

I/621.3/S66^E

UNIVERSIDAD NACIONAL
DEL CALLAO

74

INFORME:

"ORGANIZACION DEL PROCESO DE
INSTRUCCION PARA LA REPARACION
Y MANTENIMIENTO DEL SISTEMA DE
REGISTRO AUTOMATICO DE
PARAMETROS DE VUELO
(SARPV-12) MANTENIMIENTO
IV ESCALON"

AUTOR:

341

PEDRO VICTOR SOLANO CHUMPITAZ

ESPECIALIDAD: ING. ELECTRICA

1992

1077

I/621.3/S66

INFORME SOBRE:

ORGANIZACIÓN DEL PROCESO DE INSTRUCCIÓN PARA LA REPARACIÓN
Y MANTENIMIENTO DEL SISTEMA DE REGISTRO AUTOMÁTICO DE
PARÁMETROS DE VUELO (SARPV-12), MANTENIMIENTO IV ESCALÓN.

AUTOR : PEDRO VICTOR SOLANO CHUMPITAZ
ESPECIALIDAD : INGENIERÍA ELÉCTRICA
AÑO : 1992

INTRODUCCIÓN

El presente trabajo es la recopilación de información del proceso de mantenimiento y reparación del "Sistema de Registro Automático de Parámetros de Vuelos" (SARPV) ,aplicable al avión de combate Sukoy SU-22, así como también las informaciones de las características principales de comportamiento del avión y las respuestas a situaciones específicas del vuelo, tal como el despegue, aterrizaje y cuando se efectúen figuras de vuelo.

OBJETIVO.-

El deseo es que estas informaciones sirvan como ayuda para los especialistas de mantenimiento de IV escalón, y al mismo tiempo les ayude al mejor entendimiento de las características del avión SU-22, así como para toda aquella persona interesada en conocer las características de trabajo del Sistema SARPV-12.

Pedro Solano Chumpitaz.

ORGANIZACIÓN DEL SEMAN (SERVICIO DE MANTENIMIENTO)

El servicio de Mantenimiento está organizado de la siguiente forma (Ver Organigrama).

A). ÓRGANOS DE DIRECCIÓN

- 1) COMANDO
- 2) 2do. COMANDO

B). GRUPO DE PERSONAL

- SECRETARIA Y MESA DE PARTES
- OFICINA DE RELACIONES PUBLICAS

C) ÓRGANOS DE PLANEAMIENTO Y CONTROL

- JEFATURA DE PLANES

D) ÓRGANOS DE CONTROL

- JEFATURA DE CONTROL DE CALIDAD
- OFICINA DE CONTROL INTERNO

E) ÓRGANOS DE ASESORAMIENTO

- ASESORÍA LEGAL

F) ÓRGANOS DE APOYO

- JEFATURA DE SISTEMAS
- JEFATURA FINANCIERA
- JEFATURA ADMINISTRATIVA
- JEFATURA LOGÍSTICA

G) ÓRGANOS DE EJECUCIÓN

- JEFATURA DE PRODUCCIÓN
- JEFATURA DE MARKETING.

ACTIVIDADES DESARROLLADAS POR EL SEMAN

Proporciona el apoyo Logístico de mantenimiento mayor al material aéreo y conexo de la FAP, supervisar y asesorar el sistema de mantenimiento de la FAP a fin de contribuir a alcanzar y mantener la máxima operatividad de las Unidades Aéreas de la FAP, así como realizar trabajos Aeronáuticos e Industrial de carácter comercial en apoyo al desarrollo industrial del país.

Es un organismo de mantenimiento del mas alto nivel técnico de la FAP, ejerce la supervisión y asesoramiento a los órganos de mantenimiento de las unidades de la FAP, para mantener la operatividad del material aéreo y conexo.

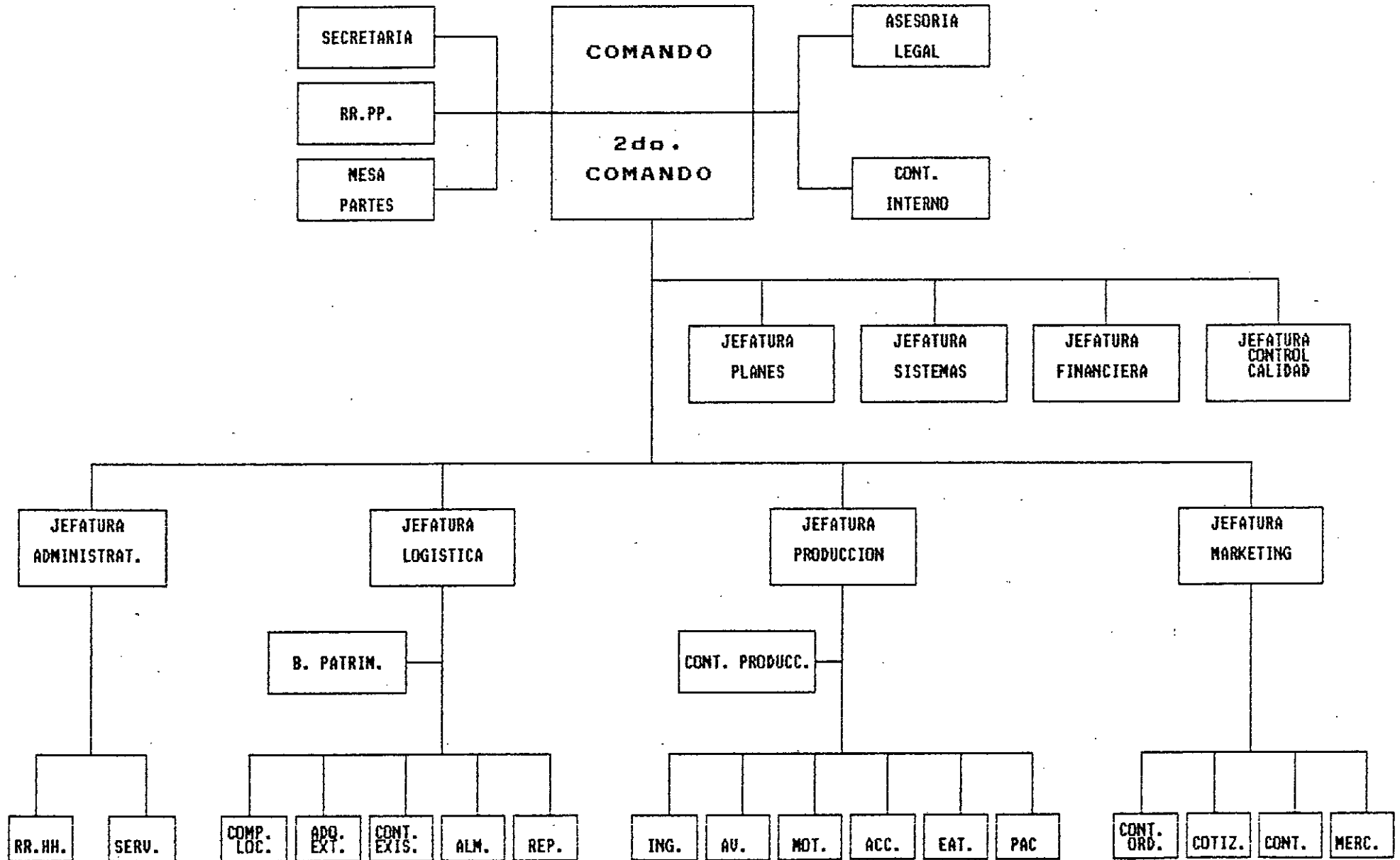
Realiza trabajos de carácter industrial y comercial en provecho de la FAP, de la aviación civil y comercial, entidades estatales, comerciales y particulares.

