL

$GL = \frac{K_m * N * K_p}{S(1+ST_m)}$ sustituyendo los valores encontrados se tiene:

$$GL = \frac{2.584}{S(1+0.1S)} = Y/u \quad \text{Ecuación (9)}$$

En forma análoga al procedimiento seguido para determinar las ecuaciones de las trayectorias de fase del control de posición para velocidad, se llegó a obtener:

$$\begin{aligned} \frac{\delta X_1}{\delta t} &= X_2 \\ \frac{\delta X_2}{\delta t} &= -10 X_2 + 25.84 u \end{aligned}$$

dividiendo las ecuaciones y sustituyendo queda;

$$\beta = \frac{\delta X_2}{\delta X_1} = \frac{-10 X_2 + 25.84 u}{X_2} \quad \text{Ecuación (10)}$$

Considerando la ecuación (10) e idénticas razones al anterior análisis, se procede con el Método gráfico de las izóclinas que contiene los siguientes pasos:

a) Cálculo de puntos de equilibrio: en forma idéntica al análisis anterior se llegó a determinar que los puntos de equilibrio están en: la recta $X_2 = 0$ y el segmento X_1 (Y) donde se cumple

que $f(e) = 0$, esto se da para el rango dado por la función signo comprendidos entre;

$$-D \leq e \leq D \quad \text{como} \quad e = r - Y \quad \text{se tiene}$$

$$-D \leq r - X1 \leq D$$

b) Determinación de la curva de conmutación. Esto permite visualizar en que rangos de $X1$ (Y) el control proporciona voltajes $+U$ y $-U$ sobre el servomotor. Este rango se puede determinar fácilmente de la función signo para los siguientes valores.

$f(e) = +U$	si $e \geq D$	sustituyendo	$e = r - Y$
$f(e) = -U$	si $e \leq -D$		$X1 = Y$
$f(e) = +U$	si $r - X1 \geq D$	o	$r - D \geq X1$
$f(e) = -U$	si $r - X1 \leq -D$	o	$r + D \leq X1$

c) Gráfico de $X2$ vs $X1$.

Para realizar los gráficos de las trayectorias se considera la Ecuación (10) para los casos siguientes dados por la función signo.

Caso 1. $u = f(e) = +U$ si $e \geq D$ entonces

$$\beta = \frac{-10 X2 + 108.528}{X2} \quad \text{Ecuación (10.1)}$$

Caso 2. $u = f(e) = 0$ si $-D \leq e \leq D$ entonces

$$\beta = -10 \quad \text{Ecuación (10.2)}$$

Caso 3. $u = f(e) = -U$ si $e \leq -D$ entonces

$$\beta = \frac{-10 X2 - 108.528}{X2} \quad \text{Ecuación (10.3)}$$

Para cada uno de los casos se realizará una tabla de datos con valores de $X2$, adecuados para visualizar los efectos del sistema para distintas condiciones iniciales.

El ancho de la zona muerta D será variable para poder apreciar la respuesta del sistema para valores adecuados de D .

A continuación se realizará un cálculo, para determinar el valor de Y' es estado estable.

De la Ecuación (10) podemos determinar el valor en estado estable de Y' . Esto se da cuando $\beta=0$ ($u=4.2$ v). sustituyendo valores se tiene:

$Y' = 10.852$ [v/s] este valor es alcanzado aproximadamente en un tiempo $t_s = 0.4s$ (determinado por simulación). Por éste t_s no se puede asegurar que la salida de WL_1 llegue a estabilizarse y alcanzar la velocidad Y' en estado estable. Entonces no se puede determinar analíticamente el ancho D de la zona muerta. D será determinado mediante simulación, prácticamente esto se lo hace variando un potenciómetro que nos da el valor adecuado de D . Este valor será adecuado cuando deje de oscilar el sistema (partiendo de $D=0$ v).

En el Anexo A se muestra las tablas de datos para realizar los gráficos de las trayectorias correspondientes a los posibles casos de zona muerta D .

RETRATO DE FASE

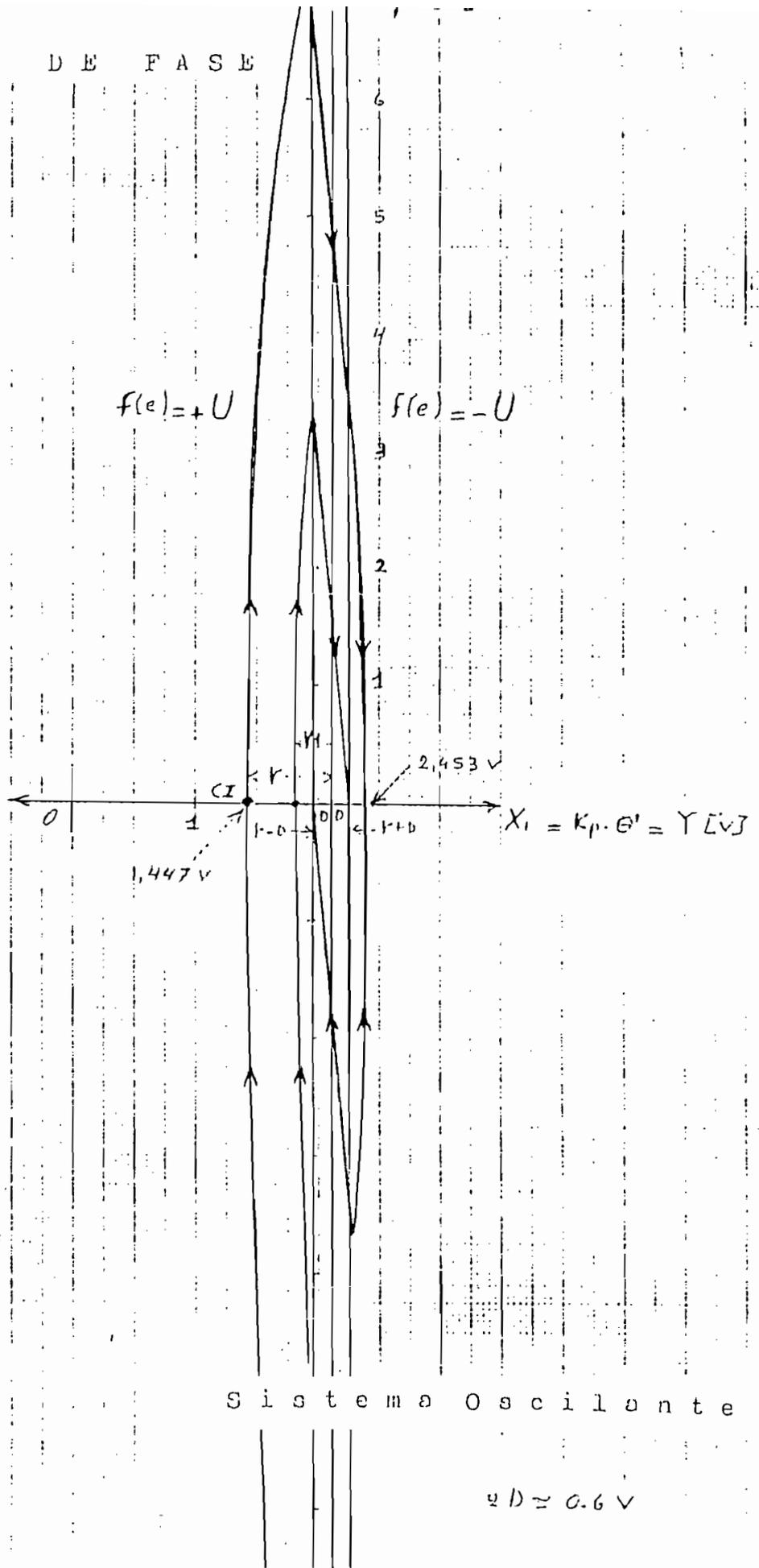
Vango de r

1,447 - 2,453 [V]

$\Delta V_{max} = 1,006 V$

$C I = Y \approx 0,8 V$

$Y_1 = 0,6 V$



Sistema Oscilante

$\Delta D \approx 0,6 V$

CONCLUSIONES DEL GRAFICO

Del retrato de fase, para el control de posición para timones se pueden describir las siguientes características.

- Considerando que todas las trayectorias se dirigen hacia los puntos de equilibrio, el sistema por definición es ASINTOTICAMENTE ESTABLE.

- Si modificamos el ancho D de la zona muerta, variamos la precisión del sistema, entonces el valor de D de la zona muerta nos da el ERROR EN ESTADO ESTABLE.

- Si la zona muerta es cero, el sistema OSCILA.

- Si la zona muerta es MAYOR A CERO, el sistema tendrá oscilaciones, pero conforme ingresa a la zona muerta, se atenuará hasta dirigirse a los puntos de equilibrio.

En este caso el valor máximo de error en estado estable será D (r función paso unitario).

- En éste tipo de control de posición, aunque la zona muerta sea muy ancha (dentro del rango de control de r), no se logrará llevar al sistema a valor Y' (máximo 10.852 v/s) en estado estable. Además no existe valor de D , que permita al sistema dirigirse a los puntos de equilibrio, sin presentar oscilaciones. D para este caso, será determinado mediante simulación, en donde se buscará buena estabilidad y precisión.

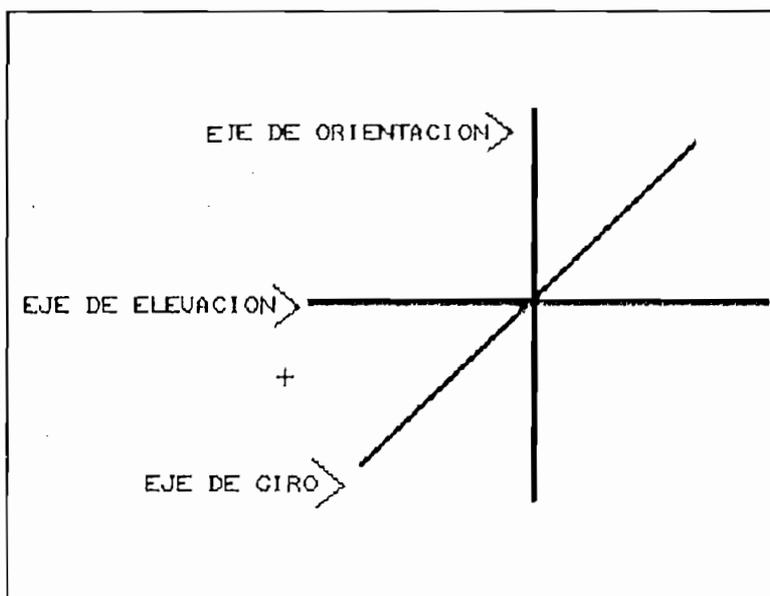
2.3 Sensores a utilizar.

Para este proyecto se han dividido dos grupos de sensores: unos encargados de determinar la orientación del modelo respecto a un sistema de ejes ubicado en tierra (métodos sensores de actitud) y los otros encargados de verificar acciones externas tales como vientos, despegue y aterrizaje.

Métodos sensores de actitud.

Estos se clasifican en base al sistema de referencia respecto al cual se determina la orientación del avión (aeromodelo).

En forma universal, los ejes de referencia [10] tanto para aviones y barcos, esta dado por el siguiente sistema de ejes.



A continuación se detallará el sensor para determinado tipo de referencia y actitud.

SENSOR DE NIVEL (inclinómetro)

Utiliza el método de referencia gravitacional en donde la fuerza de gravedad actuante sobre una masa, se usa para

crear un eje de referencia vertical. Para este caso, la masa se encuentra sujeta al aeromodelo, entonces cuando el modelo experimenta giros al rededor de su eje de elevación, estos cambios de actitud del modelo se traducen en cambios del ángulo de inclinación entre el eje vertical dado por la masa y el modelo.

El sensor más simple utilizado en este tipo de aplicaciones es el tipo péndulo, en donde la masa del péndulo es usada para mantener una referencia vertical.

Este ángulo formado, será medido mediante un sistema de fotore-sistencias y leds, que tienen la siguiente disposición en la estructura dada por la figura 2.7.

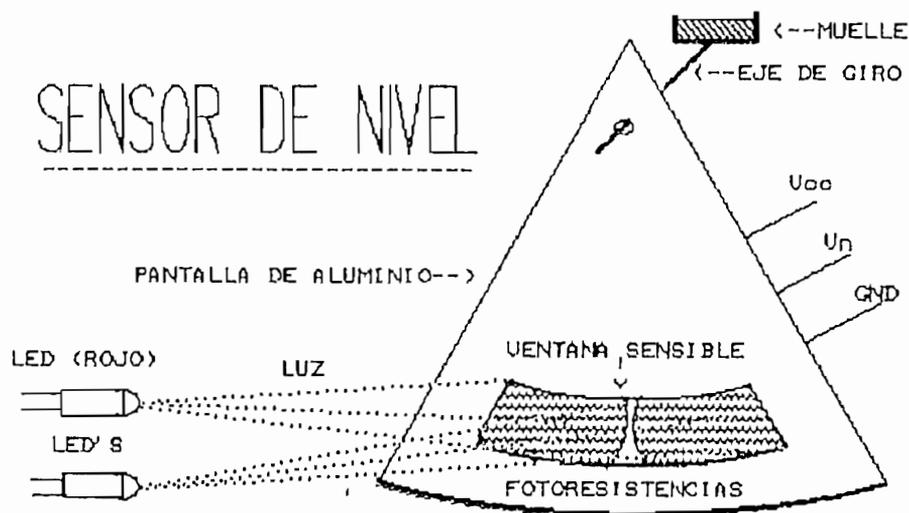


Figura 2.7

Cuando exista un cambio de actitud del modelo, las fotore-sistencias nos proporcionan un voltaje V_n dependiendo de la incidencia de luz sobre las fotore-sistencias.

El tipo de función dado por el sensor, depende básicamente del tipo de luz incidente sobre las fotore-sistencias, las entradas de luz que posee el sensor, la disposición de los led's sobre las

fotoresistencias y el tipo de fotoresistencias (forma física) .
 La curva V_n Vs. θ° (donde θ representa el ángulo dado por la
 masa del péndulo y la vertical respecto a tierra) se encuentra
 representada en el anexo B con sus respectivos dominios.

SENSOR DE DIRECCION.-(orientación)

Utiliza el método de referencia magnética, en
 donde el campo magnético de la tierra se encarga de alinear una
 aguja imanada (brújula), dando una dirección de referencia Norte-
 Sur o Este-Oeste.

Considerando que la brújula se encuentra dentro del modelo,
 entonces cualquier cambio en la orientación del modelo, producirá
 un cambio entre el ángulo indicado por la brújula (Norte-Sur) y
 el modelo.

Este ángulo formado se medirá mediante un sistema de fotore-
 sistencias y led's como se indica en la figura 2.8.

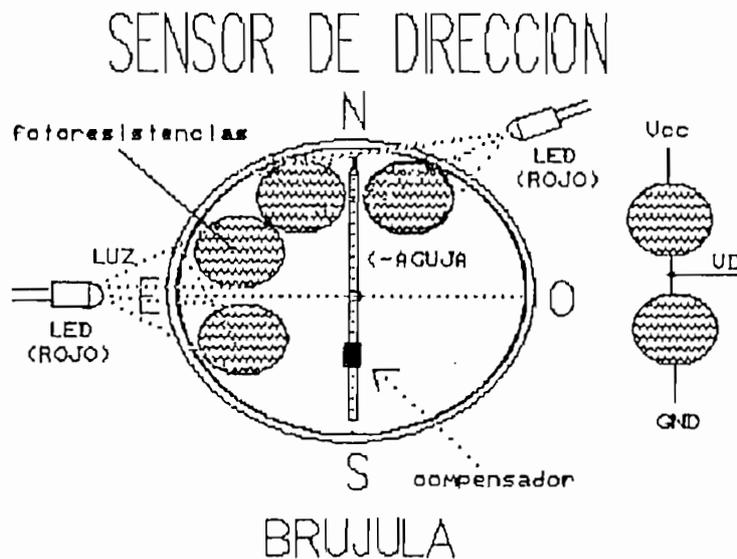


Figura 2.8

Las fotoresistencias proporcionan un voltaje de salida V_D , depen-

diendo de como se proyecte la sombra de la aguja de la brújula, sobre las fotoresistencias.

El tipo de función dado por el sensor, depende básicamente del tipo de luz incidente sobre las fotoresistencias, del ancho de la aguja de la brújula, la disposición de los led's sobre las fotoresistencias y el tipo de fotoresistencias (forma física) La curva V_D Vs. θ° (donde θ representa el ángulo formado por el Norte-Sur dado por la brújula y el modelo), se representa en el anexo B con sus respectivos dominios.

En este tipo de aplicación no se ha considerado sensor para determinar ángulos respecto al eje de giro. Esto se puede hacer gracias a la disposición de diédro ($\approx 10^\circ$), considerado en las alas del modelo. Este ángulo diédro permite gran estabilidad lateral, ya que al existir una tendencia al giro, existe pérdida de sustentación (fuerza resultante) en el ala que se encuentra más elevada, ésto evita que el modelo se pueda voltear.

A pesar de tal disposición de las alas, el modelo se desplazará con ligeras oscilaciones al rededor del eje de giro. Esto es debido a la incidencia de presiones no uniformes en las diferentes superficies que componen las alas.

SENSOR DE PERTURBACIONES LATERALES.-(vientos laterales)

Este permitirá medir la incidencia de vientos laterales sobre el modelo.

El principio básico del sensor es detectar la compresión o expansión de un resorte; cuando sobre éste existan fuerzas de vientos, esta señal de expansión o compresión será traducida en

un desplazamiento (X) aproximadamente lineal con la siguiente relación.

$$F = K.X \quad \text{donde } K[N/m]=\text{constante elástica} \\ \text{del resorte}$$

En la figura 2.9 se representa la disposición mecánica y eléctrica del sensor de vientos laterales.

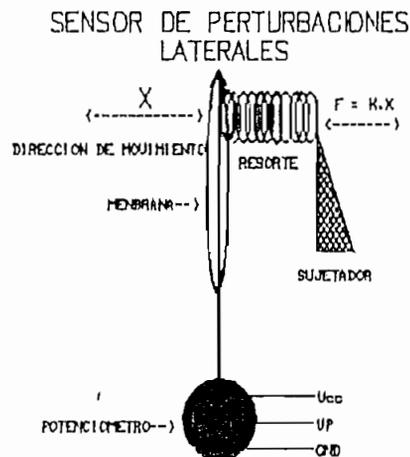


Figura 2.9

Como salida del sensor se tiene el voltaje V_P el cual proviene del punto medio del potenciómetro, este voltaje es proporcional a la deflexión X del resorte.

La membrana indicada en la figura tendrá las dimensiones adecuadas (encontradas por simulación) para determinar un rango de control de vientos.

En el anexo B se presenta la variación de x , cuando sobre el

sensor inciden vientos dentro del rango de control.

SENSOR DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE.-

Básicamente el sensor detecta el contacto físico entre el modelo y la pista de despegue (aterrizaje).

Para conseguir tal propósito se ha dispuesto un microswitch a la altura del centro de gravedad del modelo como se muestra en la figura 2.10.

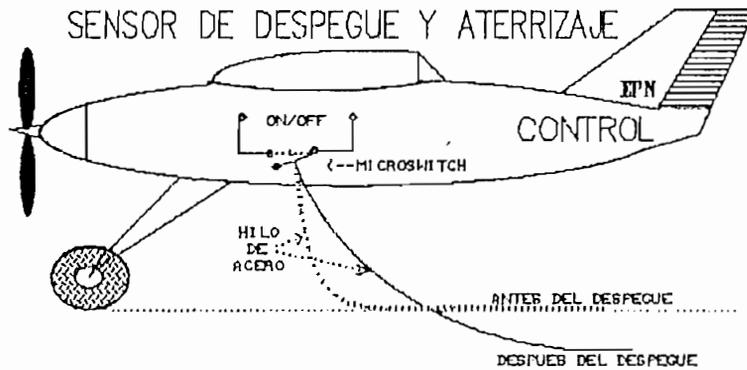


Figura 2.10

En la figura 2.10 se puede apreciar dos posiciones del hilo de acero, una cuando el hilo hace contacto con la pista (antes del despegue), en este caso el microswitch da una señal de salida OFF (abierto = 1L) y otra ON (cerrado = 0L). Estos datos llegan al microcontrolador en donde se evalúan las posteriores acciones en cada caso (dar mayor potencia de despegue al motor o realizar el apagado total del mismo).

2.4 Requerimientos de Hardware y Software.

HARDWARE

El hardware que requiere este proyecto permitirá al modelo las siguiente alternativas:

a) mantener orientación, nivelación, evaluación de vientos laterales y verificar despegue o aterrizaje, para lo cual dispone de sensores con las siguientes características;

SENSOR DE DIRECCION

-Brújula

- compensada, esto permite que la brújula sea insensible a movimientos bruscos del modelo.
- rápida, la aguja de la brújula puede llegar al reposo total en tiempo menor a 4 segundos.
- bajo rozamiento, la aguja de la brújula tiene gran libertad de giro, debido a su cojinete líquido.
- versátil, por su estructura física transparente, permite la fácil instalación de sensores luminosos.

-Fotoresistencias y led's

- resistencia en la oscuridad = 10MΩ, resistencia en luz roja = 50KΩ.
- sensibilidad en todo el rango del espectro visible.
- led's de radiación roja (dentro del campo visible).
- led's de emisión no concentrada, esto permite cubrir gran parte de la superficie fotosensible.
- rango de control 30°, dentro del rango, el modelo podrá accionar los controles para corregir su trayectoria, hacia el Norte o hacia el Este (paralelamente).

SENSOR DE NIVEL

-Péndulo

- compensado, esto permite que el péndulo sea insensible a movimientos bruscos del modelo.
- amplitud de oscilación baja, cuando el modelo se encuentra en vuelo (determinado por simulación).

-Fotoresistencias y led's

- resistencia en la oscuridad $\approx 10M\Omega$, resistencia en luz roja $\approx 50k\Omega$.
- sensibilidad en todo el rango del espectro visible.
- led's de radiación roja (dentro del campo visible).
- led's de emisión no concentrada, esto permite cubrir gran parte de la superficie fotosensible.
- rango de control $\approx 356'$, dentro del rango, el modelo podrá accionar los controles para mantener su desplazamiento, paralelo respecto a un plano horizontal ubicado en tierra.

SENSOR DE PERTURBACIONES LATERALES

-resorte

- constante elástica $k=50N/m$

-potenciómetro

- constante potenciométrica $k_p=0.827V/rad$.

-membrana

- área de detección, superficie destinada a evaluar vientos en un determinado rango (encontrada por simulación $Area = 30cm^2$).
- rango de control, para vientos comprendidos entre 10 y 50 km/h (depende de la superficie de la membrana).
- tiempo de establecimiento del sensor $t_s =$ (determinado por simulación), se permite lograr una evaluación confiable y aproximada de las perturbaciones laterales sobre el modelo.

SENSOR DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE

-microswitch

- señal de salida para despegue 0L (microswitch OFF).
- señal de salida para aterrizaje 1L (microswitch ON).
- constante de tiempo de salida $t_m=1ms$. \ll T oscilación del microcontrolador.

-hilo de acero

-alta flexibilidad, permite el control físico, al entrar en contacto con las pista.

b) modificar sus ejes, respecto a un sistema ubicado en tierra. Para esto, el modelo dispone de controles de posición, los cuales permiten maniobras tanto del timón de dirección como del timón elevador.

Para realizar el despegue del modelo, tiene además un control de posición que permite manejar la palanca de control de gases destinada a la aceleración del motor mecánico.

A continuación se detallan las características de los controles de posición mencionados.

CONTROL DE POSICION PARA TIMONES

- ángulo de salida total recorrido por el control 70° .
- tiempo para cada golpe de timón de 35° aproximadamente 300ms (determinado por simulación).
- carga mecánica aproximada 0.3 watt.
- acción ON/OFF, adecuada para este tipo de aplicaciones.
- zona muerta adecuada $V_z \approx 0.18$ v (por simulación).
- referencia de entrada

$r = 0.4$ v	para θ de salida =	-35°
$r = 1.95$ v	"	= 0°
$r = 3.5$ v	"	= 35°

CONTROL DE POSICION PARA VELOCIDAD

- desplazamiento total de salida 14mm.
- velocidad de desplazamiento 3mm/s.
- carga mecánica aproximada 0.3 watt.
- acción ON/OFF adecuada para este tipo de aplicaciones.
- zona muerta adecuada $V_z \approx 0.136$ v.

-referencia de entrada

$r = 0.4 \text{ v}$ para velocidad de salida = 0.000 RPM.

$r = 3.5 \text{ v}$ " = 13000 RPM.

c) procesar datos, tanto provenientes de los sensores, así como también ordenar el movimiento de los controles de posición cuando sea necesario.

Para realizar esta tarea se ha considerado el microcontrolador 8748 por su gran versatilidad de control (2 pórtricos, 1 bus de datos) y capacidad de memoria ROM interna (1kb). Otra cualidad muy importante es su gran número de instrucciones ≈ 96 , lo cual permite procesar adecuadamente los datos provenientes de los sensores.

Para que el u.c. pueda realizar las tareas mencionadas, éste requiere de otros elementos tales como: buffer, latch, conversores D/A, conversores A/D, elementos TTL, CMOS, elementos lineales, transistores, etc.

SOFTWARE

Para satisfacer los requerimientos de software tanto para control, como para la creación misma de los programas, hasta la programación del microcontrolador, se ha considerado el lenguaje Assembler propio del microcontrolador y varios paquetes necesarios para satisfacer los requerimientos del proyecto.

El desarrollo de software en assembler del $\mu.c$ 8748 estará destinado al desarrollo de las siguientes rutinas básicas:

<u>NOMBRE</u>	<u>DESCRIPCION</u>
ENPISTAK	-Verifica el despegue del modelo.
ENPISTA	-Verifica despegue y ruta (recta) a lo largo de la pista.
ENAJREN	-Verifica oscilación lateral y longitudinal del modelo en la ruta Norte-Sur.
ENAIREE	-Verifica oscilación lateral y longitudinal del modelo en la ruta Este-Oeste.
ENAIRE	-Verifica oscilación longitudinal en cualquier ruta.
GIRNOSU	-Verifica cambio de dirección a la ruta Norte-Sur, partiendo de Este-Oeste.
GIRESOE	-Verifica cambio de dirección a la ruta Este-Oeste, partiendo de Norte-Sur.
VELMIN	-Pone la entrada de gases en adecuadas condiciones de arranque del motor.
VELMAX	-Lleva al motor mecánico a su máxima potencia de salida.
MOTOROFF	-Apaga el motor mecánico y ordena el disparo de la cúpula de aterrizaje.
VELDES	-Lleva al modelo a alcanzar la velocidad de despegue.
ACELERA	-Incrementa a manera de pasos la velocidad del motor mecánico.
DESACEL	-Decrementa a manera de pasos la velocidad del motor mecánico.
DERECHA	-Desplaza el timón de dirección hacia la derecha.
IZQUIERD	-Desplaza el timón de dirección hacia la izquierda.
RECTO	-Pone en la posición neutra el timón de dirección.
DERENOSU	-Permite guiñar el timón hacia la derecha, a pasos desde la ruta E-O.
IZQUONSU	-Permite guiñar el timón hacia la izquierda, a pasos desde la ruta E-O.
DERFESDE	-Permite guiñar el timón hacia la izquierda, a pasos desde la ruta N-S.
IZQUESDE	-Permite guiñar el timón hacia la izquierda, a pasos desde la ruta N-S.
PASODERE	-Permite guiñar el timón hacia la derecha, a manera de pasos.
PASOIZQU	-Permite guiñar el timón hacia la izquierda a manera de pasos.
ALADERE	-Desplaza el timón hacia la derecha paso a paso.
ALAIZQUI	-Desplaza el timón hacia la izquierda paso a paso.
RECTON	-Lleva al modelo sobre las rutas Norte-Sur, en nivel automático.
RECTOE	-Lleva al modelo sobre las rutas Este-Oeste, en nivel automático.
RECTOS	-Lleva al modelo sin control de ruta en nivel automático.
NIVNEUN	-Pone el elevador en la posición neutra y al modelo en la ruta Norte Sur.

NIVNEUE	-Pone el elevador en la posición neutra y al modelo en la ruta Este-Oeste.
SUBMAXN	-Pone el elevador en la posición $\theta = 35^\circ$ y al modelo en la ruta Norte-Sur.
SUBMAXE	-Pone el elevador en la posición $\theta = 35^\circ$ y al modelo en la ruta Este-Oeste.
BAJMAXN	-Pone el elevador en la posición $\theta = -35^\circ$ y al modelo en la ruta Norte-Sur.
BAJMAXE	-Pone el elevador en la posición $\theta = -35^\circ$ y al modelo en la ruta Este-Oeste.
NIVELN	-Habilita nivel automático en la dirección Norte Sur.
NIVELE	-Habilita nivel automático en la dirección Este-Oeste.
NIVEL	-Habilita nivel automático sin control de dirección.
ARRIBAN	-Desplaza el elevador hacia arriba a manera de pasos.
ABAJON	-Desplaza el elevador hacia abajo a manera de pasos.
INTERRU	-Compensa el desplazamiento lateral del modelo cuando existen vientos.
RETARDO	-Permite retardos temporales cuando se los requiera.
VIREC	-Habilita control manual de dirección.
INMOTOR	-Verifica el adecuado funcionamiento del motor mecánico.
NIVNE	-Saca al pórtilo P2 el valor digital BEH (0°).
NIMADINO	-Habilita nivel manual y dirección Norte-Sur automático.
NIMADIES	-Habilita nivel manual y dirección Este-Oeste automático.
SUBANE	-Saca al pórtilo P2 el valor 0FFH (35°).
BAJENE	-Saca al pórtilo P2 el valor 1DH (-35°).
COMPED	-Maniobra el timón a la derecha X° .
COMPEI	-Maniobra el timón a la izquierda X° .
PRECTO	-Habilita nivel neutro y control manual de dirección.
FININTE	-Habilita nivel automático y recupera ruta del modelo.
TIENPOTS	-Retardo correspondiente al T_s del sensor más t de desplazamiento.

CAPITULO III

DISEÑO Y CONSTRUCCION DEL EQUIPO ELECTRONICO

3.1 Interfases entre el microcontrolador y los mandos.

Las interfases son elementos integrados que permiten que el $\mu.c.$ pueda actuar correctamente sobre los mandos; en este caso estas interfases le dan al $\mu.c.$ las siguientes ventajas:

a) Mejorar el nivel de las corrientes provenientes del $\mu.c.$: ésto para aumentar el número de elementos a ser manejados por el $\mu.c.$

Las interfases también permiten la protección del $\mu.c.$ de posibles fallas externas, como son: sobrecorrientes y sobrevoltajes provenientes de los circuitos aledaños.

Para este tipo de trabajo se ha considerado como "BUFFER" al C.I. 74LS244 de tecnología TTL.

b) Separar la información de un pórtico, ésto permitirá conducir información a los dos mandos principales del aeromodelo estos son: dirección y elevador (nivel). Para que el $\mu.c.$ pueda realizar esta taréa se ha considerado como LATCH (FF D) al C.I. 74LS374. Este modifica la información a su salida cuando ha recibido una señal de reloj proveniente del $\mu.c.$

c) Realizar la conversión de datos digitales (D), proveniente del $\mu.c.$ para utilizarlos en circuitos que requieren datos analógicos (referencia r de los controles de posición).

Para efectuar esta tarea se ha considerado el conversor D/A DA1408 (8 bits).

En la figura 3.1 se muestra el circuito práctico utilizado como

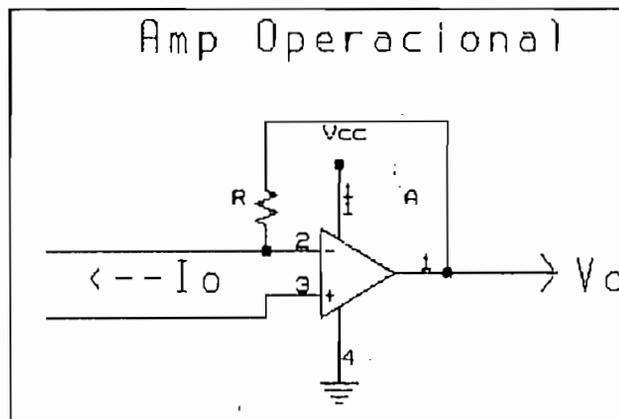
interfase, para lograr un adecuado control de todo el sistema electrónico.

Los valores de resistencias y condensadores dados en los convertidores D/A, son recomendados por los fabricantes.

A continuación se procederá a determinar el valor de R, para que la salida V_o de los Amp. Operacionales, quede normalizada con el valor máximo de salida $V_{omax} = 3.5v$ correspondiente al valor hexadecimal FFH (255d) de salida del $\mu.c.$

Para el conversor D/A se tiene la siguientes expresión [11];

$$I_o = \frac{V_{ref}}{R14} (A1/2 + A2/4 + \dots + A8/256) mA.$$



Donde A_i = bit de salida del conversor D/A.

Para el valor máximo $A_i=1$, $V_{ref} = 5v$ y $V_{omax} = 3.5v$

Reemplazando estos valores se tiene;

$$I_o = 1.059 \text{ mA.}$$

Entonces $R = V_o/I_o = 3.3k$

$R = 3.3k$

D/A conversor

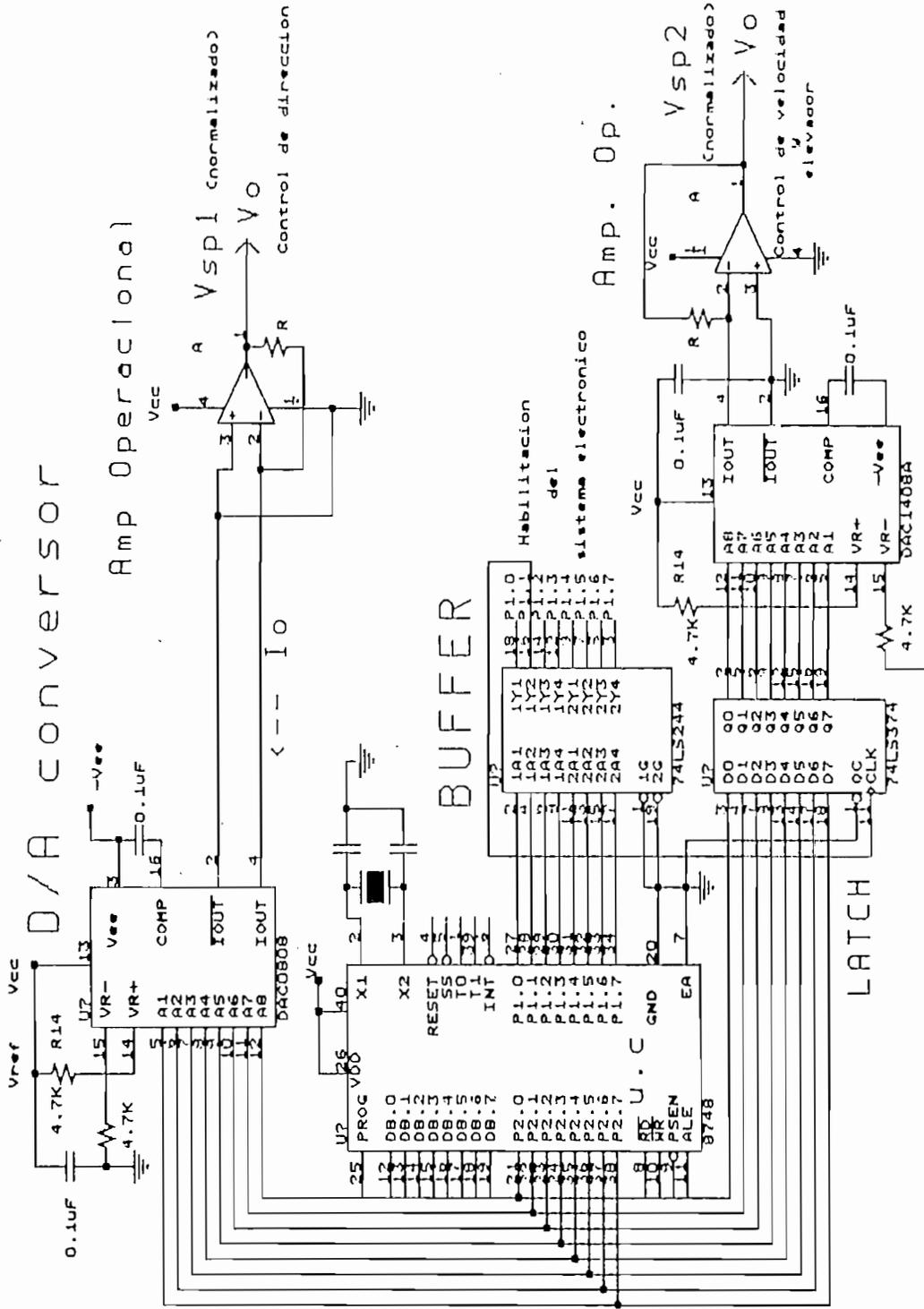


Figura 3.1 D/A conversor

3.2' Control de posición, adaptación a cada mando.

Como ya se mencionó, en el análisis de los controladores en el plano de fase, existen dos tipos de controles de posición, uno lento destinado al control de velocidad del modelo, y otro rápido destinado a los timones. En el análisis, este último requería de cierta ganancia k_0 , para poder normalizar su referencia de entrada r (S_p).

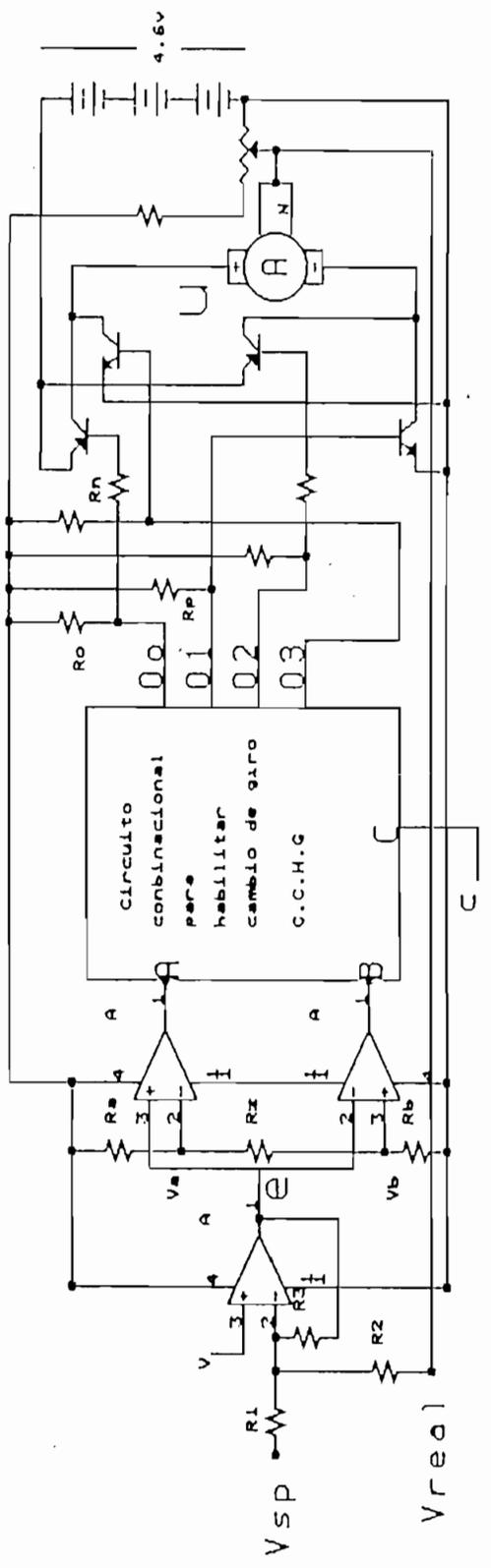
Con estas consideraciones, en la figura 3.2 se presenta una opción del circuito que permitirá el uso común de los tipos de controles de posición.

Para presentar un circuito completo del control de posición, se procederá a determinar el bloque C.C.H.G. para lo cual, tomaremos en cuenta la salida lógica de los comparadores (Amp Op) y las correspondientes salidas del C.C.H.G. necesarias para reproducir la función $u = f(e)$. Para lograr esto se presenta la siguiente tabla:

	C	A	B	$f(e)$	\emptyset_0	01	02	03
$e > V_a$	\emptyset_L	1L	\emptyset_L	U	\emptyset_L	1L	1L	\emptyset_L
$V_b < e < V_a$	\emptyset_L	\emptyset_L	\emptyset_L	\emptyset	1L	\emptyset_L	1L	\emptyset_L
$e < V_b$	\emptyset_L	\emptyset_L	1L	-U	1L	\emptyset_L	\emptyset_L	1L
X	1L	\emptyset_L	\emptyset_L	\emptyset	1L	\emptyset_L	1L	\emptyset_L

Para las señales de entrada al circuito C.C.H.G. se requiere las salidas de habilitación dadas por la tabla siguiente:

CONTROL DE POSICION



Sumador	Detector de error	C.C.H.G	Commutador de Polaridad +/- U
---------	-------------------	---------	-------------------------------

figura 3.2

C	A	B	O0	O1	O2	O3
L	L	L	H	L	H	L
L	L	H	H	L	L	H
L	H	L	L	H	H	L
L	H	H	X	X	X	X
H	L	L	H	L	H	L
H	L	H	H	L	H	L
H	H	L	H	L	H	L
H	H	H	H	L	H	L

Para diseñar el circuito C.C.H.G, utilizaremos el método de Mapas de Karnaugh, en donde por conveniencia, realizaremos el diseño de algunas funciones invirtiendo su lógica de salida.