Unico centro de Producción Industrial de la FAP.

Tiene permiso de servicio aéreo especial y mantenimiento mayor y menor de aeronaves, motores, accesorios y otras actividades aeronáuticas industriales requeridas para la realización del mantenimiento y reparaciones establecidas.

Es un órgano de apoyo encargado de proporcionar el apoyo logístico para el logro de la finalidad de la FAP, en relación a los intereses aeroespaciales, teniendo dependencia funcional de la dirección de material del ESTADO MAYOR GENERAL.

ORGANIZACION DEL SERVICIO DE MANTENIMIENTO



ORGANIZACIÓN DE LA TÉCNICA DE REPARACIÓN DE AVIÓN

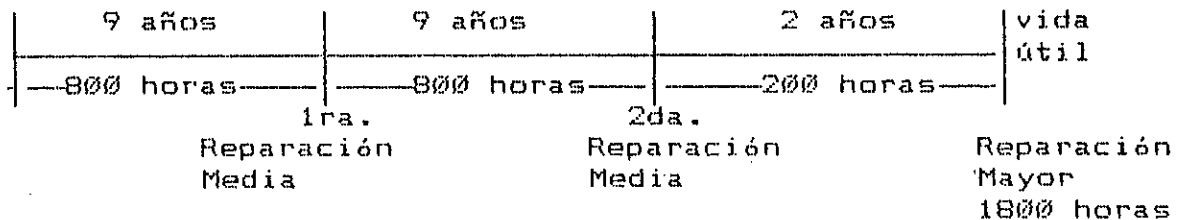
1. Vida operativa técnica (designada).
2. Vida operativa entre las reparaciones.
3. Vida operativa de garantía.

1.- Toda la cantidad de horas que se proporciona para el avión, durante la cual el avión puede volar, es la operativa designada.

Para el SU-22, esta vida es 1,800 horas = 20 años de trabajo.

Después de este tiempo debe ser efectuado el mantenimiento mayor, para poder nuevamente trabajar como nuevo.

La reparación media, después de 800 horas ó 9 años.



Los datos se emplean para dar modificaciones sobre la vida útil.

Tipos de reparación de la técnica de aviación.

1. Reparación Media.- En esta reparación solo se cambian algunos componentes.
2. Reparación Mayor.- Solo cuando se alcanza las 1800 horas de vuelo, después de esto se repara completamente. Después de esto se considera como nuevo.

I. INFORMACIONES GENERALES SOBRE EL SISTEMA SARPV-12 .-

El sistema automático de registro de parámetros de vuelo (SARPV-12) está destinado para la registración mediante rayo de luz en la película de los diferentes parámetros en condiciones normales y de emergencia y el almacenamiento de la información registrada en caso de choques mecánicos.

II. COMPOSICIÓN DEL SISTEMA SARPV-12 .-

El sistema está formado por:

1. Acumulador de Información K12-51
2. Dispositivo de Coordinación YCC-4-2M
3. Sensor de Presión MDD-TE-0-1.5
4. Sensor de Presión MDD-TE-1-780
5. Sensor Potenciométrico de los Desplazamientos Angulares MY-615A
6. Sensor de Sobrecarga MP-95 (-3.5, +10G).
7. Sensor de sobrecarga MP-95 (+/- 1.5G).
8. Señalizador de velocidad aire indicada CCA - 120.
9. Filtro de Radiointerferencias F - 4.

III. PRINCIPALES DATOS TÉCNICOS

El sistema SARPV-12 registra:

- a) La presión estática que corresponde a la altura de vuelo de 250 a 25,000 metros con ayuda del sensor de presión MDD-TE-1-780.
- b) La presión dinámica que corresponde a la velocidad de vuelo de 200 a 1500 Km/hora con ayuda del sensor de presión MDD-TE-0-1.5.
- c) Las sobrecargas lineales:
 - El eje "Y" en el diapason de -3.5 A + 10G.

- El eje "X" en el diapasón de +/- 1.5G, con ayuda de los sensores de modelo MP-95.
- d) Los desplazamientos angulares de los órganos de mando del sensor MY-615A.
- e) Las revoluciones en el diapasón de 10 a 110% con los sensores DTE-1.

IV. NOCIONES GENERALES SOBRE EL PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO.

El sistema de registración automática de los parámetros de vuelo SARPV-12, consta de:

1. Acumulador de información K12-51 de oscilógrafo magnético eléctrico de rayo de luz con casete KC-B5, que permite realizar:
 - a) Un registro continuo en la película de las 6 magnitudes a medir.
 - b) Un registro de las 9 órdenes de mando simple.
 - c) La marca del tiempo.
2. Dispositivo de coordinación que garantiza la entrega de tensión estabilizada de alimentación a la red del acumulador y a los circuitos de medición y también las señales de las órdenes de mando simple.
3. Sensores de los parámetros que se registran son recepcionados y por ellos circula la tensión estabilizadora del adaptador.

La señal eléctrica del sensor ingresa a través del esquema del adaptador al elemento sensor del acumulador de información de corriente continua, proporcional al parámetro a registrar.

El acumulador de información transforma las señales eléctricas con ayuda de los vibradores y del circuito óptico en desviaciones correspondientes de los puntos de luz, que quedan en la película fotográfica como huellas de exposición (líneas).

El sistema SARPV-12 puede conectarse ya sea manual o automáticamente desde el señalizador CCA-120.

V. ESQUEMA ELÉCTRICO

El esquema eléctrico del sistema incluye en si una serie de circuitos, cada uno de los cuales tiene una función determinada:

1. Esquema de estabilización térmica.
2. Esquema de accionamiento del extendedor de cinta
3. Esquema de registro del tiempo
4. Esquema del proyector.
5. Esquema de control de funcionamiento del mecanismo extendedor del proyector.
6. Esquema de registro de las órdenes de mano simple.
7. Esquema de registro de magnitudes de forma continua.
8. Esquema de acumulación de las órdenes de mando simple para el registro de las magnitudes a medir.
9. Esquema de protección eléctrica.