Para O0
invertido

B \ CA	00	01	11	10
0	L	H	L	L
1	L	X	L	L

$$\begin{array}{c} \text{---} \\ \text{---} \\ \text{---} \\ \text{---} \end{array}$$

$$O_0 = C.A \rightarrow O_0 = C.A$$

Para O1

B \ CA	00	01	11	10
0	L	H	L	L
1	L	X	L	L

$$\text{---}$$

$$O_1 = C.A$$

Para O2

B \ CA	00	01	11	10
0	L	L	L	L
1	H	X	L	L

$$\begin{array}{c} \text{---} \\ \text{---} \\ \text{---} \end{array}$$

$$O_2 = C.B \rightarrow O_2 = C.B$$

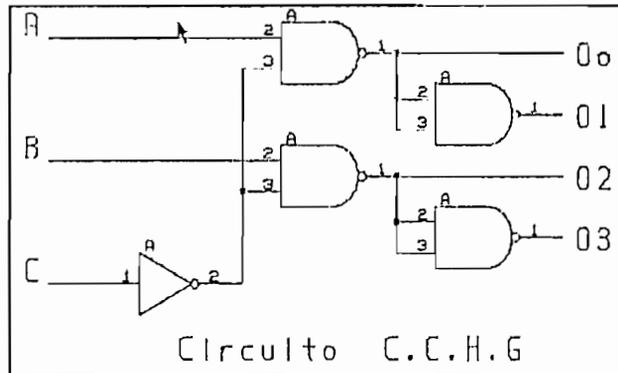
Para O3

B \ CA	00	01	11	10
0	L	L	L	L
1	H	X	L	L

$$\text{---}$$

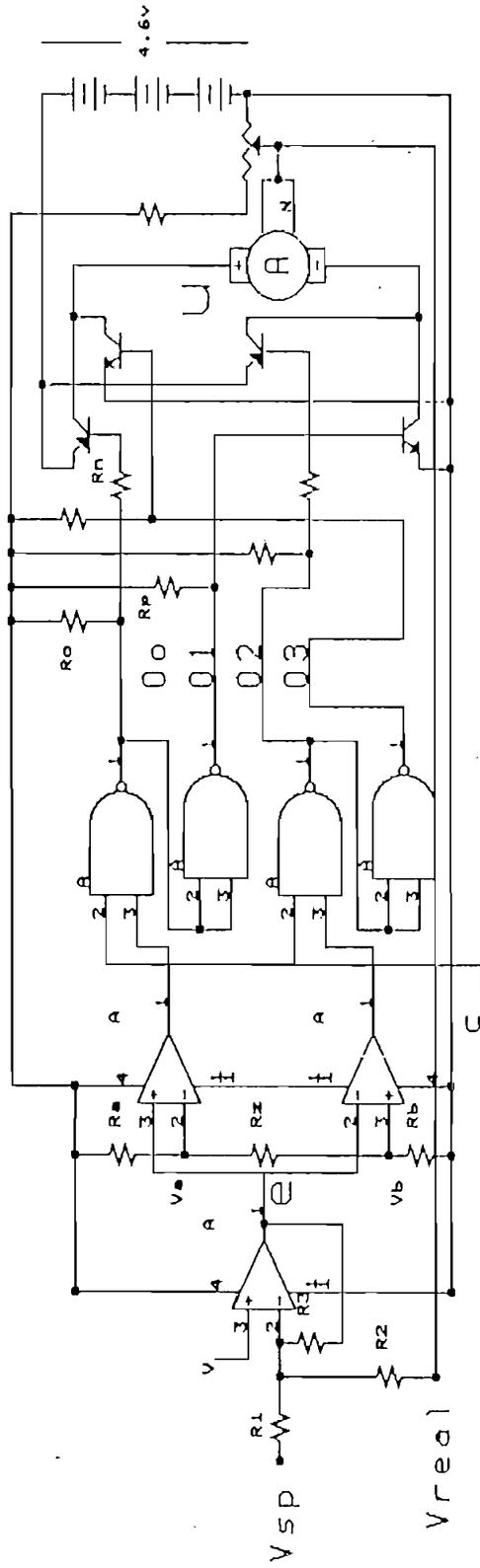
$$O_3 = C.B$$

Con las funciones O_i encontradas, se puede a continuación exponer el circuito correspondiente al bloque C.C.H.G.



En la figura 3.3 se muestra el circuito electrónico completo del control de posición común.

CONTROL DE POSICION

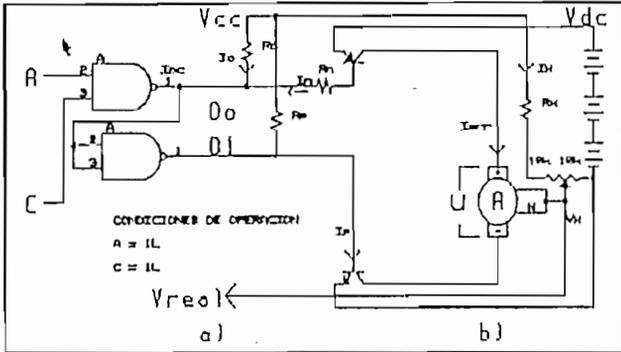


Sumador	Detector de error	C.C.H.6	Commutador de Polaridad	+/- U
---------	-------------------	---------	-------------------------	-------

Figura 3.3

A continuación se procederá con el diseño del bloque de conmutación para lo cual se presenta la figura 3.4.

Figura 3.4



Para determinar el valor de R_x , consideremos la figura 3.4 (b) con las siguientes condiciones:

Resistencia de los potenciómetros $R_{kp} = 20k$.

Voltaje $V_x = 1.95$ v, para definir valores neutros (0°)

$V_{cc} = 5$ v.

Para el circuito de la figura, por fines de cálculo consideramos despreciable el efecto, de la realimentación. En estas circunstancias, se tiene la siguiente expresión para R_x .

$$R_x = R_{kp} \frac{(V_{cc} - 1)}{2V_x}$$

reemplazando valores tenemos $R_x = 5.641$ k puedo considerar

$$R_x = 5.6k$$

Para determinar los valores de resistencia del bloque conmutador se considera el circuito dado en la figura 3.4 (a). y las condiciones siguientes:

Motor DC.-

$$V_n = 4.2 \text{ v} \quad I_{arr} \approx 200\text{mA.} \quad V_{dc} = 4.6 \text{ v (500mAh.)}$$

Compuertas NAND colector abierto, TTL 7401.

$$I_{OLmax} = 16\text{mA.} \quad V_{OL} = 0.2 \text{ v}$$

Los transistores escogidos son de uso general, los cuales cumplen las condiciones requeridas por el motor DC y los niveles de voltaje de polarización que manejarán. A continuación se tiene una tabla de las características del transistor NPN ECG 123A y su complementario PNP ECG 159.

BVcbo()	BVceo(v)	Ic(A)	PD(w)	hfe typ	f(Mhz)
75/80	40/80	.6/1.	.6	200	300/200

Condiciones de saturación de los transistores:

$$V_{ce} = 0.2 \text{ v} \quad V_{eb} = 0.7 \text{ v} \quad V_{be} = 0.7 \text{ v} \quad I_{base} > \frac{I_{colector}}{h_{fe}}$$

$$\text{Para } Q_n \text{ se tiene; } I_n > \frac{200\text{mA}}{200} = 1\text{mA}; \text{ sea } I_n = I_p = 10\text{mA.}$$

El valor de R_n viene dado por la expresión;

$$R_n = \frac{(V_{dc} - V_{eb}) - V_{OL}}{I_n} \quad \text{reemplazando}$$

$$R_n = \frac{(4.6 - 0.7) - 0.2}{10} = 0.37\text{K} \text{ Sea } \boxed{R_n=390\Omega}$$

recalculando I_n para el nuevo valor de R_n se tiene;

$$I_n = I_p = 9.487 \text{ mA.}$$

$$R_p = \frac{V_{cc} - V_{be}}{I_p} \quad \text{reemplazando}$$

$$R_p = \frac{5 - 0.2}{9.487} = 0.453\text{k} \text{ Sea } \boxed{R_p=470\Omega}$$

$$\text{sea } I_{OL} < 16\text{mA.}$$

$I_{OL} = I_{Ro} + I_n + I_{io} < 16\text{mA.}$ reemplazando valores se tiene;

$$I_{Ro} + 9.487 + 1.6 < 16\text{mA.}$$

entonces

$$I_{Ro} < 4.913\text{mA}. \quad \text{Sea } I_{Ro} = 2\text{mA}. \quad (\text{cumple la condición})$$

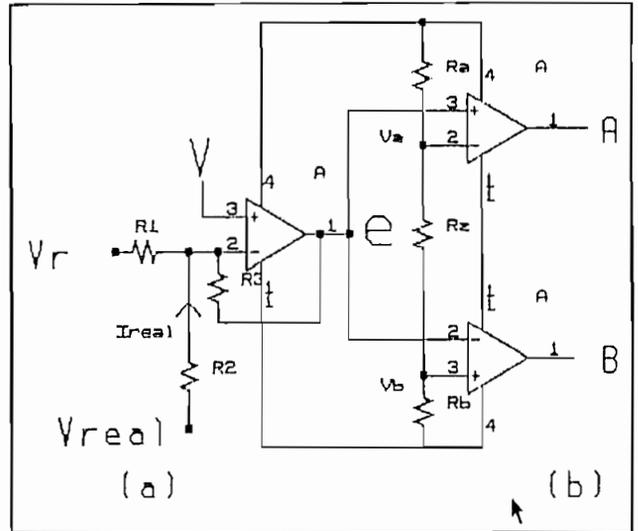
para el caso;

$$R_o = \frac{V_{cc} - V_{OL}}{I_{Ro}} = \frac{5 - 0.2}{2} = 2.4\text{k}$$

Sea Ro = 2.7k

Para determinar las resistencias del bloque detector de error, se considera el circuito mostrado en la figura 3.5 (b).

Figura 3.5



Considerando la alta impedancia de entrada del amplificador operacional ($I_{bias} \approx 500\text{nA}$), y haciendo nulo el voltaje de la zona muerta, se puede determinar las resistencias que conforman el divisor de tensión, para fijar el voltaje neutro $V_a = V_b = 1.95$

Con estas consideraciones se tiene la siguiente expresión;

$$R_a = R_b \cdot \left(\frac{V_{cc}}{V_a} - 1 \right)$$

reemplazando alores se tiene; $R_a = 1.564 \cdot R_b$

Sea

Rb = 3.9k

y

Ra = 6.2k

A continuación se determinará el valor de R_z para obtener el voltaje de zona muerta $V_z = 0.135\text{v}$ (determinado analíticamente).

para el control de posición lento). Para este caso se tiene:

$$R_z = \frac{R_a + R_b}{\frac{(V_{CC} - 1)}{V_z}} \quad \text{reemplazando valores}$$

$$R_z = 282 \, \Omega \quad \text{Sea } \boxed{R_z = 270 \, \Omega}$$

El valor de R_z para el control de posición de timones, será determinado por simulación, en este caso R_z , permitirá al control pocas oscilaciones y el menor error de posición.

Para determinar el circuito que suma las señales, V_r de entrada y V_{real} de realimentación se considera la figura 3.5 (a). En este caso se tiene la siguiente expresión:

$$V_e = -R_3 \cdot \left(\frac{V_r}{R_1} + \frac{V_{real}}{R_2} \right) + R_3 \cdot \left(\frac{V}{R_1} + \frac{V}{R_2} \right) + V \quad \text{donde}$$

V -referencia neutra
 ($V = 1.95 \text{ v}$)
 V_e -voltaje de error

Para que las entradas tengan el mismo tratamiento, sea $R_1 = R_2$ entonces;

$$V_e = -\frac{R_3}{R_1} \cdot (V_r + V_{real}) + \frac{R_3 \cdot 2 \cdot V}{R_1} + V$$

Conociendo la dinámica del sistema en estado estable, se puede afirmar, que si se aplica una función paso unitario $V_r = 3.5\text{v}$ (0.4v), V_{real} debe ser 0.4v (3.5v) por trabajar con valores normalizados, y el voltaje de error V_e llega a 1.95v (V_e cae dentro de la zona muerta y el sistema se detiene). Considerando esto, y reemplazando valores en la ecuación anterior se tiene:

$$R_1 = R_3 \quad \text{entonces la ecuación queda}$$

$$V_e = - (V_r + V_{real}) + 3 \cdot V$$

Como resultado del análisis anterior, se tiene $R1 = R2 = R3$. Estas resistencias se determinarán tomando en cuenta el valor de la corriente I_x , actuando en la figura 3.4 (b).

Para efectos de cálculo se considerará despreciable la realimentación (impedancia), entonces I_x viene dado por;

$$I_x = \frac{V_{cc}}{(R_x + P)} = \frac{5}{(5.6 + 20)} = 0.195 \text{mA.}$$

Para mantener despreciable el efecto de la realimentación, se debe tomar en cuenta la condición;

$$I_x \gg I_{real}$$

En este caso sea; $I_{real} = 0.1 I_x$ (cumple la desigualdad)

Del cálculo anterior se tiene;

$$I_{real} = 0.0195 \text{mA. (como máximo)}$$

V_{real} , tendrá dos valores que permitirán obtener I_{real} , estos valores son: $V_{real} = 0.4 \text{v}$ y $V_{real} = 3.5 \text{v}$, para cualquiera de los dos casos se tiene;

$$R2 = \frac{V - V_{real}}{I_{real}} = \frac{1.95 - 0.4}{0.0195} = 79.487 \text{k}$$

Sea $R1 = R2 = R3 = 82 \text{K}$

El control de velocidad no requiere una etapa adicional, para normalizar su entrada V_r . Esto no ocurre con el control de timones, ya que este necesita una ganancia K_o , para normalizar su referencia de entrada (V_r'). Para el caso se considera la etapa amplificadora dada en la figura 3.6.

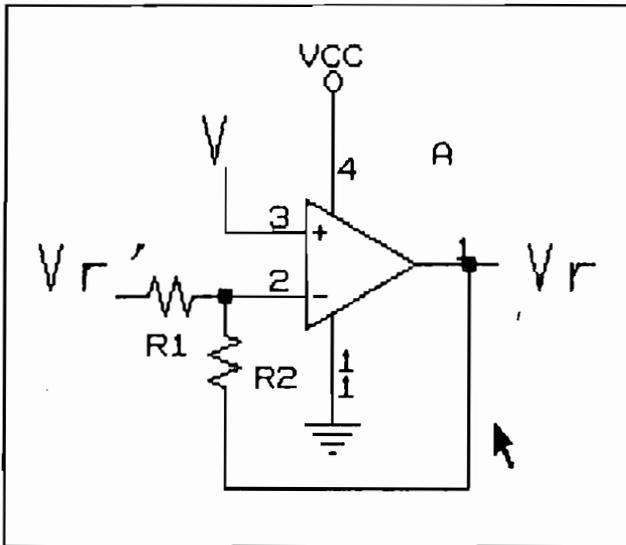


Figura 3.6

Del cálculo de k_p para timones, se pudo determinar los siguientes valores de r' para los ángulos de salida deseados. Estos resultados se presentan en la siguiente tabla:

r'	r	θ
0.4	1.443	-35°
1.95	1.95	0°
3.5	2.453	35°

Para la figura 3.6 se tiene la siguiente expresión;

$$V_r = \frac{R_2}{R_1} \cdot (V - V_r') + V$$

Considerando la simetría de los valores de r y r' alrededor del punto neutro ($V=1.95v$), además tomando en cuenta, la inversión de signo del amplificador, se puede tomar para el cálculo de R_1 y R_2 , los siguientes valores (cruzados), $r' = 0.4$ y $r = 2.453 v$. Sustituyendo estos valores en la expresión anterior se tiene;

$$R_1 = 3.0815 \cdot R_2$$

Sea

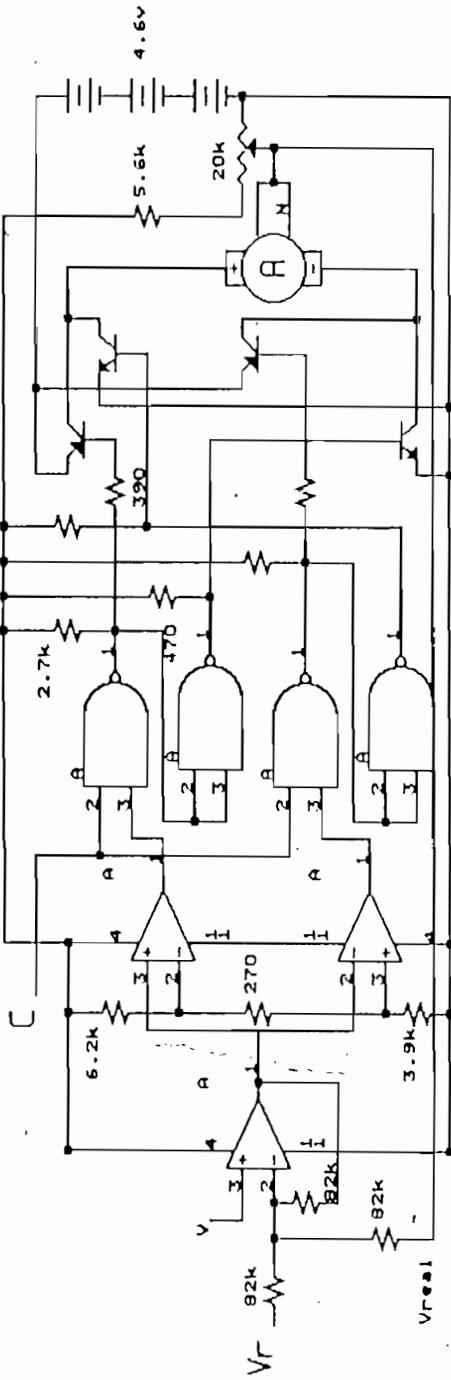
$$R_2 = 6.8k$$

entonces

$$R_1 = 20k$$

En la figura 3.7 se muestran los circuitos electrónicos diseñados, para maniobrar los dos tipos de controles de posición.

CONTROL DE POSICION PARA VELOCIDAD



CONTROL DE POSICION PARA TIMONES

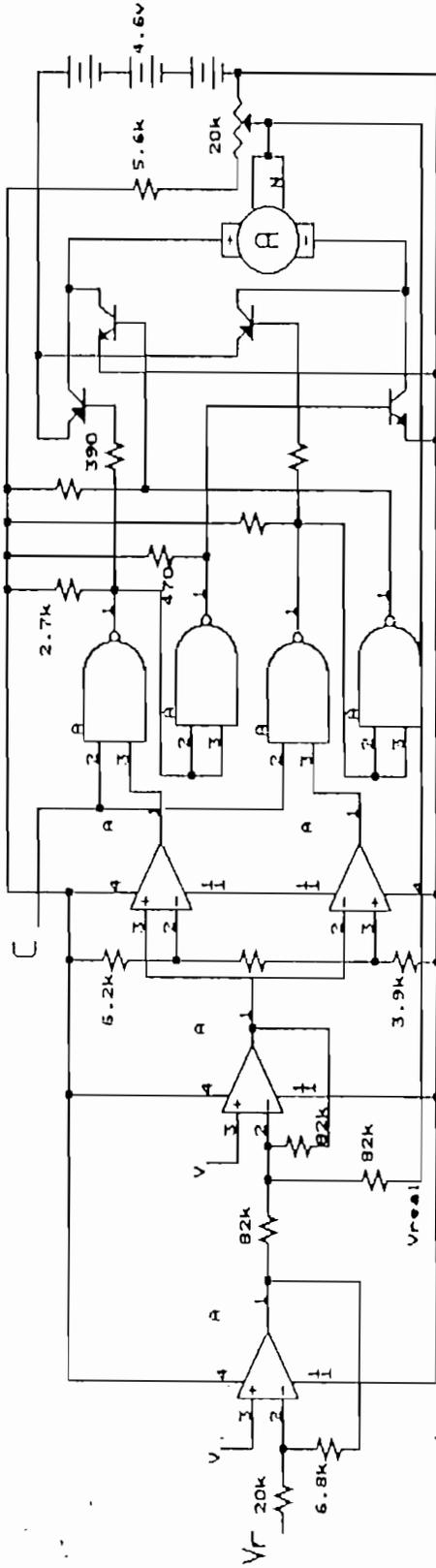


figura 3.7

3.3 circuito de nivelación.

El circuito de nivelación cumple con las siguientes tareas:

- a) Permite que el aeromodelo se mantenga nivelado respecto al plano de tierra, es decir, el modelo en vuelo se desplazará paralelamente a una superficie plana ubicada en tierra.
- b) Permite al modelo modificar su ángulo, respecto al plano de tierra, en este caso, el modelo puede modificar su desplazamiento paralelo.

Para lograr tales propósitos, se presenta el siguiente circuito dado en la figura 3.8.

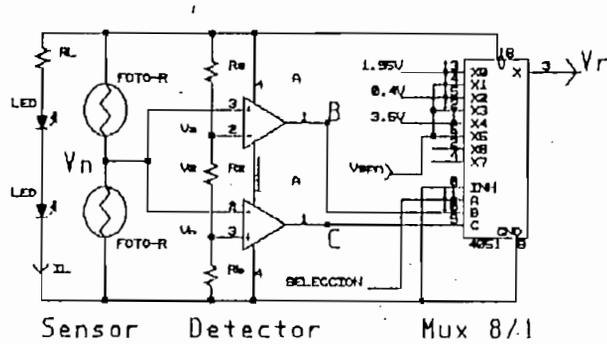


Figura 3.8

Para cumplir el numeral a), a continuación se presenta la siguiente tabla:

$0.4v < V_n < 4.6v$	A	B	C	X	Vr	θ'
$V_n > V_a$	0L	1L	0L	X2	0.4	-35°
$V_b < V_n < V_a$	0L	0L	0L	X0	1.95	0°
$V_n < V_b$	0L	0L	1L	X4	3.5	35°

La tabla mostrada, para $A = 0L$, representa un control automático de nivel, el cual dependiendo de V_n , varía la lógica de entrada (B,C) al multiplexer 8/1. Esto permite cambiar la salida X, la cual se encuentra programada para manejar la entrada de los controles de posición. Esto permite el control del elevador del modelo, con lo cual se dá estabilidad longitudinal durante el desplazamiento del modelo.

El valor de R_a y R_b , será determinado en forma similar a cálculos anteriores; para estos casos se tiene:

$$\boxed{R_a = 6.2k} \quad \boxed{R_b = 3.9k} \quad (V_a = V_b = 1.95 \text{ v})$$

El valor de R_z , será determinado por simulación, buscando las mejores condiciones de vuelo del modelo, esto es, se mantenga oscilando dentro de un rango de altura adecuado (se mantenga distante de tierra).

Las resistencias que conforman los voltajes programados, se determinan con la siguiente expresión;

$$R_1 = R_2 \left(\frac{V_{CC}}{V} - 1 \right) \quad V \text{ -voltage del divisor de tensión.}$$

para $V = 0.4$ $R_1 = 11.5 R_2$
 $V = 1.95$ $R_1 = 1.564 R_2$
 $V = 3.5$ $R_1 = 0.428 R_2$

Sea $R_2 = 1.8k \rightarrow R_1 = 20k$
 $R_2 = 1k \rightarrow R_1 = 1.5k$
 $R_2 = 4.7k \rightarrow R_1 = 20k$

Para satisfacer las condiciones del numeral b), se tiene la siguiente tabla;

$0.4v < V_n < 4.6v$	A	B	C	X	Vr	θ'
$V_n > V_a$	1L	1L	0L	X3	Vspn	?
$V_b < V_n < V_a$	1L	0L	0L	X1	Vspn	?
$V_n < V_b$	1L	0L	1L	X5	Vspn	?

Para $A = 1L$, la tabla representa un control "manual", ejecutado desde el u.c (8748) a través de las interfases y el mux 8/1, hacia la referencia de entrada Vr, del control de posición para el elevador; en este caso, la lógica varía, pero no influye en la salida X.

3.4 Circuito sensor de perturbaciones laterales.

El circuito básicamente se encarga de procesar la señal proveniente del sensor. Para lograr tal propósito se presenta el circuito mostrado en la figura 3.9.

El circuito recibe la señal V_p , esta señal será determinada por simulación, para un rango de vientos incidentes sobre el sensor. Esta señal recibida será normalizada mediante la etapa amplificadora, para poder introducirla al conversor A/D, el cual se encarga de pasar el dato al u.c, para que sea evaluado por el programa pertinente.

El circuito detector, permite separar las señales que no corresponden a vientos dentro del rango de control.

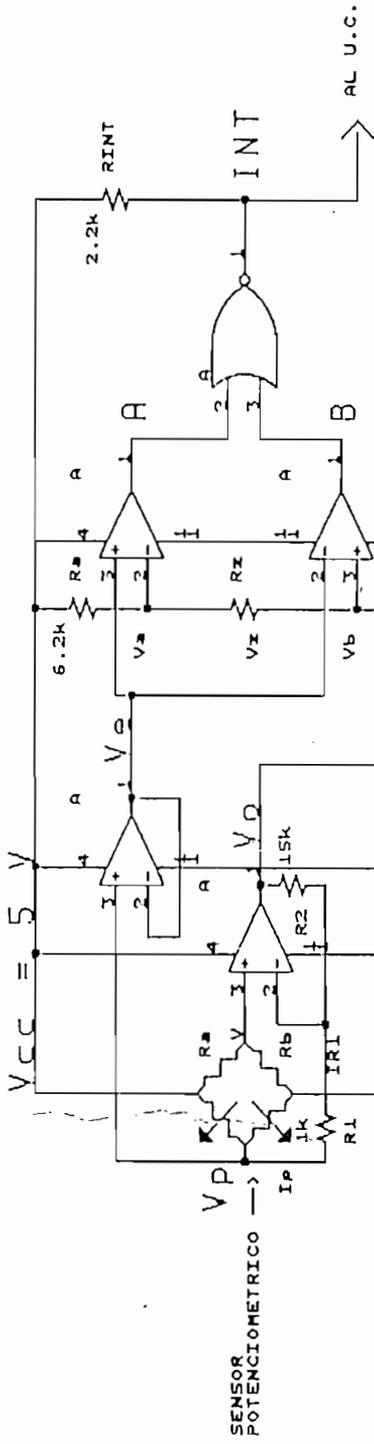
La compuerta NOR, permite activar la señal de interrupción (INT) sobre el u.c. Para lograr esto, se debe tomar en cuenta la siguiente tabla:

	A	B	Salida de la Compuerta NOR
$V_p > V_a$	1L	0L	0L--> activa la INT
$V_b < V_p < V_a$	0L	0L	1L--> no activa INT
$V_p < V_b$	0L	1L	0L--> activa la INT

Para el diseño de la etapa amplificadora se considera el rango de V_p , para la máxima perturbación lateral de 50km/h. Este valor se obtuvo en forma experimental directamente del sensor. Para el caso $V_p=1.85v$ (viento derecho) y $V_p= 2.05v$ (viento izquierdo). De casos anteriores se tiene la expresión de ganancia dada por:

$$V_o = \frac{R_2}{R_1} \cdot (V - V_p) + V$$

Circuito sensor de
Perturbaciones Laterales



SENSOR --AMPLIFICADOR --DETECTOR -- HABILITACION

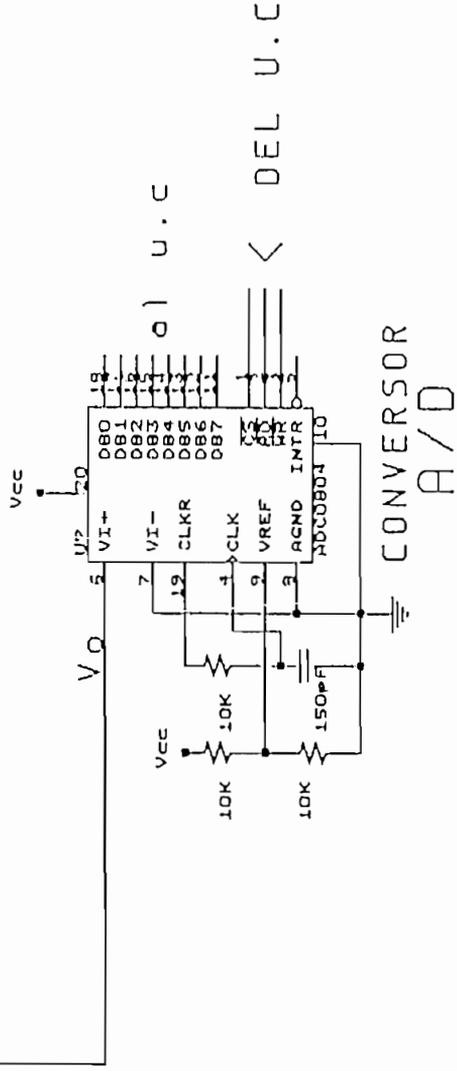


Figura 3.9

Considerando la expresión anterior y tomando en cuenta que para $V_o = 3.5v$ como entrada se tiene $V_p = 1.85v$ ($V = ref = 1.95v$). Sustituyendo estos valores en la expresión se tiene:

$$R1 = 1k \quad \text{y} \quad R2 = 15k$$

Además se debe tener en cuenta la condición $I_p \gg I_{R1}$, para evitar efectos de carga.

La etapa detectora tendrá valores similares a anteriores cálculos; ésto es:

$$R_a = 6.2k$$

$$R_b = 3.9k$$

Esto permite centrar el voltaje V_z de la zona muerta en $1.95 v$

V_z depende del rango escogido para V_p .
El valor de RINT se puede escoger:

$$RINT = 2.2k$$

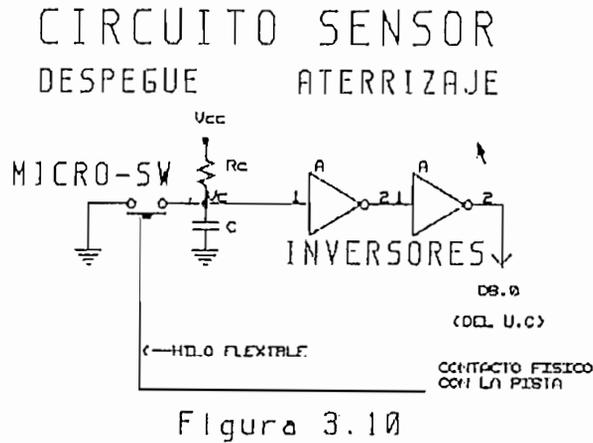
RINT mejora el nivel de salida de la compuerta NOR ($V_{OH} \approx V_{CC}$) requerida por el u.c.

Los valores de resistencias y el condensador del conversor A/D son propuestos por los fabricantes, para un adecuado funcionamiento del conversor.

La señal V_o , del circuito que ingresa al u.c, será una señal subamortiguada, debido a los elementos que componen el sensor (resorte, amortiguador, masa), en este caso la simulación también proporcionará el valor del tiempo de establecimiento T_s , en donde la señal ya tiene un valor estable. Dependiendo de T_s se realizará una toma de datos confiables, lo cual permite una compensación adecuada a las perturbaciones de vientos.

3.5 Detector de despegue y aterrizaje.

El circuito usado para este propósito se muestra en la figura 3.10.



Básicamente el circuito se encarga de recibir y procesar la señal del sensor; esta señal será 1L, cuando el modelo se encuentre en tierra y 0L cuando el modelo ha logrado despegar. La red RC de retardo, permite garantizar la entrada de los datos al $\mu.c$. En este tipo de aplicaciones se considera un retardo $\tau \gg T$ (período de trabajo del $\mu.c$).

En este caso se escoge $\tau = 1 \text{ ms.} \gg 0.25 \mu\text{s}$

Para satisfacer el valor de τ se puede tener;

$$R = 1k$$

y

$$C = 1\mu F$$

La etapa de inversores permite que al $\mu.c$, llegue una señal de alta calidad, desde el punto de vista de forma de onda y niveles de corriente-voltaje.

3.6 Circuitos auxiliares.

En este tipo de circuitos se incluirá un módulo muy importante para mejorar la precisión de las trayectorias; este módulo es el circuito sensor de dirección, el cual utiliza la misma circuitería, que el circuito sensor de nivel. En la figura 3.11 se presenta el circuito sensor de dirección.

El valor de las resistencias R_a y R_b , permitirán centrar el valor de voltaje dado por el sensor para la dirección Norte (Sur) o Este (Oeste). Para el caso se considera, la salida de voltaje V_D , de los sensores dado en el Anexo B.

Para el Norte se tiene a) $V_{Dn} = 3 \text{ v.}$

Para el Este se tiene b) $V_{De} = 1.5 \text{ v.}$

Los valores de las resistencias se determinan mediante la siguiente expresión:

$$R_a = R_b \cdot \left(\frac{V_{CC}}{V_D} - 1 \right)$$

Para a) se tiene $R_a = 0.666 R_b$

Sea $R_b = 2.7k$ --> $R_a = 1.8k$

Para b) se tiene $R_a = 2.333 R_b$

Sea $R_b = 2.7k$ --> $R_a = 6.2k$

El valor de R_z será determinado mediante simulación; para esto se debe considerar la sensibilidad del sensor a vibraciones originadas por el motor mecánico y perturbaciones externas, como el rozamiento del modelo con el aire.

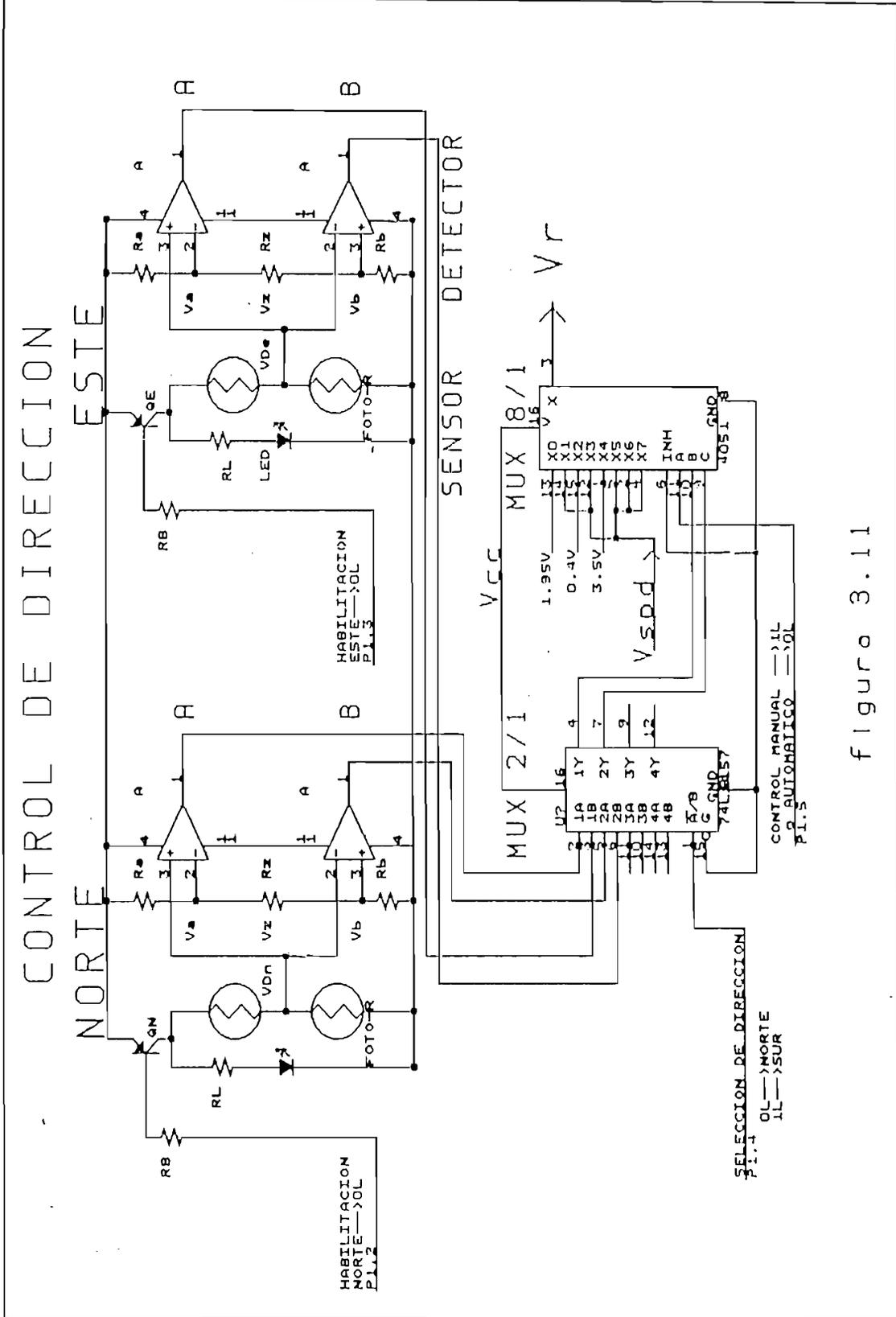


figura 3.11

Las señales de los detectores llegan a un MUX 2/1, en donde, mediante una señal de selección (A,B), pueden separarse para que sólo dos señales correspondientes, al circuito del Norte o Este, puedan llegar hasta el MUX 8/1 para variar la lógica de las entradas B,C, esto permite que la salida programada del MUX 8/1 (Para el caso $A = 0L$), pueda variar la referencia del control de posición para dirección, esto permite al modelo dirigirse hacia el Norte o Este según se desee.

Para $A = 1L$, se ejerce un control "manual", desde el $\mu.c$ hacia la referencia del control de posición; en este caso el $\mu.c$ puede ordenar un determinado giro ya sea hacia la derecha o izquierda.

Los transistores de habilitación de los sensores (Norte-Este) son de propósito general, como el ECG 123A. Para determinar las resistencias de habilitación de los transistores, se considera las siguientes condiciones;

$$I_{colector} \approx I_{led} \quad I_{base} > \frac{I_{colector}}{h_{fe}}$$

para el caso $I_{led} \approx 10mA$. y $h_{fe} = 200$ entonces

$$I_{base} > \frac{10}{200} = 0.05mA \quad \text{sea} \quad I_{base} \approx 0.5mA.$$

Del circuito $R_b = \frac{V_{cc} - V_{eb} - V_{OL}}{I_{base}}$ reemplazando

valores se tiene

$R_b = 8.2k$

Otro grupo de circuitos auxiliares, constituyen aquellos que permiten al modelo realizar la verificación, de los datos provenientes de los sensores. Para este propósito se ha considerado

utilizar compuertas NOR a la salida de los detectores, tanto para el circuito de nivel, como para el circuito de dirección. Estas compuertas verifican la oscilación del modelo, tanto en el sentido longitudinal como en el sentido lateral.

Los datos de salida de las compuertas son ingresados al $\mu.c$, para comprobar que los sensores estén trabajando dentro del rango de control.

Para el ingreso de datos al $\mu.c$, se considera un C.I. BUFFER, el cual se habilitará mediante programa ($CS = 0L$).

Aparte de las señales mencionadas, existen otras como, la proveniente del motor mecánico, la cuál indica mediante un micro-sw, si el flujo de aire creado es adecuado para un normal vuelo del modelo. En caso de falla, la señal ingresará al $\mu.c$, para que este ordene el disparo de una cúpula (para caídas) auxiliar, la cuál evitará el desplome del modelo. Esta cúpula será también utilizada para el aterrizaje del modelo.

Otra señal que ingresa al Buffer de entrada, es aquella proveniente del sensor de despegue-aterrizaje.

En la figura 3.12, se muestra este tipo de buffer con las entradas mencionadas.

El diseño de circuitos como el de RESET para el $\mu.c$, las resistencias de polarización de los led's, se ha considerado revisando aplicaciones similares.

Uniendo todos los circuitos diseñados, en la figura 3.13 se presenta el circuito total para el control del aeromodelo auto-dirigido.

BUFFER DE ENTRADA

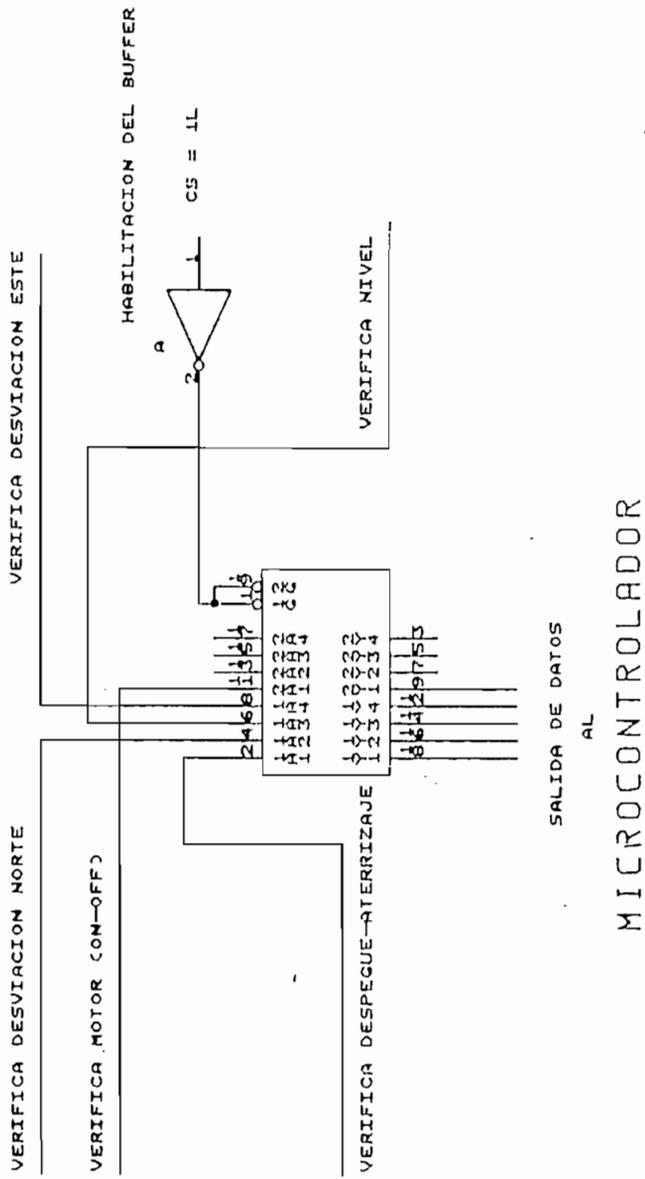
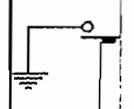
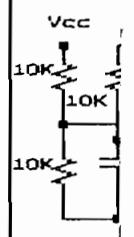
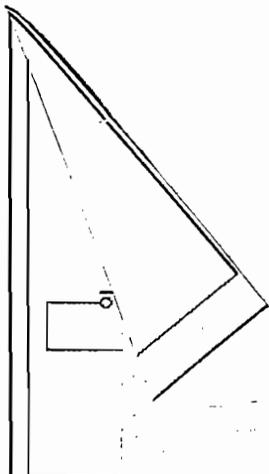


Figura 3.12



POWER

AE

CAPITULO IV

PROGRAMAS EN MNEMONICOS DEL

874.8

4.1 Descripción general del programa

Para que el modelo pueda ejecutar una determinada trayectoria se ha considerado rutinas que involucren : entrada de datos provenientes de los sensores al $\mu.c$, habilitación a los mandos, compensación de vientos de incidencia lateral y una serie de rutinas auxiliares que consideraran retardos de tiempo y otras habilitaciones, así como también un listado final en donde se describe una trayectoria de prueba.