1. El esquema de estabilización térmica del acumulador K12-51 incluye calentadores E1 y E2 con potencia de 25 w cada uno, un sensor térmico TIE-1 regulado para una temperatura $+10^{\circ}\text{C}$ y rele P1 con un grupo de contacto 1P1.

Cuando la temperatura es menor de $+10^{\circ}\text{C}$ los contactos TIE-1 se cierran y a través de los contactos del relay P1 los calentadores se conectan a la red de corriente continua con tensión de 27V. Con esto se mantiene la temperatura en el aparato dentro de los límites establecidos.

2. Para poner en movimiento el mecanismo de extensión de la cinta y de la serie de eslabones auxiliares se utiliza el motor eléctrico M1 tipo DP-II. Para establecer el número de revoluciones del motor eléctrico la alimentación de este último se hace a través del estabilizador de tensión Y4.

3. El registro del tiempo se realiza con ayuda del dispositivo de contacto KP2, que cierra el circuito del foco L3, con la frecuencia que determina los intervalos entre los registros

de tiempo en la película fotográfica.

4. En calidad de iluminador central se usa la lámpara incandescente L2 tipo HCM. la alimentación para la lámpara se hace desde el estabilizador de tensión, hecho por el estabilizador D1 y la R2 a través de la resistencia de regulación R3 y de la resistencia de fijación R5.
5. El circuito de señalización de funcionamiento del mecanismo de extensión de la cinta y del iluminador incluye la lámpara de señales L1, el dispositivo de contacto KP1, el relay P2 con el grupo de contactos 1P2, la resistencia de fijación R2 y el diodo de cierre d3.
6. Para poder registrar 5 órdenes de ciclo único se han colocado 5 lámparas incandescentes L4 a L8, conectadas a una tensión estabilizadora a través de resistencias de fijación R39 a R43 y resistencias reguladoras R6 a R10.
7. Los circuitos de los vibradores G1 a G6, destinados para la recepción y registración de los parámetros medidos, se conectan a los sensores correspondientes a través de sistemas sincronizados especiales.
 - a) Los vibradores G1 y G2 que registran las presiones, correspondientes a la altura y velocidad se conectan a los sensores potenciométricos mediante resistores de regulación R12 y resistores de fijación R13, R14.
 - b) Los vibradores G3 y G6 que registran la sobrecarga vertical y desplazamientos angulares correspondientemente, se conectan al sensor con ayuda de los esquemas de puente, realizados en los resistores R17 y R24, resistores de regulación R18 y R25 y en los resistores de fijación R19 y R26.

- c) Los vibradores G4 y G5 que registran las revoluciones de los motores se conectan al sensor a través del esquema de rectificación trifásico Y5.
8. Para registrar las órdenes de mando simple por medio de sobreposición el parámetro de medición se utilizan los vibradores G1, G2 y G4, reles P8, P9, P10, P11 con el grupo de contacto IP8, IP9, IP10, IP11, dispositivo de contacto KP3 y resistores R11, R14, R20, R21.
9. El circuito de protección eléctrica prevé la instalación de protectores PR1 de 5 amperios en el circuito de calentamiento y protector PR2 de 2 amperios en los demás circuitos.

VI. PRINCIPIOS DE FUNCIONAMIENTO DE LAS PARTES COMPONENTES

1. Acumulador de información Rayo de Luz K12-51.

El acumulador de información se aplica para el registro de los parámetros medidos transformados en señal eléctrica de corriente continua en la película fotográfica y almacenamiento de la información registrada, en caso de choque mecánico.

El principio de acción consiste en transformar elementos sensibles (vibrador) de las magnitudes medidas en inclinación proporcional de los puntos de luz, transportable con sistemas ópticos en movimiento de velocidad determinado por la cinta fotográfica y registrado en forma de curvas de función de tiempo.

ESQUEMA DE PRINCIPIO (Fig. 8)

La instalación de elementos en el esquema principal corresponde la instalación constructiva de los mecanismos principales del aparato.

El hilo luminiscente de la lámpara del alumbrado central 14 en aspecto de luz delgada con ayuda de dos espejos 16 se proyecta en el espejo de 6 vibradores 10, instalamos en la unidad magnética 8, y en la marca de la línea de Base 7.

Los rayos de luces reflejados por los espejos de los elementos sensibles y el proceso registrado de los módulos, se traslada con ayuda del espejo 16 y lente cilíndrico 4 de movimientos en la superficie representada de la película en aspecto de puntos de luces.

ESQUEMA ÓPTICO (Fig. 9)

El esquema óptico del aparato permite realizar el registro de las magnitudes medidas, de mandos simples, líneas de señales

de tiempo y línea de Base.

a) Registro de las magnitudes medidas

El flujo de luz, irradiado con la lámpara I, se dirige con los espejos rotatorios 3 al 6 al espejo vibradores II.

Los flujos de luz reflejados desde los espejos vibradores se enfocan en la superficie de la película con lentes de los vibradores con 10, con los lentes de correcciones 9 para la palanca óptica 135 mm.

La lente cilíndrica 13 que tiene la superficie de los objetos del espejo de vibradores y la superficie irradiada - general con lente de los vibradores proyecta en la película del hilo de la lámpara en aspecto de puntos luminosos. El desplazamiento de los puntos luminosos en dependencia del ángulo de viraje del espejo origina uno perpendicular al movimiento de la película.

b) Registro de mandos simples

El esquema óptico para registrar las órdenes de comando simples representa toda parte del sistema óptico de luz del operante.

El reflejo y la regulación de posición de representación de hilo de la lámpara de miniatura 2 en la superficie de la película se realiza con ayuda de la lente de espejo 8.

c) Registro de la línea de señal de tiempo.

En calidad de fuente para registrar líneas de señal de tiempo la lámpara 14 pasando a través del agujero calibrador de la zapata de flujo de luz irradiada con la lámpara, se enfoca en la superficie de la película con lente cilíndrico 13 en aspectos de línea delgada, perpendicular a la dirección del movimiento de la película.

d) Registro de la línea de Base.

La línea de base es el comienzo de la lectura de las magnitudes medidas. Registro de la línea de Base se realiza a través del diafragma del espejo 12 se proyecta el hilo de la lámpara 1 de movimiento.

ESQUEMA CINEMATICO

(Fig. 10)

El esquema cinemático del aparato incluye el motor eléctrico de corriente continua DPII, reductor dispositivo de extensión de lente, mecanismo de señal de línea de registro 6 y mecanismo de líneas de canales de conmutación 7 y señales de tiempo 8.

Motor eléctrico a través de pares de engranajes helicoidales trámite el reductor.

El reductor es un conjunto de ruedas dentadas sucesivamente unidos uno con el otro, distribuidor en dos ejes: conductor y conducido.

En la ranura de eje conducido de 2 velocidades de acumulador de información K12-51 esta distribuido con chaveta de resorte en correspondencia con la velocidad seleccionada de extensión a lo largo del eje de árbol y unirse con cada uno de los montantes libres en el eje de las ruedas dentadas.