A continuación se especifica las rutinas que se han considerado necesarias para un adecuado control del aeromodelo.

Rutinas de adquisición de datos.

Este tipo de rutinas verifican el desplazamiento adecuado del modelo, tanto en tierra (pista) como en el aire. Para lograr tal propósito toma en cuenta los datos provenientes, ya sea de los sensores de despegue-aterrizaje, sensor de dirección, sensor de nivel y el indicador de funcionamiento del motor (mecánico).

En la tabla 4.1 se muestra los posibles estados lógicos que ingresan al $\mu.c$, como respuesta de los sensores y el indicador de motor.

Tabla 4.1

Sensor o indicador	Bit del BUS	Estado lógico de micro-sx		Estado lógico en ruta	Estado lógico fuera de ruta
Despegue-aterrizaje	DB.0	0L	1L		
Dirección Norte-Sur	DB.1			1L	0L
Nivel	DB.2			1L	0L
Dirección Este-Oeste	DB.3			1L	0L
Motor ON - OFF	DB.4	0L	1L		

A continuación se describen tablas que involucran combinaciones de la anterior para adquisición de datos de las rutinas que a continuación se describirán dentro de bloques adecuados.

Tabla 4.2

DB.4	DB.3	DB.2	DB.1	DB.0	HEX	NEG	OSC
0	0	0	0	1	01	OFF	01
0	0	0	1	1	03	OFD	03
1	0	0	1	1	13	AND A	

Tabla 4.3

DB.4	DB.3	DB.2	DB.1	DB.0	HEX	NEG	OSC
0	0	0	1	0	02	0FE	02
0	0	1	0	0	04	0FC	04
1	0	1	1	1	17	AND A	

Tabla 4.4

DB.4	DB.3	DB.2	DB.1	DB.0	HEX	NEG	OSC
0	1	0	0	0	08	0F8	08
0	0	1	0	0	04	0FC	04
1	0	0	1	1	1D	AND A	

Tabla 4.5,

DB.4	DB.3	DB.2	DB.1	DB.0	HEX	NEG	OSC
0	0	0	0	0	00	00	00
0	0	1	0	0	04	0FC	04
1	0	1	0	1	15	AND A	

Con los datos DB. que ingresan al $\mu.c$ se puede verificar si el modelo esta en la pista o en el aire, se puede saber si el motor mecánico se mantiene funcionando en condiciones adecuadas de potencia. Los sensores de dirección y nivel a través de los respectivos circuitos son capaces de generar tales datos en una manera cíclica, esto se debe principalmente a la corrección de la ruta ejercida por las superficies de control tanto en el sentido lateral como en el longitudinal, además debe tomarse en cuenta la oscilación natural del modelo en los sentidos mencionados.

Esta oscilación natural del modelo básicamente es consecuencia de los momentos tanto de guiñada como de cabeceo los cuales se producen cuando el flujo de aire incide sobre los planos de deriva y estabilizador para mantener la estabilidad del modelo en un desplazamiento.

Con el fin de recibir tales datos, mediante simulación, se ha variado los periodos de muestreo hasta lograr que estos ingresen también en una manera cíclica, buscando que por lo menos en cada ciclo de muestreo ingresen como mínimo dos datos deseados.

Entonces cualquier falla, ya sea que el motor deje de funcionar, será fácilmente detectado en el bit pertinente del bus de datos. Esto permitirá tomar la acción emergente mediante programa y disparar la cúpula de aterrizaje (paracaídas).

En el caso de alguna falla con los controles de superficie o el modelo, los circuitos sensores dejarán de generar datos en forma cíclica. Entonces, mediante programa se verificará que en un período de muestreo no ingresaron por lo menos dos datos alternados. Esto quiere decir que el modelo perdió su ruta ya sea en el sentido lateral o en el sentido longitudinal por diversas causas como por ejemplo: sensores fuera de rango, algún circuito integrado se encuentra defectuoso, alguna mala suelda, mal funcionamiento de la mecánica de los controles de posición, etc. Cuando se verifica la falla se procede inmediatamente a disparar la cúpula de aterrizaje.

Rutinas destinadas a los mandos.

Este tipo de rutinas tienen como función básica la habilitación y posterior control de los mandos (timones elevador, dirección y velocidad).

La habilitación del timón elevador y dirección considera dos formas: la forma manual y la forma automática. La forma manual consiste en variar la referencia (S_p) de los controles de posición directamente desde el $\mu.c$; esto permite modificar el ángulo de las superficies de control. La forma automática consiste en habilitar un circuito el cual se encuentra programado para manejar la referencia de los controles de posición dependiendo de la información procedente de los sensores.

La habilitación del control de velocidad considera solo la forma manual.

En este punto también se considera la habilitación del conversor A/D, Buffer de entrada y el LATCH que permite el ingreso de datos al control de velocidad y elevador.

En la tabla 4.6 se indican los valores lógicos requeridos para habilitar el control de los mandos del aeromodelo.

En este caso se ha considerado como salida el pórtico P1 del $\mu.c.$

Tabla 4.6

Habilitación	Control Manual-Automático		selección de Dirección			Nivel-Velocidad P1.6	P1.8	P1.1
			P1.2	P1.3	P1.4			
Dirección	P1.5	IL	IL	IL	X			
Direc.Norte-Sur	P1.5	BL	BL	IL	BL			
Direc.Este-Oeste	P1.5	BL	IL	BL	IL			
Nivel	P1.7	IL	BL			BL		
Velocidad						IL		
A/D - Fuffer							BL	IL
LACH								BL

Tomando en cuenta la tabla para habilitar los mandos y considerando el pórtico P2 del $\mu.c$ para control de valores sobre las referencias de los controles de posición, entonces mediante programa se puede realizar maniobras que involucren desplazamientos a manera de pasos o en forma continua de cada uno de los controles de posición. Esto permite a los mandos ejercer control del modelo en sentido lateral, sentido longitudinal y además un control de velocidad.

Rutinas para compensación de vientos laterales.

Esta rutina se encarga de procesar la información procedente del sensor. Para tener datos confiables se ha considerado el tiempo de establecimiento t_s del sensor. De acuerdo a la magnitud del viento incidente lateralmente, se procede a la compensación que permite recuperar la posición inicial del modelo.

La compensación de vientos involucra maniobras, con el timón de dirección, contrarias a la influencia del viento. Esto es, dependiendo de la dirección del viento, se procederá primero a guñiar el timón un ángulo δ en dirección contraria y luego de un determinado tiempo t_c se guñará el timón un ángulo $-\delta$ (pasando por 0°). Esto permitira aproximadamente recuperar la ruta original.

El valor de δ será fijo para todas las compensaciones, ya que sólo se tendrá que variar el tiempo t_c . El ángulo δ también será bajo (3° a 9°), para evitar cambios bruscos de viraje del modelo.

El valor de t_c es el tiempo que permanece el timón accionado un ángulo δ o $-\delta$. Entonces, el tiempo total de compensación será igual a $2t_c$ ($2t_c = T_i$).

Considerando que la velocidad del modelo es constante y asumiendo un desplazamiento lateral máximo de 3m, para la máxima velocidad (50K/h) del viento, se determinó el tiempo para este desplazamiento. Ahora se considerará constante este tiempo y determinará el desplazamiento lateral del modelo para las siguientes velocidades del viento, como se muestra en la tabla 4.7.

Tabla 4.7

Velocidad del viento (V del modelo 9m/s)	Desplazamiento lateral XL (3m/50Km/h)	Tiempo de compensación t_i
50Km/h (13.9m/s)	3m	0.8s
40Km/h (11.1m/s)	2.4m	0.7s
30Km/h (8.3m/s)	1.8m	0.6s
20Km/h (5.5m/s)	1.2m	0.5s
10Km/h (2.7m/s)	0.6m	0.4s

Ti son determinados por simulación (experimentalmente) cuando el modelo sea capaz de desplazarse los valores de XL calculados anteriormente. Para esto se utilizarán las rutinas que permiten girar a la izquierda o a la derecha, variando los retardos de las rutinas hasta que se cumplan los valores de XL mencionados.

La entrada a la rutina considera los valores digitales máximos y mínimos del circuito sensor, 3.5v y 0.4v correspondiente a 83H y 14H sobre el conversor A/D (50km/h derecha o izquierda).

Con la expresión de F_b dada en el numeral 1.1 y los datos de los parámetros del sensor de vientos, se puede obtener la siguiente expresión de velocidad del viento en función del desplazamiento x del resorte.

$$V_{viento} = 140.34.SQR(x)[m/s]$$

Considerando la expresión anterior y tomando en cuenta los valores que se encuentran dentro del rango digital se ha considerado la cifra más significativa como se muestra en la tabla 4.8.

	(a la derecha)						(a la izquierda)				
V del viento (Km/h)	50	40	30	20	10	0	10	20	30	40	50
Valor digital (HEX)	83	93	7A	73	6B	63	5B	54	4B	35	14
Digital aproximado	80	90	80	70	70	60	60	50	50	30	10

tabla 4.8

Estos valores digitales aproximados serán utilizados en la rutina para compensación de vientos laterales.

Rutinas auxiliares.

Este tipo de rutinas son muy utilizadas dentro de subrutinas que requieren ciertas partes de programa que se repiten varias veces.

Este tipo de rutinas básicamente tienen el papel de habilitar los mandos (a través de P1) y circuitos del modelo, además permiten introducir retardos de tiempo en determinadas rutinas que requieran una demora en su accionamiento (espera). Tienen también el papel de sacar datos al pórtico P2 para variar los puntos de consigna o referencias de los controles de posición.

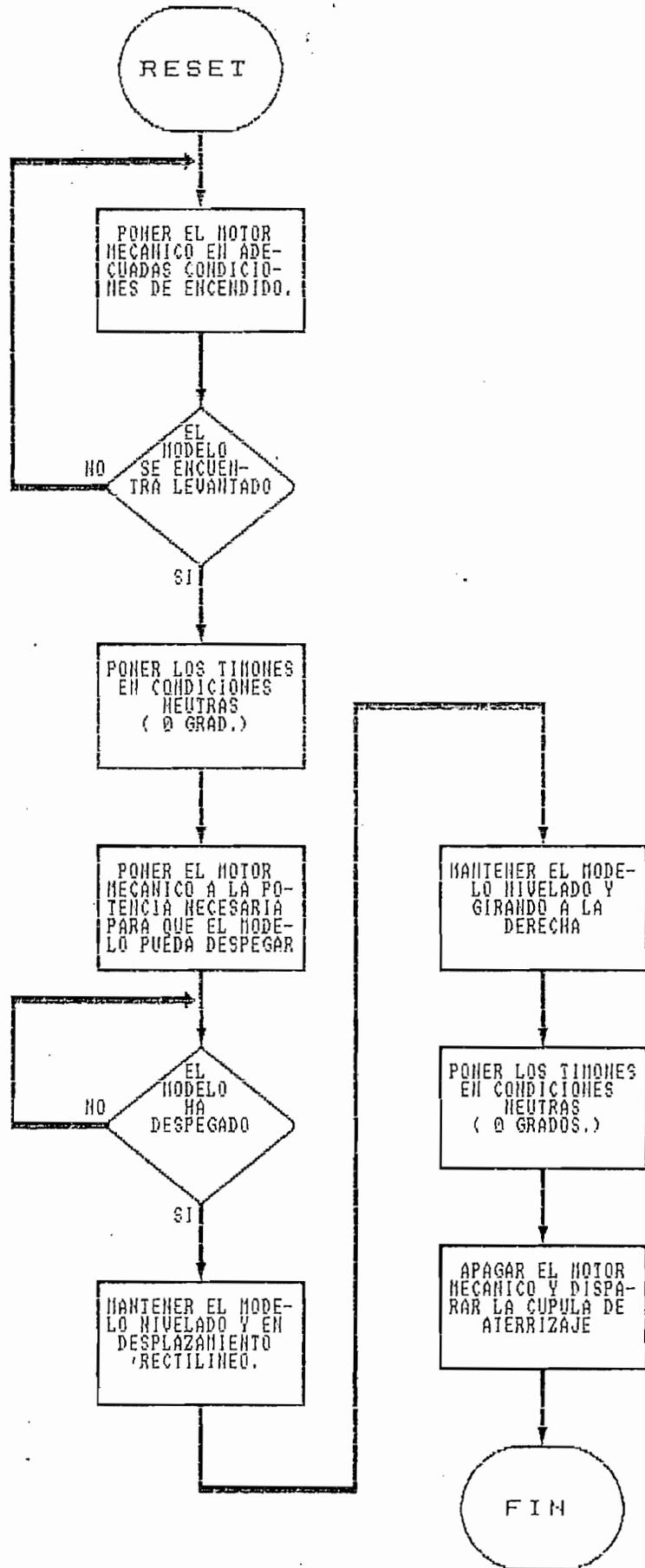
En el Anexo C, se muestran los diagramas de flujo y listados de las rutinas consideradas en este proyecto.

Nota: existen diagramas de flujo que se repiten, en éstos casos, sólo se tendrá el listado correspondiente.

En el diagrama de flujo siguiente se muestra la estructura del programa del $\mu.c$, para la rutina de prueba.

Luego de este diagrama de flujo se describirán mediante bloques la función que tienen cada una de las rutinas mencionadas en las anteriores descripciones.

ESTRUCTURA DEL PROGRAMA



4.2 Rutinas de adquisición de datos.

Rutinas de adquisición de datos en la pista.

Subrutina ENPISTAM

Este tipo de subrutina tiene como función básica verificar el dato proveniente del sensor de despegue-aterri-zaje y el procedente del indicador de funcionamiento del motor mecánico. Estos bit's son aislados del resto del bus de datos mediante la función AND y el #11H.

Entonces con estos datos el $\mu.c$ puede tomar las acciones pertinentes en los siguientes casos:

- Si DB.0 es 1L el modelo todavía se mantiene en la pista y el $\mu.c$ mantiene un retardo de aproximadamente 6 segundos tiempo máximo estimado para el despegue del modelo.
- Si DB.0 es 0L el modelo está en el aire, en este instante la subrutina finaliza para tomar posteriores acciones en el aire.
- Si DB.4 es 1L el motor mecánico está en problemas de funcionamiento (baja la potencia), en estas condiciones el modelo no puede despegar, entonces se procede mediante programa a apagar definitivamente al motor mecánico y disparar la cúpula de aterrizaje.
- Si DB.4 es 0L el motor mecánico se encuentra funcionando normalmente y el $\mu.c$ continúa el resto del programa.

Subrutina ENPISTA

Esta rutina permite verificar los datos provenientes del del sensor de dirección (DB.1), sensor de despegue-aterri-zaje (DB.0) y el dato DB.4 procedente del indicador de motor DB.0 y DB.4 son interpretados en forma similar que en la subrutina ENPISTAM.

-DB.1 ingresa al $\mu.c$ en forma cíclica (1-0-1-0...). Esto debido a la oscilación lateral del modelo, producida por las superficies de control. Esta frecuencia de oscilación en la pista se la determina mediante simulación, hasta encontrar el mínimo periodo de tiempo en el cual ingresan por lo menos un cero y un uno.

Entonces si DB.1 deja de oscilar, el modelo se encuentra fuera de ruta, en ese caso se ordena el apagado del motor

- Si DB.1 oscila, el modelo se encuentra recto en la pista.
- Un desplazamiento adecuado del modelo sobre la pista es capaz de generar los valores 1H y 3H con los bits de entrada (DB.1), estos son los datos de interés para el primer y segundo semiciclo respectivamente. (ver tabla 4.2 Los valores de interés son aislados del Bus de datos mediante la función AND y el #13H como se muestra en la tabla 4.2.

Subrutina ENAIRE

Esta rutina permite verificar la oscilación del modelo en el sentido longitudinal, además el dato proveniente del indicador de funcionamiento del motor.

Los bits indicadores son aislados del Bus de Datos mediante la función AND y el #15H (ver tabla 4.5).

Considerando un funcionamiento normal del modelo y tomando en cuenta la oscilación longitudinal, se ha determinado mediante simulación períodos de muestreo que permitan el ingreso de los datos 00H y 04H en forma cíclica correspondientes a los valores esperados en los semiperíodos de muestreo (ver tabla 4.5).

Este tipo de rutina interiormente habilita a la rutina al servicio de la interrupción, esta habilitación se considera tomando el tiempo máximo que involucraría la mayor compensación de vientos laterales.

Cualquier falla, tanto en la oscilación, como en el funcionamiento del motor, son verificados en la subrutina para un posterior apagado del motor y disparo inmediato de la cúpula de aterrizaje.

Rutinas de adquisición de datos en viraje

Subrutinas GIRNOSU - GIRESOE

Este tipo de rutinas permiten verificar el cambio de rumbo del modelo, ya sea hacia el Norte-Sur o hacia el Este-Oeste respectivamente. Por limitaciones del sensor de dirección, el cambio de rumbo es de 90°.

GIRNOSU verifica un cambio de estado del bit DB1 de 0L a 1L o viceversa. Dependiendo del estado que tenga en sensor en el instante que se ordena el cambio de rumbo.

GIRESOE verifica el bit DB3 en forma idéntica al anterior. Entonces cuando DB1 o DB3 han experimentado los cambios mencionados, esto indica que el modelo a cambiado su rumbo aproximadamente 90°, hacia la izquierda o hacia la derecha. Con esta verificación concluyen ambas subrutinas, para dar paso a un posterior control de desplazamiento en el aire.

En caso de no verificarse los casos mencionados, quiere decir que el modelo, no está respondiendo al cambio de giro ya sea por falla en los timones, falla en el sensor o perturbaciones externas (vientos) que no permiten el cambio de rumbo. En este caso no se verifica cambio de estado de DB1 o DB3, en tal caso, se ordena el apagado del motor mecánico y el disparo de la cúpula de aterrizaje.

4.3 Rutinas destinadas a los mandos.

Rutinas para control de velocidad del motor mecánico.

Subrutinas VELMIN - VELMAX - MOTOROFF

Este tipo de rutinas permiten maniobrar el control de posición para velocidad del motor mecánico.

La rutina VELMIN pone al motor, en adecuadas condiciones de encendido, esto es, permite un arranque a baja velocidad (2500 RPM) en donde se puede ajustar el punto adecuado de entrada de gases y combustible para un posterior funcionamiento adecuado del motor.

El valor digital de velocidad mínima para control es sobre el pórtilo P2 60H determinado experimentalmente.

Esta rutina considera habilitación de velocidad y dirección Norte-Sur o dirección Este-Oeste, para lo cual sobre el pórtilo P1 se tiene los valores 49H y 55H respectivamente (ver tabla 4.6).

La habilitación del LACH correspondiente a los valores anteriores es 48H y 55H sobre P1 respectivamente.

Esta rutina también considera un retardo temporal de 2 segundos para el desplazamiento del control de posición.

La rutina VELMAX pone al motor mecánico en su máxima potencia de salida (0.66Hp - 13000 RPM). El valor digital de velocidad máxima sobre P2 es 0FFH.

Esta rutina considera habilitación de velocidad y dirección Norte-Sur o Este-Oeste, para lo cual sobre P1 se tiene el valor 49H y 55H respectivamente (ver tabla 4.6).

Existe también un retardo de cinco segundos para el control MOTOROFF realiza el apagado del motor mecánico y el disparo de la cúpula de aterrizaje. El valor sobre P2 es 1DH como referencia del control para lograr el apagado del motor. Tiene habilitación similar a las anteriores rutinas.

Subrutina VELDES

Este tipo de rutina permite el control del motor mecánico con el principal objetivo de poner al aeromodelo en el aire.

El dato sobre P2 es 0FEH determinado en forma experimental. Esta rutina considera la habilitación de velocidad y dirección Norte-Sur o Este-Oeste, para lo cual sobre P1 se tiene el valor 49H y 55 respectivamente.

Considerando que el modelo despegue dentro de esta rutina, también se debe tomar en cuenta a las subrutinas ENPISTA o ENPISTAM las cuales verifican el despegue en condiciones adecuadas para luego ejecutar posteriores acciones en el aire.

Subrutinas ACELERA - DESACEL

Estas rutinas permiten el control del motor mecánico, a manera de pasos ya sea aumentando o disminuyendo la velocidad respectivamente, a partir de un valor inicial. En estos casos se considera máximo 14 para cualquiera de las rutinas.

Consideran básicamente la habilitación de velocidad y dirección Norte-Sur, para lo cual sobre P1 se tiene el valor 49H (ver tabla 4.6).

La rutina ACELERA permitió determinar el dato mínimo de velocidad del motor mecánico que permite, el despegue del modelo, ya que permite partir del un dato mínimo (60H) y llegar a la velocidad de despegue, poniendo en cada paso retardos temporales adecuados, esto es, el retardo debe permitir que el modelo recorra en este paso la suficiente pista, para poder despegar, además permita el ingreso del modelo nuevamente a la pista antes que exista el cambio de paso a una mayor velocidad.

La rutina DESACEL simplemente sirve para reducir la velocidad a manera de pasos y considera las habilitaciones como la anterior rutina.

Rutinas para control de dirección

Subrutinas DERECHA - IZQUIERD - RECTO

Este tipo de rutinas permiten desplazar un ángulo δ al timón de dirección ya sea para la derecha, izquierda o para volverlo a la posición neutra (0°) respectivamente.

El valor máximo de δ para las rutinas DERECHA o IZQUIERD es 35° y -35° respectivamente, correspondientes a los valores desde el microcontrolador 0FFH y 1DH (sobre P2).

La rutina RECTO tiene un valor de $\delta = 0^\circ$, correspondiente a 8EH desde el $\mu.c.$

Estas rutinas tienen habilitación para dirección manual y nivel automático (ver tabla 4.1.8).

Subrutinas DERENOSU - IZQUNOSU

Estas rutinas permiten girar a la derecha o izquierda, mediante n guiñadas del timón, pero partiendo de las rutas Este-Oeste.

Considerando que los giros a la derecha o izquierda llevan al modelo a las rutas Norte-Sur, entonces el circuito sensor de dirección se encuentra habilitado en tales direcciones y un control automático de nivel (ver tabla 4.6). Estas rutinas llaman a la rutina de adquisición de datos GIRNOSU para que verifique el ingreso del modelo a las rutas Norte-Sur.

Si el modelo ya tiene la ruta Norte-Sur, GIRNOSU responde con $A = 1L$, lo cual da lugar a la finalización de las rutinas.

Si en las n guiñadas de timón no tenemos la respuesta $A=1L$ el programa salta a la rutina MOTOROFF para apagar el motor y disparar la cúpula de aterrizaje, ya que existen posibles fallas ya sea en los controles, en el circuito sensor o existen perturbaciones externas (vientos) que no permiten el giro del modelo.

Subrutinas DEREESOE - IZQUESOE

Estas rutinas permiten girar a la derecha o izquierda, mediante n guiñadas del timón, pero partiendo de las rutas Norte-Sur.

Considerando que los giros a la derecha o izquierda llevan al modelo a las rutas Este-Oeste, entonces el circuito sensor de dirección se encuentra habilitado en tales direcciones y un control automático de nivel (ver tabla 4.6). Estas rutinas llaman a la rutina de adquisición de datos GIRESOE para que verifique el ingreso del modelo a las rutas Este-Oeste.

Si el modelo ya tiene la ruta Este-Oeste, GIRESOE responde con $A = 1L$, lo cual da lugar a la finalización de las rutinas.

Si en la n guiñadas de timón no tenemos la respuesta $A=1L$ el programa salta a la rutina MOTOROFF para apagar el motor y disparar la cúpula de aterrizaje, ya que existen posibles fallas ya sea en los controles, en el circuito sensor o existen perturbaciones externas (vientos) que no permiten el giro del modelo.

Subrutinas PASODERE - PASOIZQU

Estas rutinas permiten girar a la derecha o izquierda mediante n guiñadas de timón, partiendo de cualquier ruta. Las rutinas llaman a la subrutina VIREC para habilitar el control manual de dirección y el control automático de nivel (ver tabla 4.6).

Existe también la llamada a la subrutina INDMOTOR que verifica el funcionamiento del motor mecánico.

Subrutinas ALADERE - ALAIZQUI

Las rutinas permiten girar el timón a la derecha o izquierda, mediante n pasos seguidos, hasta alcanzar -35° o 35° respectivamente.

Existe también una llamada a la subrutina UNO, que permite un retardo temporal de 1 segundo, para cada paso del timón. Internamente existe la habilitación de dirección manual y nivel automático. (ver tabla 4.6)

Las rutinas finalizan cuando se cumplen los n pasos de timón.

Subrutinas RECTON - RECTOE

La función básica de estas rutinas, es llevar al modelo en las rutas Norte-Sur o Este-Oeste, para lo cual se habilitan los controles automáticos en tales direcciones (ver tabla 4.6).

Estas rutinas también hacen el llamado a las subrutinas ENAIREN y ENAIREE respectivamente para que verifiquen la oscilación lateral y longitudinal del modelo en tales direcciones.

Además dentro de estas subrutinas, se procede a habilitar a la rutina destinada a la compensación de vientos laterales. El tiempo de duración de las rutinas esta definida por las Subrutinas ENAIREN y ENAIREE (en cada ciclo de muestreo).

Subrutina RECTOS

Esta rutina tiene como función básica, llevar al modelo en una determinada trayectoria rectilínea. En éste caso, se mantiene fijo el timón de dirección en la posición neutra. Esta rutina hace el llamado a la subrutina ENAIRE, para que verifique la oscilación longitudinal del modelo. Además dentro de esta subrutina, se procede a habilitar a la rutina destinada a la compensación de vientos laterales. El tiempo de duración de la rutina está definida por la Subrutina ENAIRE (en cada ciclo de muestreo).

Rutinas para control del elevador

Subrutinas NIVNEUN - NIVNEUE

Este tipo de rutinas permiten la habilitación del elevador para control manual, además consideran la habilitación automática de dirección en las rutas Norte-Sur o Este-Oeste respectivamente.

Ambas rutinas hacen el llamado a la subrutina NIVNE, la cual se encarga de sacar el valor neutro ($BEH=0^\circ$) sobre el pórtico P2 (referencia del control de posición).

Existe también el llamado a las subrutinas NIMADINO y NIMADIES que son las encargadas de habilitar a través del pórtico P1, el elevador manual y el control automático en las direcciones mencionadas (ver tabla 4.6).

Las rutinas también hacen el llamado a la subrutina de retardo UNO para poder realizar la maniobra de llevar al elevador a la posición neutra.

Subrutinas SUBAMAXN - SUBAMAXE

Tienen como función llevar el elevador al máximo ángulo $\delta=35^\circ$, ya sea en las direcciones Norte-Sur o Este-Oeste respectivamente.

Estas rutinas hacen el llamado a la subrutina SUBANE, para que ponga el valor correspondiente a $\delta=35^\circ$ en la referencia del control de posición (sobre P2 = 0FFH).

En forma similar a las anteriores, existe el llamado a las subrutinas NIMADINO y NIMADIES, para que habilite el control de nivel manual, el control automático en las direcciones mencionadas.

Se llama a la subrutina UNO para dar un retardo hasta que el elevador se ubique en $\delta=35^\circ$.

Subrutinas BAJEMAXN - BAJEMAXE

Tienen como función llevar el elevador al mínimo ángulo $\delta = -35^\circ$, ya sea, en la dirección Norte-Sur o Este-Oeste respectivamente.

Esta rutina hace el llamado a la subrutina BAJENE para que ponga el valor correspondiente a $\delta = -35^\circ$, en la referencia del control de posición (sobre $P2 = 1DH$).

Existe el llamado a las subrutinas NIMADINO y NIMADIES para que habilite el control manual del elevador y el control automático en las direcciones mencionadas.

Existe también el llamado a la subrutina de retardo UNO para realizar el desplazamiento del elevador a la posición $\delta = -35^\circ$.

Subrutinas NIVELN - NIVELE - NIVEL

Básicamente estas rutinas habilitan el control automático de nivel en las direcciones Norte-Sur, Este-Oeste en forma automática y sin control de dirección respectivamente.

Las dos primeras rutinas inicialmente hacen la habilitación de los controles automáticos de nivel y direcciones respectivas, para luego hacer un llamado a las subrutinas de adquisición de datos ENAIREN y ENAIREE las cuales verifican la oscilación lateral y longitudinal del modelo.

Dentro de la rutina NIVEL existe el llamado a la subrutina ENAIRE, la cual verifica la oscilación longitudinal del modelo.

El tiempo de duración de las rutinas esta dado por los periodos de muestreo de datos en las subrutinas de adquisición de datos.

Subrutinas ARRIBAN - ABAJON

Esta clase de rutinas permiten el control manual del elevador a manera de pasos, ya sea hacia arriba o hacia abajo respectivamente, en las direcciones Norte-Sur en forma automática.

El valor de referencia del control para el elevador varía desde $1DH (-35^\circ)$ hasta $0FFH (35^\circ)$ desde abajo hacia arriba.

Existe el llamado a las subrutinas NIMADINO y UNO para realizar la habilitación manual del elevador, control automático en las direcciones Norte-Sur (ver tabla 4.6) y permitir un retardo de tiempo de 1 segundo para cada paso del elevador.

Las rutinas finalizan cuando se ha cumplido el número de pasos asignado (por comodidad de incremento 14 pasos).

4.4 Rutina para compensaciones laterales.

Subrutina INTERRU

Esta rutina al servicio de la interrupción, inicialmente se encarga de dar un retardo temporal T_s correspondiente al tiempo de establecimiento del sensor (incluye el t de desplazamiento lateral del modelo, para tener un dato de entrada confiable).

Esta rutina toma en cuenta el valor hexadecimal más significativo que ingresa al $\mu.c$ luego de transcurrir T_s . Luego se procede a la captura de tal valor significativo, para luego mediante una tabla de valores que considera la velocidad del viento y la velocidad del modelo (ver tabla 4.7), comparar tales valores para efectuar la compensación del desplazamiento lateral, ya sea hacia la izquierda o hacia la derecha. Dependiendo de la magnitud de la perturbación se da el tiempo de compensación para el timón de dirección el cual es determinado experimentalmente para compensar los desplazamientos dados en la tabla 4.7.

Esta rutina hace el llamado a las subrutinas COMPED y COMPEI que permiten habilitar el timón 10° hacia la derecha o -10° hacia la izquierda, esto permite el desplazamiento del modelo según sea el dato de la perturbación. Luego de maniobrar el timón en la forma mencionada se hace el llamado a la subrutina PRECTO para volver el timón a la posición neutra (0°).

La rutina de compensación termina con el llamado de la subrutina FININTE la cual habilita la respectiva dirección mantenida por el modelo (dato en $R0$) antes de la interrupción. Finalmente se asigna $01H$ al acumulador A, para que sirva de referencia a las rutinas de adquisición de datos en el aire, y no se interprete como problemas en las oscilación (lateral o longitudinal).

4.5 Rutinas auxiliares

Subrutinas de RETARDO

Básicamente constituyen retardos de tiempo de 10,7,5,3,2,1-0.8, 0.5, 0.3 segundos. Estos retardos son requeridos por los controles (determinados por simulación con el programa TUTSIM) para realizar maniobras que involucren, desplazamientos de las superficies de control, acelerar y desacelerar el motor mecánico, habilitación de mandos. Todas estas funciones mencionadas requieren de cualquiera de los retardos descritos anteriormente.

Subrutina VIREC

La función de esta rutina es sacar sobre P2 el dato digital correspondiente a un valor de δ para el timón de dirección además habilita el control manual de dirección (ver tabla 4.6).

Subrutina INDMOTOR

Esta rutina se encarga de vigilar el funcionamiento adecuado del motor mecánico a través del bit DB4. Si DB4 = 0L el motor se encuentra funcionando normalmente. En caso de existir alguna falla en su funcionamiento (existe pérdida de potencia) DB4 = 1L, en ese instante el programa llama a la subrutina MOTOROFF para apagar definitivamente el motor mecánico y disparar la cúpula de aterrizaje.

Subrutina NIVNE

Tiene como función sacar el dato digital BEH al pòrtico P2 correspondiente a 0° como desplazamiento angular del timón elevador, cuando se ha realizado maniobras distintas de 0° .

Subrutinas NIMADINO - NIMADIES

Básicamente permite la habilitación, manual de nivel y direcciones Norte-Sur o Este-Oeste automática respectivamente.

Finalmente inicializan el C.I. Latch (FF Tipo D) .

Subrutinas SUBANE - BAJENE

Ponen sobre P2 los valores digitales 0FFH (35°) y 1DH (-35°) respectivamente, para acciones con el elevador.

Subrutinas COMPED - COMPEI

Inicialmente las rutinas ponen sobre P2 los valores digitales ADH (10°) y 6DH (-10°) para realizar maniobras hacia la derecha e izquierda respectivamente. Además habilitan el control manual de dirección.

Existe también la inicialización del dato menos significativo (R3 y R4) para retardo en acciones del timón (+-10°).

Subrutina PRECTO

Saca sobre P2 el valor digital 8EH correspondiente a la posición neutra del elevador, además habilita el control manual de dirección.

Existe también el llamado a la subrutina PTRES la cuál constituye un retardo, hasta que el control alcance tal posición.

Subrutina FININTE

Básicamente habilita el control automático de nivel y recupera en R0 la ruta, mediante la habilitación del control automático de dirección.

Subrutina TIEMPOTS

Es un retardo correspondiente al tiempo de establecimiento del sensor de vientos laterales (incluye t de desplazamiento lateral del modelo).

CAPITULO V

RESULTADOS EXPERIMENTALES

CAPITULO V : RESULTADOS EXPERIMENTALES

5.1 Respuesta dinámica del control de posición.

Para este propósito se variará la referencia de los controles al 50% de su variación total y se obtendrá la respuesta en forma visual en un osciloscopio con memoria (retención).

En la tabla siguiente; se presentan los resultados más importantes para cada uno de los controles implementados.

Tipo de control	Entrada de referencia $r[v]$	Tiempo de subida (10%-90%) $T_r[s]$	Máximo Sobreimpulso $M_p[\%]$	Tiempo de establecimiento $T_s[s]$ 2%	Error de Posición $E_p[\%]$
Control de posición para velocidad.	1.55	1.8	0	1.9	0 para $D=0.0684v$
Control de posición para timones	1.55	0.15	30	0.2	10 para $D=0.18v$

5.2 Tiempos y velocidades de despegue.

En la tabla siguiente; se muestran los datos tomados en una pista de asfalto ubicada en el parque de la Carolina (Quito).

Tiempos de despegue $T_d[s]$	Espacio recorrido $e[m]$	Velocidad de despegue $V_d=2e/t$ en MUA (movimiento uniformemente acelerado). $V_d[m/s]$
4.1	15.7	7.65
3.9	14.5	7.43
4.2	14.8	7.04
Promedio $T_d = 4s$		Promedio $V_d = 7.37$

5.3 Tiempos y alturas alcanzadas.

En la tabla siguiente; se muestran los datos tomados en una pista de asfalto ubicada en el parque de la Carolina (Quito).

Tiempos $T_h[s]$	Alturas $h[m]$ para $e=15m$.
1.6	0.7
1.4	0.6
1.8	0.8

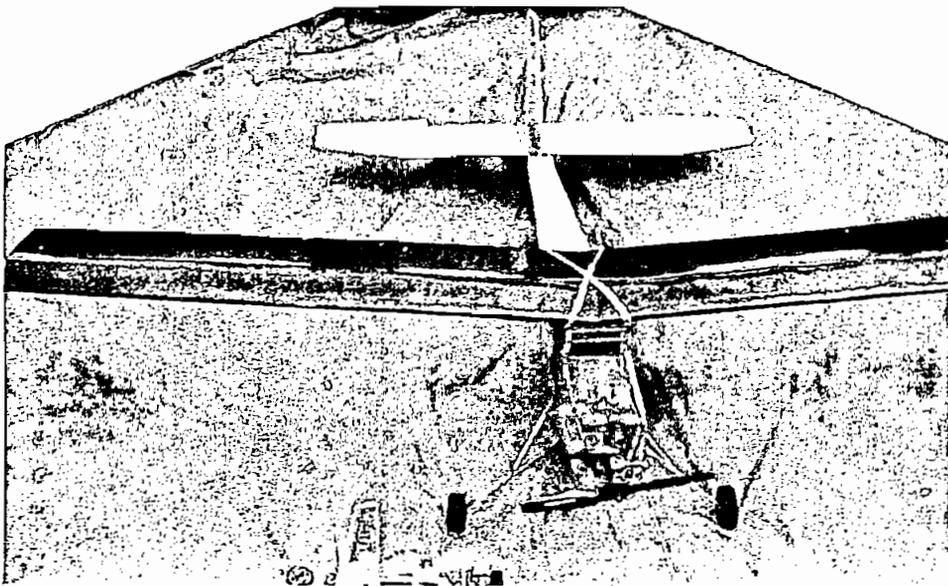
5.4 Aproximación de trayectorias ejecutadas.

Para la rutina de prueba se considero el siguiente recorrido ubicado en un parqueadero de la Carolina (ver tabla siguiente).

Sitio de despegue	Despegue $e_1[m]$	$t_1[s]$	recto $e_2[m]$	$t_2[s]$	Derecha $e_3[m]$	$t_3[s]$	recto $e_4[m]$	$t_4[s]$
Sur del parqueadero	14	4	15	1.7	10	1.2	10	1.1

Recorrido total $e_t = 49m$
 Tiempo transcurrido $t_t = 8s$
 Llegada = 35m al Noroeste del parqueadero
 (un error de 10m a la redonda)

A continuación se muestra una fotografía del aeromodelo construido.



CAPITULO VI

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

CAPITULO VI : CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

6.1 Análisis de los resultados experimentales.

Para el numeral 5.1, se utilizó el paquete TUTSIM, el cual permite simular (obtener) la respuesta dinámica de los controles implementados en el aeromodelo.

A continuación se muestra el listado en TUTSIM que permite obtener la respuesta dinámica del control de posición para el control de velocidad del aeromodelo.

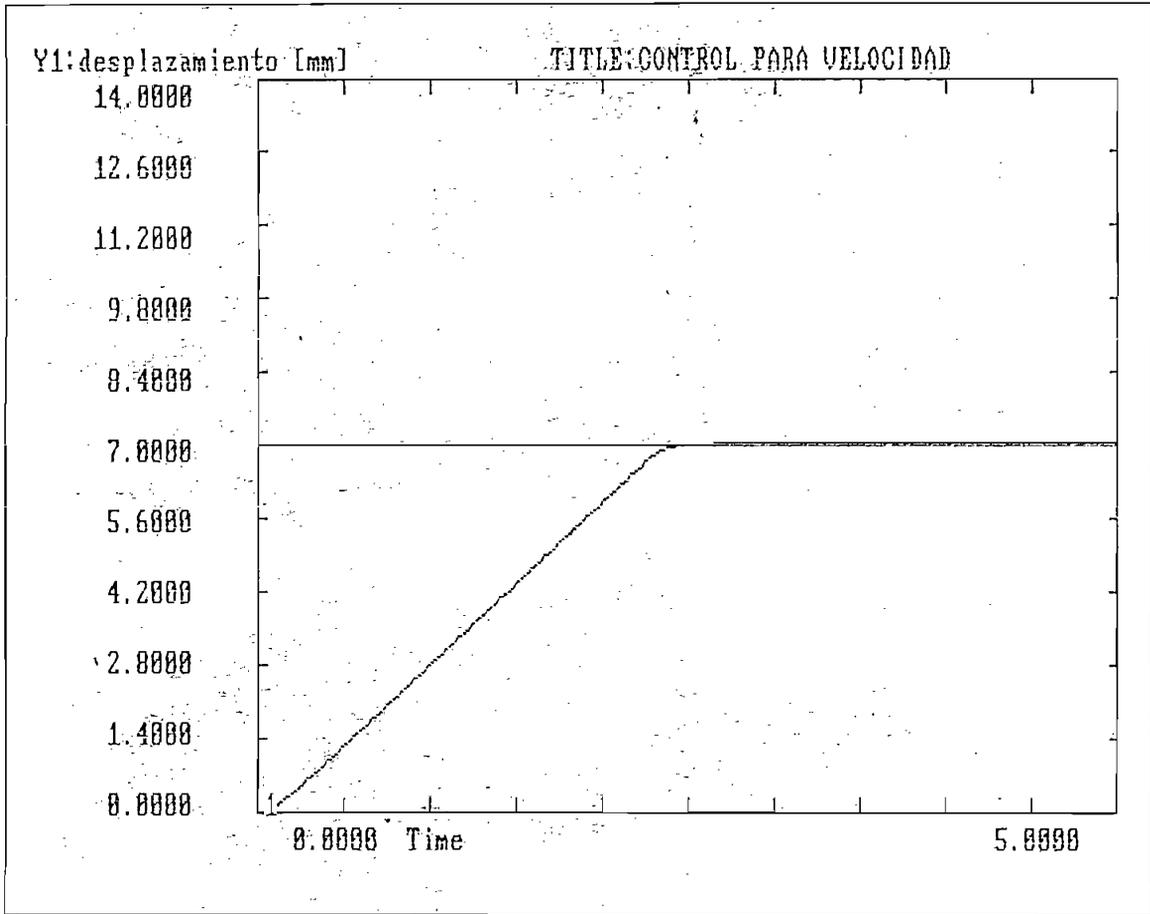
```

Model File: convel.sim
Date:      7 /    23 / 1992
Time:     22 :    20
Timing:   0.0200000 ,DELTA ; 6.0000 ,RANGE
PlotBlocks and Scales:
Format:
      BlockNo, Plot-MINimum, Plot-MAXimum; Comment
Horz:   0 , 0.0000 , 5.0000 ; Time
      Y1:  11 , 0.0000 , 14.0000 ; desplazamiento [mm]
      Y2:   1 , 0.0000 , 3.1000 ; referencia de entrada [v]
      Y3:   , , , ;
      Y4:   , , , ;

      0.0000      1 PLS ;referencia de entrada
      5.0000
      1.5500
      0.0000      2 PLS ;rele
      5.0000
      4.2000
      0.0000      3 PLS ;zona muerta
      5.0000
      0.0000
      0.0684000   4 SUM      1      -12
      5 REL      2          3      3 ;zona muerta +D
      4
      -0.0684000  6 REL      3          3     -2 ;zona muerta -D
      4
      7 SUM      5          6 ;rele total
      0.0000      8 INT      7      -9
      10.0000     9 GAI      8
      7.3755     10 GAI     8
      0.0000     11 INT     10 ;velocidad de salida
      0.2210000  12 GAI     11 ;desplazamiento [mm]
      ;posición de salida en
  
```

En la figura 6.1, se muestra la respuesta dinámica del control de posición para velocidad determinado con el listado anterior.

figura 6.1



Del grafico se tienen los siguientes resultados

Tiempo de subida (10% - 90%) Tr[s]	Máximo sobreimpulso Mp[%]	Tiempo de Establecimiento 2% Ts[s]	Error de posición D=0.0684v Ep[%]
2.4	0	2.5	0

Analizando las tablas de resultados prácticos y teóricos, se puede sacar las siguientes conclusiones:

- Los tiempos de subida T_r del sistema práctico, coinciden aproximadamente con los datos de diseño (del plano de fase graficamente se obtiene $T_r = \text{área de } 1/X^2$) esperados, esto es: Para $r = 1.55$, el control debe desplazarse a $d = 7\text{mm}$, a una velocidad $V_d = 3\text{mm/s}$; con estos valores aproximadamente se tiene:

$T_{r\text{recorrido}}$ es semejante a T_r

donde $T_{r\text{recorrido}} = d / V_d = 7\text{mm}/3\text{mm/s} = 2.33\text{s}$

para el caso:

$$T_r = 2.33\text{s}$$

El valor simulado de $T_r = 2.4\text{s}$.

Del resultado anterior se encuentra que T_r práctico es $<$ a T_r simulado, esto se debe básicamente a que no se consideró el tiempo que toma la velocidad del servo DC, en establecerse, además las condiciones de carga en forma práctica no se pueden hacer exactamente porque el resorte que debe empujar este control (cúpula de aterrizaje) solo tiene influencia a unos 5mm antes de realizar el disparo de la cúpula. Pero los objetivos del diseño son bastante aproximados a los resultados.

- Los valores de máximo sobreimpulso ($M_p\%$), pueden modificarse para las condiciones de carga requerida, variando los Bloques: K_m , T_m , K_p , K , N .

Si el $M_p\%$ es superior al 20% no es adecuado para control; éste no es el caso ya que el reductor N montado no lo permite (atenúa rápidamente la respuesta), debido a ciertas variables fijas, que no se pueden modificar tales como: K_p , K_m , T_m , k , N , no disponi-

bles en forma variada en el mercado.

En este caso las condiciones de Mp%, quedan satisfechas para la condición de carga requerida. Si hubiese sido este el caso se debería haber buscado un reductor N, por tener mayor efecto (determinado por simulación), que reduzca el Mp% de salida.

Los valores experimentales y simulados coinciden en $Mp\% = 0$

lo que le dá al sistema la característica de sobreamortiguado.

El valor de $D = 0.0684$, determinado matemáticamente produce el efecto buscado en la estabilidad del sistema ($Mp\% = 0$).

A continuación se muestra el listado en TUTSIM que permite simular (obtener) la respuesta dinámica del control de posición para el control de Timones del aeromodelo.

Model File: CONTIM.SIM

Date: 7 / 23 / 1992

Time: 22 : 34

Timing: 0.0100000 ,DELTA ; 5.0000 ,RANGE

PlotBlocks and Scales:

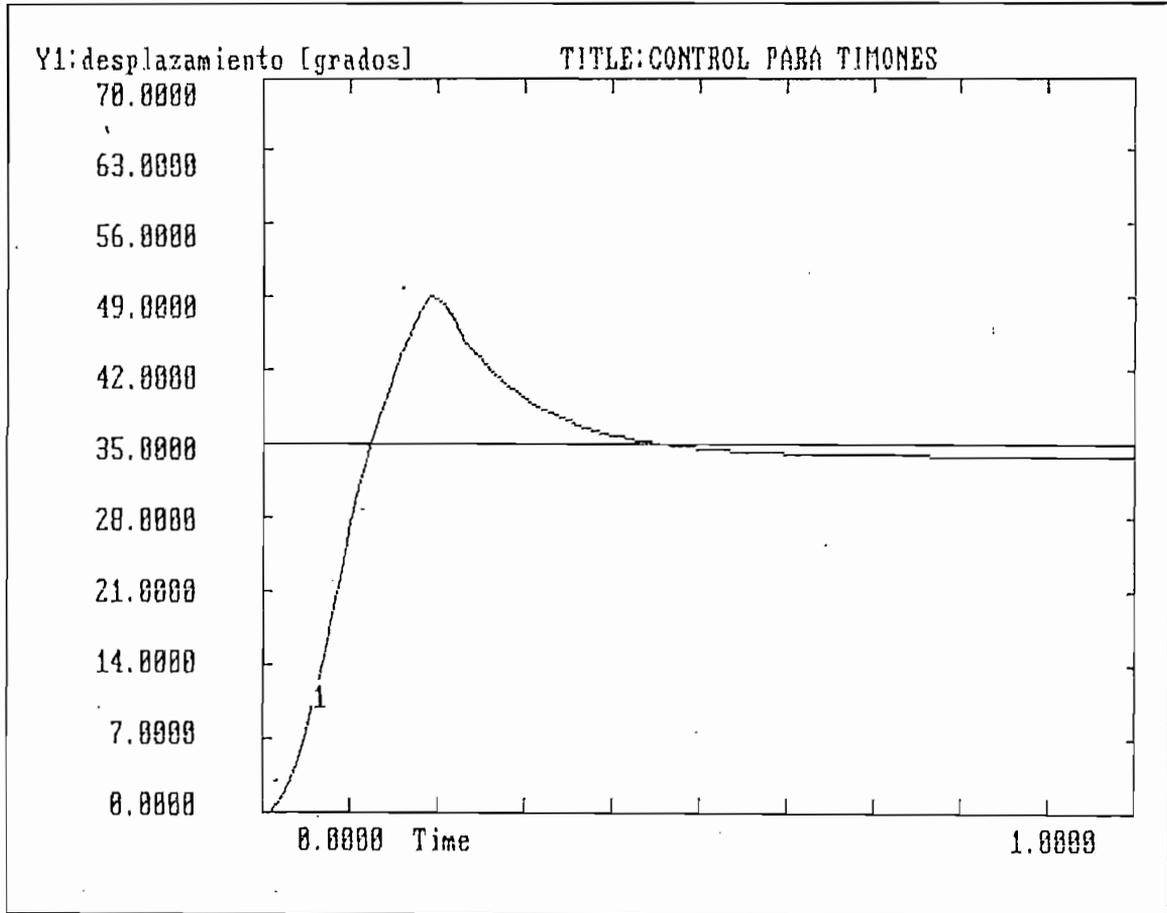
Format:

	BlockNo,	Plot-MINimum,	Plot-MAXimum;	Comment
Horz:	0 ,	0.0000 ,	1.0000 ;	Time
Y1:	11 ,	0.0000 ,	70.0000 ;	desplazamiento [grados]
Y2:	1 ,	0.0000 ,	1.0060 ;	referencia de entrada [v]
Y3:	, ,	, ,	, ;	
Y4:	, ,	, ,	, ;	

0.0000	1 PLS			;referencia de entrada [v]
5.0000				
0.5030000				
0.0000	2 PLS			;rele
5.0000				
4.2000				
0.0000	3 PLS			;zona muerta
5.0000				
0.0000				
	4 SUM	1	-12	
0.1800000	5 REL	2	3	3 ;zona muerta +D
		4		
-0.1800000	6 REL	3	3	-2 ;zona muerta -D
		4		
	7 SUM	5	6	;rele total
0.0000	8 INT	7	-9	
10.0000	9 GAI	8		
1.789E+03	10 GAI	8		;velocidad de salida [gr
0.0000	11 INT	10		;desplazamiento [grados]
0.0144300	12 GAI	11		;posición en voltios

En la figura 6.2, se muestra la respuesta dinámica del control de posición para timones determinado con el listado anterior.

figura 6.2



Del grafico se tienen los siguientes resultados

Tiempo de subida (10% - 90%) $T_r[s]$	Máximo sobreimpulso $M_p[\%]$	Tiempo de Establecimiento 2% $T_s[s]$	Error de posición $D=0.18v$ $E_p[\%]$
0.13	38	0.5	5%

Analizando las tablas de resultados práctico y teóricos, se puede sacar las siguientes conclusiones:

- Los tiempos de subida T_r del sistema práctico, coinciden aproximadamente con los datos de diseño (del plano de fase graficamente se obtiene $T_r = \text{área de } 1/X^2$) esperados, esto es: Para $r = 1.55$, el control debe desplazarse a $\theta = 35^\circ$, a una velocidad $WL = 10\text{rad/s}$ (con el $N = 1/44$ disponible); con estos valores, tomados del gráfico del plano de fase, para este tipo de controles se tiene:

$$T_r = 0.12s$$

No se puede hacer un cálculo aproximado de T_r , ya que en el análisis se determinó que no se llega a la velocidad de desplazamiento en estado estable.

El valor simulado de $T_r = 0.15s$.

Del resultado anterior se encuentra que T_r práctico es menor a T_r simulado; esto se debe básicamente a que las condiciones de carga en forma práctica no se pueden hacer exactamente porque los timones actúan en plena carga cuando el modelo se encuentra en vuelo, esto dificulta totalmente la toma de datos en el osciloscopio.

Los objetivos del diseño son bastante aproximados a los deseados (considerando el análisis en el plano de fase), ya que la velocidad de desplazamiento en estado estable del control, aproximadamente es 10rad/s .

entonces $T = 35^\circ / 10\text{rad/s} = 0.061s$

- Los valores de máximo sobreimpulso (Mp%), pueden modificarse para las condiciones de carga requerida, variando los Bloques: Km, Tm, Kp, K, N.

Un Mp% superior al 20% no es adecuado para control; éste es el caso ya que el reductor N montado no lo permite (no atenúa rápidamente la respuesta), debido a ciertas variables fijas, que no se pueden modificar tales como: Kp, Km, Tm, k, N, no disponibles en forma variada en el mercado.

En este caso las condiciones de Mp%, no quedan satisfechas. La velocidad de desplazamiento sí, para las condiciones de carga requerida.

Para el caso se debe buscar un reductor N, por tener mayor efecto (determinado por simulación), que reduzca el Mp% de salida, a por lo menos un 20%.

Los valores experimentales y simulados no coinciden en Mp% = 30% y Mp% = 38 respectivamente. Esto se debe a las condiciones de carga ya analizadas.

Estos resultados le dan al sistema la característica de subamortiguado.

El valor de $D = 0.18v$, determinado por simulación, permite al sistema dirigirse rápidamente a la posición deseada con pocas oscilaciones, pero no se puede evitar que el Mp% sea $> 20\%$.

Donde para velocidad constante se tiene;

$$F_a = F_D + P_{mx} \quad \text{además}$$

$$F_D = F_{D\text{perfil}} + F_{D\text{fuselaje}} \quad \text{y} \quad P_{mx} = m \cdot g \cdot \sin \theta$$

$$\text{entonces} \quad F_{D\text{perfil}} = .5 \cdot C_{D\text{perf}} \cdot S \cdot \delta \cdot V^2$$

$$F_{D\text{fuselaje}} = .5 \cdot C_{D\text{fusel}} \cdot S \cdot \delta \cdot V^2$$

Tomando en cuenta los siguientes valores determinados en tablas se tiene [13]:

$$\text{Potencia Nominal del motor } P_{mn} = 412.8 \text{w} \quad [14]$$

$$\text{Potencia desarrollada en el despegue } P_{des} = 357.76 \text{w}.$$

$$\text{Rendimiento de la hélice } R_h = 25\% \quad [15]$$

$$C_{D\text{perfil}} = 0.1 \quad [16]$$

$$C_{D\text{fuselaje}} = 1.18$$

Sustituyendo valores en las ecuaciones anteriores se tiene:

$$F_a = 0.02571 \cdot V^2 + 0.04283 \cdot V^2 + P_m \cdot \sin \theta$$

Para la rutina de prueba $\theta = 3^\circ$ entonces la ecuación anterior queda;

$$F_a = 0.02571 \cdot V^2 + 0.04283 \cdot V^2 + 0.9334$$

Como la potencia absorbida por la hélice es;

$$P_h = 25\% \text{ de la } P_{des} \quad \text{entonces}$$

$$P_h = 89.44 \text{w}$$

La potencia necesaria para desplazar al modelo en forma constante es;

$$P_h = F_a \cdot V \quad \text{reemplazando valores se tiene;}$$

$$P_h = 0.06854 \cdot V^3 + 0.9334 \cdot V \quad \text{para el caso } P_h = 89.44 \text{w}$$

entonces de la ecuación:

$$V = 10.5 \text{ m/s.}$$

Entonces para uno de los datos de la tabla experimental se tiene;

$$e = V \cdot t = 10.5 \cdot 1.6 = 16.8 \text{m}$$

$$\text{del diagrama de fuerzas } h = e \cdot \sin 3^\circ = 0.879 \text{m.}$$

El valor de $h = 0.879$, aproximadamente coincide con el valor de h determinado en forma experimental. Esto también verifica los

datos utilizados de tablas para definir las características del modelo.

Para el numeral 5.4 se consideró la trayectoria fijada en la siguiente tabla

Sitio de despegue	e(1) m	t1 s	e(2) m	t2 s	e(3) m	t3 s	e(4) m	t4 s
Sur de parqueadero	14	3.73	16	1.5	12	1.1	15	1.4

Recorrido total = 57m.
Tiempo total = 7.73s

Haciendo una comparación entre la tabla determinada en forma experimental y la tabla teórica se puede observar diferencias pequeñas en los tiempos para cada desplazamiento, esto básicamente se debe a la mayor velocidad V determinada matemáticamente cuando el modelo se desplaza en una pendiente de 3° .

La velocidad en forma práctica, aproximadamente es un 25% mayor que la velocidad de despegue ($V = 9.4\text{m/s}$).

La trayectoria práctica ejecutada aproximadamente tiene un radio de llegada de 10m . Esto se debe fundamentalmente: a las perturbaciones de viento propios del lugar de pruebas, disposición física del motor mecánico, lo cual desvía al modelo de la trayectoria prevista, también influye la disposición física de los planos estabilizador y deriva (posibles fallas en la construcción). Otro factor es el instante justo del despegue, el cual depende exclusivamente de la persona que controla la dirección en la pista (mediante control remoto). Existen otros factores como la rotación de la tierra, etc. que no son importantes por lo corto del recorrido de las trayectorias.

6.2 Alcance y limitaciones del sistema.

El aeromodelo construido, es controlado en el aire totalmente por el $\mu.c.$ 8748. En la pista se requiere de un equipo de radiocontrol, para comandar la llanta delantera y guiar al aeromodelo recto sobre la pista.

Cuando el modelo despegue, termina la función del equipo de radiofrecuencia. Este equipo de radiofrecuencia fué necesario instalar ya que resultó complicado mantener recto al modelo en la pista. Esto debido a la irregularidad de la pista (baches, salientes, etc).

Las rutinas desarrolladas son capaces de controlar en forma eficiente los mandos: ya sea para variar la velocidad del motor mecánico o para realizar el desplazamiento de los timones un determinado ángulo θ .

Los sensores implementados en el modelo permiten obtener información de la posición del modelo así como: despegue-aterrizaje, nivelación respecto a tierra, dirección respecto al Norte-Sur o Este-Oeste.

El sensor de dirección por su pequeño rango de control (35°), no será utilizado en las pruebas de vuelo, pero su función básica de mantener al modelo sobre las direcciones requeridas, puede ser demostrado en forma didáctica (En un laboratorio).

El programa de prueba será de corta duración ($< 20s$) ya que el lugar geográfico disponible no presta el suficiente espacio y las condiciones de seguridad para el modelo.

La trayectoria escogida será suficiente para verificar la capacidad de control que tiene el $\mu.c.$ sobre el modelo.

El modelo se desplazará con una inclinación de 3° , respecto de tierra; ya que el punto 0° , es inestable (el modelo cae o sube), otras limitaciones como: la fuente de alimentación, memoria de $\mu.c.$, peso del modelo, tanque de combustible, potencia del motor, grandes vientos, etc, impiden realizar mayores maniobras o pruebas con el sistema implementado.

6.3 Posibles aplicaciones.

El modelo construido, puede ser utilizado en forma didáctica, para explicar en forma básica cuales son los componentes, eléctricos, electrónicos y mecánicos de una aeronave. También en forma didáctica se puede explicar el efecto de la sustentación en perfiles aerodinámicos.

El modelo puede ser utilizado como transporte de elementos de bajo peso, como : medicinas, correo, etc, en lugares de difícil acceso para el hombre. Puede también ser utilizado en fotografía aérea en zonas de difícil entrada para el hombre y que apenas se tenga un pequeño patio, para el despegue del modelo.

Un sitio donde más aplicaciones se le puede considerar, es en el campo del aeromodelismo, en donde las maniobras tediosas realizadas desde mandos remotos pueden ser sustituidas totalmente por un programa que involucra el conocimiento de determinadas maniobras propias de este campo.

Considerando el sistema electrónico implementado, se puede afirmar, que este módulo es capaz de cumplir tareas tanto de supervisión como de control; de cualquier otra planta que la requiera. Lo único que debe modificarse es la parte de programación ya que el hardware diseñado trabaja con circuitos que poseen salidas normalizadas (5v, 3.5v, 0.4v) y son de fácil acceso a otros circuitos similares.

Los sensores utilizados dan una gran opción a la utilización de elementos muy conocidos en nuestro medio; como son: resortes, fotoresistencias, micros-sw, potenciómetros, etc. Estos por su sencillez pueden arrastrar errores de detección, pero son muy prácticos y baratos para resolver problemas que no requieran tanta precisión.

El conocimiento de las funciones de transferencia de los controles de posición implementados es de gran utilidad para realizar un estudio de como varia la respuesta de los sistemas (simulación) cuando cambiamos algunos de los parámetros como: potencia de los servomecanismos, tamaño de los reductores, mayores desplazamientos lineales o curvilíneos de la salida, etc. Entonces los modelos de controles a pesar de su sencillez de implementación son muy utilizados en el campo industrial, para manejar compuertas de gran tamaño, empujar grandes cargas en forma lineal, etc.

6.4 Comentarios y Conclusiones.

Una vez culminado este proyecto, a continuación se puede comentar y concluir lo siguiente:

Con un poco de trabajo práctico, se ha llegado a construir un prototipo de avión, el cual, por sus elementos constituyentes puede ser programado para recorrer una determinada trayectoria, siempre y cuando las pendientes que este recorra no sean mayores (10°) ya que la potencia del motor mecánico no lo permite.

Los objetivos planteados al inicio se han cumplido en su totalidad, pero cuando se quiso mejorar la dirección del vuelo, existió problemas en el control de dirección por cuanto el sensor utilizado para este propósito tenía un pequeño rango de control (30°), esto producía una salida inmediata del rumbo, ya que la menor perturbación en la dirección del modelo, lo sacaba de control.

Los controles de posición implementados, le dan al modelo gran versatilidad de maniobra, esto por la velocidad de desplazamiento de las superficies de control (timones). La maniobrabilidad de velocidad del modelo, a pesar de ser lenta, permite al modelo alcanzar en pocos segundos (2.5) la velocidad de despegue.

Los elementos necesarios para la construcción de los controles de posición, existían en forma muy escasa en el mercado, esto provocó que no se pueda bajar el máximo sobrepulso existente en el control de timones. A pesar de esto, las pruebas prácticas verifican el adecuado funcionamiento de estos controles de posición.

En la construcción de este trabajo se ha podido demostrar, cuál es la capacidad de los elementos Integrados (μ .c 8748, conversores A/D, D/A, compuertas, transistores, etc.) para poder recibir información del medio externo y poder dar las respectivas ordenes de control a elementos que poseen desplazamientos mecánicos de mayor potencia que estos elementos integrados.

El diseño de la tarjeta electrónica utilizada para controlar todo el sistema, se la diseñó pensando en el espacio reducido que se disponia en el interior del modelo. Esto obligó a trabajar mucho en el circuito impreso, inclusive se trabajó en ambos lados del circuito impreso, pero al final se tuvo los efectos buscados.

El hardware implementado en este proyecto, da gran versatilidad a la realización de programas en assembler, ya que facilmente se pueden cambiar determinados llamamientos a rutinas, lo cual cambia notablemente una o determinadas trayectorias de vuelo o también se pueden verificar en tierra la gran cantidad de maniobras que pueden introducirse sobre el prototipo.

La mayoría de rutinas de vuelo, incluyen como parte importante del programa, el apagado de motor mecánico y disparo de la cúpula de aterrizaje, ésto para evitar la destrucción del prototipo.

Las pruebas realizadas con el aeromodelo fueron limitadas en gran parte por la no disponibilidad de un lugar adecuado desde el punto de vista de espacio y lleno de obstáculos, lo cual dificultaba notablemente el trabajo que se buscaba en este proyecto.

Otro punto muy importante en la limitación de las pruebas era el

grupo de personas necesarias para cada prueba; el mínimo se puede decir que eran cuatro, pero que muy difícilmente se los podía reunir por motivos de trabajo, esto llevó a reducir notablemente las pruebas y verificar la gran bondad que tiene el sistema electrónico con el uso del microcontrolador 8748.

Con todo esto se puede decir que el modelo implementado es capaz de cumplir el papel que tiene un avión real, el cual tiene como vuelo tres etapas importantes que son el despegue, vuelo de crucero (a velocidad constante) y el aterrizaje.

Un paso posterior a la integración de funciones al μ .c. sería implementar los controladores en forma discreta con rutinas en assembler. Esto permitiría una reducción mayor de hardware.

Se puede mejorar la precisión en el seguimiento de una determinada ruta, para esto se debe disponer de una brújula con mayor diámetro, lo que permitirá la fijación de un mayor número de sensores ópticos. Esto permitirá aumentar el rango de control del sensor de dirección.

Este proyecto puede estar sujeto a la implementación de un control en el sentido transversal, es decir, poner alerones a las alas. Esto mejoraría la capacidad de maniobra del modelo. Con fines prácticos y de ahorro, en este proyecto no se implementó tal control ya que la disposición de diedro de las alas, se comprobó que da gran estabilidad transversal al modelo.

La utilización de sensores ópticos para determinar la posición del

modelo presentan gran ventaja ya que evitan el contacto físico con los elementos mecánicos (péndulo, aguja de brújula, etc.); esto da mayor confiabilidad a los datos que nos dan los sensores.

REFERENCIAS

- [1],[2],[3],[4],[12],[13],[15],[16], JOHN ROBERSON, "Mecánica de Fluidos", Lito Offset, pp 440 - 591, 1982.
- [5],[6],[7],[8],[9],[14], JOHANNES GRAUPNER, "Modelismo", pp 75 - 93.
- [10], NORTON HARRY, "Sensores y Analizadores", Editorial Gustavo Gili, pp 200 - 400, 1984.
- [11], NATIONAL SEMICONDUCTOR, "Linear Data Book", pp 80 - 400, 1982.

ANEXO A

**TABLA DE VALORES PARA GRAFICAR
EN EL PLANO DE FASE**

VALORES PARA EL CONTROL DE VELOCIDAD

CASO 1: $u = f(e) = +U$ si $e \geq D$ para el caso se tiene:

$$\beta = (-10.X2 + 6.846) / X2$$

X2	0.8	0.7	0.68	0.6	0.5	0.4	0.3	0.2	0.1	0
β	-1.4	-.22	0	1.41	3.69	7.11	12.8	24.3	58.4	inf.
$\text{Tan}^{-1}\beta$	-55	-12.	0	54.6	74.8	81.9	85.5	87.6	89.0	90

-X2	0.8	0.7	0.68	0.6	0.5	0.4	0.3	0.2	0.1	0
β	-18	-20	-20	-21.	-23	-27.	-32.	-44.	-78	-inf
$\text{Tan}^{-1}\beta$	-87	-87.	-87	-87.	-88	-88.	-88.	-89.	-89.	-90

CASO 3: $u = f(e) = -U$ si $e \leq -D$ para el caso se tiene:

$$\beta = (-10.X2 - 6.846) / X2$$

X2	0.8	0.7	0.68	0.6	0.5	0.4	0.3	0.2	0.1	0
β	-18	-20	-20	-21.	-23	-27.	-32.	-44.	-78	-inf
$\text{Tan}^{-1}\beta$	-87	-87.	-87	-87.	-88	-88.	-88.	-89.	-89.	-90

-X2	0.8	0.7	0.68	0.6	0.5	0.4	0.3	0.2	0.1	0
β	-1.4	-.22	0	1.41	3.69	7.11	12.8	24.3	58.4	inf.
$\text{Tan}^{-1}\beta$	-55	-12.	0	54.6	74.8	81.9	85.5	87.6	89.0	90

CASO 2: $u = f(e) = 0$ si $-D \leq e \leq D$ se tiene:

$$\beta = -10$$

VALORES PARA EL CONTROL DE TIMONES

CASO 1: $u = f(e) = +U$ si $e \geq D$ para el caso se tiene:

$$\beta = (-10.X2 + 108.528) / X2$$

X2	10.8	9	7	6	5	4	3	2	1	0
β	0	2.05	5.5	8.08	11.7	17.1	26.1	44.2	98.5	inf.
$\tan^{-1}\beta$	0	64.0	79.7	82.9	85.1	86.6	87.1	88.7	89.4	90

-X2	10.8	9	7	6	5	4	3	2	1	0
β	-20	-22.	-25.	-28.	-31.	-37.	-46.	-64.	-118	-inf
$\tan^{-1}\beta$	-87.	-87.	-88	-88.	-88	-89.	-89.	-89.	-89.	-90

CASO 3: $u = f(e) = -U$ si $e \leq -D$ para el caso se tiene:

$$\beta = (-10.X2 - 108.528) / X2$$

X2	10.8	9	7	6	5	4	3	2	1	0
β	-20	-22.	-25.	-28.	-31.	-37.	-46.	-64.	-118	-inf
$\tan^{-1}\beta$	-87.	-87.	-88	-88.	-88	-89.	-89.	-89.	-89.	-90

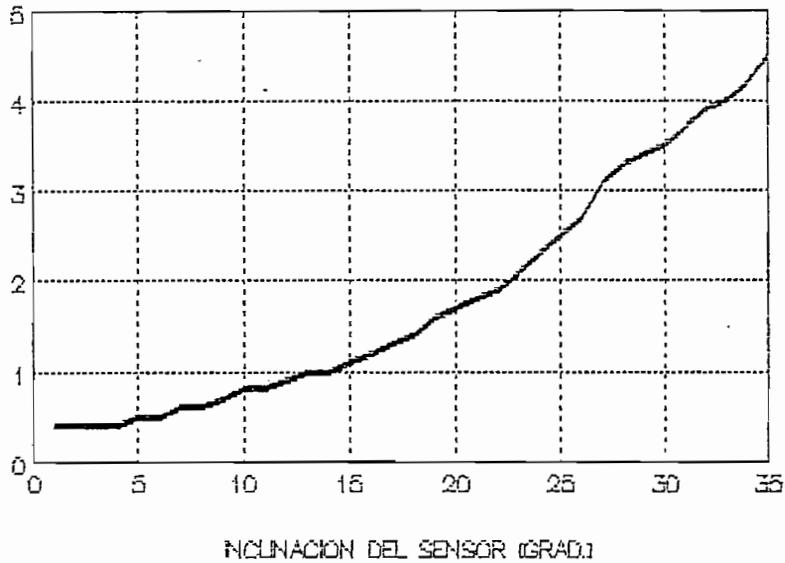
-X2	10.8	9	7	6	5	4	3	2	1	0
β	0	2.05	5.5	8.08	11.7	17.1	26.1	44.2	98.5	inf.
$\tan^{-1}\beta$	0	64.0	79.7	82.9	85.1	86.6	87.1	88.7	89.4	90

CASO 2: $u = f(e) = 0$ si $-D \leq e \leq D$ se tiene:

$$\beta = -10$$

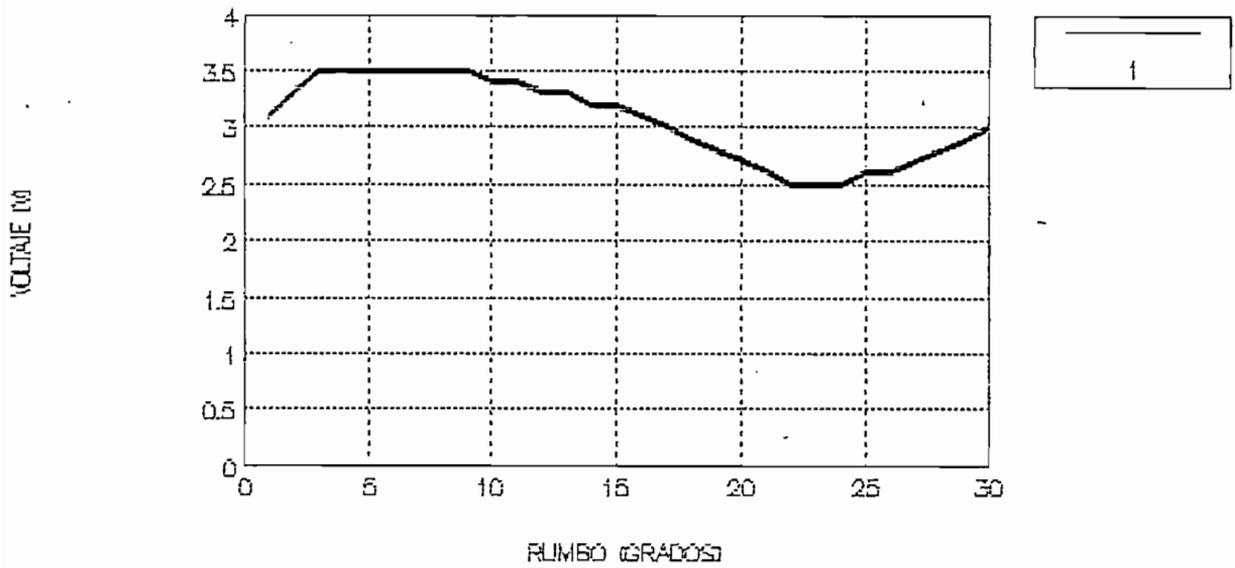
SENSOR DE NIVEL GRADOS VS. VOLTAJE

VOLTAJE (V)



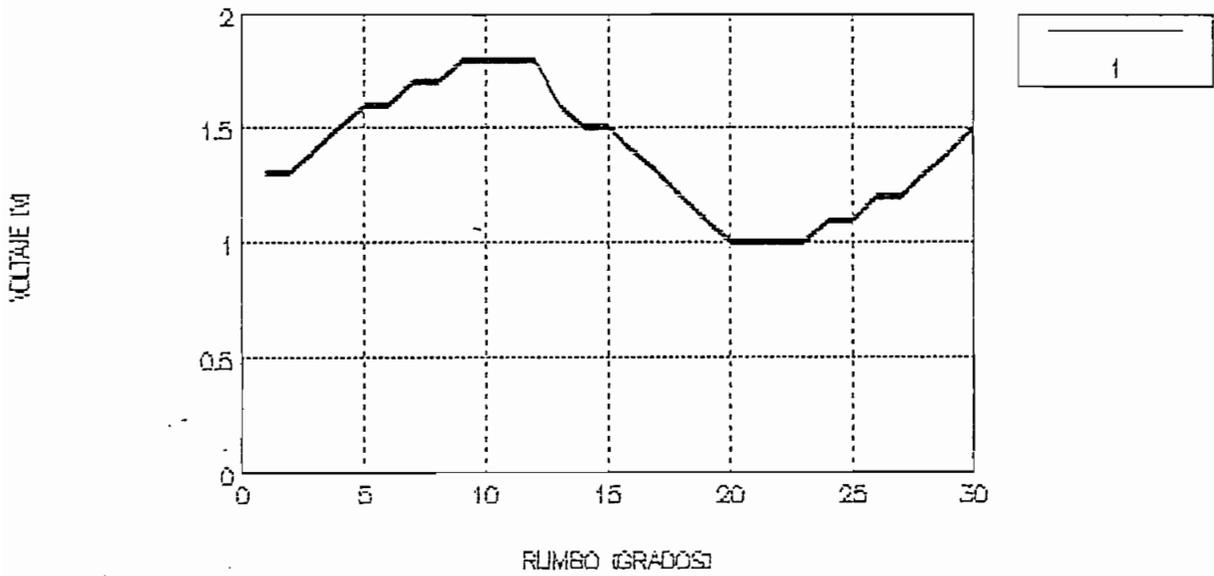
SEÑOR DE DIRECCION NORTE-SUR

VOLTAJE VS. RUMBO



SENSOR DE DIRECCION ESTE-OESTE

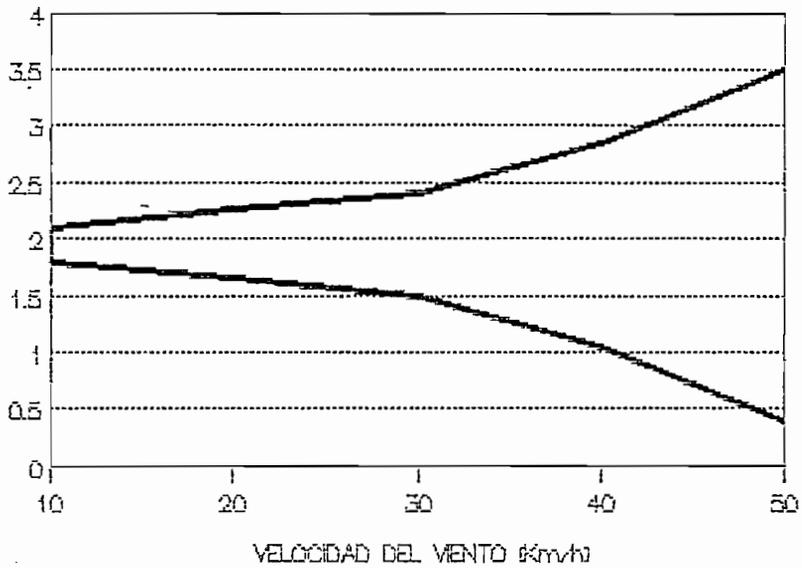
VOLTAJE VS. RUMBO



SENSOR DE VIENTOS LATERALES

VOLTAJE VS. V VIENTO

VOLTAJE (V)

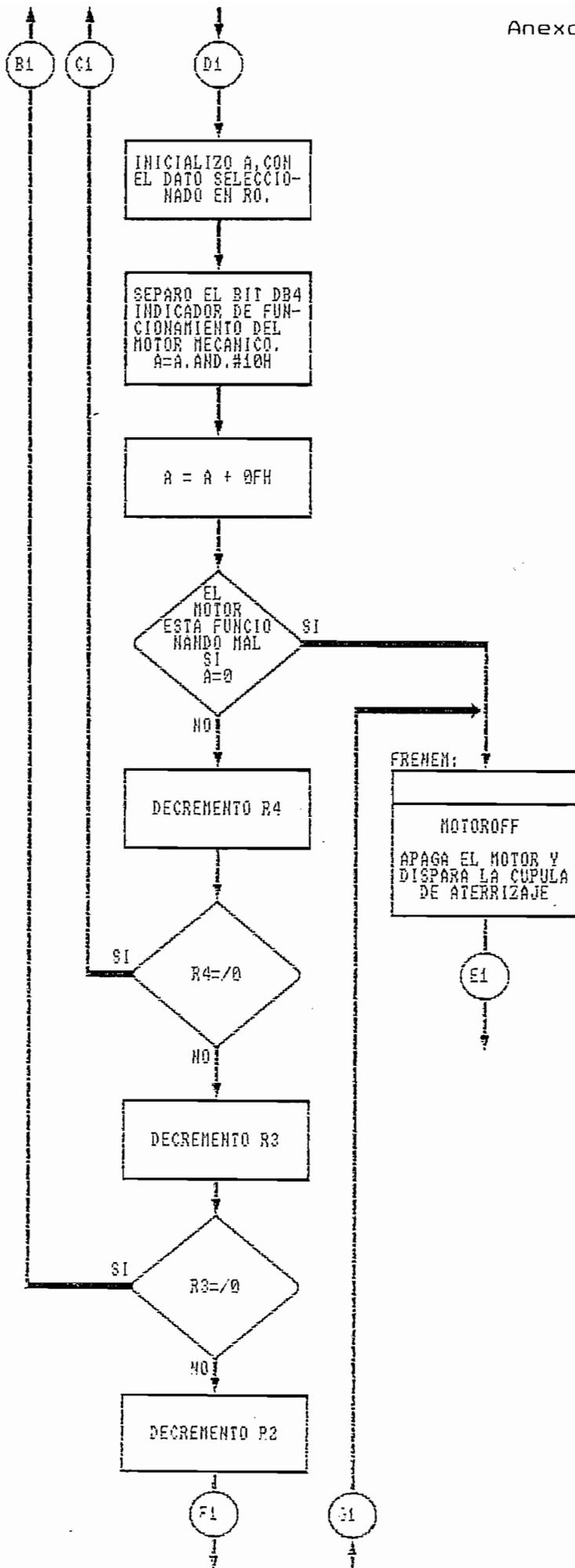


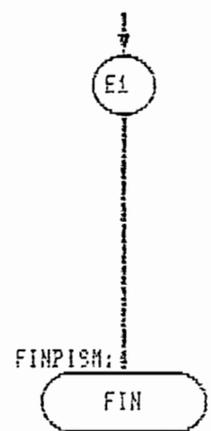
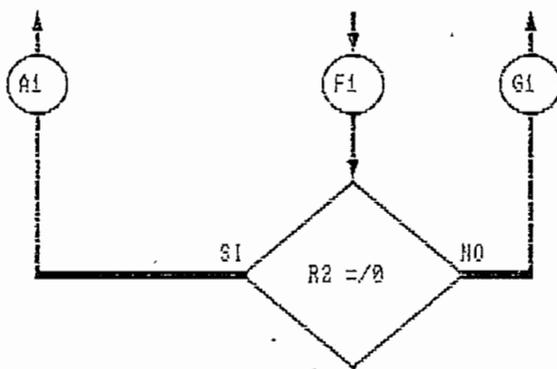
VELOCIDAD DEL VIENTO (km/h)