El giro del eje conducido se transmite en el dispositivo de extensión del lente, montado en el cassette desmontable del aparato.

El dispositivo de extensión de lente representa en si : cabina de recepción y de suministro, eje conductor 3 y eje de compresión 4.

Para crear la tensión de las películas, manteniendo en forma extendida y previniendo de su giro dado y de la bobina de

recepción, tienen acopladores de fricciones.

Para aumentar la seguridad de funcionamiento del cassette en caso de disminución de los torques del acoplador de fricción y mantenimiento de extensión de la película sin deslizamiento en el cassette está previsto el eje de compresión.

2. Adaptador YCC-4-2M

Función- El Adaptador :

- Transforma las señales, que ingresan desde los sensores, en corriente eléctrica o tensión, que percibe con unidades sensibles del acumulador de información (con vibrador),
- Distribuye la tensión estabilizada para la alimentación de los circuitos de medición,
- Distribuye la tensión estabilizada para la alimentación del motor del mecanismo de extensión del lente y de la lámpara de señal de tiempo del acumulador,
- Distribuye la tensión estabilizada para la alimentación de la lámpara central y del mecanismo de señalización de luz.

3. Sensores

Los sensores están destinados para la transformación de las magnitudes medidas, registrados en el acumulador de información K12-51 :

- a) Sensor de presión tipo MDD-TE .Está basado en principio del manómetro, en calidad de unidades sensibles se utilizan aneroides o cajas manométricas.

Durante la medición de presión en el cuerpo del sensor de tipo aneroide en las cavidades internas de las unidades sensibles y en el cuerpo del sensor de tipo manométrico o

diferencial de las unidades sensibles se deforman, dentro de la unidad sensible se desplaza y mueve a través del mecanismo transmisor multiplicador de escobilla deslizante según el potenciómetro.

La tensión estabilizada se entrega al potenciómetro a través del adaptador, desde el motor y uno de los extremos del potenciómetro se saca la tensión proporcional a la magnitud medida, la cual se entrega al acumulador de información.

b) Sensor de sobrecarga tipo MP-95 .Está basado en el principio inercial. En calidad de unidad sensible del sensor inercial utiliza peso sobre eje fijado en él, con potenciómetro y con pistón.

En calidad de unidad grupal se utilizan 2 resortes o cilindros.

En ausencia de aceleraciones dirigidas a lo largo del eje de medida, igualmente la tensión de resorte y la masa inercial se encuentran en posición correspondiente a cero sobrecarga.

En presencia de aceleración dirigida a lo largo del eje sensible. La masa inercial se desplaza con relación al cuerpo hasta que la fuerza ejercida que deforma el resorte no está equilibrada por acción de la fuerza inercial. La magnitud de desplazamiento de la masa es proporcional a la acción de ACELERACIÓN.

A cada valor de aceleración corresponde la posición determinada por la escobilla de descople de corriente en el potenciómetro.

Para la atenuación de oscilación del sistema de medición en operación se emplea un líquido amortiguador.

El potenciómetro del sensor junto con el potenciómetro que se encuentra en el canal correspondiente del adaptador constituye el esquema tipo puente con el vértice el cual se entrega la tensión estabilizadora y con diagonales se saca la diferencia potencial proporcional a la magnitud medida, que ingresa al acumulador de información.

c) El sensor de los ángulos de desplazamiento MY-615A está basado en el principio de transformación del ángulo de giro del eje de sensor en proporción a la variación de la resistencia del potenciómetro. El eje del sensor, mecánicamente se relaciona con el motor del potenciómetro, se une con el órgano de mando del objeto, posición de la cual debe ligarse con el sensor.

El desplazamiento del órgano de mando provoca un desplazamiento proporcional de la escobilla de desacople de corriente con relación a la bobina fija del potenciómetro. El potenciómetro del sensor junto con el potenciómetro, que se encuentra en el canal correspondiente del adaptador constituye el esquema puente, El cual trabaja también como esquema puente, en el cual esta conectado el sensor de sobrecarga MP-95.

d) El sensor de tacómetro está basado en principio de generador trifásico de corriente alterna.

El rotor del generador representa en si un magneto continuo. Durante su giro con velocidad proporcional a la velocidad de la turbina del motor, en el estator trifásico se induce fuerza

electromotriz alterna, proporcional a la velocidad de giro del Eje. Corriente trifásica ingresa al adaptador en el cual la corriente se rectifica e ingresa al acumulador de información.

4. SEÑALIZADOR DE VELOCIDAD CCA - 120

Está destinado para la conexión y desconexión automática del sistema SARPV-12 durante la obtención de la velocidad igual a 120 Km/hora.

El principio del aparato esta basado en la medición de la presión dinámica del flujo de aire opuesto y entrega la señal eléctrica durante la obtención del valor determinado de su magnitud.

5. FILTRO DE RADIO INTERFERENCIA F - 4

El filtro se conecta al circuito de alimentación 20-30 voltios de corriente continua y sirve para proteger de elementos radiotécnicos del objeto, de interferencias de radiorreceptor.

El filtro está compuesto de 2 condensadores C1 y C2, dos bobinas DP1, DP2 y de un condensador C3 de derivación. Enlace con la fuente de alimentación y con adaptadores se realiza a través de las clavijas 1,2 del tomacorriente del filtro.

TECNICA DEL ANALISIS
CUALITATIVO
DEL CUMPLIMIENTO DE UNA
MISIÓN AÉREA

Se entiende por análisis cualitativo de una misión aérea un análisis de los materiales de control objetivo que efectúa el jefe de unidad (instructor) junto con el piloto (o solamente el piloto) con vistas a determinar lo positivo y lo deficiente, en el cumplimiento de la misión aérea, ver los errores cometidos y preparar recomendaciones para remediarlos.

La apreciación cualitativa se hace, por lo general directamente en la película del SARPV-12 sin interpretarla en detalles (durante el análisis entre vuelo) o con interpretación detallada (en el análisis completo de los vuelos).

El análisis cualitativo de un vuelo consiste en:

- identificar, en base a los registros del SARPV-12 las etapas del vuelo (despegue, toma de altura, vuelo horizontal, maniobras (pilotaje), descenso, aterrizaje);
- comprobar si han tenido lugar o no alteraciones del régimen real de vuelo en comparación con el régimen programado (permitido), calificar las acciones del piloto desde el punto de vista de su oportunidad;
- descubrir los errores que han originado la alteración;

- buscar los métodos y procedimientos más racionales para eliminar los errores cometidos.

Para dominar las técnica del análisis cualitativo es necesario saber identificar por los registros del SARPV-12 las maniobras y la acrobacia aérea, saber las características de maniobrabilidad, así como las limitaciones operacionales y los principios básicos de alteración de los parámetros en todas las maniobras.

PARTICULARIDADES DEL CUMPLIMIENTO
DE LAS FIGURAS DE PILOTAJE Y SU
IDENTIFICACIÓN EN LOS REGISTROS DEL
EQUIPO SARPV-12



La identificación de las maniobras de un avión según los registros del SARPV-12 se basa en el análisis de las características de alteración de los parámetros de vuelo y su comparación con ley requerida de alteración de los parámetros respecto a las maniobras concretas. Si se cuenta con el registro de la altura y velocidad de vuelo, ángulos de banqueo y cabeceo, rumbo y carga normal, se puede identificar con veracidad todas las maniobras (figuras) que efectúe un avión. De los parámetros mencionados el sistema SARPV-12 registra la altura, velocidad y la carga normal. Por consiguiente, para una identificación veraz de las maniobras este registro no es completo. Sin embargo, para identificar la mayoría de las figuras de acrobacia clásicas que practica el personal de vuelo en los ejercicios de preparación combativa, la información registrada por el SARPV-12 es

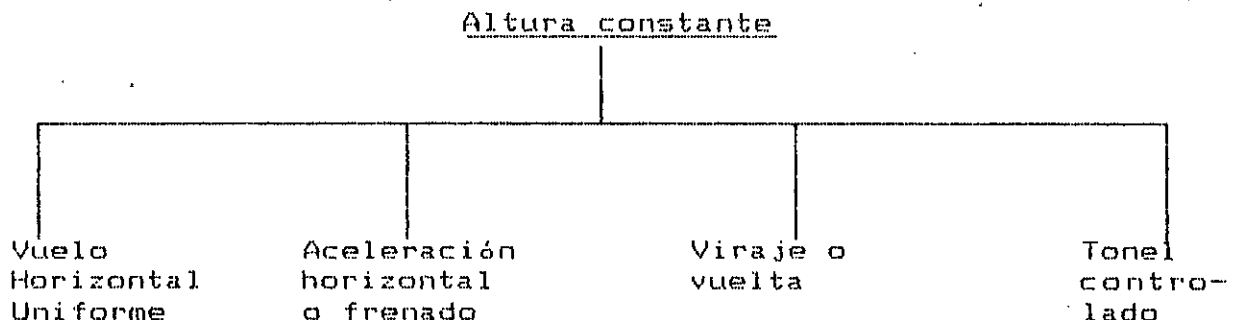
suficiente si el personal posee ciertos hábitos y conoce bien la dinámica de vuelo de un avión y la interrelación que existe entre ciertos parámetros. Caso de ejecutarse incorrectamente las figuras de pilotaje o ejecutarse las figuras de acrobacia de alta escuela (rizo y medio, vuelta doble ascensional con semitonel, etc.) es sumamente difícil identificar las maniobras por los registros del equipo SARPV-12, y debido a ello, la identificación se hace de manera aproximada.

Algunas maniobras (figuras) se recomienda identificarlas del modo siguiente. En la película del SARPV-12 es necesario dividir todo el vuelo en tramos con la altura de vuelo constante, es decir, dividir en los tramos donde es imposible apreciar a ojo una alteración de la altura, y en los tramos donde varía la altura de vuelo, pasando, luego, a la identificación de los elementos de vuelo. Al principio, es conveniente examinar posibles clases de maniobras, siendo constante la altura.

LA ALTURA DE VUELO ES CONSTANTE

Posibles clases de maniobras con la altura constante se dan en el esquema 5.1.

Esquema 5.1



Vuelo Horizontal Uniforme

Sabido es, que en el vuelo horizontal uniforme la fuerza de sustentación Y equivale al peso del avión G (fig. 5.1) lo que significa que la carga g $n_y = Y/G = 1$.

El vuelo es uniforme, es decir, se ejecuta con velocidad constante, si el empuje del motor P es igual a la resistencia frontal Q .

De este modo, si en la película del SARPV-12 la altura H y la velocidad V son constantes y la carga g normal $n_y = 1$, esto quiere decir que el avión está en vuelo horizontal uniforme. Cabe mencionar que análogo registro será también en un viraje uniforme con pequeño ángulo de banqueo (véase Viraje).

Aceleración horizontal o frenado

Los indicios característicos de la aceleración horizontal o del frenado son: constancia de la altura H , igualdad entre la fuerza de sustentación ($n_y = 1$) y el peso y alteración de la velocidad. Si $P > Q$ (fig. 5.1), la velocidad aumenta (aceleración); si $P < Q$, la velocidad disminuye (frenado).

En los registros del SARPV-12 la aceleración o el frenado se aprecia por el carácter de alteración de la velocidad. Analizando la aceleración o el frenado es necesario prestar atención al registro del régimen de funcionamiento del motor (con postcombustión o sin postcombustión) y al carácter de alteración de las revoluciones del motor, así como de la carga g n_x .

Por ejemplo, una variación progresiva brusca de la carga g n_x indica que se han extendido los frenos aerodinámicos o se han encendido (cortado) la postcombustión.