ANEXO C

DIAGRAMAS DE FLUJO Y LISTADOS

DE PROGRAMAS





```

CPU*0040.TBL"
HOF "INT0"
ORG 0000H
JMP ENPISTAM

```

```

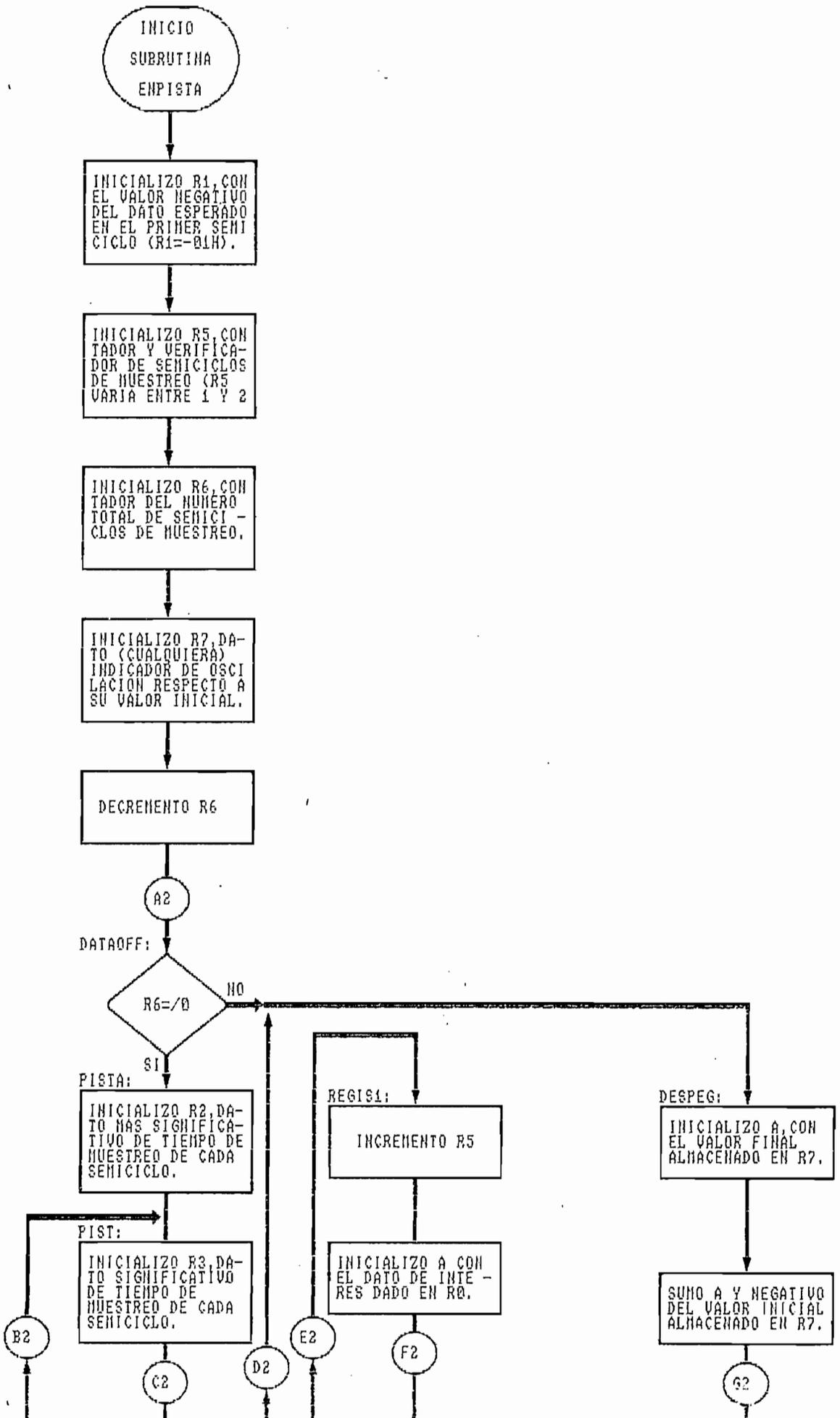
;SUBROUTINA--ENPISTAM

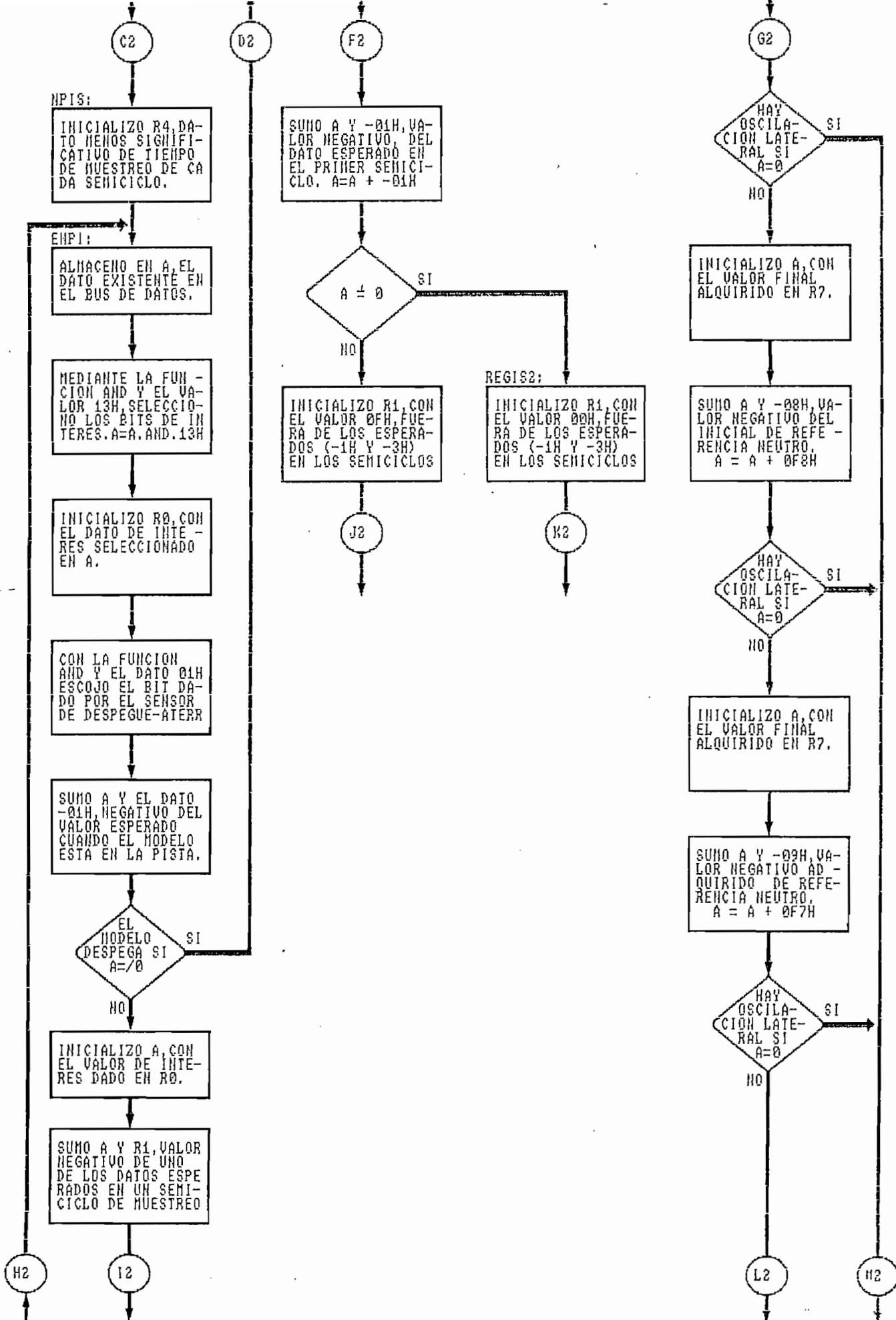
```

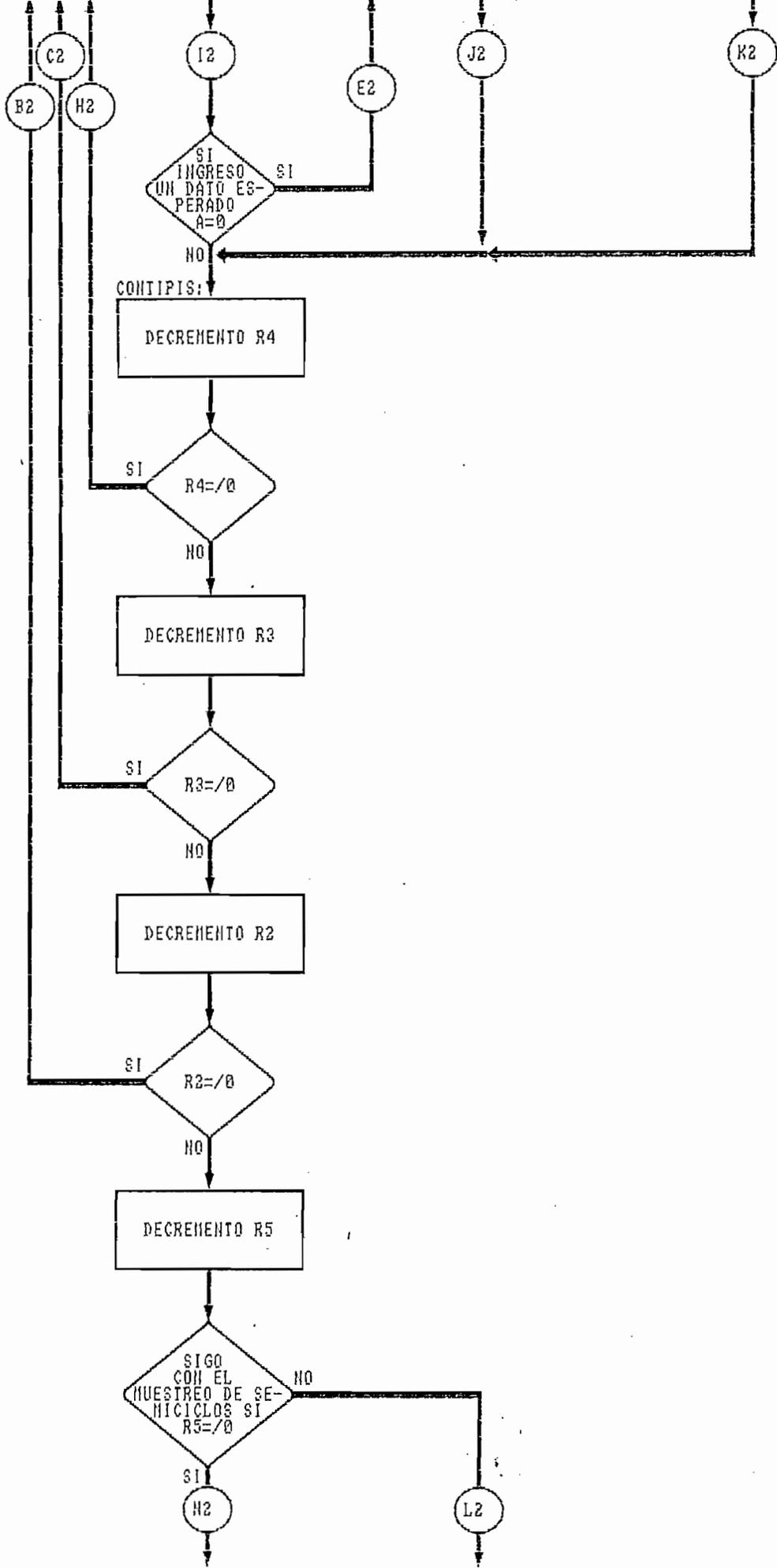
```

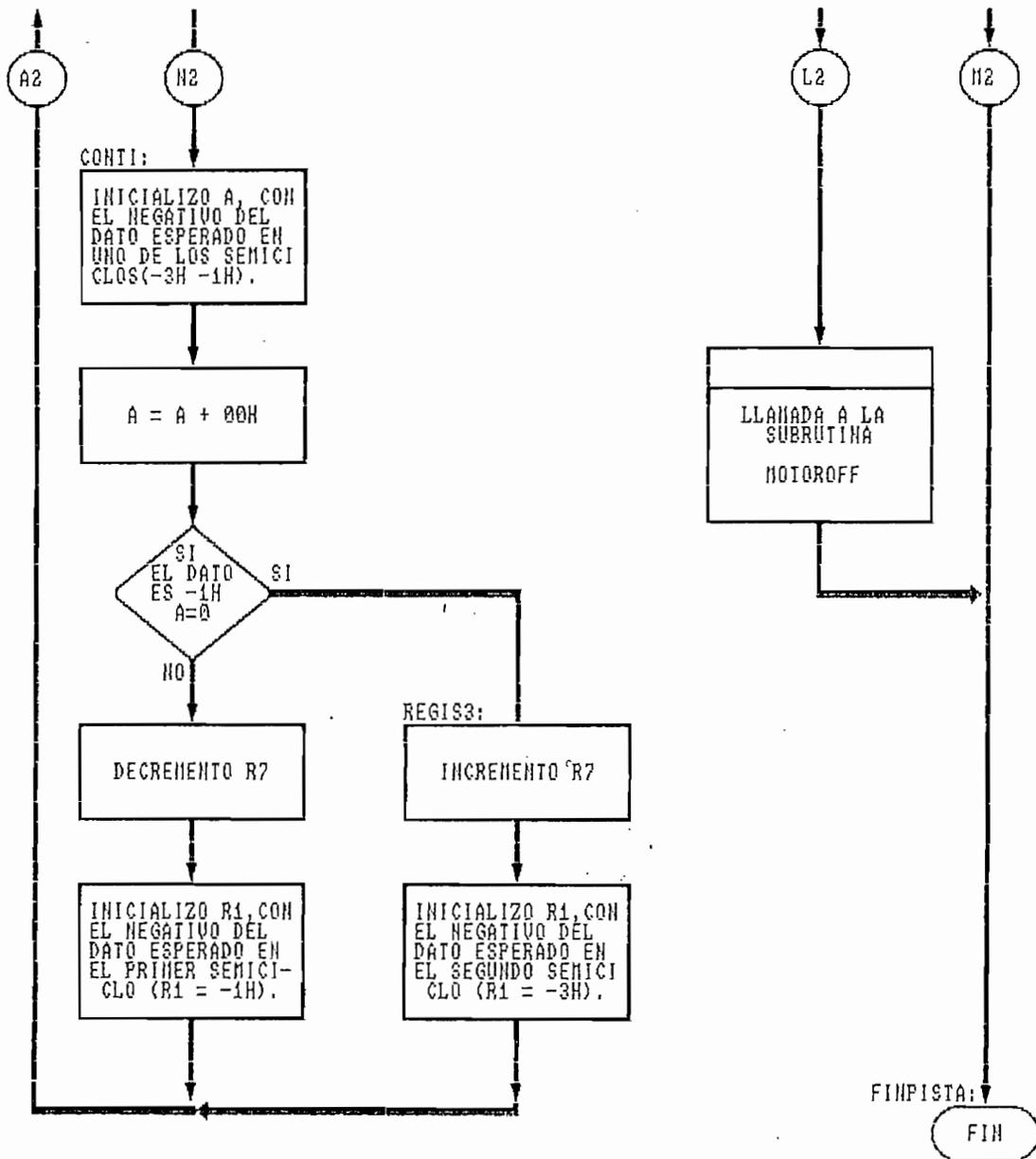
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;
ENPISTAM:          ;subrutina que permite la adquisición de datos
                   ;en la pista.
                   ;Esta subrutina toma en cuenta los datos del
                   ;sensor de despegue-aterrizaje y el indicador
                   ;de funcionamiento de motor (ver tabla 4.1).
MOV R2,#02H       ;inicializo R2, valor más significativo de
                   ;tiempo máximo estimado para el despegue
                   ;(6 segundos).
PISTM:  MOV R3,#0C0H ;inicializo R3, valor significativo de tiempo
                   ;máximo estimado para el despegue.
NPISM:  MOV R4,#0FFH ;inicializo R4, valor menos significativo de
                   ;tiempo máximo estimado para el despegue.
ENPIM:  INS A,BUS   ;almaceno en A el dato existente en el BUS de
                   ;DATOS.
ANL A,#11H        ;con la función AND selecciono los bits de
                   ;interes para esta subrutina. En este caso los
                   ;bits son DB.4 indicador de motor y DB.0 del
                   ;sensor de despegue-aterrizaje.
MOV R0,A          ;en el registro R0 guardo el dato [bits] de
                   ;interes.
ANL A,#01H        ;con la función AND selecciono el bit DB.0
                   ;dado por el sensor de despegue-aterrizaje.
ADD A,#0FFH       ;sumo A y -1H.
JNZ FINPISM       ;si el modelo ha despegado, la suma es distinta
                   ;de cero, en este caso el programa salta al
                   ;final de la rutina para continuar con otras
                   ;acciones en el aire.
MOV A,R0          ;cargo en A el dato inicial de interes dado en
                   ;R0.
ANL A,#10H        ;con la función AND selecciono el bit DB.4
                   ;dado por el indicador de funcionamiento de
                   ;motor.
ADD A,#0F0H       ;sumo A y 0F0H (-10H)
JZ FRENEM         ;si la suma es cero, DB.4 =1L en este caso el
                   ;motor tiene problemas en su funcionamiento
                   ;entonces el programa salta a la dirección
                   ;FRENEM para posteriores acciones en estas
                   ;circunstancias.
DJNZ R4,ENPIM     ;decremento R4, R4 = R4 -1, si R4 es distinto
                   ;de cero el programa salta a la dirección
                   ;ENPIM.
DJNZ R3,NPISM     ;decremento R3, R3 = R3 -1, si R3 es distinto
                   ;de cero el programa salta a la dirección
                   ;NPISM.
DJNZ R2,PISTM     ;decremento R2, R2 = R2 - 1, si R2 es distinto
                   ;de cero el programa salta a la dirección PISTM
FRENEM: CALL MOTOROFF ;Llamada a la subrutina MOTOROFF, que permite
                   ;el apagado del motor y el disparo de la
                   ;cúpula de aterrizaje.
FINPISM:RET       ;fin de la subrutina.

```









CPU"0040.TBL"
 HQF "IKT0"
 ORG 0000H
 JMP ENPISTA

;SUBROUTINA - ENPISTA

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;

```

ENPISTA: ;Subrutina que permite la adquisición de datos
 ;en la pista.
 ;Esta subrutina toma en cuenta los datos del
 ;sensor de dirección, sensor de despegue-ate-
 ;rrizaje y el indicador de funcionamiento de
 ;motor.

MOV R1,#0FFH ;inicializo R1 con el valor negativo del dato
 ;esperado en el primer semiperiodo de muestreo
 ;(ver tabla 4.1.2)

MOV R5,#01H ;inicializo R5, contador de ciclos completos
 ;de muestreo de datos (R5 debe oscilar, entre
 ;01H y 02H)

MOV R6,#6H ;inicializo R6, almacena el número total de
 ;semiciclos de muestreo de datos (R6 es par).

MOV R7,#00H ;inicializo R7, dato cualquiera de referencia
 ;este permite verificar la oscilación de los
 ;datos, a partir del valor inicial, el cuál de-
 ;be mantenerse cuando finalice la subrutina.

DATAOFF:DJNZ R6,PISTA ;mientras R6 sea distinto de cero, continúa el
 ;muestreo de datos.

JMP DESPEG ;salto a la dirección que verifica fallas en la
 ;oscilación de los datos.

PISTA: MOV R2,#06H ;inicializo R2, dato más significativo de
 ;tiempo de muestreo de cada semiciclo .

PIST: MOV R3,#00H ;inicializo R3, dato significativo de tiempo de
 ;muestreo de cada semiciclo.

NPIS: MOV R4,#0EEH ;inicializo R4, dato menos significativo de
 ;tiempo de muestreo de cada semiciclo.

ENPI: INH A,BUS ;almaceno en A el dato existente en el BUS de
 ;DATOS.

ANL A,#13H ;con la función AND selecciono los bits de
 ;interes para esta subrutina (ver tabla 4.1.2).

MOV R0,A ;en el registro R0 guardo el dato de interes.

ANL A,#01H ;con la función AND selecciono el bit D0.0 dado
 ;por el sensor de despegue-aterrizaje.

ADD A,#0FFH ;sumo A y -1H.

JNZ DESPEG ;si el modelo a despegado ,la suma es distinta
 ;de cero, en este caso el programa salta a la
 ;dirección que verifica fallas en oscilación
 ;de datos.

MOV A,R0 ;cargo en A el dato inicial de interes.

ADD A,R1 ;sumo A y el negativo de uno de los datos
 ;esperados en la oscilación.

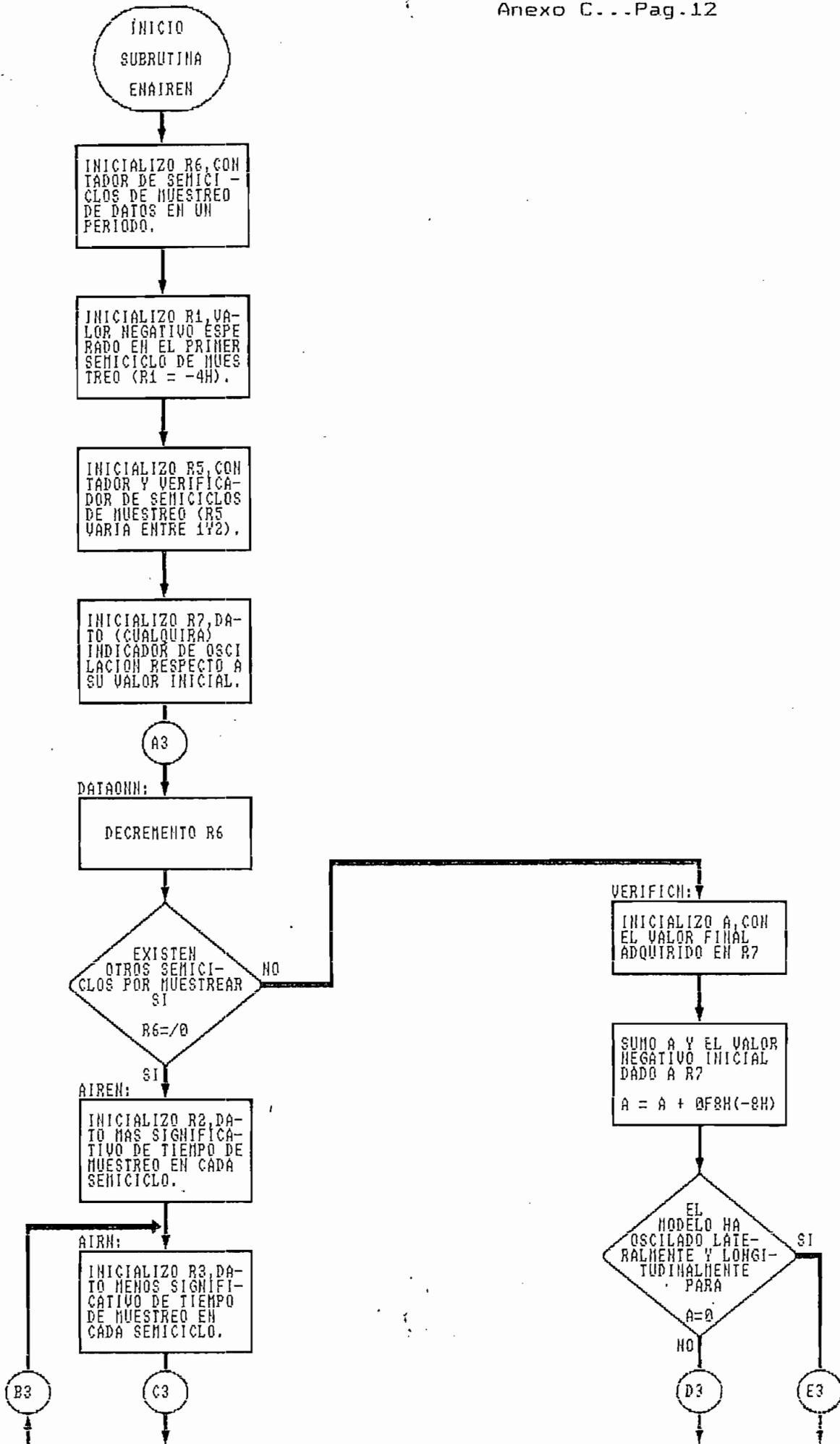
JZ REGIS1 ;si la suma es cero, a ingresado un dato espe-
 ;rado, en este caso el programa salta a la di-
 ;rección REGIS1, en donde se verifica la osci-
 ;lación de un semiciclo.

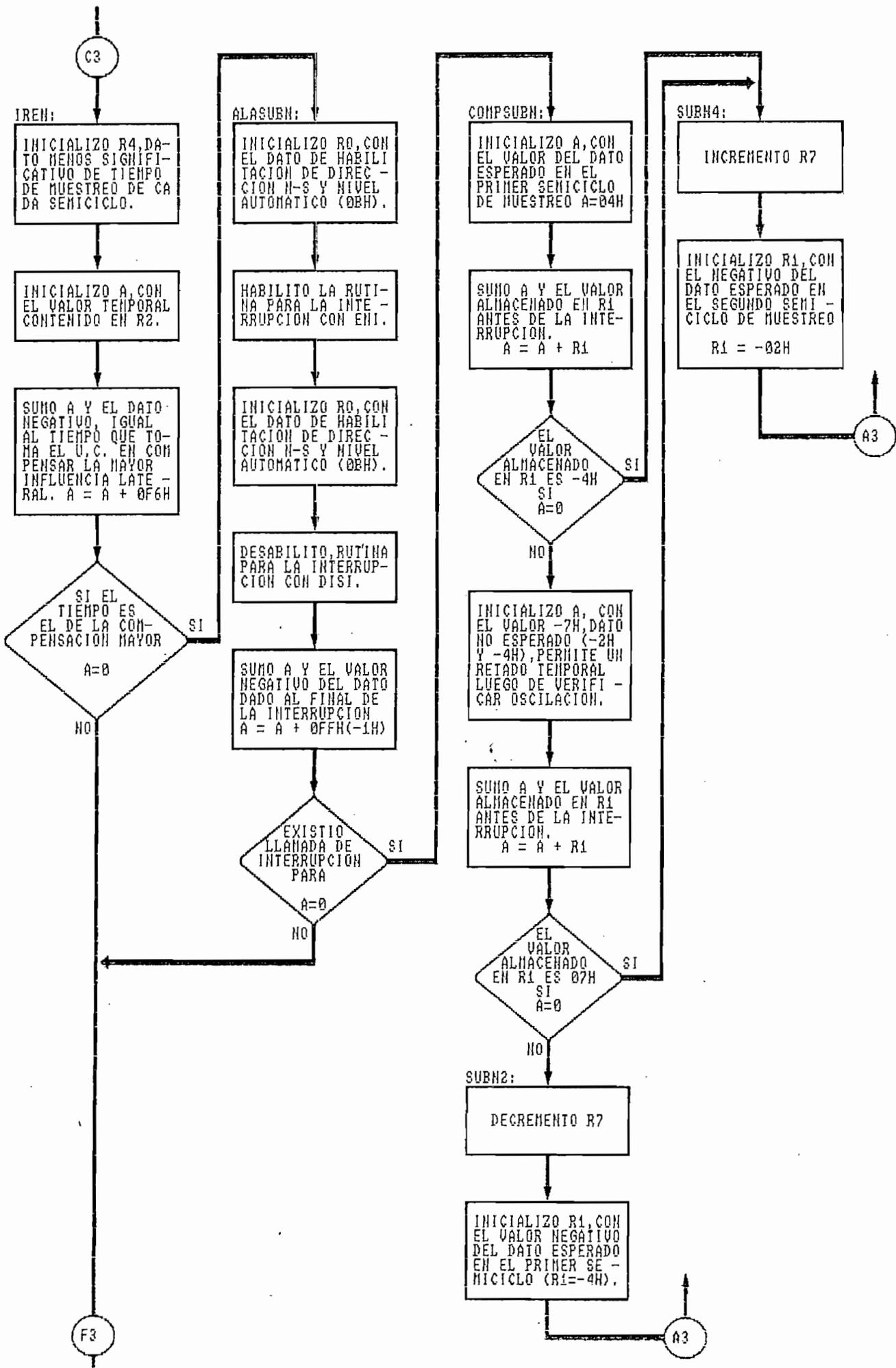
CONTIPIS:DJNZ R4,ENPI ;Si R4 es diferente de cero, el programa salta
 ;a la dirección ENPI, donde se lee otro dato
 ;del BUS.

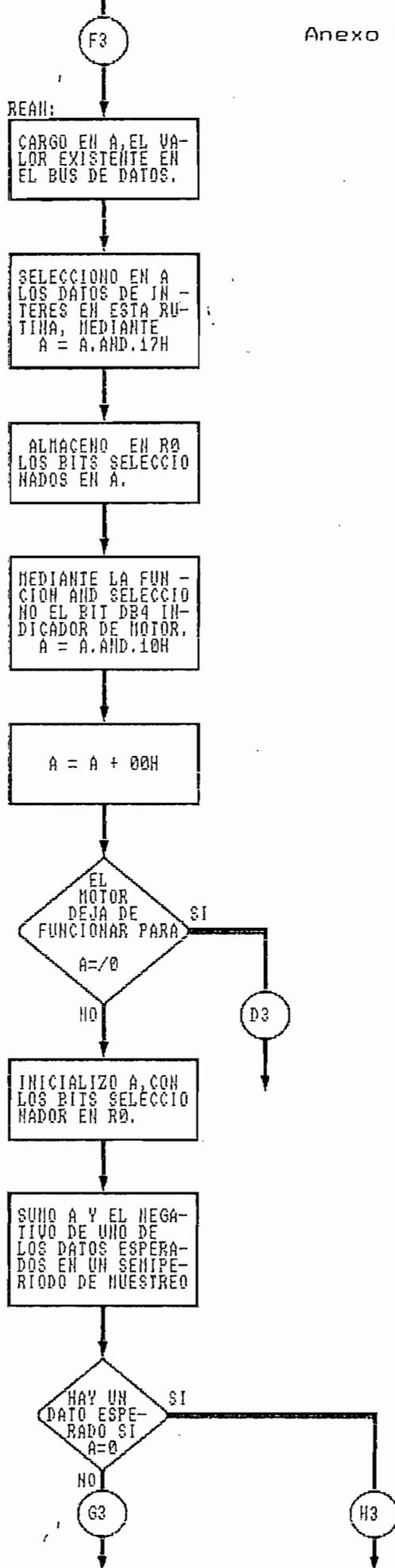
DNZ R3,NPIS ;Si R3 es distinto de cero, el programa salta a

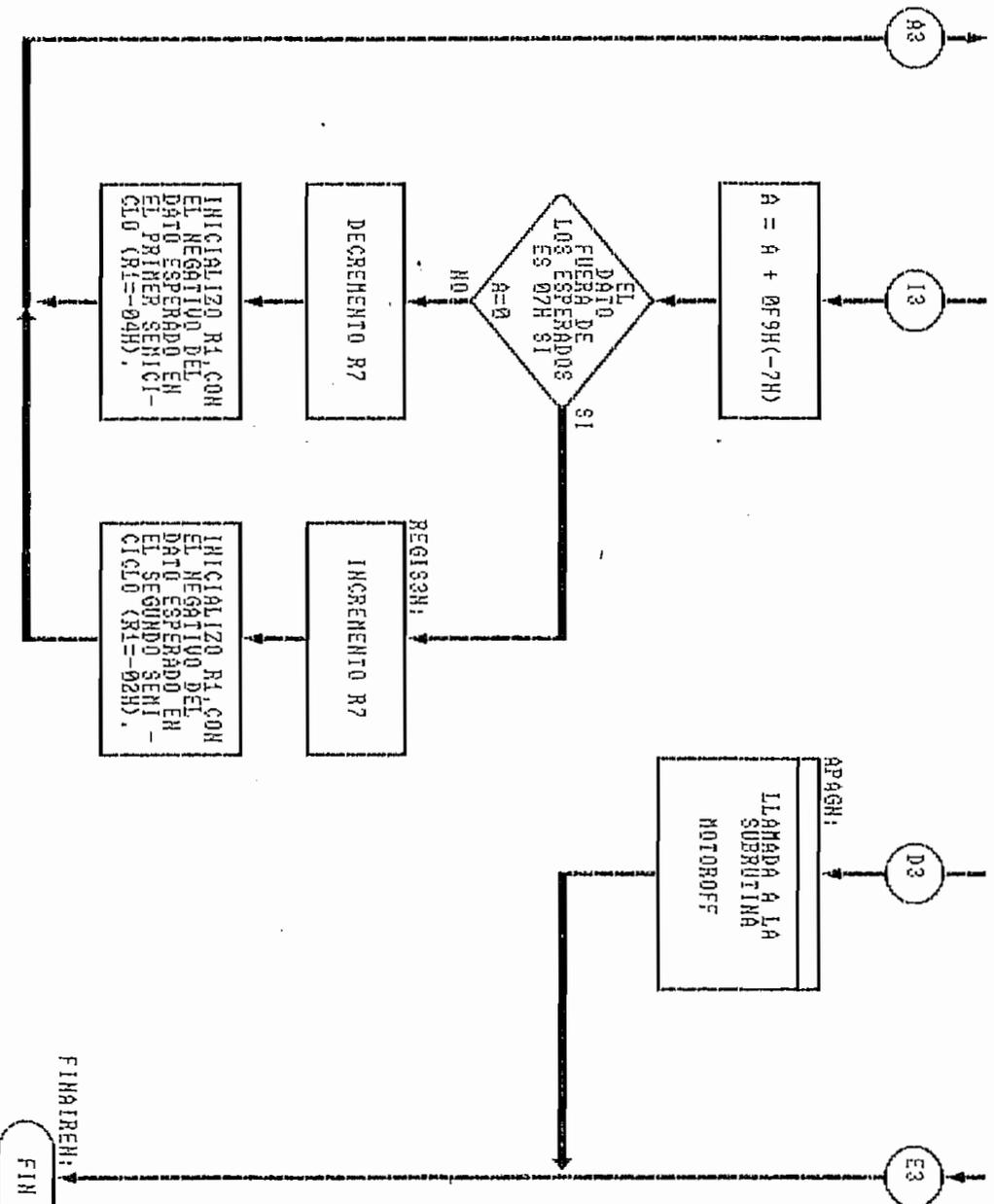

```
MOV A,R7      ;inicializo A con el valor final adquirido en
              ;R7.
ADD A,#0F7H   ;Sumo A con el valor -9H.
JZ FINPISTA   ;Si la suma es cero, el programa salta al final
              ;de la subrutina, ya que se ha verificado osci-
              ;lacion lateral.
CALL MOTOROFF ;rutina que permite el apagado del motor mecá-
              ;nico y disparo de la cúpula de aterrizaje.

FINPISTA:RET  ;fin de la rutina.
```









```

CPU"8048.TBL"
MOF "INT8"
ORG 0000H
JMP ENAIREN

```

```

; SUBROUTINA ENAIREN
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! En la direccion Norte-Sur !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

ENAIREN: ;Esta subrutina permite la verificación de la
;oscilación del modelo tanto en el sentido la-
;teral como en el sentido longitudinal. La os-
;cilación lateral es verificada en el bit DB1
;el cuál debe oscilar entre 0-1-0-1..La oscila-
;ción longitudinal en el bit DB2. Además existe
;la verificación de los bits DB0 y DB4 corres-
;pondientes al sensor de despegue-aterrizaje y
;el indicador de funcionamiento de motor
;(ver tabla 4.1 para adquisición de datos).
;
MOV R6,#06H ;Inicializo R6, contador de semiciclos totales
;de muestreo.
MOV R1,#0FCH ;Inicializo R1, con el valor negativo del dato
;esperado (-4H) en el primer semiciclo de mu-
;estreo (ver tabla 4.3).
MOV R5,#01H ;Inicializo R5, contador y verificador de ci-
;clos completos de muestreo para los datos de
;interés.
MOV R7,#07H ;Inicializo R7, dato cualquiera de referencia
;verifica la oscilación conjunta, tanto lateral
;como longitudinal, tomando en cuenta la varia-
;ción de R7, respecto a su valor inicial.
DATAOWN:DJNZ R6,AIREN ;Decremento R6, si R6 es diferente de cero el
;programa salta a la dirección AIREN para co-
;menzar el muestreo de los datos de interés
JMP VERIFICN ;Salto a la dirección que permite verificar la
;oscilación conjunta del modelo (en R7).
AIREN: MOV R2,#06H ;Inicializo R2, dato más significativo de tien-
;po de muestreo para cada semiciclo.
ATR: MOV R3,#0BH ;Inicializo R3, dato significativo de tiempo de
;muestreo para cada semiciclo.
IREN: MOV R4,#0EEH ;Inicializo R4, dato menos significativo de
;tiempo de muestreo para cada semiciclo.
MOV A,R2 ;Inicializo A, con el valor temporal contenido
;en R2
ADD A,#0FEH ;Sumo A y el valor negativo que debe tener R2
;para lograr compensar la mayor influencia la-
;teral.
JZ ALASUBN ;Si la suma anterior es cero, el programa salta
;a la dirección en donde se habilita la inte-
;rumpción externa.
JMP REAN ;Si la suma anterior es diferente de cero el
;programa continua el muestreo de datos.
ALASUBN:MOV R0,#0BH ;Inicializo R0, con el dato 0BH para habilitar
;el control en la dirección Norte-Sur y nivel
;automáticos (ver tabla 4.6).
ENI ;Habilito interrupción externa.
MOV R0,#0BH ;
DISI ;Desabilito interrupción externa.
ADD A,#0FFH ;Sumo A y el dato negativo del valor dado en

```

```

;modelo no tiene problemas de oscilación enton-
;ces el programa salta a la dirección CONTIAN.
APAGN: CALL MOTOROFF ;Llamada a la subrutina que permite el apagado
;del motor mecánico y disparo de la cúpula de
;aterrizaje.
    JMP FINAIREN ;Salto a la dirección que finaliza la rutina.
CONTIAN:MOV A,R1 ;Inicializo A, con un dato fuera de los espera-
;rados.
    ADD A,#0F9H ;Sumo A y el valor negativo (-7H) de uno de los
;datos fuera de los esperados.
    JZ REGIS3N ;Si la suma es cero, uno de los datos fuera de
;los esperados 07H.
    DEC R7 ;Decremento R7.
    MOV R1,#0FCH ;Inicializo R1, con valor negativo del dato es-
;perado en el primer semiperiodo de muestreo.
    JMP DATAQNN ;Salto a la dirección que permite el muestreo
;de datos esperados.
REGIS1N:INC R5 ;Incremento R5.
    MOV A,R0 ;Inicializo A, con los bits seleccionados en R0
    ADD A,#0FCH ;Sumo A y el valor negativo (-4H) del dato es-
;perado en el primer semiperiodo de muestreo.
    JZ REGIS2N ;Si la suma el cero, el programa salta a la
;dirección REGIS2N.
    MOV R1,#0FH ;Inicializo R1, con un dato fuera de los espera-
;dos.
    JMP CONAIRN ;Salto a la dirección que me permite verificar
;los tiempos en cada semiperiodo de muestreo.
REGIS2N:MOV R1,#07H ;Inicializo R1, con un valor fuera de los
;esperados.
    JMP CONAIRN ;Salto a la dirección que me permite verificar
;los tiempos en cada semiperiodo de muestreo.
REGIS3N:INC R7 ;Incremento R7.
    MOV R1,#0FEH ;Inicializo R1, con el valor negativo -2H, del
;dato esperado en el segundo semiperiodo.
    JMP DATAQNN ;Salto a la dirección que permite el muestreo
;de los datos esperados.
VERIFICN:MOV A,R7 ;Inicializo A, con el valor final adquirido en
;R7.
    ADD A,#0F9H ;Sumo A y el valor negativo (-7) del inicialmen-
;te asignado a R7.
    JZ FINAIREN ;Si la suma es cero, el programa finaliza sin
;problemas.
    CALL MOTOROFF ;Llamada a la subruina que permite el apagado
;del motor y disparo de la cúpula de aterrizaje.
FINAIREN:RET ;Fin de la rutina ENAIREN.
END

```

```

CPU*0040.TBL"
HOF "INT0"
ORG 0000H
JMP ENAIREE

```

```

; SUBRUTINA ENAIREE
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! En la direccion Este-Oeste !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

;
ENAIREE: ;Esta subrutina permite la verificación de la
;oscilación del modelo tanto en el sentido la-
;teral como en el sentido longitudinal. La os-
;cilación lateral es verificada en el bit DB3
;el cual debe oscilar entre 0-1-0-1..La oscila-
;ción longitudinal en el bit DB2. Además existe
;la verificación de los bits DB0 y DB4 corres-
;pondientes al sensor de despegue-aterrizaje y
;el indicador de funcionamiento de motor
;{ver tabla 4.1. para adquisición de datos).
;
MOV R6,#06H ;Inicializo R6, contador de semiciclos totales
;de muestreo.
MOV R1,#0FCH ;Inicializo R1, con el valor negativo del dato
;esperado (-4H) en el primer semiciclo de mu-
;estreo (ver tabla 4.4).
MOV R5,#01H ;Inicializo R5, contador y verificador de ci-
;clos completos de muestreo para los datos de
;interes.
MOV R7,#07H ;Inicializo R7, dato cualquiera de referencia
;verifica la oscilación conjunta, tanto lateral
;como longitudinal, tomando en cuenta la varia-
;ción de R7, respecto a su valor inicial.
DATAONE:DJNZ R6,AIREE ;Decremento R6, si R6 es diferente de cero el
;programa salta a la dirección AIREE para co-
;mensar el muestreo de los datos de interes
JMP VERIFICE ;Salto a la dirección que permite verificar la
;oscilación conjunta del modelo (en R7).
AIREE: MOV R2,#06H ;Inicializo R2, dato mas significativo de tien-
;po de muestreo para cada semiciclo.
AIRE: MOV R3,#0BH ;Inicializo R3, dato significativo de tiempo de
;muestreo para cada semiciclo.
AIREE: MOV R4,#0EEH ;Inicializo R4, dato menos significativo de
;tiempo de muestreo para cada semiciclo.
MOV A,R2 ;Inicializo A, con el valor temporal contenido
;en R2
ADD A,#0FEH ;Sumo A y el valor negativo que debe tener R2
;para lograr compensar la mayor influencia la-
;teral.
JZ ALASUBE ;Si la suma anterior es cero, el programa salta
;a la dirección en donde se habilita la inte-
;rumpción externa.
JMP REAE ;Si la suma anterior es diferente de cero el
;programa continua el muestreo de datos.
ALASUBE:MOV R0,#17H ;Inicializo R0, con el dato 17H para habilitar
;el control en la dirección Este-Oeste y nivel
;automáticos (ver tabla 4.6).
ENT ;Habilito interrupción externa.
MOV R0,#17H ;
DISI ;Desabilito interrupción externa.
ADD A,#0FFH ;Sumo A y el dato negativo del valor dado en

```

```

;A al final de la interrupción externa.
JZ COMPSUBE ;Si la suma es cero, ha existido llamada de in-
;terrupción, en este caso el programa salta a
;la dirección que permite consumir el tiempo
;restante en el semiperiodo que ocurrió la lla-
;mada de interrupción esto para evitar confusi-
;ón de mala oscilación del modelo.
JMP REAE ;Salto a la dirección que continua con el mues-
;treo de datos.
COMPSUBE:MOV A,#04H ;Inicializo A, con el valor del dato esperado
;04H en el primer semiciclo de muestreo.
ADD A,R1 ;Sumo A y el valor almacenado en R1, antes de
;la interrupción.
JZ SUBNE4 ;Si la suma es cero, el programa salta a la di-
;rección que me permite cambiar el dato (-8H)
;para el muestreo en el segundo semiciclo.
MOV A,#0F9H ;Inicializo A, con un valor (-7H) fuera de los
;esperados en los ciclos de muestreo.
ADD A,R1 ;Sumo A y R1
JZ SUBNE4 ;Si la suma es cero, el programa salta a la di-
;rección que me permite cambiar el dato (-8H)
;para el muestreo en el segundo semiciclo.
SUBNE2: DEC R7 ;Decremento R7
MOV R1,#0FCH ;Inicializo R1, con el valor negativo del dato
;esperado en el primer semiperiodo de muestreo.
JMP DATAONE ;Salto a la dirección que me permite verificar
;los semiperiodos de muestreo.
SUBNE4: INC R7 ;Incremento R7
MOV R1,#0F8H ;Inicializo R1, con el valor negativo del dato
;esperado (-8H) en el segundo semiperiodo.
JMP DATAONE ;Salto a la dirección que me permite verificar
;los semiperiodos de muestreo.
REAE: INS A,BUS ;Almaceno en A, el dato existente en el Bus de
;datos.
ANL A,#1DH ;Mediante la función AND y el #1DH selecciono
;los bits de interes en esta rutina (ver tabla
;4.4)
MOV R0,A ;Inicializo R0 con los bits seleccionados en A.
ANL A,#10H ;Mediante la función AND selecciono el bit D04
;indicador de funcionamiento del motor.
ADD A,#00H ;
JNZ APAGE ;Si la suma es diferente de cero, el programa
;salta a la dirección donde se ejecuta la orden
;para apagar el motor mecanico.
MOV A,R0 ;Inicializo A, con los bits de interes selec-
;cionados en R0.
ADD A,R1 ;Sumo A y el valor negativo de uno de los datos
;esperados en cualquiera de los semiciclos de
;muestreo (-4H o -8H).
JZ REGISIE ;Si la suma es cero, el programa salta a la
;dirección que permite verificar ingreso de da-
;tos esperados en los semiperiodos.
CONAIRE:DJNZ R4,REAE ;Decremento R4, si R4 es distinto de cero, el
;programa salta a la dirección REAE.
DJNZ R3,IREE ;Decremento R3, si R3 es distinto de cero, el
;programa salta a la dirección IREE.
DJNZ R2,AIRE ;Decremento R2, si R2 es distinto de cero, el
;programa salta a la dirección AIRE.
DJNZ R5,CONTIAE ;Decremento R5, si R5 es distinto de cero, el

```

```

;modelo no tiene problemas de oscilación entonces el programa salta a la dirección CONTIAE.
;Llamada a la subrutina que permite el apagado del motor mecánico y disparo de la cúpula de aterrizaje.
APAGE: CALL MOTOROFF

        JMP FINAIREE ;Salto a la dirección que finaliza la rutina.
CONTIAE:MOV A,R1    ;Inicializo A, con un dato fuera de los esperados.