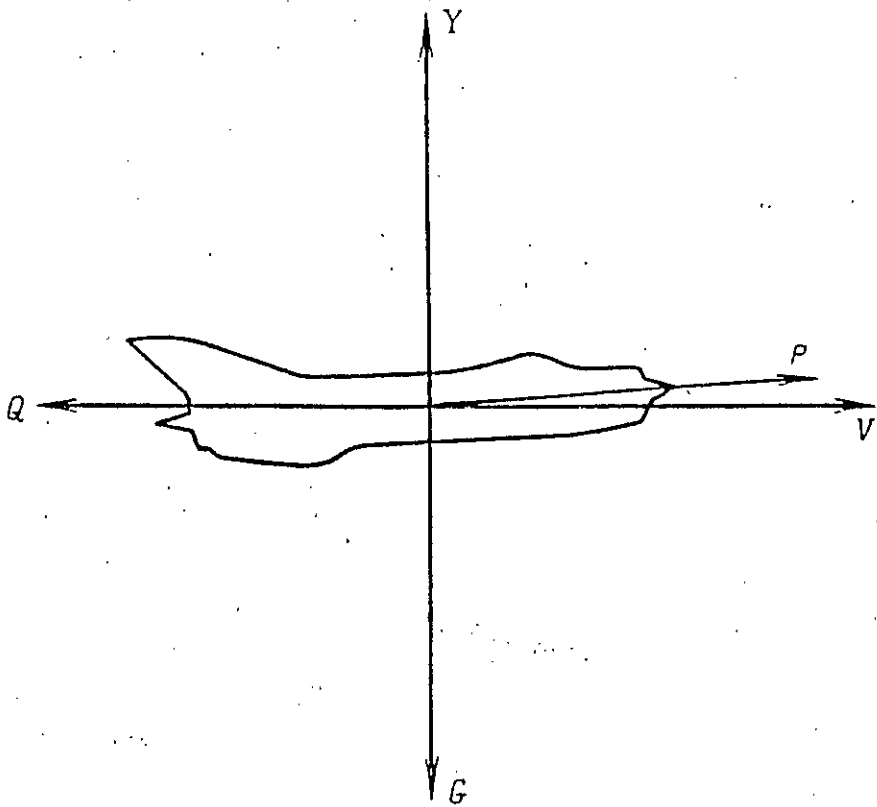


FIG. 5.1. ESQUEMA DE FUERZAS QUE ACTUAN SOBRE UN AVION EN VUELO HORIZONTAL

Viraje, vuelta

Viraje es un movimiento curvilíneo del avión en plano horizontal (a una altura constante) con el giro de la trayectoria de 360° (fig. 5.2, a). Vuelta es también un movimiento curvilíneo del avión en plano horizontal, pero, a diferencia del viraje, la trayectoria varía en un ángulo menor de 360° . Al ejecutarse un viraje (vuelta), el avión vuela con banqueo β (fig 5.2, b) llamado ángulo de banqueo. Para evitar variación de altura durante una maniobra, es necesario cierta relación entre el ángulo de banqueo y la carga g n_y , a saber:

$$Y \cos \beta = G.$$

Dividiendo las partes izquierda y derecha de esta ecuación por la magnitud $G \cos \beta$, obtenemos $n_y = 1/\cos \beta$ ó

$$\cos \beta = 1/n_y \quad (5.1).$$

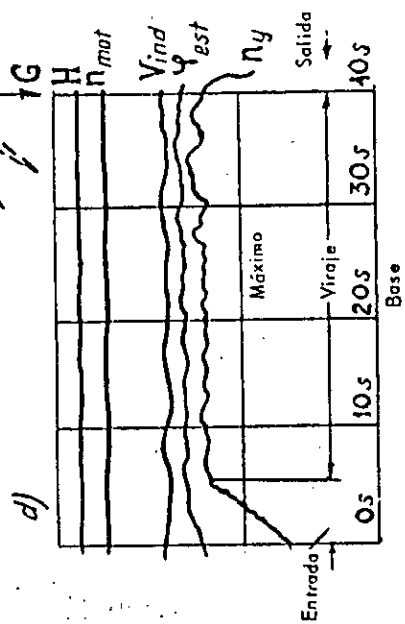
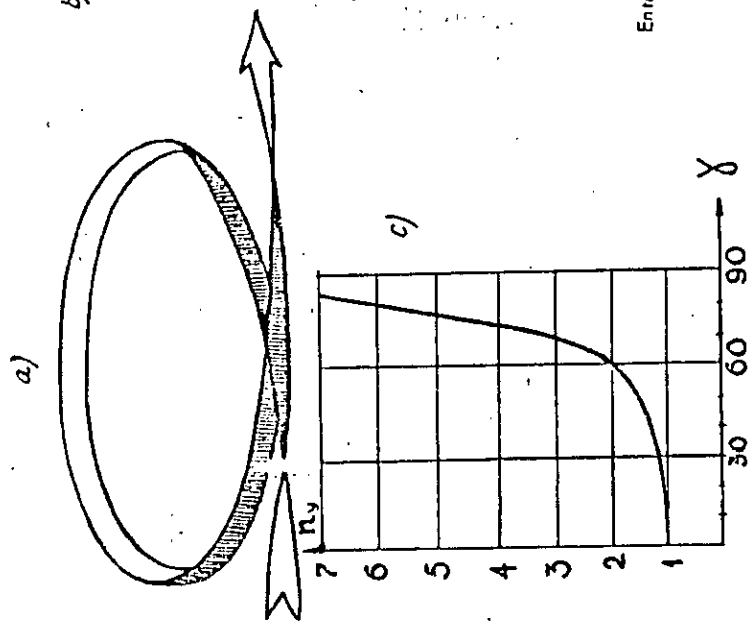
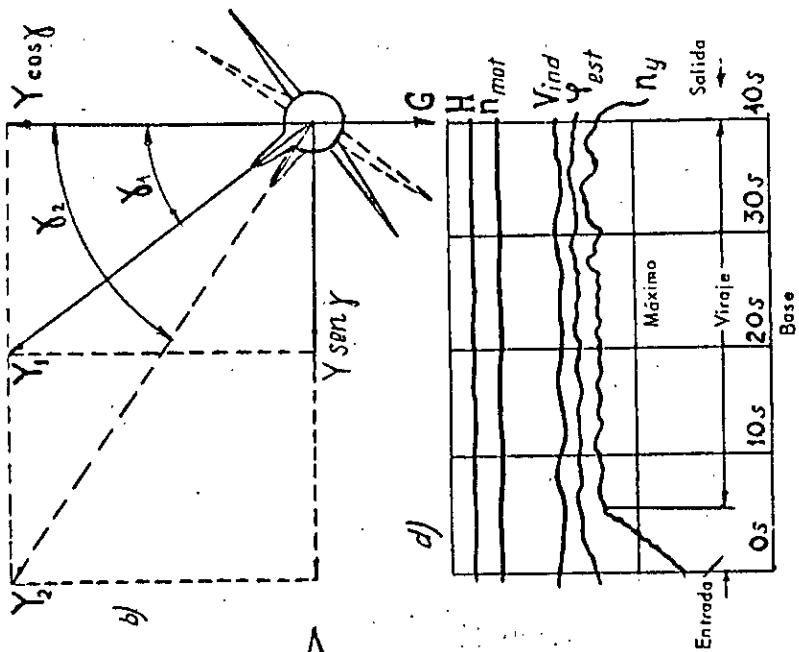
Si durante el viraje la condición (5.1) se cumple, se dice que la carga g en el viraje se mantenía requerida en banqueo.

En la tabla 27 se ve cual es la dependencia entre el ángulo de banqueo de 30° a $88^\circ 15'$.

Tabla 27

μ	30°	45°	50°	60°	65°	70°	75°	80°	82°	$82^\circ 5'$	$83^\circ 15'$
n_y	1,16	1,40	1,58	2,00	2,40	3,00	4,00	5,70	7,00	8,00	8,50

Si la condición (5.1) no se cumple, la altura durante los virajes o vuelta disminuirá o aumentará.



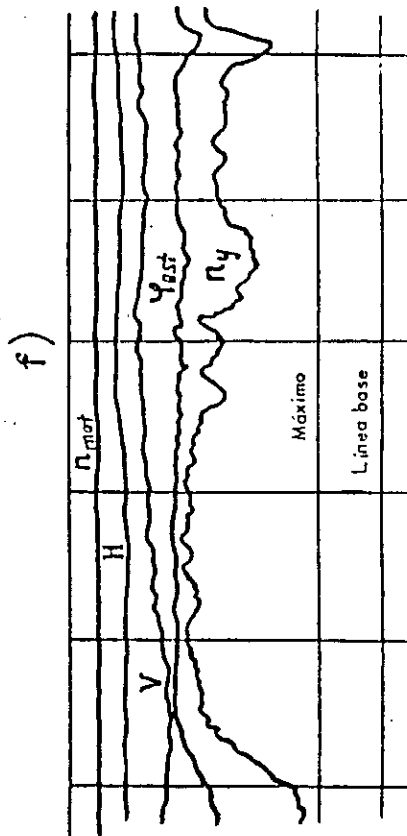
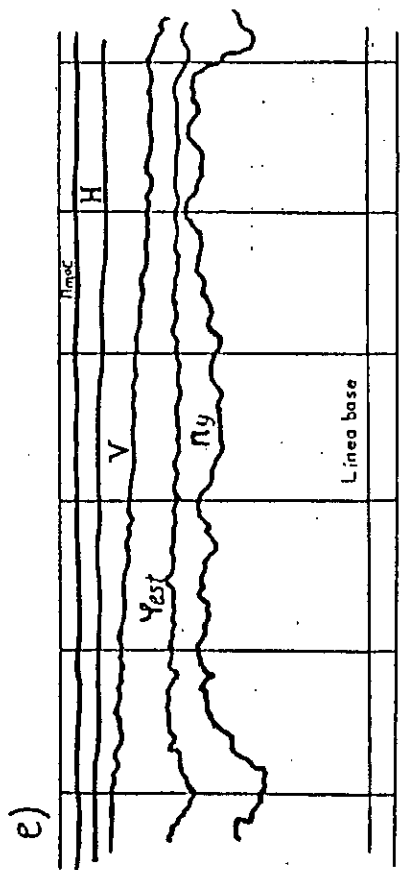


FIG. 3.2. GIRO COORDINADO (VIRAJE)

Es necesario tener en cuenta que el piloto puede olvidar los valores numéricos de las cargas g y banqueos. No obstante, ejecutando un viraje él realiza estas relaciones, controlando el deslizamiento cero por la "bolita" y la constancia de la altura por el variómetro y por el altímetro.

La película SARPV-12 carece de la información que permita diferenciar, un viraje de una vuelta. Esta tarea se resuelve de manera indirecta y algo aproximada, basándose en la duración conocida de la vuelta. La fórmula que sigue a continuación, muestra cómo dependen entre sí la velocidad de vuelo, la carga g normal y la duración de una vuelta de 360° (viraje):

$$t_{vir} = 0,18 \frac{V}{\sqrt{(n^2 - 1)}} \quad (5.2)$$

donde V es la velocidad verdadera de vuelo km/h.

Para los regímenes más característicos de vuelo esta dependencia aparece en forma de gráficos (véase la fig. 5.3). Habiendo determinado en la película del SARPV-12 la carga g media n_y y la velocidad media de vuelo durante el viraje, se puede hallar, sirviéndose del gráfico, el tiempo requerido para ejecutar el viraje. Comparando el tiempo requerido con el tiempo real gastado de la maniobra, es fácil determinar si se trata de un viraje o una vuelta.

El viraje tiene sus particularidades ligadas con la entrada del avión en viraje. El tiempo de entrada en viraje es del orden de unos segundos. En el proceso de entrada, para conservar la altura constante de vuelo, se debe observar la relación (5.1). Con este fin son necesarios movimientos proporcionales de la palanca en cabeceo y banqueo, lo que en algunos casos es

imposible para el piloto, dando por resultado una reducción de altura (tiene lugar una caída progresiva de la nariz) o su aumento. El hecho de que la altura disminuye indica que ha sido creado un banqueo mayor de lo necesario.

Esta interrelación entre la carga g y el ángulo de banqueo es justa tanto para el viraje uniforme, como para el inuniforme.

Viraje uniforme es un viraje ejecutado coordinadamente, con velocidad y banqueo constantes.

En el viraje uniforme el empuje del motor es igual a la resistencia frontal. Sabido es, que la resistencia frontal del avión depende de la magnitud n_y de la carga g de tal modo que cuanto mayor sea la carga g , tanto mayor será el ángulo de ataque del avión y, por consiguiente, mayor resistencia frontal. En este régimen de funcionamiento del motor el piloto selecciona tal carga g que asegure una velocidad constante en el proceso de vuelta.

Si durante el viraje la velocidad queda invariable, en este caso dicen que la carga g ha sido mantenida igual a la requerida conforme al empuje del motor.

En los registros del SARPV-12 el viraje uniforme se identifica relativamente fácil por la carga g n_y mayor de 1, siendo prácticamente constantes la altura y la velocidad de vuelo. La figura 5.2, d representa "el cuadro" de un viraje uniforme ejecutado con la carga g mayor de 4 (el banqueo es de unos 75°).

Es necesario tener presente que en la película del SARPV-12 es difícil identificar los virajes con banqueo menos de 45° , ya que en este caso la magnitud de la carga g es menor de 1,4. Debido a ello, haciendo virajes con banqueo de 45° y menos, se

recomienda que el piloto marque el principio y el fin de la figura pulsando el botón de tiro.

Viraje inuniforme es un viraje ejecutado con una alteración de la velocidad (fig. 5.2, e, f). El viraje será inuniforme caso de ser creada tal carga g n_y con la que la resistencia frontal del avión no equivale al empuje del motor.

Los virajes que se realizan con las cargas g máximas admisibles son acompañados, como regla, por una reducción de la velocidad y se llaman virajes acelerados.

Si la misión impuesta al piloto consistía en ejecutar un viraje uniforme, y los registros del SARPV-12 muestran que la velocidad de vuelo varía (aumenta o disminuye) más allá de los límites admisibles, esto significa que el piloto no ha cumplido la tarea asignada.

De esta manera, utilizando los registros del SARPV-12, se puede determinar con seguridad que el avión ha ejecutado una vuelta en plano horizontal y distinguir, con cierta aproximación, una vuelta de un viraje, así como determinar si el viraje (vuelta) efectuado ha sido uniforme o inuniforme.

Tonel controlado

Tonel es una figura de acrobacia cuyo cumplimiento requiere el giro de 360° con respecto al eje longitudinal, conservándose la dirección general de vuelo fig. 5.4, a).

Por el carácter de manipulación de los timones durante el cumplimiento de tonel éstos se dividen en toneles volados y controlados. En los aviones modernos de alta velocidad se cumplen los toneles controlados que a su vez se clasifican, según sea su

duración, en rápidos y lentos. Los toneles rápidos se hacen en 6-8 segundos y los lentos, en 10-15 segundos.

Veamos cómo ha de variar la carga g , al realizarse un tonel, para asegurar una pérdida mínima de altura y un desplazamiento lateral mínimo del avión.