        ADD A,#0F9H ;Sumo A y el valor negativo (-7H) de uno de los datos fuera de los esperados.

        JZ REGIS3E  ;Si la suma es cero, uno de los datos fuera de los esperados 07H.

        DEC R7      ;Decremento R7.
        MOV R1,#0FCH ;Inicializo R1, con valor negativo del dato esperado en el primer semiperiodo de muestreo.

        JMP DATAONE ;Salto a la dirección que permite el muestreo de datos esperados.

REGIS1E:INC R5      ;Incremento R5.
        MOV A,R0    ;Inicializo A, con los bits seleccionados en R0
        ADD A,#0FCH ;Sumo A y el valor negativo (-4H) del dato esperado en el primer semiperiodo de muestreo.

        JZ REGIS2E  ;Si la suma es cero, el programa salta a la dirección REGIS2E.

        MOV R1,#0FH ;Inicializo R1, con un dato fuera de los esperados.

        JMP CONAIRE  ;Salto a la dirección que me permite verificar los tiempos en cada semiperiodo de muestreo.

REGIS2E:MOV R1,#07H ;Inicializo R1, con un valor fuera de los esperados.

        JMP CONAIRE  ;Salto a la dirección que me permite verificar los tiempos en cada semiperiodo de muestreo.

REGIS3E:INC R7      ;Incremento R7.
        MOV R1,#0FBH ;Inicializo R1, con el valor negativo -0H, del dato esperado en el segundo semiperiodo.

        JMP DATAONE ;Salto a la dirección que permite el muestreo de los datos esperados.

VERIFICE:MOV A,R7   ;Inicializo A, con el valor final adquirido en R7.

        ADD A,#0F9H ;Sumo A y el valor negativo (-7) del inicialmente asignado a R7.

        JZ FINAIREE ;Si la suma es cero, el programa finaliza sin problemas.

        CALL MOTOROFF ;Llamada a la subrutina que permite el apagado del motor y disparo de la cúpula de aterrizaje.

FINAIREE: RET       ;Fin de la rutina ENAIREE.
        END

```

```

CPU*8048.TBL"
MOF "INT8"
ORG 0000H
JMP ENAIRE
    
```

; SUBROUTINA ENAIRE

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
    
```

```

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
    
```

```

ENAIRE: ;Esta subrutina permite la verificación de la
;oscilación del modelo solo en el sentido
;longitudinal. La oscilación longitudinal es
;verificada en el bit DB2. Además existe
;la verificación del los bits DB0 y DB4 corres-
;pondientes al sensor de despegue-aterrizaje y
;el indicador de funcionamiento de motor
;(ver tabla 4.1 para adquisición de datos).
;
MOV R6,#06H ;Inicializo R6, contador de semiciclos totales
;de muestreo.
MOV R1,#0FCH ;Inicializo R1, con el valor negativo del dato
;esperado (-4H) en el primer semiciclo de mu-
;estreo (ver tabla 4.5).
MOV R5,#01H ;Inicializo R5, contador y verificador de ci-
;clos completos de muestreo para los datos de
;interes (R5 debe oscilar entre 01H y 02H).
MOV R7,#07H ;Inicializo R7, dato cualquiera de referencia
;verifica la oscilación longitudinal, tomando
;en cuenta la variación de R7; respecto a su
;valor inicial.
DATA0H: DJNZ R6,AIRE ;Decremento R6, si R6 es diferente de cero el
;programa salta a la dirección AIRE para co-
;mensar el muestreo de los datos de interes
JMP VERIFIC ;Salto a la dirección que permite verificar la
;oscilación del modelo (en R7).
AIRE: MOV R2,#0CH ;Inicializo R2, dato mas significativo de tiem-
;po de muestreo para cada semiciclo.
AIR: MOV R3,#0BH ;Inicializo R3,dato significativo de tiempo de
;muestreo para cada semiciclo.
IRE: MOV R4,#0EEH ;Inicializo R4, dato menos significativo de
;tiempo de muestreo para cada semiciclo.
MOV A,R2 ;Inicializo A, con el valor temporal contenido
;en R2
ADD A,#0FEH ;Sumo A y el valor negativo que debe tener R2
;para lograr compensar la mayor influencia la-
;teral.
JZ ALASUB ;Si la suma anterior es cero, el programa salta
;a la dirección en donde se habilita la inte-
;rumpción externa.
JMP REA ;Si la suma anterior es diferente de cero el
;programa continua el muestreo de datos.
ALASUB: MOV R0,#2FH ;Inicializo R0, con el dato 2FH para habilitar
;el control de dirección manual y nivel
;automático (ver tabla 4.6).
ENI ;Habilito interrupción externa.
MOV R0,#2FH ;
DISI ;Desabilito interrupción externa.
ADD A,#0FFH ;Sumo A y el dato negativo del valor dado en
;A al final de la interrupción externa.
JZ COMPSUB ;Si la suma es cero, ha existido llamada de in-
    
```

```

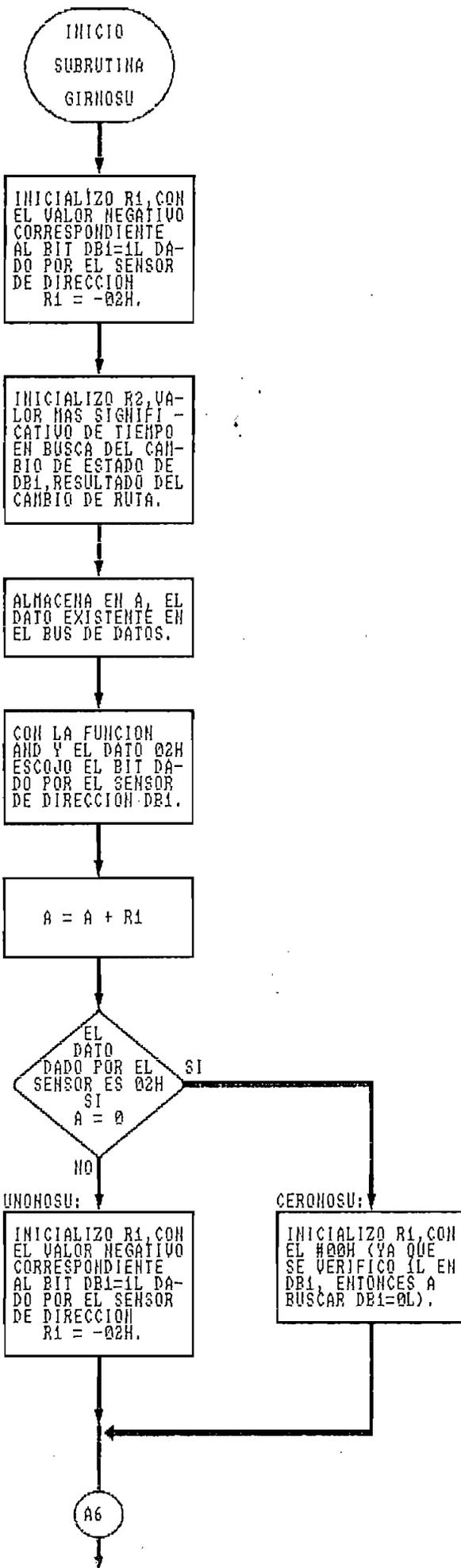
;Interrupción, en este caso el programa salta a
;la dirección que permite consumir el tiempo
;restante en el semiperiodo que ocurrió la lla-
;mada de interrupción esto para evitar confu-
;sión de mala oscilación del modelo.
JMP REA ;Salto a la dirección que continua con el mues-
;treo de datos.
COMPSUB: MOV A,#04H ;Inicializo A, con el valor del dato esperado
;04H en el primer semiciclo de muestreo.
ADD A,R1 ;Sumo A y el valor almacenado en R1, antes de
;la interrupción.
JZ SUBN4 ;Si la suma es cero, el programa salta a la di-
;rección que me permite cambiar el dato (00H)
;para el muestreo en el segundo semiciclo.
MOV A,#0F9H ;Inicializo A, con un valor (-7H) fuera de los
;esperados en los ciclos de muestreo.
ADD A,R1 ;Sumo A y R1
JZ SUBN4 ;Si la suma es cero, el programa salta a la di-
;rección que me permite cambiar el dato (00H)
;para el muestreo en el segundo semiciclo.
SUBN2: DEC R7 ;Decremento R7
MOV R1,#0FCH ;Inicializo R1, con el valor negativo del dato
;esperado en el primer semiperiodo de muestreo.
JMP DATAON ;Salto a la dirección que me permite verificar
;los semiperiodos de muestreo.
SUBN4: INC R7 ;Incremento R7
MOV R1,#00H ;Inicializo R1, con el valor del dato
;esperado (00H) en el segundo semiperiodo.
JMP DATAON ;Salto a la dirección que me permite verificar
;los semiperiodos de muestreo.
REA: INS A,BUS ;Almaceno en A, el dato existente en el Bus de
;datos.
ANL A,#15H ;Mediante la función AND y el #15H selecciono
;los bits de interes en esta rutina (ver tabla
;4.5)
MOV R0,A ;Inicializo R0 con los bits seleccionados en A.
ANL A,#10H ;Mediante la función AND selecciono el bit DB4
;indicador de funcionamiento del motor.
ADD A,#00H ;
JNZ APAG ;Si la suma es diferente de cero, el programa
;salta a la dirección donde se ejecuta la orden
;para apagar el motor mecánico.
MOV A,R0 ;Inicializo A, con los bits de interes selec-
;cionados en R0.
ADD A,R1 ;Sumo A y el valor negativo de uno de los datos
;esperados en cualquiera de los semiciclos de
;muestreo (-4H o 00H).
JZ REGIS1 ;Si la suma es cero, el programa salta a la
;dirección que permite verificar ingreso de da-
;tos esperados en los semiperiodos.
CONAIR: DJNZ R4,REA ;Decremento R4, si R4 es distinto de cero, el
;programa salta a la dirección REA.
DJNZ R3,IRE ;Decremento R3, si R3 es distinto de cero, el
;programa salta a la dirección IRE.
DJNZ R2,AIR ;Decremento R2, si R2 es distinto de cero, el
;programa salta a la dirección AIR.
DJNZ R5,CONTIA ;Decremento R5, si R5 es distinto de cero, el
;modelo no tiene problemas de oscilación enton-
;ces el programa salta a la dirección CONTIA.

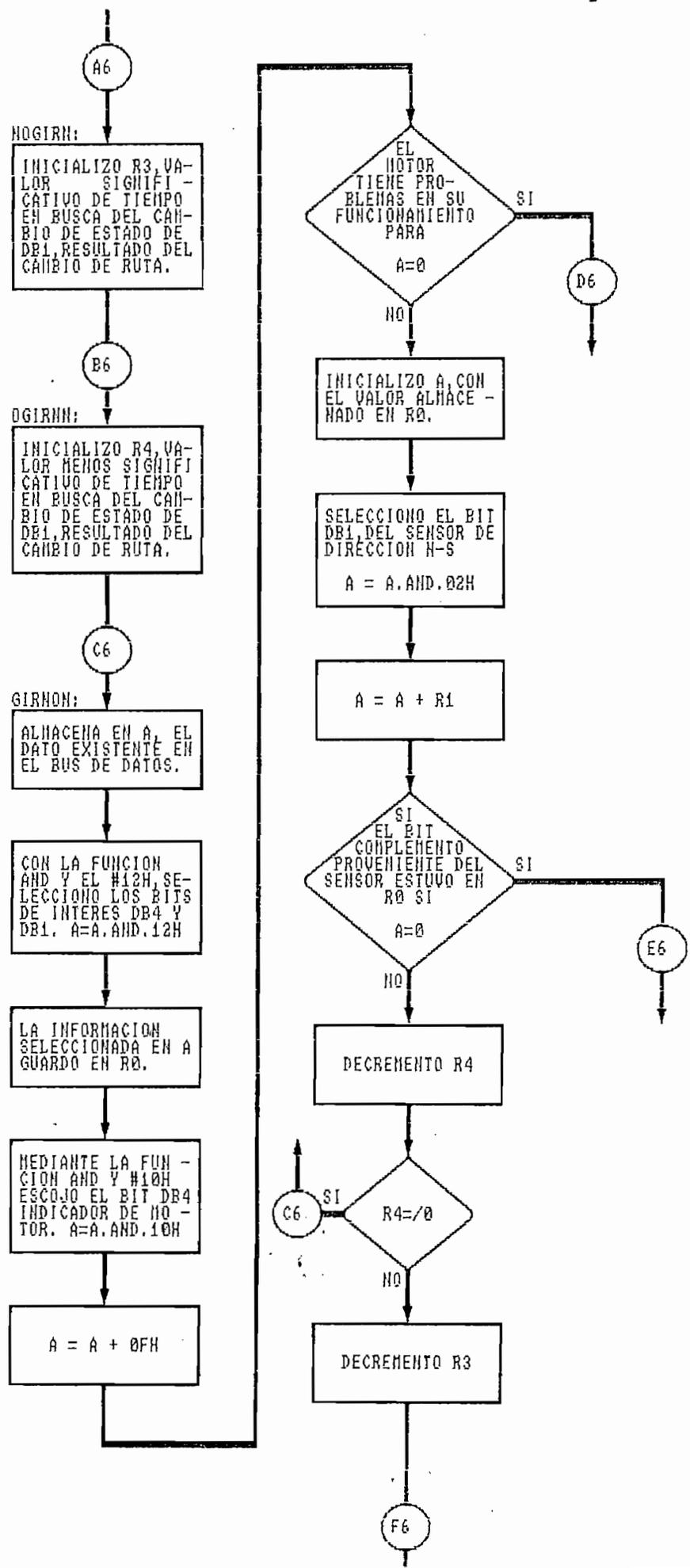
```

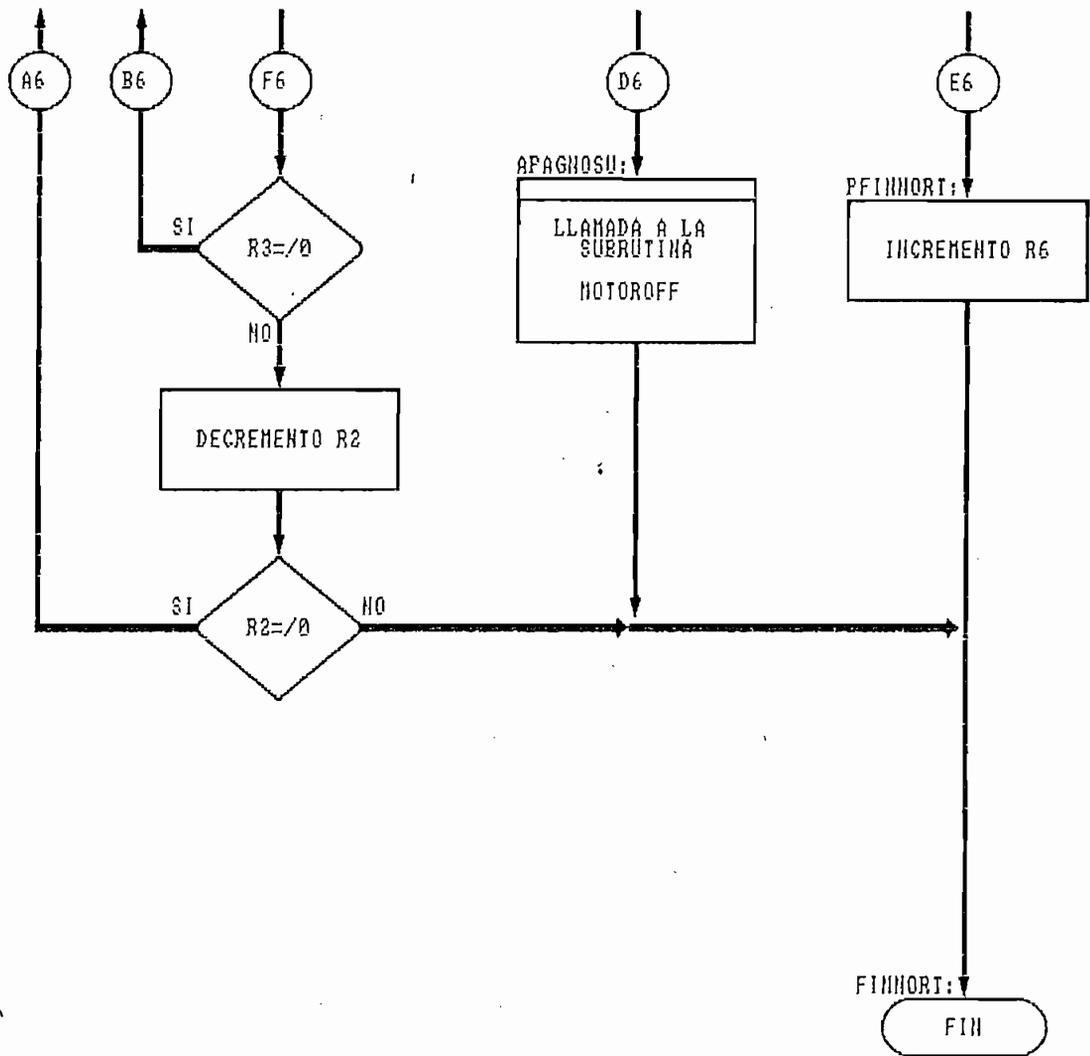
```

APAG: CALL MOTOROFF ;Llamada a la subrutina que permite el apagado
;del motor mecánico y disparo de la cúpula de
;aterizaje.
      JMP FINAIRE ;Salto a la dirección que finaliza la rutina.
CONTIA: MOV A,R1 ;Inicializo A, con un dato fuera de los espera-
;rados.
      ADD A,#0F9H ;Sumo A y el valor negativo (-7H) de uno de los
;datos fuera de los esperados.
      JZ REGIS3 ;Si la suma es cero, uno de los datos fuera de
;los esperados 07H.
      DEC R7 ;Decremento R7.
      MOV R1,#0FCH ;Inicializo R1, con valor negativo del dato es-
;perado en el primer semiperiodo de muestreo.
      JMP DATAON ;Salto a la dirección que permite el muestreo
;de datos esperados.
REGIS1: INC R5 ;Incremento R5.
      MOV A,R0 ;Inicializo A, con los bits seleccionados en R0
      ADD A,#0FCH ;Sumo A y el valor negativo (-4H) del dato es-
;perado en el primer semiperiodo de muestreo.
      JZ REGIS2 ;Si la suma el cero, el programa salta a la
;dirección REGIS2.
      MOV R1,#0FH ;Inicializo R1, con un dato fuera de los espera-
;dos.
      JMP CONAIR ;Salto a la dirección que me permite verificar
;los tiempos en cada semiperiodo de muestreo.
REGIS2: MOV R1,#07H ;Inicializo R1, con un valor fuera de los
;esperados.
      JMP CONAIR ;Salto a la dirección que me permite verificar
;los tiempos en cada semiperiodo de muestreo.
REGIS3: INC R7 ;Incremento R7.
      MOV R1,#00H ;Inicializo R1, con el valor 00H, del
;dato esperado en el segundo semiperiodo.
      JMP DATAON ;Salto a la dirección que permite el muestreo
;de los datos esperados.
VERIFIC: MOV A,R7 ;Inicializo A, con el valor final adquirido en
;R7.
      ADD A,#0F9H ;Sumo A y el valor negativo (-7) del inicialmen-
;te asignado a R7.
      JZ FINAIRE ;Si la suma es cero, el programa finaliza sin
;problemas.
      CALL MOTOROFF ;Llamada a la subruina que permite el apagado
;del notor y disparo de la cúpula de aterizaje.
FINAIRE: RET ;Fin de la rutina ENAIREN.
      END

```







CPU"0040.TBL"
HOF "INT8"
ORG 0000H
JMP GIRNOSU

;SUBROUTINA GIRNOSU

;!!!!!!!!!!!! a la dirección Norte-Sur !!!!!!!!!!!!!
;!!
;

GIRNOSU:	;Este tipo de rutina permite verificar ;el cambio de rumbo del modelo hacia la ;dirección Norte-Sur (partiendo de la ;dirección Este-Oeste) Para este propo- ;sito se muestrea el cambio de estado ;del bit DB1 proveniente del circuito ;sensor de dirección (ver tabla 4.6).
MOV R1,#0FEH	;Inicializo R1, con el valor negativo -2 ;correspondiente al bit DB1 precedente ;del sensor de dirección (si DB1 = 1L).
MOV R2,#03H	;Inicializo R2, valor más significativo ;de retardo, en busca del cambio de es- ;tado del bit DB1, como consecuencia ;del cambio de ruta (90 grados al N-S).
INS A,BUS	;Almaceno en A el dato existente en el ;Bus de Datos.
ANL A,#02H	;Con la función AND y el #2H, selecciono ;el bit de interes DB1 para verificar ;cambio de ruta.
ADD A,R1	;Sumo A y R1
JZ CERONOSU	;Si la suma es cero, el estado del bit ;DB1 es 1L.
JMP UNONOSU	;Salto a la dirección UNONOSU donde se ;inicializa R1, en busca de DB1 = 1L.
NOGIRN: MOV R3,#0C0H	;Inicializo R3, valor significativo de ;retardo en busca del cambio de estado ;del bit DB1.
OGIRNN: MOV R4,#0FFH	;Inicializo R4, valor menos significa- ;tivo de retardo en busca del cambio de ;estado del bit DB1.
GIRNDN: INS A,BUS	;Almaceno en A, el dato existente en el ;Bus de Datos.
ANL A,#12H	;Con la función AND y el #12H, selec- ;ciono los bits DB1 y DB4 (ver tabla ;4.1).
MOV R0,A	;La información seleccionada en A, guar- ;do en R0.
ANL A,#10H	;Mediante la función AND y el #10H, se- ;lecciono el bit DB4, indicador de fun- ;cionamiento de motor (ver tabla 4.1)
ADD A,#0F0H	;Sumo A + (-10H).
JZ APAGNOSU	;Si la suma es cero, existe mal fun- ;cionamiento del motor mecánico, el ;programa salta para realizar acciones ;en estos casos.
MOV A,R0	;Inicializo A, con el valor almacenado ;en R0.
ANL A,#02H	;Mediante la función AND y el #02H ;selecciono el bit DB1, correspondiente ;al sensor de dirección (Norte-Sur).
ADD A,R1	;Sumo A y R1

```

JZ PFINNORT          ;Si la suma es cero, en R0 estuvo el
                    ;bit complemento del sensor, en este
                    ;caso el programa salta a la dirección
                    ;donde se verifica el cambio de rumbo.
DJNZ R4,GIRNON      ;Decremento R4, si R4 es diferente de
                    ;cero, el programa salta a la dirección
                    ;GIRNON.
DJNZ R3,OGIRNN      ;Decremento R3, si R3 es diferente de
                    ;cero, el programa salta a la dirección
                    ;OGIRNN.
DJNZ R2,NOGIRN      ;Decremento R2, si R2 es diferente de
                    ;cero, el programa salta a la dirección
                    ;NOGIRN.
JMP FFINNORT        ;El programa salta al final, pero sin
                    ;verificar cambio de rumbo.
APAGNOSU:CALL MOTOROFF ;Llamada a la subrutina MOTOROFF para
                    ;apagar el motor mecánico, en caso de
                    ;verificarse mal funcionamiento.
JMP FFINNORT        ;Salto al final de la rutina, sin
                    ;verificar cambio de rumbo.
CERONOSU:MOV R1,#00H ;Inicializo R1, con el #00H ya que se
                    ;verifico DB1=1L, entonces queda por
                    ;buscar DB1=0L.
JMP NOGIRN          ;Salto a la dirección que me permite
                    ;inicializar los tiempos de búsqueda
                    ;para el bit DB1.
UNONOSU:MOV R1,#0FEH ;Inicializo R1, con el #-02H valor ne-
                    ;gativo en busca de DB1=1L.
JMP NOGIRN          ;Salto a la dirección que me permite
                    ;inicializar los tiempos de búsqueda
                    ;para el bit DB1.
PFINNORT:INC R6     ;Incremento R6, cuando se verifica
                    ;cambio de rumbo.
FFINNORT:RET        ;fin de la rutina.
END                ;

```

CPU*8048.TBL"
 HOF "INT8"
 ORG 0000H
 JMP GIRESOE

;SUBROUTINA GIRESOE

```

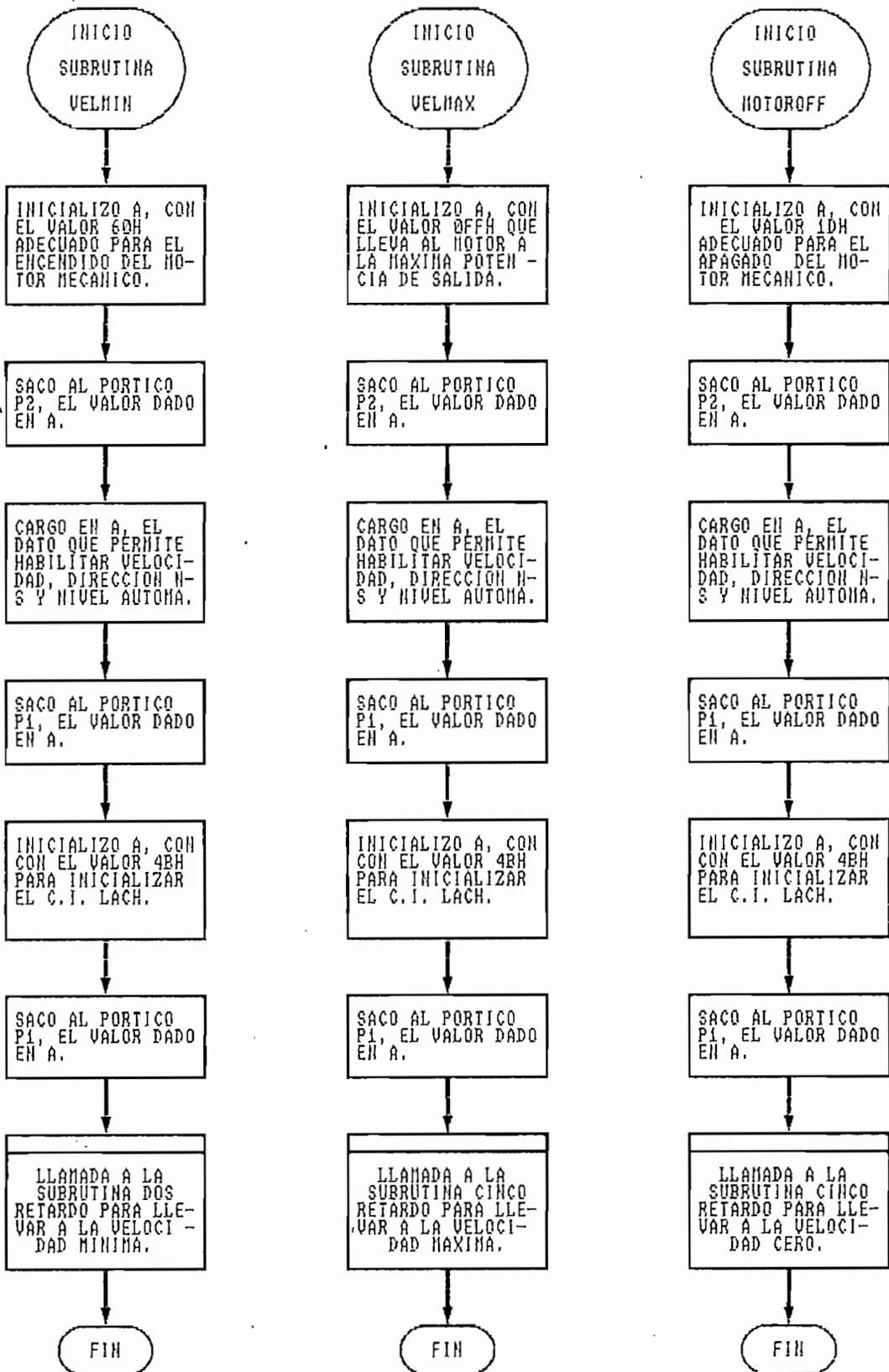
;!!!!!!!!!!!!!! a la dirección Este-Oeste !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;
GIRESOE: ;Este tipo de rutina permite verificar
;el cambio de rumbo del modelo hacia la
;dirección Este-Oeste (partiendo de la
;dirección Norte-Sur) Para este propo-
;sito se muestrea el cambio de estado
;del bit DB3 proveniente del circuito
;sensor de dirección (ver tabla 4.6).
MOV R1,#0F8H ;Inicializo R1, con el valor negativo -8
;correspondiente al bit DB3 procedente
;del sensor de dirección (si DB3 = 1L).
MOV R2,#02H ;Inicializo R2, valor más significativo
;de retardo, en busca del cambio de es-
;tado del bit DB3, como consecuencia
;del cambio de ruta (90 grados al E-O).
INS A,BUS ;Almaceno en A el dato existente en el
;Bus de Datos.
ANL A,#08H ;Con la función AND y el #8H, selecciono
;el bit de interés DB3 para verificar
;cambio de ruta.
ADD A,R1 ;Sumo A y R1
JZ CERDESDE ;Si la suma es cero, el estado del bit
;DB3 es 1L.
JMP UNDESDE ;Salto a la dirección UNDESDE donde se
;inicializa R1, en busca de DB3 = 1L.
NOGIRE: MOV R3,#0C8H ;Inicializo R3, valor significativo de
;retardo en busca del cambio de estado
;del bit DB3.
OGIRNE: MOV R4,#0FFH ;Inicializo R4, valor menos significa-
;tivo de retardo en busca del cambio de
;estado del bit DB1.
GIRNOE: INS A,BUS ;Almaceno en A, el dato existente en el
;Bus de Datos.
ANL A,#18H ;Con la función AND y el #18H, selec-
;ciono los bits DB3 y DB4 (ver tabla
;4.1).
MOV R0,A ;La información seleccionada en A, guar-
;do en R0.
ANL A,#10H ;Mediante la función AND y el #10H, se-
;lecciono el bit DB4, indicador de fun-
;cionamiento de motor (ver tabla 4.1)
ADD A,#0F0H ;Sumo A + (-10H).
JZ APAGESOE ;Si la suma es cero, existe mal fun-
;cionamiento del motor mecánico, el
;programa salta para realizar acciones
;en estos casos.
MOV A,R0 ;Inicializo A, con el valor almacenado
;en R0.
ANL A,#08H ;Mediante la función AND y el #08H
;selecciono el bit DB3, correspondiente
;al sensor de dirección (Este-Oeste).
ADD A,R1 ;Sumo A y R1

```

```

JZ PFINESTE          ;Si la suma es cero, en R0 estuvo el
                    ;bit complemento del sensor, en este
                    ;caso el programa salta a la dirección
                    ;donde se verifica el cambio de rumbo.
DJNZ R4,GIRNOE       ;Decremento R4, si R4 es diferente de
                    ;cero, el programa salta a la dirección
                    ;GIRNOE.
DJNZ R3,OGIRNE       ;Decremento R3, si R3 es diferente de
                    ;cero, el programa salta a la dirección
                    ;OGIRNE.
DJNZ R2,NOGIRE       ;Decremento R2, si R2 es diferente de
                    ;cero, el programa salta a la dirección
                    ;NOGIRE.
JMP FINESTE          ;El programa salta al final, pero sin
                    ;verificar cambio de rumbo.
APAGESOE:CALL MOTOROFF ;Llamada a la subrutina MOTOROFF para
                    ;apagar el motor mecánico, en caso de
                    ;verificarse mal funcionamiento.
JMP FINESTE          ;Salto al final de la rutina, sin
                    ;verificar cambio de rumbo.
CERDESOE:MOV R1,#00H ;Inicializo R1, con el #00H ya que se
                    ;verifico DB3=1L, entonces queda por
                    ;buscar DB3=0L.
JMP NOGIRE           ;Salto a la dirección que me permite
                    ;inicializar los tiempos de búsqueda
                    ;para el bit DB3.
UNDESOE:MOV R1,#0FBH ;Inicializo R1, con el #-0BH valor ne-
                    ;gativo en busca de DB3=1L.
JMP NOGIRE           ;Salto a la dirección que me permite
                    ;inicializar los tiempos de búsqueda
                    ;para el bit DB3.
PFINESTE:INC R6      ;Incremento R6, cuando se verifica
                    ;cambio de rumbo.
FINESTE:RET          ;fin de la rutina.
END                  ;

```





CPU*8048.TBL*
HOF "INT8"
ORG 0000H
JMP VELMIN

;S U B R U T I N A - V E L M I N

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```

```

VELMIN:
;Este tipo de rutina permite maniobrar la
;referencia del control de posición para
;el control de velocidad del motor mecánico.
;En este caso VELMIN, pone al motor, en ade-
;cuadas condiciones de encendido (permite el
;arranque a baja velocidad 2500 RPM, en donde
;se puede ajustar la adecuada entrada de gases
;y combustible al motor).

MOV A, #60H ;Inicializo A, con el valor de velocidad mínima
OUTL P2,A ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
MOV A, #49H ;Inicializo A, con el valo 49H, que permite
;habilitar el control manual de velocidad y
;además el control automático de dirección
;Norte-Sur (ver tabla 4.6).

OUTL P1,A ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
MOV A, #4BH ;Inicializo A, con el valor 4BH para mantener
;las habilitaciones anteriores y además habili-
;tar el C.I. LATCH.

OUTL P1,A ;Saco al pòrtico P1 el valor de A.
CALL DOS ;Llamada a la subrutina de retardo temporal
;DOS, necesaria para llevar al control a tal
;posición de velocidad (en dos segundos).

RET ;Fin de la rutina.

```

;S U B R U T I N A - V E L M A X

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```

```

VELMAX:
;Este tipo de rutina permite maniobrar la
;referencia del control de posición para
;el control de velocidad del motor mecánico.
;En este caso VELMAX, pone al motor, en la
;máxima potencia de salida (0.67Hp-13000 RPM).

MOV A, #0FFH ;Inicializo A, con el valor de velocidad máxima
OUTL P2,A ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
MOV A, #49H ;Inicializo A, con el valor 49H, para habilitar
;el control manual de velocidad y control auto-
;mático de dirección (ver tabla 4.6).

OUTL P1,A ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
MOV A, #4BH ;Inicializo A, con el valor 4BH, para mantener
;las habilitaciones anteriores e inicializar
;el C.I. LATCH.

OUTL P1,A ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL TRES ;Llamada a la subrutina TRES, retardo que per-
;mite al control llegar a tal velocidad.

RET ;Fin de la rutina.

```

;S U B R U T I N A - M O T O R O F F

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;

```

```

MOTOROFF:           ;Esta rutina permite el apagado del motor mecá-
                    ;nico y el disparo de la cúpula de aterrizaje.
                    ;Esta rutina es ejecutada cuando exinten fallas
                    ;ya sea en el motor, como en la recepción de la
                    ;información procedente de los sensores.
MOV A,#10H          ;Inicializo A, con el valor 10H, correspondien-
                    ;te al mínimo valor que toma el control para
                    ;llevar al motor a velocidad cero.
OUTL P2,A          ;Saco al pórtilco P2, el valor de A.
MOV A,#49H         ;Inicializo A, con el valor 49H, que permite
                    ;la habilitación del control de velocidad y
                    ;dirección.
OUTL P1,A          ;Saco al pórtilco P1, el valor de A.
MOV A,#4BH         ;Inicializo A, con el valor 4BH, que mantiene
                    ;las habilitaciones anteriores e inicializa
                    ;el C.I. LATCH.
OUTL P1,A          ;Saco al pórtilco P1, el valor de A.
CALL TRES          ;Llamada a la subrutina TRES, que permite al
                    ;control poner la velocidad en cero (en 3s).
RET                ;Fin de la rutina.
;

```

;S U B R U T I N A - V E L D E S

```

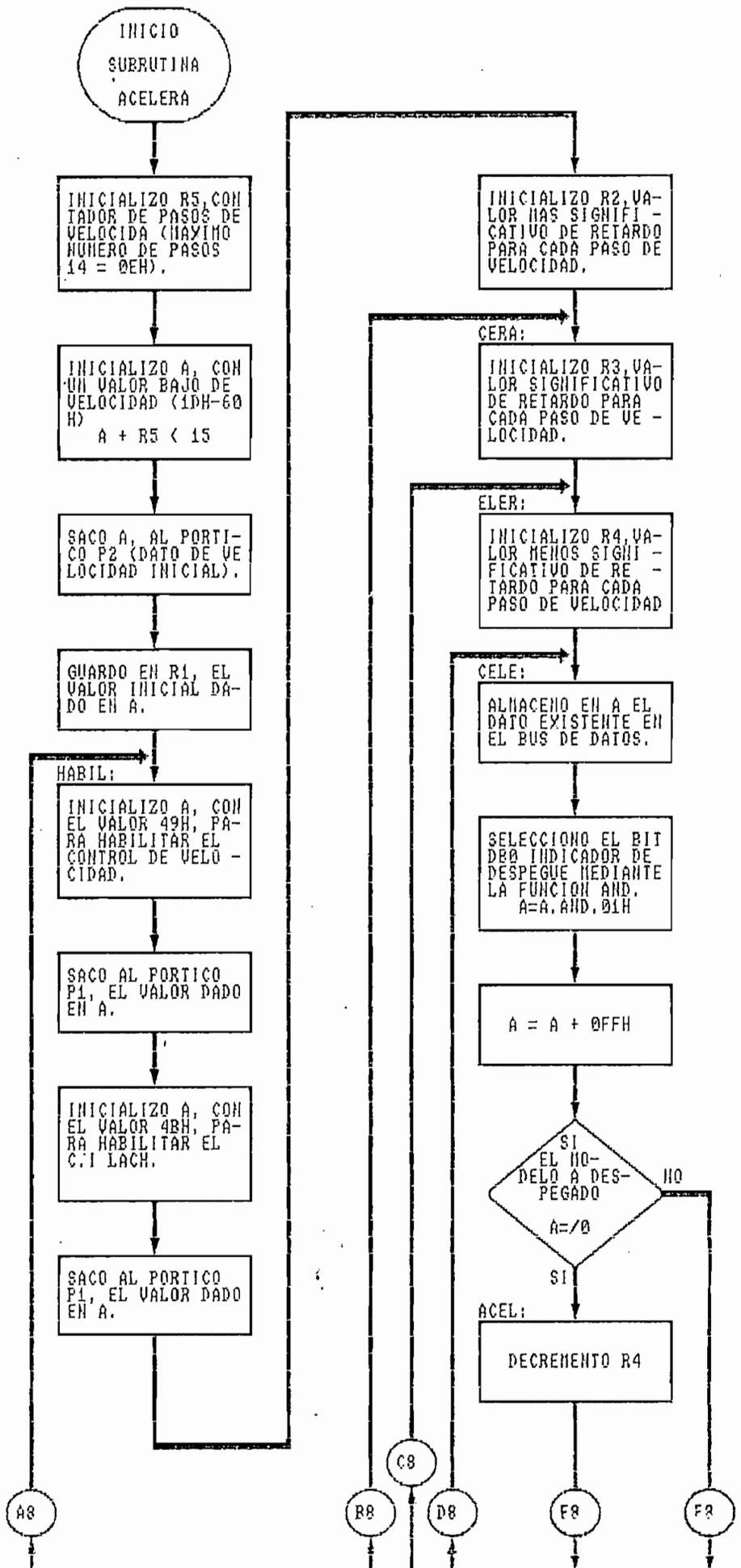
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;

```

```

VELODES:           ;Este tipo de rutina; permite que el motor
                    ;mecánico llegue a la velocidad de despegue
                    ;del modelo.
MOV A,#0FEH       ;Inicializo A, con el valor de velocidad de
                    ;despegue (determinado experimentalmente).
OUTL P2,A         ;Saco al pórtilco P2 tal valor.
MOV A,#49H        ;Inicializo A, con el valor 49H, que permite
                    ;la habilitación del control de velocidad y
                    ;dirección.
OUTL P1,A         ;Saco al pórtilco P1, el valor de A.
MOV A,#4BH        ;Inicializo A, con el valor 4BH, que mantiene
                    ;las habilitaciones anteriores e inicializa
                    ;el C.I. LATCH.
OUTL P1,A         ;Saco al pórtilco P1, el valor de A.
CALL ENPISTAM     ;Llamada a la subrutina ENPISTAM o ENPISTA
                    ;para que verifique el despegue correcto del
                    ;modelo.
RET               ;Fin de la rutina.
END

```



```

CPU*8048.TBL"
MOF "INT8"
ORG 0000H
JMP ACELERA

```

```

;S U B R U T I N A   A C E L E R A

```

```

;+++++
;+++++
ACELERA:
;Esta rutina permite el control de velocidad
;del motor mecánico a manera de pasos. En este
;cada paso de velocidad se realiza de una ma-
;nera ascendente de velocidad, partiendo de
;un determinado valor inicial.
;Debe tomarse en cuenta que el número de pasos
;no debe exeder en total el valor de referencia
;máxima (0FFH = 3.5v).
MOV R5,#0EH ;Inicializo R5, contador de pasos de velocidad
MOV A,#10H ;Inicializo A, con un valor de velocidad ini-
;cial (generalmente comenzar con A=10H=0.4v).
OUTL P2,A ;Saco el dato de velocidad al pòrtico P2.
MOV R1,A ;Mantengo en R1, el dato inicial de velocidad.
HABIL: MOV A,#49H ;Inicializo A, con el valor 49H que permite
;habilitar el control manual de velocidad y
;dirección Norte-Sur automático.
; (ver tabla 4.6).
OUTL P1,A ;Saco el dato de habilitación al pòrtico P1.
MOV A,#4BH ;Inicializo A, con el dato 4BH, que me permite
;mantener las habilitaciones anteriores y habi-
;litar el C.I. LATCH (ver tabla 4.6).
OUTL P1,A ;Saco el dato de habilitación al portico P1.
MOV R2,#1H ;Inicializo R2, valor más significativo de re-
;tardo temporal para cada paso de velocidad.
CERA: MOV R3,#0C8H ;Inicializo R3, valor significativo de retardo
;para cada paso de velocidad.
ELER: MOV R4,#0FFH ;Inicializo R4, valor menos significativo de
;retardo para cada paso de velocidad.
CELE: INS A,BUS ;Almaceno en A, el valor existente en el Bus
;de datos.
ANL A,#01H ;Mediante la función AND y el #01H, selecciono
;el bit D00 proveniente el sensor de despegue
;aterrizaje.
ADD A,#0FFH ;Sumo A y valor -1H
JNZ ACEL ;Si la suma es diferente de cero, el programa
;continua con el incremento de pasos.
JMP BSUB ;Si la suma es cero, el modelo a despegado
;en este instante el programa salta al final.
ACEL: DJNZ R4,CELE ;Decremento R4, si R4 es diferente de cero, el
;programa salta a la dirección CELE.
DJNZ R3,ELER ;Decremento R3, si R3 es diferente de cero, el
;programa salta a la dirección ELER.
DJNZ R2,CERA ;Decremento R2, si R2 es diferente de cero, el
;programa salta a la dirección CERA.
MOV A,R1 ;Inicializo A, con el valor de R1.
ADD A,#10H ;Sumo A y el valor 10H, como incremento para
;cada paso de velocidad.
MOV R1,A ;Inicializo R1, con el valor incrementado de A.
OUTL P2,A ;Saco al pòrtico P2, el valor de R1.
DJNZ R5,HABIL ;Decremento R5, si R5 es diferente de cero, el
;programa salta a la dirección HABIL.
BSUB: RET ;Fin de la rutina.

```

```

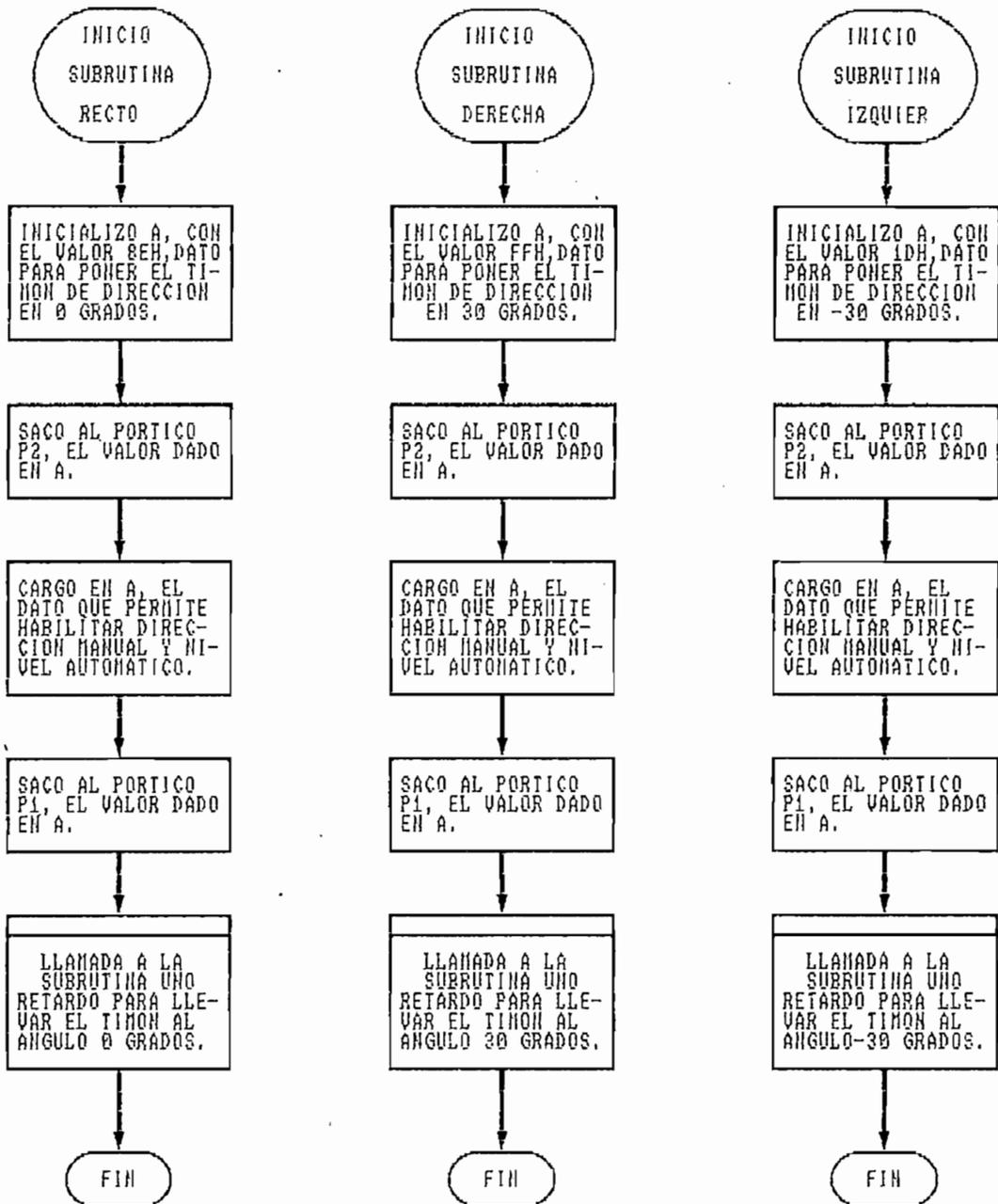
;SUBROUTINA DESACEL
;+++++
;+++++
;
DESACEL:      ;Esta rutina permite el control de velocidad
              ;del motor mecánico a manera de pasos. En este
              ;cada paso de velocidad se realiza de una ma-
              ;nera descendente de velocidad, partiendo de
              ;un determinado valor final.
              ;Debe tomarse en cuenta que el número de pasos
              ;no debe bajar en total el valor de referencia
              ;mínima (10H = 0.4).
              ;Inicializo R5, contador de pasos de velocidad
MOV R5,#0EH  ;Inicializo A, con un valor de velocidad final
MOV A,#0FFH  ;(generalmente comenzar con A=0FFH=3.5v).

OUTL P2,A    ;Saco el dato de velocidad al pòrtico P2.
MOV R1,A     ;Mantengo en R1, el dato final de velocidad.
HABILD: MOV A,#49H ;Inicializo A, con el valor 49H que permite
              ;habilitar el control manual de velocidad y
              ;dirección Norte-Sur automático.
              ;(ver tabla 4.6).

OUTL P1,A    ;Saco el dato de habilitación al pòrtico P1.
MOV A,#4BH  ;Inicializo A, con el dato 4BH, que me permite
              ;mantener las habilitaciones anteriores y habi-
              ;litar el C.I. LATCH (ver tabla 4.6).

OUTL P1,A    ;Saco el dato de habilitación al pòrtico P1.
MOV R2,#5H  ;Inicializo R2, valor más significativo de re-
              ;tardo temporal para cada paso de velocidad.
CERAD: MOV R3,#0C8H ;Inicializo R3, valor significativo de retardo
              ;para cada paso de velocidad.
ELERD: MOV R4,#0FFH ;Inicializo R4, valor menos significativo de
              ;retardo para cada paso de velocidad.
CELED: INS A,BUS  ;Almaceno en A, el valor existente en el Bus
              ;de datos.
ANL A,#01H    ;Mediante la función AND y el #01H, selecciono
              ;el bit D00 proveniente el sensor de despegue
              ;aterrizaje.
ADD A,#0FFH  ;Sumo A y valor -1H
JNZ ACELD   ;Si la suma es diferente de cero, el programa
              ;continua con el incremento de pasos.
JMP BSUBD   ;Si la suma es cero, el modelo a despegado
              ;en este instante el programa salta al final.
ACELD: DJNZ R4,CELED ;Decremento R4, si R4 es diferente de cero, el
              ;programa salta a la dirección CELED.
              ;Decremento R3, si R3 es diferente de cero, el
              ;programa salta a la dirección ELERD.
              ;Decremento R2, si R2 es diferente de cero, el
              ;programa salta a la dirección CERAD.
MOV A,R1     ;Inicializo A, con el valor de R1.
ADD A,#0F0H  ;Sumo A y el valor -10H, como decremento para
              ;cada paso de velocidad.
MOV R1,A    ;Inicializo R1, con el valor decrementado de A.
OUTL P2,A   ;Saco al pòrtico P2, el valor de R1.
DJNZ R5,HABILD ;Decremento R5, si R5 es diferente de cero, el
              ;programa salta a la dirección HABILD.
BSUBD: RET  ;Fin de la rutina.
END

```



```
CPU"8048.TBL"
MOF "INT8"
ORG 0000H
JMP RECTO
```

;S U B R U T I N A - R E C T O

```
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!
```

RECTO:

```
MOV A,#8EH          ;Este tipo de rutina permite desplazar
                    ;o mantener el timón de dirección a la
                    ;posición neutra (0 grados).
                    ;Inicializo A, con el valor de referen-
                    ;cia neutro del control de posición pa-
                    ;ra desplazar el timón de dirección.
OUTL P2,A          ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
MOV A,#2FH          ;Inicializo A, con el valor 2FH, que
                    ;permite la habilitación del control
                    ;manual de dirección y nivel automàti-
                    ;co (ver tabla 4.6).
OUTL P1,A          ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL UNO           ;Llamada a la subrutina UNO que permite
                    ;un retardo de un segundo, para despla-
                    ;zar el control a tal posición (0 grad)
RET                ;Fin de la rutina.
```

;S U B R U T I N A - D E R E C H A

```
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!
```

DERECHA:

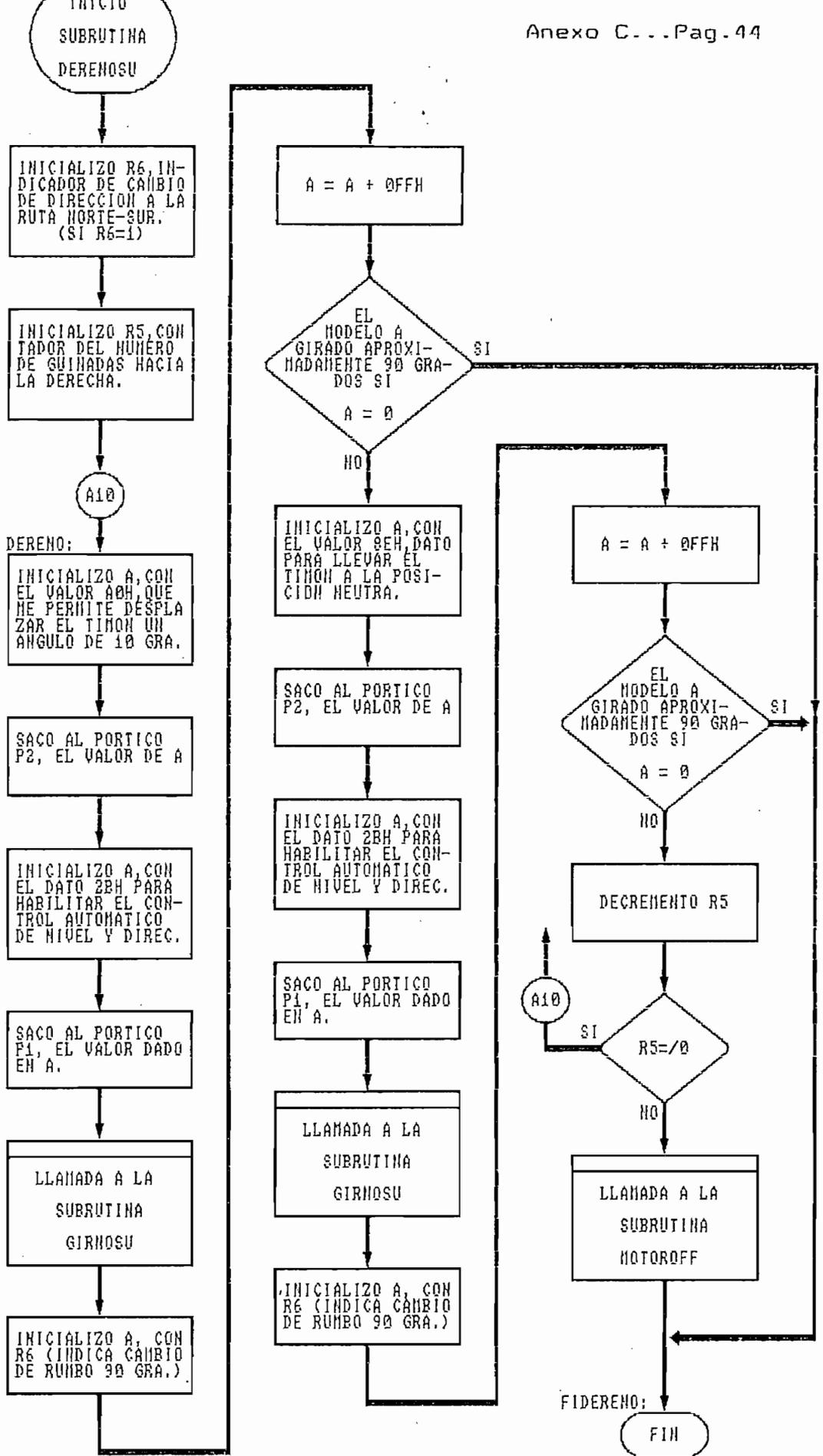
```
MOV A,#8FFH        ;Este tipo de rutina permite desplazar
                    ;o mantener el timón de dirección a la
                    ;posición 35 grados a la derecha.
                    ;Inicializo A, con el valor de referen-
                    ;cia del control de posición para des-
                    ;plazar el timón el ángulo de 35 grad.
OUTL P2,A          ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
MOV A,#2FH          ;Inicializo A, con el valor 2FH, que
                    ;permite la habilitación del control
                    ;manual de dirección y nivel automàti-
                    ;co (ver tabla 4.6).
OUTL P1,A          ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL UNO           ;Llamada a la subrutina UNO que permite
                    ;un retardo de un segundo, para despla-
                    ;zar el control a tal posición (35 gra)
RET                ;Fin de la rutina.
```

```

;SUBROUTINA - IZQUIER
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!

IZQUIER:          ;
                  ;Este tipo de rutina permite desplazar
                  ;o mantener el timón de dirección a la
                  ;posición -35 grados a la izquierda.
MOV A,#1DH        ;Inicializo A, con el valor de referen-
                  ;cia del control de posición para des-
                  ;plazar el timón el ángulo de -35 grad.
OUTL P2,A        ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
MOV A,#2FH       ;Inicializo A, con el valor 2FH, que
                  ;permite la habilitación del control
                  ;manual de dirección y nivel automàti-
                  ;co (ver tabla 4.6).
OUTL P1,A        ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL UNO         ;Llamada a la subrutina UNO que permite
                  ;un retardo de un segundo, para despla-
                  ;zar el control a tal posición(-35 gra)
RET              ;Fin de la rutina.
END

```



```

;SUBROUTINA - DEREESOE
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!      .!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!      !!!!!!!!!!!!!
;
DEREESOE:
;Éste tipo de rutina permite girar a la
;derecha el timón de dirección, pero a
;manera de pasos, partiendo el modelo de
;las rutas Norte-Sur, hacia las rutas
;Este-Oeste.
MOV R6,#00H      ;Inicializo R6, indicador de cambio de
;ruta, a la dirección Este-Oeste, si
;R6=1L ha existido tal cambio.
MOV R5,#00H      ;Inicializo R5, contador del número de
;guiñadas o pasos hacia la derecha.
DEREES: MOV A,#0FFH ;Inicializo A, con el valor 00H, refe-
;rencia del control, para desplazar el
;timón un ángulo de 10 grados.
OUTL P2,A      ;Saco al pòrtico P2, al valor de A.
MOV A,#37H      ;Inicializo A, con el #37H, que permite
;la habilitación de dirección manual
;y nivel automático (ver tabla 4.6).
OUTL P1,A      ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL GIRESOE    ;Llamada a la subrutina GIRESOE que
;permite al modelo verificar el cambio
;de ruta, en la dirección buscada, si
;se verifica aquí se asigna A=1L.
MOV A,R6        ;Inicializo A, con R6.
ADD A,#0FFH     ;Sumo A y el valor -01H.
JZ FIDEREES     ;Si la suma es cero, se ha verificado
;el cambio de ruta. En este caso el
;programa salta a la dirección FIDEREES
;para finalizar la rutina y continuar.
MOV A,#0EH      ;Inicializo A, con el valor de referen-
;cia neutra (0 grad.).
OUTL P2,A      ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
MOV A,#37H      ;Inicializo A, con el #37H, que permite
;la habilitación de dirección manual
;y nivel automático (ver tabla 4.6).
OUTL P1,A      ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL GIRESOE    ;Llamada a la subrutina GIRESOE que
;permite al modelo verificar el cambio
;de ruta, en la dirección buscada, si
;se verifica aquí se asigna A=1L.
MOV A,R6        ;Inicializo A, con R6.
ADD A,#0FFH     ;Sumo A y el valor -01H.
JZ FIDEREES     ;Si la suma es cero, se ha verificado
;el cambio de ruta. En este caso el
;programa salta a la dirección FIDEREES
;para finalizar la rutina y continuar.
DJNZ R5,DEREES ;Decremento R5, si R5 es diferente de
;ceró, el programa salta a la dirección
;DEREES donde se habilitan las guiñadas
CALL MOTOROFF   ;Llamada a la subrutina MOTOROFF, donde
;se ordena el apagado de motor mecánico
;y el disparo de la cúpula de aterrizaje.
FIDEREES:RET    ;Fin de la rutina.

```

;SUBROUTINA - IZQUESOE

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!

IZQUESOE:

```

;Este tipo de rutina permite girar a la
;izquierda el timón de dirección,pero a
;manera de pasos, partindo el modelo de
;las rutas Norte-Sur, hacia las rutas
;Este-Oeste.

MOV R6,#00H ;Inicializo R6, indicador de cambio de
;ruta, a la dirección Este-Oeste, si
;R6=1L ha existido tal cambio.

MOV R5,#00H ;Inicializo R5, contador del número de
;guiñadas o pasos hacia la izquierda.

IZQUES: MOV A,#60H ;Inicializo A, con el valor 60H, refe-
;rencia del control, para desplazar el
;timón un ángulo de -10 grados.

OUTL P2,A ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
MOV A,#37H ;Inicializo A, con el #37H, que permite
;la habilitación de dirección manual
;y nivel automático (ver tabla 4.6).

OUTL P1,A ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL GIRESOE ;Llamada a la subrutina GIRESOE que
;permite al modelo verificar el cambio
;de ruta, en la dirección buscada, si
;se verifica aquí se asigna A=1L.

MOV A,R6 ;Inicializo A, con R6
ADD A,#0FFH ;Sumo A y el valor -01H.
JZ FIIZQUES ;Si la suma es cero, se ha verificado
;el cambio de ruta. En este caso el
;programa salta a la dirección FIIZQUES
;para finalizar la rutina y continuar.

MOV A,#0EH ;Inicializo A, con el valor de referen-
;cia neutra (0 grad.).

OUTL P2,A ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
MOV A,#37H ;Inicializo A, con el #37H, que permite
;la habilitación de dirección manual
;y nivel automático (ver tabla 4.6).

OUTL P1,A ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL GIRESOE ;Llamada a la subrutina GIRESOE que
;permite al modelo verificar el cambio
;de ruta, en la dirección buscada, si
;se verifica aquí se asigna A=1L.

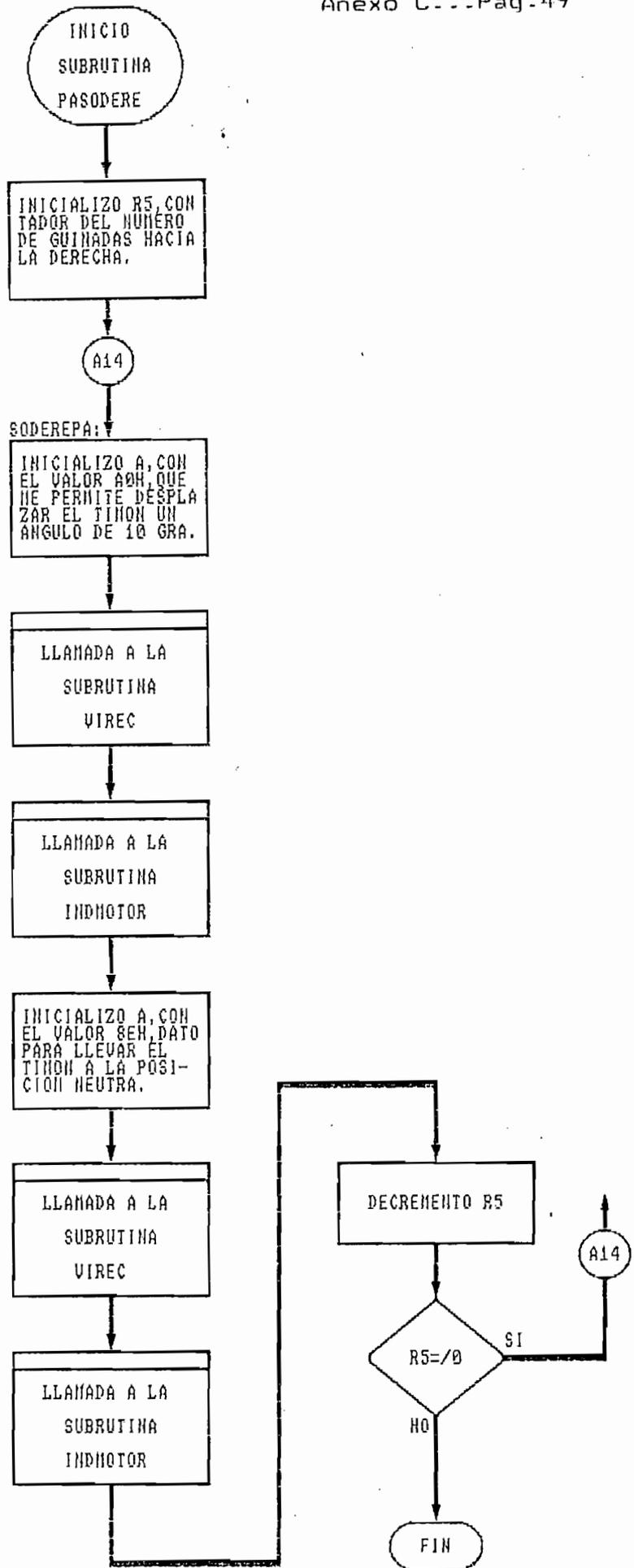
MOV A,R6 ;Inicializo A, con R6
ADD A,#0FFH ;Sumo A y el valor -01H.
JZ FIIZQUES ;Si la suma es cero, se ha verificado
;el cambio de ruta. En este caso el
;programa salta a la dirección FIIZQUES
;para finalizar la rutina y continuar.

DJNZ R5,IZQUES ;Decremento R5, si R5 es diferente de
;cero, el programa salta a la dirección
;IZQUNO donde se habilitan las guiñadas

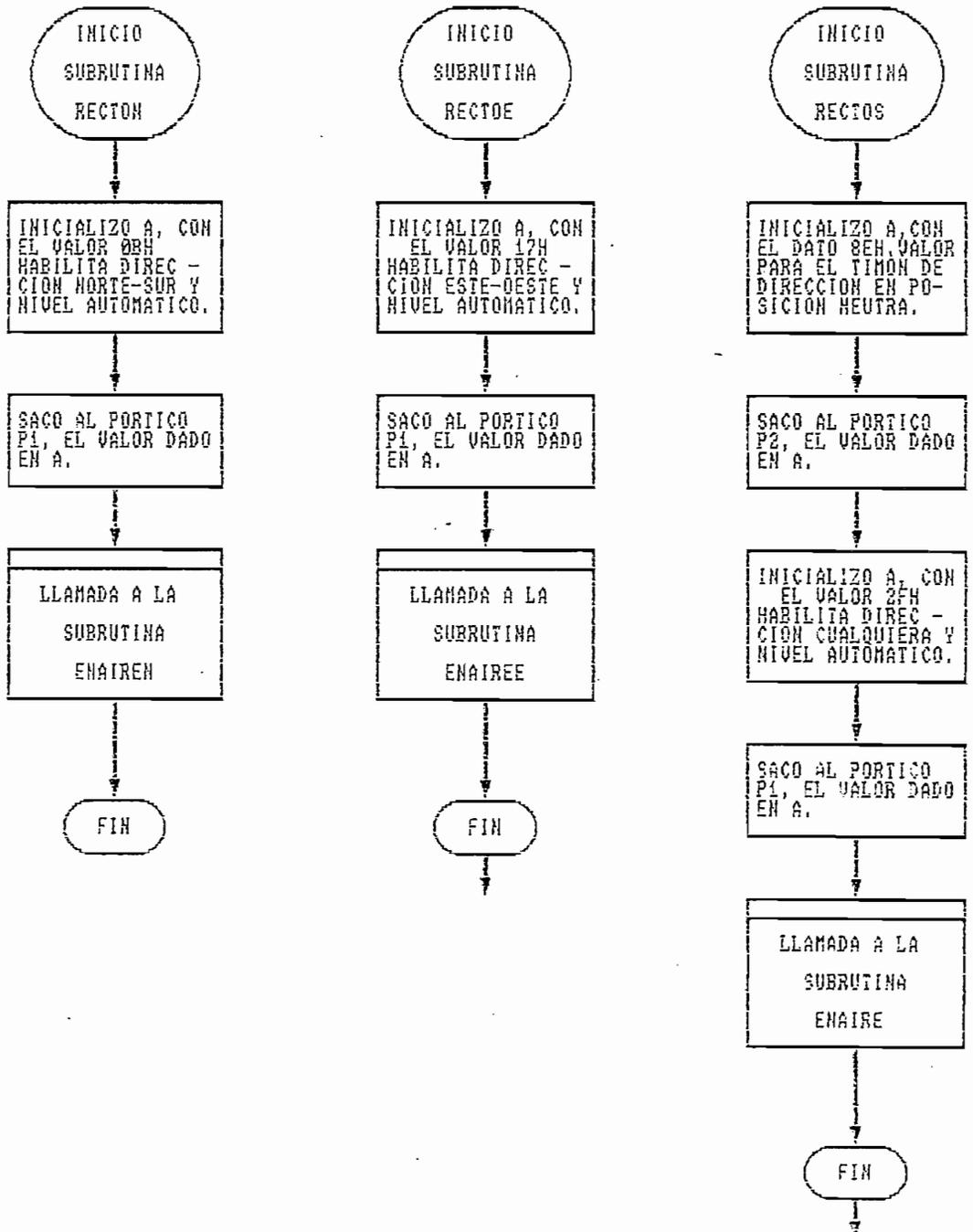
CALL MOTOROFF ;Llamada a la subrutina MOTOROFF, donde
;se ordena el apagado de motor mecánico
;y el disparo de la cúpula de aterrizaje.

FIIZQUES:RET ;Fin de la rutina.

```




```
MOV A,R1      ;que permite al control alcanzar la
ADD A,#0F0H   ;posición dada en A.
MOV R1,A      ;Inicializo A, con R1.
DJNZ R5,A1ZQ ;Sumo A y el #10H, valor para decre-
              ;mento de cada paso de timón.
              ;Inicializo R1, con el valor de A
              ;decrementado.
              ;Decremento R5, si R5 es diferente de
              ;cero, el programa salta a la dirección
              ;A1ZQ para continuar con los pasos.
RET           ;Fin de la rutina.
END
```



```

CPU*8048.TBL*
HOF "INT8"
ORG 0000H
JMP RECTON

```

;S U B R U T I N A - R E C T O N

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
RECTON:
MOV A,#08H
OUTL P1,A
CALL ENAIREN
RET

```

;Este tipo de rutina permite el control
;de dirección de modelo, sobre las
;rutas Norte-Sur, en forma automática.
;Inicializo A, con el #08H, valor que
;permite habilitar los controles auto-
;máticos de nivel y dirección en las
;rutas Norte-Sur (ver tabla 4.6).
;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
;Llamada a la subrutina ENAIREN, para
;verificar la oscilación tanto lateral
;como longitudinal en la ruta mensiona-
;da.
;Fin de la rutina.

;S U B R U T I N A - R E C T D E

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
RECTOE:
MOV A,#17H
OUTL P1,A
CALL ENAIREE
RET

```

;Este tipo de rutina permite el control
;de dirección de modelo, sobre las
;rutas Este-Oeste, en forma automática.
;Inicializo A, con el #17H, valor que
;permite habilitar los controles auto-
;máticos de nivel y dirección en las
;rutas Este-Oeste (ver tabla 4.6).
;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
;Llamada a la subrutina ENAIREE, para
;verificar la oscilación tanto lateral
;como longitudinal en la ruta mensiona-
;da.
;Fin de la rutina.

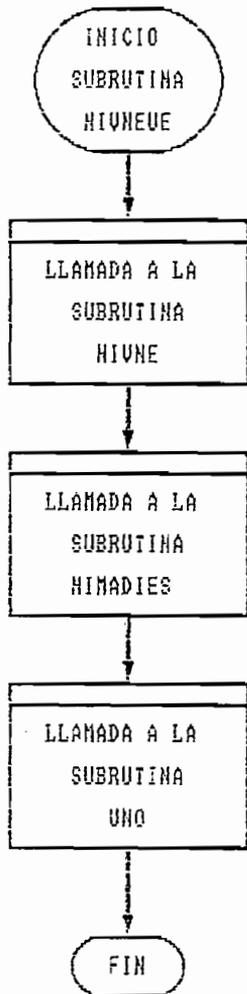
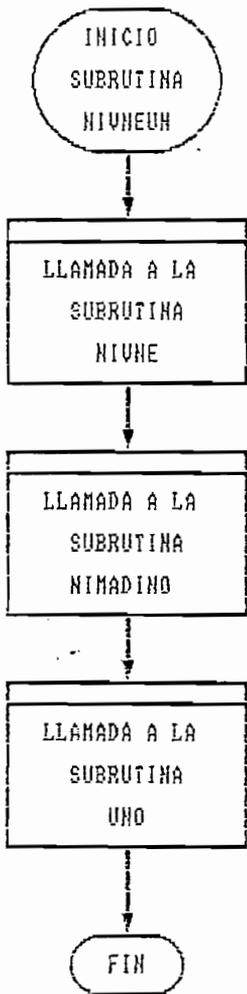
;S U B R U T I N A - R E C T O S

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
RECTOS:
MOV A,#8EH
OUTL P2,A
MOV A,#2FH
OUTL P1,A
CALL ENAIRE
RET

```

;Este tipo de rutina permite el control
;del modelo, en cualquier dirección.
;En este caso se mantiene fijo el ti-
;món de dirección.
;Inicializo A, con el #8EH, valor de
;referencia de control que permite man-
;tener el timón en posición neutra.
;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
;Inicializo A, con el valor 2FH, que
;permite habilitar el control manual
;de dirección y control automático de
;nivel (ver tabla 4.6).
;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
;Llamada a la subrutina ENAIRE, para
;verificar la oscilación longitudinal
;del modelo.
;Fin de la rutina.



CPU"0048.TBL"
 MOF "INT0"
 ORG 0000H
 JMP NIVNEUN

;S U B R U T I N A - N I V N E U N

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```

```

NIVNEUN:      ;Este tipo de rutina, permite la habi-
               ;litación del elevador, para control
               ;manual. También toma en cuenta, la
               ;habilitación automática en las direc-
               ;ciones Norte-Sur.

               ;Llamada a la subrutina NIVNE, la cual
               ;basicamente se encarga de sacar al
               ;pórtico P2, el valor 0EH, para poner
               ;el elevador en posición neutra (0 gra)

CALL NIVNE    ;Llamada a la subrutina NIVNE, esta
               ;se encarga de habilitar el control del
               ;elevador manual y el control automá-
               ;tico de dirección Norte-Sur.

CALL UNO      ;Llamada a la subrutina UNO, la cuál
               ;da un retardo de un segundo, para
               ;permitir al elevador llegar a 0 grad.

RET           ;Fin de la rutina.

```

;S U B R U T I N A - N I V N E U E

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```

```

NIVNEUE:      ;Este tipo de rutina, permite la habi-
               ;litación del elevador, para control
               ;manual. También toma en cuenta, la
               ;habilitación automática en las direc-
               ;ciones Este-Oeste.

               ;Llamada a la subrutina NIVNE, la cuál
               ;basicamente se encarga de sacar al
               ;pórtico P2, el valor 0EH, para poner
               ;el elevador en posición neutra (0 gra)

CALL NIVNE    ;Llamada a la subrutina NIVNE, esta
               ;se encarga de habilitar el control del
               ;elevador manual y el control automá-
               ;tico de dirección Este-Oeste.

CALL UNO      ;Llamada a la subrutina UNO, la cual
               ;da un retardo de un segundo, para
               ;permitir al elevador llegar a 0 grad.

RET           ;Fin de la rutina.

```

;S U B R U T I N A - S U B A M A X N

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!
!!!!!!!!!!!!

```

SUBAMAXN:           ;Esta rutina tiene como función llevar
                    ;el elevador al máximo ángulo de 35
                    ;grados. Además considera la habilita-
                    ;ción de dirección Norte-Sur.
CALL SUBANE         ;Llamada a la subrutina SUBANE, esta se
                    ;encarga de poner sobre el pórtico P2
                    ;el valor de referencia OFFH, para que
                    ;el elevador alcance un ángulo de 35
                    ;grados.
CALL NIMADINO       ;Llamada a la subrutina NIMADINO, esta
                    ;se encarga de habilitar el control del
                    ;elevador manual y el control automá-
                    ;tico de dirección Norte-Sur.
CALL UNO            ;Llamada a la subrutina UNO, la cuál
                    ;da un retardo de un segundo, para
                    ;permitir al elevador llegar a 35 gra.
RET                ;Fin de la rutina.

```

;S U B R U T I N A - S U B A M A X E

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!
!!!!!!!!!!!!

```

SUBAMAXE:           ;Esta rutina tiene como función llevar
                    ;el elevador al máximo ángulo de 35
                    ;grados. Además considera la habilita-
                    ;ción de dirección Este-Oeste.
CALL SUBANE         ;Llamada a la subrutina SUBANE, esta se
                    ;encarga de poner sobre el pórtico P2
                    ;el valor de referencia OFFH, para que
                    ;el elevador alcance un ángulo de 35
                    ;grados.
CALL NIMADIES       ;Llamada a la subrutina NIMADIES, esta
                    ;se encarga de habilitar el control del
                    ;elevador manual y el control automá-
                    ;tico de dirección Este-Oeste.
CALL UNO            ;Llamada a la subrutina UNO, la cuál
                    ;da un retardo de un segundo, para
                    ;permitir al elevador llegar a 35 gra.
RET                ;Fin de la rutina.

```

;SUBROUTINA - BAJEMAXN

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!
!!!!!!!!!!!!

BAJEMAXN: ;Esta rutina tiene como función llevar
;el elevador al mínimo ángulo de -35
;grados. Además considera la habilita-
;ción de dirección Norte-Sur.

CALL BAJENE ;Llamada a la subrutina BAJENE, esta se
;encarga de poner sobre el pórtico P2
;el valor de referencia IDH, para que
;el elevador alcance un ángulo de -35
;grados.

CALL NIMADINO ;Llamada a la subrutina NIMADINO, esta
;se encarga de habilitar el control del
;elevador manual y el control automá-
;tico de dirección Norte-Sur.

CALL UNO ;Llamada a la subrutina UNO, la cuál
;da un retardo de un segundo, para
;permitir al elevador llegar a-35 gra.

RET ;Fin de la rutina.

;SUBROUTINA - BAJEMAXE

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!
!!!!!!!!!!!!

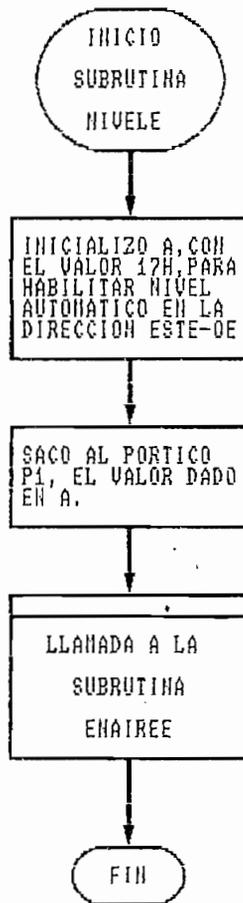
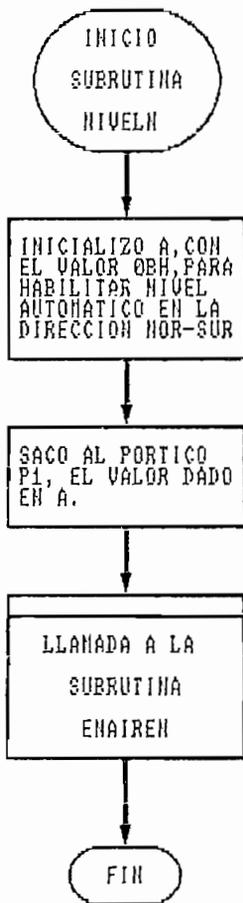
BAJEMAXE: ;Esta rutina tiene como función llevar
;el elevador al mínimo ángulo de -35
;grados. Además considera la habilita-
;ción de dirección Este-Oeste.

CALL BAJENE ;Llamada a la subrutina BAJENE, esta se
;encarga de poner sobre el pórtico P2
;el valor de referencia IDH, para que
;el elevador alcance un ángulo de -35
;grados.

CALL NIMADIES ;Llamada a la subrutina NIMADIES, esta
;se encarga de habilitar el control del
;elevador manual y el control automá-
;tico de dirección Este-Oeste.

CALL UNO ;Llamada a la subrutina UNO, la cuál
;da un retardo de un segundo, para
;permitir al elevador llegar a-35 gra.

RET ;Fin de la rutina.



;S U B R U T I N A - N I V E L N

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!

```

```

NIVELN:          ;Este tipo de rutina se encarga de ha-
                  ;bilitar el control automático de nivel
                  ;en la dirección Norte-Sur.
MOV A,#0BH      ;Inicializo A, con el #0BH, este dato
                  ;permite realizar las habilitaciones
                  ;anteriores (ver tablà 4.6).
OUTL P1,A       ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL ENAIREN    ;Llamada a la subrutina ENAIREN, para
                  ;que verifique la oscilación lateral y
                  ;longitudinal del modelo.
RET             ;Fin de la rutina.

```

;S U B R U T I N A - N I V E L E

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!

```

```

NIVELE:          ;Este tipo de rutina se encarga de ha-
                  ;bilitar el control automático de nivel
                  ;en la dirección Este-Oeste.
MOV A,#17H      ;Inicializo A, con el #17H, este dato
                  ;permite realizar las habilitaciones
                  ;anteriores (ver tabla 4.6).
OUTL P1,A       ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
CALL ENAIREE    ;Llamada a la subrutina ENAIREE, para
                  ;que verifique la oscilación lateral y
                  ;longitudinal del modelo.
RET             ;Fin de la rutina.

```

;S U B R U T I N A - N I V E L

```

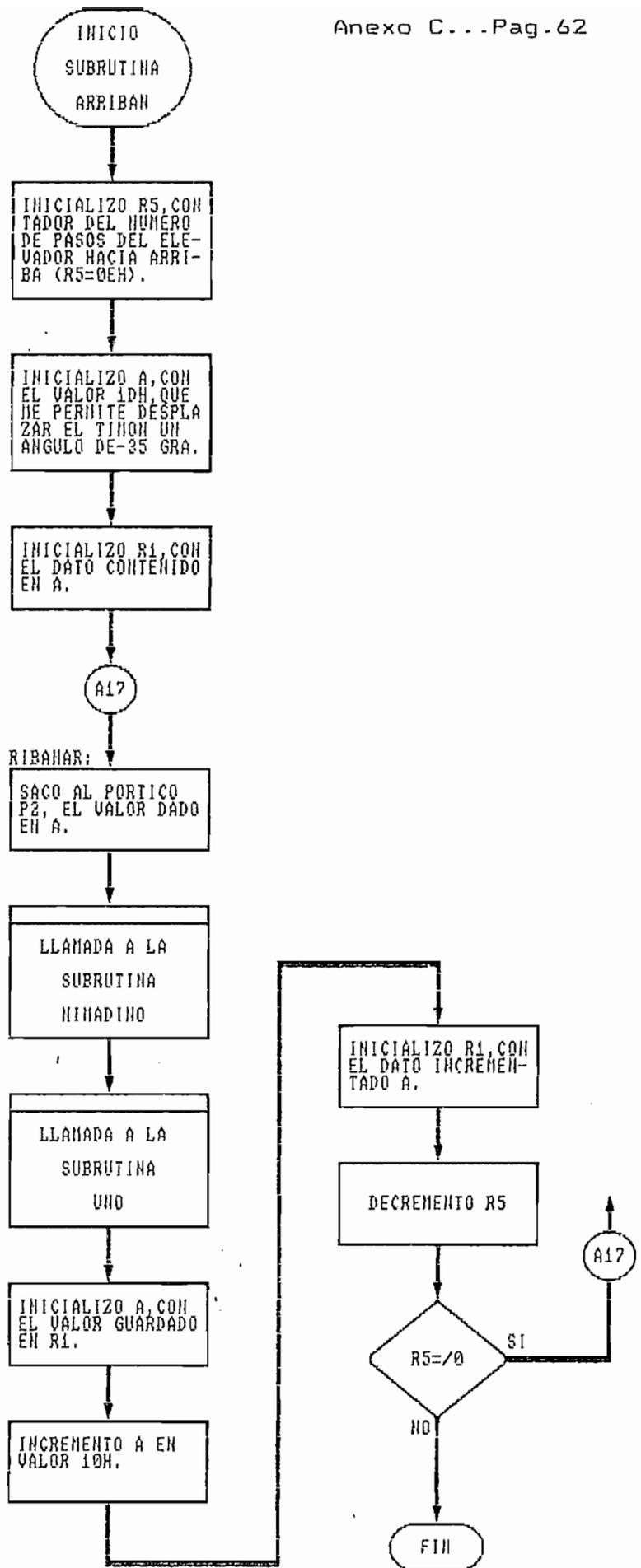
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!

```

```

NIVEL:          ;
                  ;Este tipo de rutina se encarga de ha-
                  ;bilitar el control automático de nivel
                  ;en cualquier ruta.
CALL NIVNE      ;Inicializo A, con el #2FH, este dato
                  ;permite realizar las habilitaciones
                  ;anteriores (ver tabla 4.6).
MOV A,#2FH     ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
OUTL P1,A       ;Llamada a la subrutina ENAIRE, para
CALL ENAIRE    ;que verifique la oscilación longitudi-
                  ;nal del modelo.
RET             ;Fin de la rutina.
END

```



```

CPU*0040.TBL"
MOF "INT0"
ORG 0000H
JMP ARRIBAN

```

```

;S U B R U T I N A - A R R I B A N

```

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!!!

ARRIBAN:          ;Este tipo de rutina realiza el control
                  ;manual del elevador a manera de pasos
                  ;desde un ángulo inferior (-35 grados)
                  ;hasta un superior (35 grados), el la
                  ;dirección Norte-Sur automática.
MOV R5,#0EH      ;Inicializo R5, contador de pasos hacia
                  ;arriba.
MOV A,#10H       ;Inicializo A, con el #10H, dato de re-
                  ;ferencia del control, para poner el
                  ;elevador en la posición -35 grados.
RIBANAR:OUTL P2,A ;Almaceno en R1, el valor de A.
CALL NIMADINO    ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
                  ;Llamada a la subrutina NIMADINO, que
                  ;permite la habilitación manual del
                  ;elevador en la dirección Norte-Sur.
CALL UNO         ;Llamada a la subrutina UNO, retardo
                  ;que permite al elevador alcanzar la
                  ;posición de cada paso.
MOV A,R1         ;Inicializo a, con R1.
ADD A,#10H       ;Sumo A y el #10H, para incrementar ca-
                  ;da paso del elevador.
MOV R1,A         ;Inicializo R1, con el valor de A.
DJNZ R5,RIBANAR ;Decremento R5, si R5 es diferente de
                  ;cero, el programa salta a la dirección
                  ;RIBANAR, para continuar con el incre-
                  ;mento de los pasos.
RET              ;Fin de la rutina.

```

```

;S U B R U T I N A - A B A J O N

```

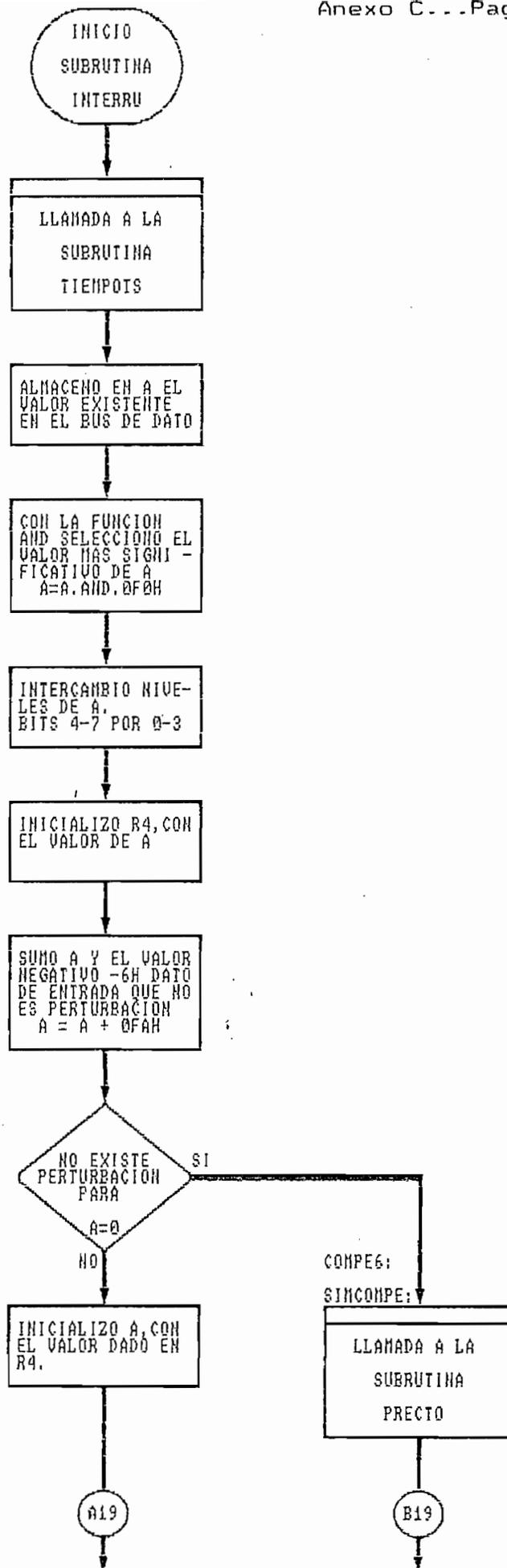
```

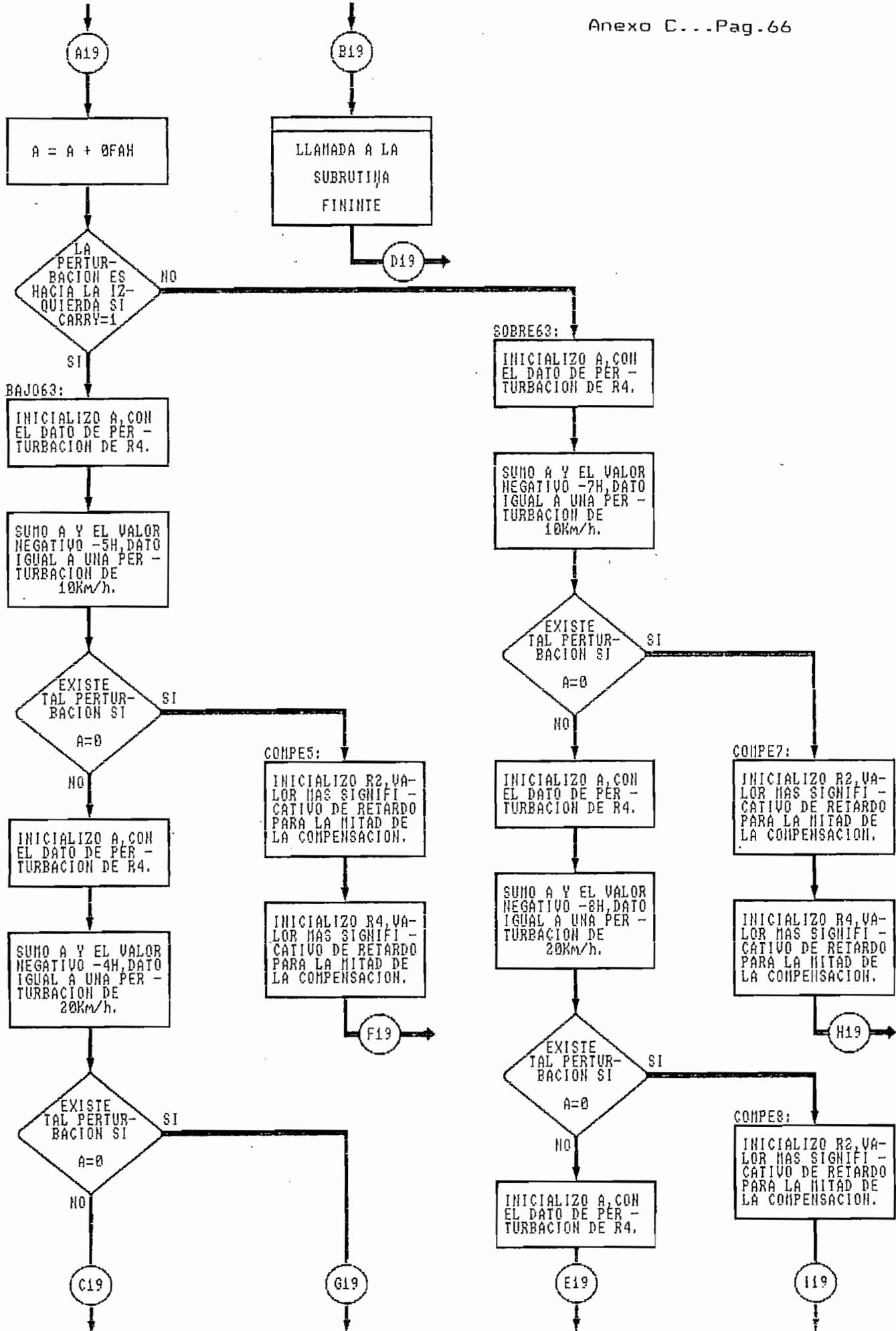
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!!!

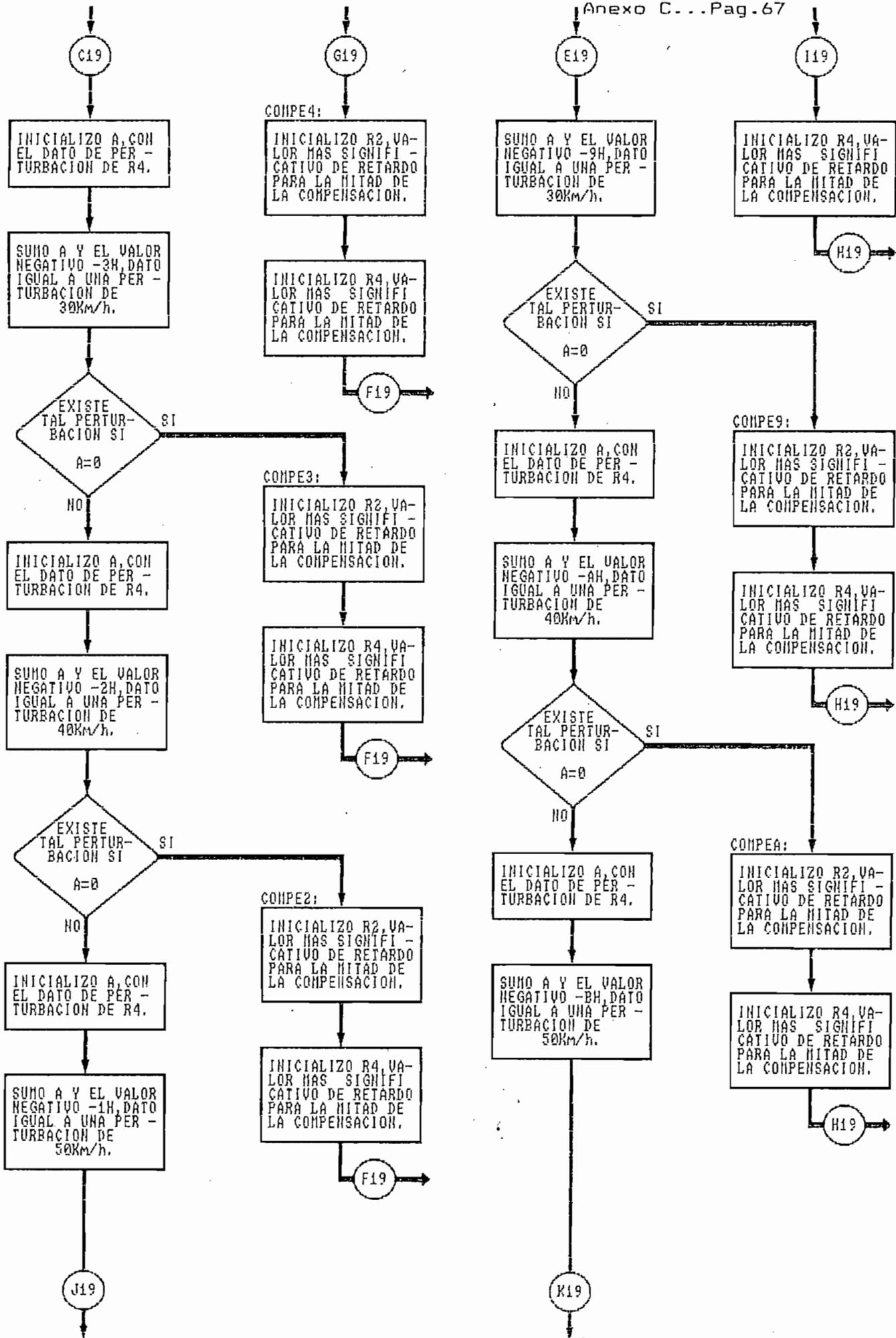
ABAJON:          ;Este tipo de rutina realiza el control
                  ;manual del elevador a manera de pasos
                  ;desde un ángulo superior (35 grados)
                  ;hasta un inferior (-35 grados), el la
                  ;dirección Norte-Sur automática.
MOV R5,#0EH      ;Inicializo R5, contador de pasos hacia
                  ;arriba.
MOV A,#0FFH      ;Inicializo A, con el #FFH, dato de re-
                  ;ferencia del control, para poner el
                  ;elevador en la posición 35 grados.
AJONAB:OUTL P2,A ;Inicializo R1, con A.
CALL NIMADINO    ;Saco al pòrtico P2, el valor de A.
                  ;Llamada a la subrutina NIMADINO, que
                  ;permite la habilitación manual del
                  ;elevador en la dirección Norte-Sur.
CALL UNO         ;Llamada a la subrutina UNO, retardo

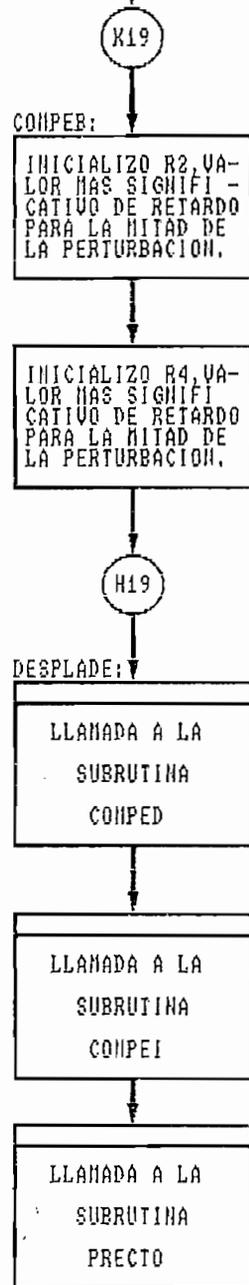
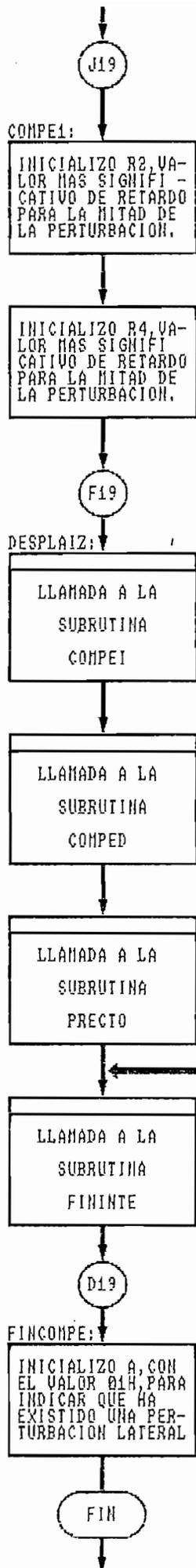
```

```
                                ;que permite al elevador alcanzar la
                                ;posición de cada paso.
MOV A,R1                        ;Inicializo A, con R1.
ADD A,#0F0H                     ;Sumo A y el #10H, dato para decremen-
                                ;tar cada paso del elevador.
MOV R1,A                        ;Inicializo R1, con el valor de A.
DJNZ R5,AJONAB                 ;Decremento R5, si R5 es diferente de
                                ;cero, el programa salta a la dirección
                                ;AJONAB, para continuar con el decre-
                                ;mento de los pasos.
RET                             ;Fin de la rutina.
END
```









```
CPU"0040.TBL"
MOF "INT8"
ORG 0003H
JMP INTERRU
```

```
;S U B R U T I N A - I N T E R R U
```

```
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
```

```
!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!!!
```

```
INTERRU: ;Este tipo de rutina se encuentra al
;servicio de la interrupción externa.
;Básicamente se encarga de compensar
;el desplazamiento lateral que sufre
;el modelo cuando sobre este inciden
;perturbaciones de viento en forma la-
;teral.

CALL TIEMPOTS ;Llamada a la subrutina TIEMPOTS, la
;cual da un retardo temporal equivalen-
;te al tiempo de establecimiento Ts del
;senor de vientos laterales. Esto para
;tener un dato confiable a la entrada
;del microcontrolador.

MOV A,R0 ;Inicializo A, con la habilitación de
;dirección guardada en R0.

ANL A,#0FEH ;Añado en la habilitación de dirección
;0L para el bit P1.0, esto para habili-
;tar el conversor A/D, para transformar
;la información análoga procedente del
;sensor de vientos.

OUTL P1,A ;Saco al pòrtico P1, el valor de A.
INS A,BUS ;Almaceno en A, el valor existente en
;el Bus de Datos (dato de viento).

ANL A,#0F0H ;Separo el dígito más significativo
;de la perturbación lateral.

SWAP A ;Intercambio los niveles de A (bit 0-3
;por 4-7).

MOV R4,A ;Inicializo R4, con el dígito selecio-
;nado en A.

ADD A,#0FAH ;Sumo A y el valor negativo -6H.
JZ COMPE6 ;Si la suma es cero, el programa salta
;a la dirección COMPE6, para realizar
;la compensación de vientos pertinente.
;(ver tabla 4.8).

MOV A,R4 ;Inicializo R4, con el dígito selecio-
;nado en A.

ADD A,#0FAH ;Sumo A y el valor negativo -6H.
JC BAJ063 ;Si en la suma existe carry (C=1), el
;programa salta a la dirección BAJ063
;para realizar una serie de comparacio-
;nes con los valores recibidos por el
;sensor de vientos, ya que la perturba-
;cion sobre el modelo es hacia la
;izquierda (ver tabla 4.8).

JMP SOBRE63 ;Salto a la dirección SOBRE63 ya que la
;perturbación lateral es hacia la
;derecha.

BAJ063: MOV A,R4 ;Inicializo A, con R4.
ADD A,#0FBH ;Sumo A y el valor negativo -5H.
JZ COMPE5 ;Si la suma es cero, el programa salta
```

MOV A,R4	;a la dirección COMPE5, para compensar
ADD A,#0FCH	;una perturbación lateral de 10Km/h.
JZ COMPE4	;Inicializo A, con R4.
	;Sumo A y el valor negativo -4.
	;Si la suma es cero, el programa salta
	;a la dirección COMPE4, para compensar
	;una perturbación lateral de 20Km/h.
MOV A,R4	;Inicializo A, con R4.
ADD A,#0FDH	;Sumo A y el valor negativo -3.
JZ COMPE3	;Si la suma es cero, el programa salta
	;a la dirección COMPE3, para compensar
	;una perturbación lateral de 30Km/h.
MOV A,R4	;Inicializo A, con R4.
ADD A,#0FEH	;Sumo A y el valor negativo -2.
JZ COMPE2	;Si la suma es cero, el programa salta
	;a la dirección COMPE2, para compensar
	;una perturbación lateral de 40Km/h.
MOV A,R4	;Inicializo A, con R4.
ADD A,#0FFH	;Sumo A y el valor negativo -1.
JZ COMPE1	;Si la suma es cero, el programa salta
	;a la dirección COMPE1, para compensar
	;una perturbación lateral de 50Km/h.
JMP COMPE1	;El programa salta a la dirección
	;COMPE1, para compensar una perturba-
	;ción lateral de 50Km/h.
SOBRE63:MOV A,R4	;Inicializo A, con R4.
ADD A,#0F9H	;Sumo A y el valor negativo -7.
JZ COMPE7	;Si la suma es cero, el programa salta
	;a la dirección COMPE7, para compensar
	;una perturbación lateral de 10Km/h.
MOV A,R4	;Inicializo A, con R4.
ADD A,#0FBH	;Sumo A y el valor negativo -8.
JZ COMPE8	;Si la suma es cero, el programa salta
	;a la dirección COMPE8, para compensar
	;una perturbación lateral de 20Km/h.
MOV A,R4	;Inicializo A, con R4.
ADD A,#0F7H	;Sumo A y el valor -9.
JZ COMPE9	;Si la suma es cero, el programa salta
	;a la dirección COMPE9, para compensar
	;una perturbación lateral de 30Km/h.
MOV A,R4	;Inicializo A, con R4.
ADD A,#0F6H	;Sumo A el valor negativo -0A.
JZ COMPEA	;Si la suma es cero, el programa salta
	;a la dirección COMPEA, para compensar
	;una perturbación lateral de 40Km/h.
MOV A,R4	;Inicializo A, con R4.
ADD A,#0F5H	;Sumo A y el valor negativo -0B.
JZ COMPEB	;Si la suma es cero, el programa salta
	;a la dirección COMPEB, para compensar
	;una perturbación lateral de 50Km/h.
COMPEB: MOV R2,#0FFH	;Inicializo R2, valor más significati-
	;vo de retardo para la mitad de la
	;compensación mediante el timón.
MOV R4,#0FFH	;Inicializo R4, valor más significati-
	;vo de retardo para la otra mitad de
	;la compensación mediante el timón.


```

;hacia la izquierda.
COMPE4: MOV R2,#0D2H ;Inicializo R2, valor más significati-
;vo de retardo para la mitad de la
;compensación mediante el timón.
MOV R4,#0D2H ;Inicializo R4, valor más significati-
;vo de retardo para la otra mitad de
;la compensación mediante el timón.
JMP DESPLAIZ ;Salto a la dirección DESPLAIZ, para
;realizar compensaciones laterales
;hacia la izquierda.
COMPE3: MOV R2,#0D7H ;Inicializo R2, valor más significati-
;vo de retardo para la mitad de la
;compensación mediante el timón.
MOV R4,#0D7H ;Inicializo R4, valor más significati-
;vo de retardo para la otra mitad de
;la compensación mediante el timón.
JMP DESPLAIZ ;Salto a la dirección DESPLAIZ, para
;realizar compensaciones laterales
;hacia la izquierda.
COMPE2: MOV R2,#0E6H ;Inicializo R2, valor más significati-
;vo de retardo para la mitad de la
;compensación mediante el timón.
MOV R4,#0E6H ;Inicializo R4, valor más significati-
;vo de retardo para la otra mitad de
;la compensación mediante el timón.
JMP DESPLAIZ ;Salto a la dirección DESPLAIZ, para
;realizar compensaciones laterales
;hacia la izquierda.
COMPE1: MOV R2,#0FFH ;Inicializo R2, valor más significati-
;vo de retardo para la mitad de la
;compensación mediante el timón.
MOV R4,#0FFH ;Inicializo R4, valor más significati-
;vo de retardo para la otra mitad de
;la compensación mediante el timón.
JMP DESPLAIZ ;Salto a la dirección DESPLAIZ, para
;realizar compensaciones laterales
;hacia la izquierda.
DESPLADE:CALL COMPED ;Llamada a la subrutina COMPED, para
;poner sobre P2, el valor 0ADH, corres-
;pondiente a un ángulo de 10 grados
;a la derecha, el timón de dirección.
CALL COMPE1 ;Llamada a la subrutina COMPE1, para
;poner sobre P2, el valor 6DH, corres-
;pondiente a un ángulo de -10 grados
;a la izquierda, el timón de dirección.
CALL PRECTO ;Llamada a la subrutina PRECTO, esta
;Saca sobre P2, el valor 8EH para poner
;el timón de dirección en la posición
;neutra (0 grados).
CALL FININTE ;Llamada a la subrutina FININTE, para
;habilitar el control automático de
;nivel y recupera en R0, la ruta.
JMP FINCOMPE ;Salto al final de la rutina.
DESPLAIZ:CALL COMPE1 ;Llamada a la subrutina COMPE1, para
;poner sobre P2, el valor 6DH, corres-
;pondiente a un ángulo de -10 grados

```

```

CALL COMPED ;a la izquierda, el timón de dirección.
;Llamada a la subrutina COMPED, para
;poner sobre P2, el valor 0ADH, corres-
;pondiente a un ángulo de 10 grados
;a la derecha, el timón de dirección.
CALL PRECTO ;Llamada a la subrutina PRECTO, esta
;Saca sobre P2, el valor 8EH para poner
;el timón de dirección en la posición
;neutra (0 grados).

```

```
CALL COMPED      ;a la izquierda, el timón de dirección.
                  ;Llamada a la subrutina COMPED, para
                  ;poner sobre P2, el valor 0ADH, corres-
                  ;pondiente a un ángulo de 10 grados
                  ;a la derecha, el timón de dirección.
CALL PRECTO      ;Llamada a la subrutina PRECTO, esta
                  ;Saca sobre P2, el valor 0EH para poner
                  ;el timón de dirección en la posición
                  ;neutra (0 grados).
CALL FININTE     ;Llamada a la subrutina FININTE, para
                  ;habilitar el control automático de
                  ;nivel y recupera en R0, la ruta.
FINCOMPE:NOV A,#01H ;Inicializo A, con el #01H, sirve para
                  ;indicar que ha existido servicio a la
                  ;interrupción de vientos.
RETURN          ;Fin de rutina.
END
```

```

CPU*0040.TBL*
MOF "INT8"
ORG 0000H
JMP DIEZ

```

```

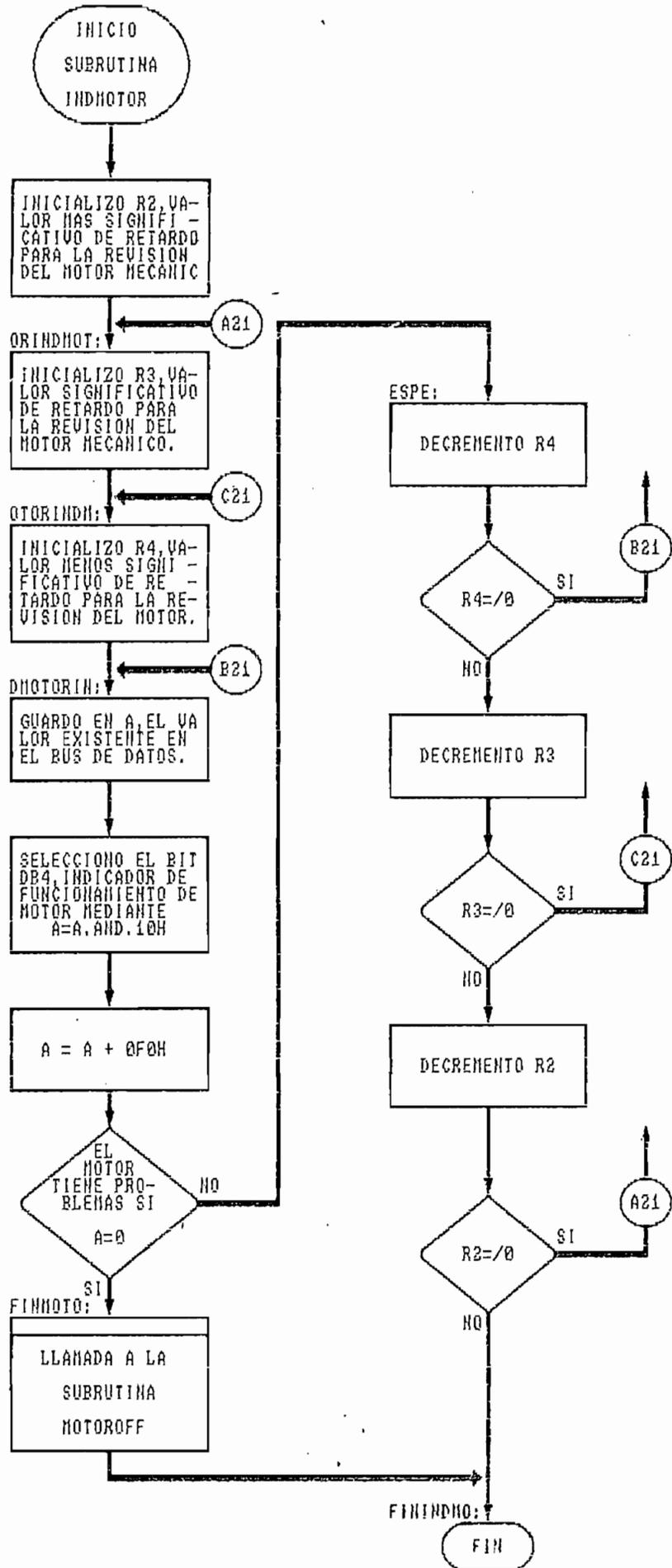
;S U B R U T I N A - R E T A R D O

```

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!
;
DIEZ:          ;Retardo temporal de 10, segundos.
              MOV R2,#1AH          ;Inicializo R2, valor más significativo
              ;de retardo.
              JMP SPER            ;Salto a la dirección SPER.
CINCO:        MOV R2,#0DH          ;Inicializo R2, valor más significativo
              ;de retardo.
              JMP SPER            ;Salto a la dirección SPER.
TRES:         MOV R2,#0BH          ;Inicializo R2, valor más significativo
              ;de retardo.
              JMP SPER            ;Salto a la dirección SPER.
SPER:         MOV R3,#0FFH         ;Inicializo R3, valor significativo
              ;de retardo.
PERA:         MOV R4,#0C8H         ;Inicializo R4, valor menos significa-
              ;tivo de retardo.
ESPE:         DJNZ R4,ESPE         ;Decremento R4, si R4 es distinto de
              ;cero el programa salta a la dirección
              ;ESPE.
              DJNZ R3,PERA         ;Decremento R3, si R3 es distinto de
              ;cero el programa salta a la dirección
              ;PERA.
              DJNZ R2,SPER         ;Decremento R2, si R2 es distinto de
              ;cero el programa salta a la dirección
              ;SPER.
RET           ;Fin de la rutina.

```



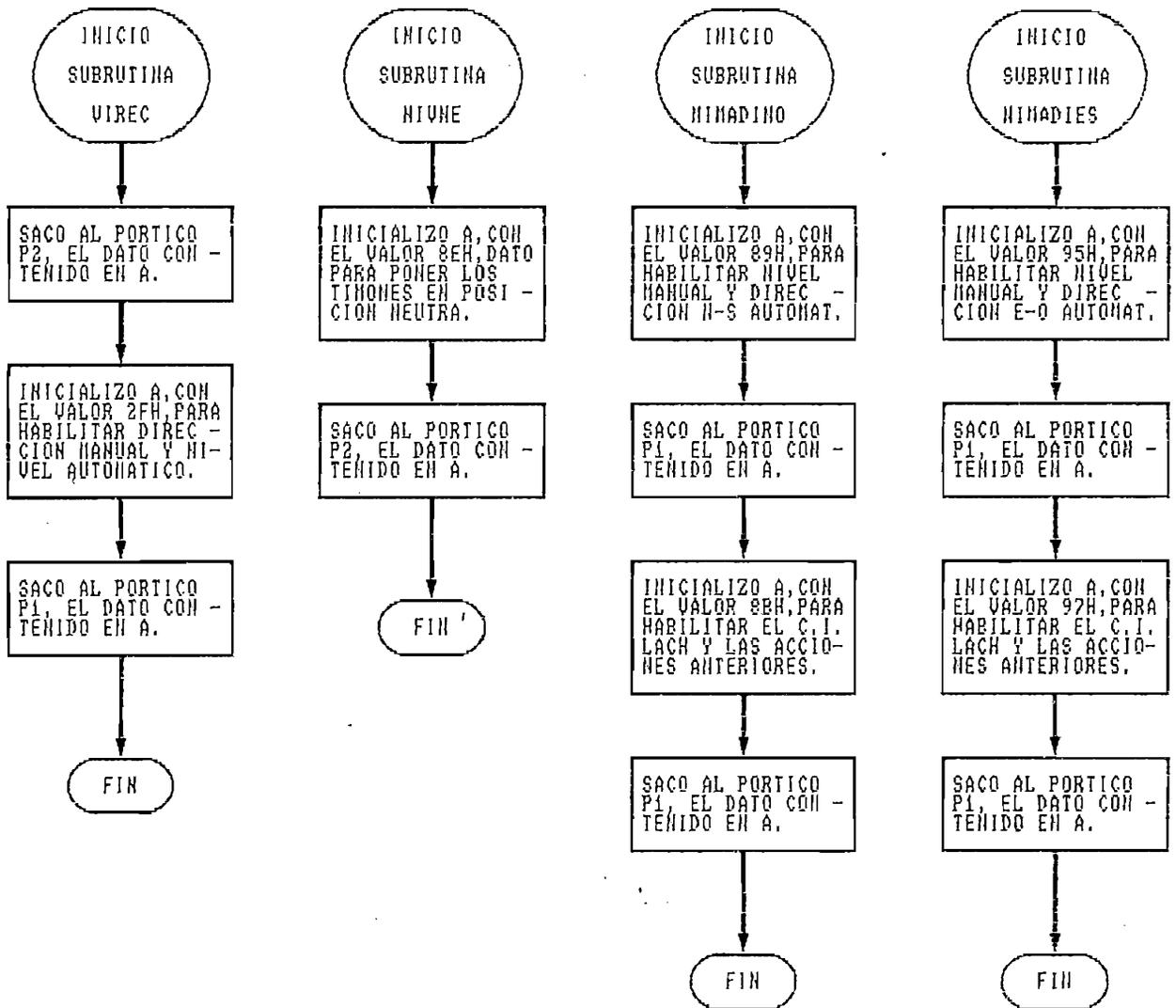
;SUBROUTINA - INDMOTOR

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!

```

INDMOTOR:           ;Esta rutina se encarga de verificar
                   ;el funcionamiento del motor mecánico.
                   ;Para esto toma en cuenta el Bit DB4
                   ;el cuál es 0L, para un funcionamien-
                   ;to normal.
                   MOV R2,#02H           ;Inicializo R2, valor más significati-
                   ;vo de retardo para verificación.
ORINDMOT:MOV R3,#0FFH ;Inicializo R3, valor significativo de
                   ;retardo para verificación.
OTORINDM:MOV R4,#0FFH ;Inicializo R4, valor menos significa-
                   ;tivo de retardo para verificación.
DMOTORIN:INS A,BUS   ;Almaceno en A, el dato existente en el
                   ;Bus de Datos.
                   ANL A,#10H           ;Mediante la función AND selecciono el
                   ;bit DB4 proveniente del indicador de
                   ;funcionamiento de motor.
                   ADD A,#0F0H          ;Sumo A y el valor -10H
                   JZ FINMOTO           ;Si la suma es cero, el motor tiene
                   ;problemas de funcionamiento.
                   DJNZ R4,DMOTORIN     ;Decremento R4, si R4 es diferente de
                   ;cero, el programa salta a la dirección
                   ;DMOTORIN.
                   DJNZ R3,OTORINDM     ;Decremento R3, si R3 es diferente de
                   ;cero, el programa salta a la dirección
                   ;OTORINDM.
                   DJNZ R2,ORINDMOT     ;Decremento R2, si R2 es diferente de
                   ;cero, el programa salta a la dirección
                   ;ORINDMOT.
                   JMP FININDMO         ;Salto al final de la rutina.
FINMOTO:CALL MOTOROFF ;Llamada a la subrutina MOTOROFF, que
                   ;permite el apagado del motor mecánico
                   ;y disparo de la cúpula de aterrizaje.
FININDMO:RET         ;Fin de la rutina.

```



;S U B R U T I N A - V I R E C

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!

VIREC:

;Este tipo de rutina permite sacar
;sobre el pórtico P2, el dato digital
;correspondiente a un valor en grados
;para desplazar el timón de dirección.OUTL P2,A
MOV A,#2FH;Inicializo A, con el valor 2FH para
;habilitar control de nivel y direcciónOUTL P1,A
RET;Saco al pórtico P1, el valor de A.
;Fin de la rutina.

;S U B R U T I N A - N I V N E

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!

NIVNE:

;Tiene como función sacar el dato
;digital 8EH al pórtico P2, corres-
;pondiente a 0 grados del elevador.MOV A,#8EH
OUTL P2,A
RET

;Fin de la rutina.

;S U B R U T I N A - N I M A D I N O

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!

NIMADINO:

;Básicamente permite la habilitación
;manual de nivel y dirección Norte-
;Sur automática.

MOV A,#89H

;Inicializo A, con el #89H, para lograr
;las habilitaciones anteriores (ver ta-
;bla 4.6).OUTL P1,A
MOV A,#8BH
OUTL P1,A
RET;Saco al pórtico P1, el valor de A.
;Dato para habilitar el C.I LATCH.

;Fin de la rutina.

;S U B R U T I N A - N I M A D I E S

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!

NIMADIES:

;Básicamente permite la habilitación
;manual de nivel y dirección Este-
;Oeste automática.

MOV A,#95H

;Inicializo A, con el #95H, para lograr
;las habilitaciones anteriores (ver ta-
;bla 4.6).OUTL P1,A
MOV A,#97H
OUTL P1,A
RET;Saco al pórtico P1, el valor de A.
;Dato para habilitar el C.I LATCH.

;Fin de la rutina.

;SUBROUTINA - SUBANE

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!

SUBANE:                ;Saca sobre P2, el valor digital
                        ;0FFH, como referencia del control
                        ;del elevador para desplazar un án-
                        ;gulo de 35 grados.

                        MOV A,#0FFH
                        OUTL P2,A
                        RET                ;Fin de la rutina.

```

;SUBROUTINA - BAJENE

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!

BAJENE:                ;Saca sobre P2, el valor digital
                        ;10H, como referencia del control
                        ;del elevador para desplazar un án-
                        ;gulo de -35 grados.

                        MOV A,#10H
                        OUTL P2,A
                        RET                ;Fin de la rutina.

```

;SUBROUTINA - COMPED

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!!!!!!

COMPED:                ;Tiene como función sacar el dato
                        ;0ADH al pörtico P2, como valor de
                        ;referencia para desplazar el timón de
                        ;dirección un ángulo de 10 grados.

                        MOV A,#0ADH
                        OUTL P2,A
                        MOV A,#2FH                ;Inicializo A, con el #2FH para habili-
                        ;tar el control manual de dirección y
                        ;nivel automático (ver tabla 4.6).

                        OUTL P1,A
                        ;
SPLADE:                MOV R3,#0FFH            ;Inicializo R3, valor menos significa-
                        ;tivo de retardo para compensación de
                        ;vientos laterales.

DESPLA:                DJNZ R3,DESPLA
                        DJNZ R2,SPLADE
                        RET                ;Fin de la rutina.

```

;S U B R U T I N A - C O M P E I

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!

```

COMPEI:           ;Tiene como función sacar el dato
                  ;6DH al pòrtico P2, como valor de
                  ;referencia para desplazar el timón de
                  ;dirección un ángulo de -10 grados.

                  MOV A,#6DH           ;
                  OUTL P2,A           ;
                  MOV A,#2FH           ;Inicializo A, con el #2FH para habili-
                  ;tar el control manual de dirección y
                  ;nivel automático (ver tabla 4.6).

                  OUTL P1,A           ;
PLADES:  MOV R3,#0FFH           ;Inicializo R3, valor menos significa-
                  ;tivo de retardo para compensación de
                  ;vientos laterales.

ESPLAD:  DJNZ R3,ESPLAD
          DJNZ R2,PLADES
          RET                       ;Fin de la rutina

```

;S U B R U T I N A - P R E C T O

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!

```

PRECTO:           ;Saca sobre P2, el dato digital 8EH
                  ;para desplazar el elevador a la posi-
                  ;ción neutra (0 grados)

                  MOV A,#8EH           ;
                  OUTL P2,A           ;
                  MOV A,#2FH           ;Inicializo A, con el valor 2FH, para
                  ;habilitar el control manual de direc-
                  ;ción y nivel automático .

                  OUTL P1,A           ;
                  CALL PTRES           ;Llamada a la subrutina PTRES, retardo
                  ;de 0.3 segundos, para desplazar el
                  ;timón a la posición neutra.

                  RET                       ;Fin de la rutina.

```

;SUBROUTINA - FININTE

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!

FININTE:                ;Básicamente habilita el control auto-
                        ;mático de nivel y recupera en R0 la
                        ;la ruta anterior dada al modelo.

MOV A,R0
OUTL P1,A
RET                    ;Fin de la rutina.

```

;SUBROUTINA - TIEMPOTS

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!

TIEMPOTS:              ;Retardo temporal con valor igual
                        ;al tiempo de establecimiento del sen-
                        ;sor de vientos laterales (0,5 s).

MOV R2,#01H
TIEMP03:MOV R3,#0BH
TIEMP02:MOV R4,#0FFH
TIEMP01:DJNZ R4,TIEMP01
           DJNZ R3,TIEMP02
           DJNZ R2,TIEMP03
RET                    ;Fin de la rutina

```

; R U T I N A D E P R U E B A

```

;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!
;!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          !!!!!!!!

;Para la trayectoria de prueba se tiene las siguientes rutinas:
;
;
CALL MOTOROFF          ;Apaga el motor y disparar la cúpula de aterrizaje.
CLAVE1: INS A, BUS     ;Mientras no se levante el modelo, no se ejecutan
           ANL A,#01H  ;las siguientes instrucciones.
           ADD A,#0FFH
           JNZ COINIC1
           JMP CLAVE1
COINIC1:CALL VELXIN   ;Pone el motor en adecuadas condiciones de encendido.
CLAVE2: INS A, BUS     ;Mientras no se levante el modelo, no se ejecutan
           ANL A,#01H  ;las siguientes instrucciones.
           ADD A,#0FFH
           JNZ COINIC2
           JMP CLAVE2
COINIC2:CALL NIVNEU   ;Poner los timones en condiciones neutras (0').
           CALL RECTO
           CALL VELDES ;Poner el motor a la potencia de despegue del modelo.
           CALL ENPISTAM ;Verificar despegue del modelo.
           CALL RECTOS  ;Mantener el modelo nivelado y en desplazamiento recto.
           CALL PASODERE ;Mantener el modelo nivelado y girando a la derecha.
           CALL RECTOS  ;Mantener el modelo nivelado y en desplazamiento recto.
           CALL NIVNEU. ;Poner el elevador en condiciones neutras (0').
           CALL MOTOROFF ;Apagar el motor y disparar la cúpula de aterrizaje.
END                    ;Fin de la rutina de prueba.

```