En la figura 5.4, b aparece una proyección de la trayectoria de un avión cumpliendo un tonel, sobre la superficie perpendicular a la trayectoria de su vuelo. Las proyecciones de las trayectorias de toneles controlados lentos van indicadas con líneas continuas, y de los toneles rápidos, con líneas discontinuas. En el eje vertical del plano se toma la alteración de la altura; en el eje horizontal, el desplazamiento lateral. En las proyecciones de las trayectorias son mostradas los ángulos de banqueo y el tiempo a partir del momento de iniciarse la maniobra para ciertos puntos.

Las trayectorias inferiores se dan para el caso, cuando el cumplimiento del tonel le precede el vuelo horizontal; las trayectorias superiores, para el caso cuando el tonel es precedido por un encabritaje. El análisis de las trayectorias muestra que de no haber creado anteriormente el encabritaje, la altura final de vuelo difiere notablemente de la inicial.

Para efectuar un tonel con mínima pérdida de la altura el piloto, al iniciar la maniobra, crea enérgicamente la carga g normal de hasta 2-3 y comienza a aumentar gradualmente el banqueo. Debido a que el ritmo de aumento de la carga g adelanta el ritmo de aumento del banqueo, en un primer momento el piloto hace encabritar el avión hasta un ángulo de $10-15^\circ$, luego, al acercarse el ángulo de banqueo a 90° , la carga g disminuye hasta la última admisible. Aproximándose al banqueo de 270° , la carga

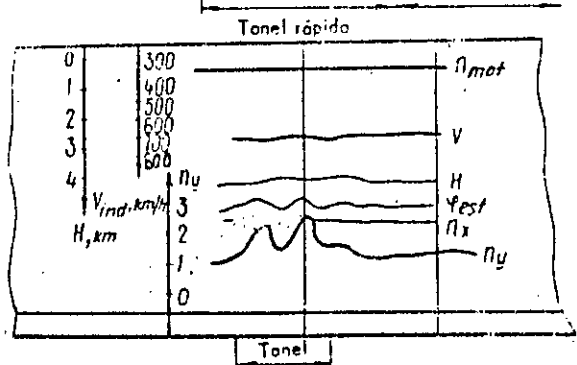
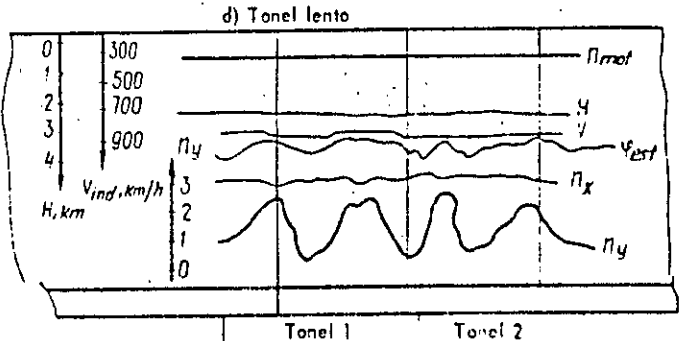
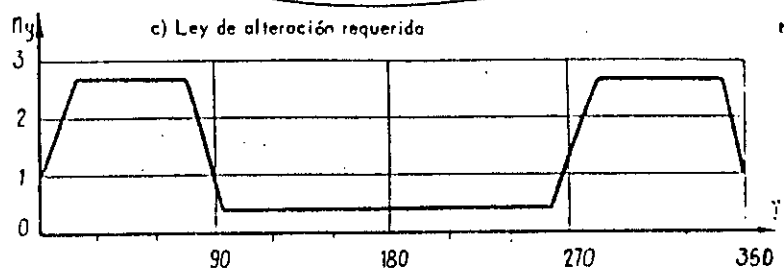
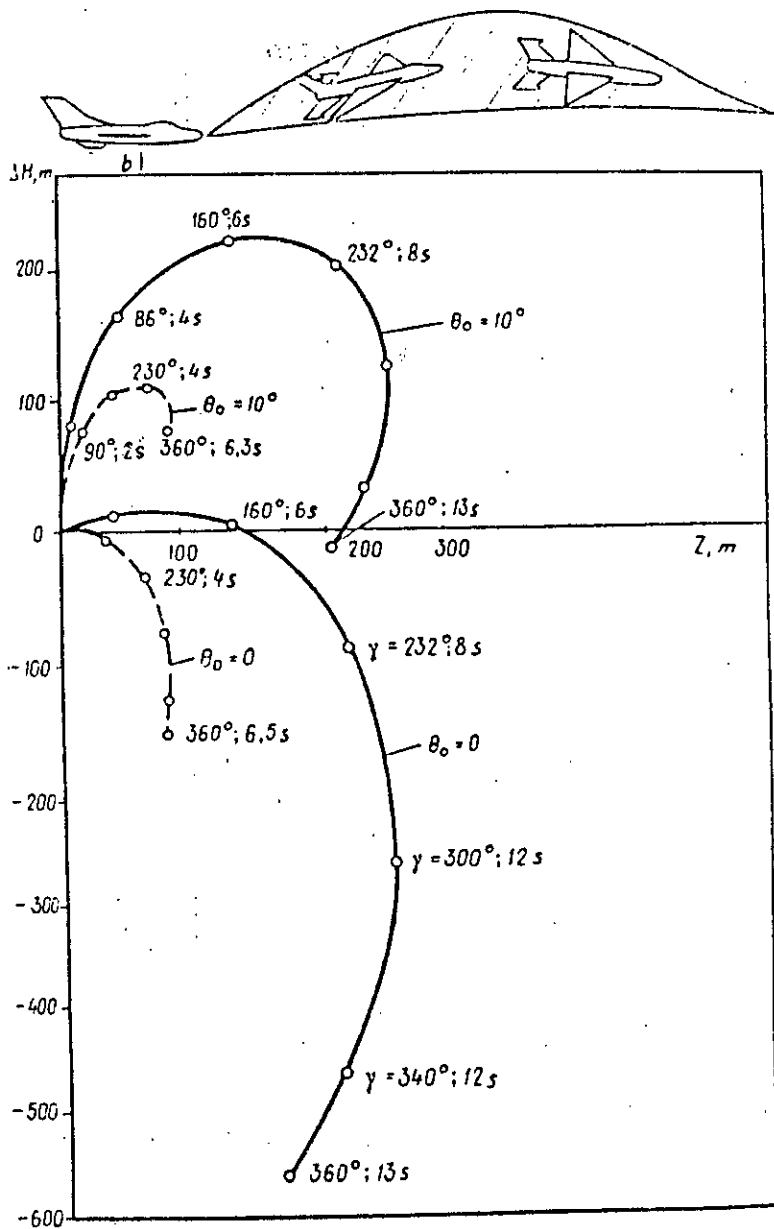


FIG. 5.4. TONEL

a - ejecución de un tonel; b - proyección de dicular; c - ley requerida de alteración de la e - registro del tonel



CONTROLADO:
 la trayectoria del avión sobre el plano perpen-
 dicular a la dirección del viento; d - registro del tonel lento;
 rápido.

g aumente energicamente hasta 2-3 y se mantiene así hasta finalizar la maniobra.

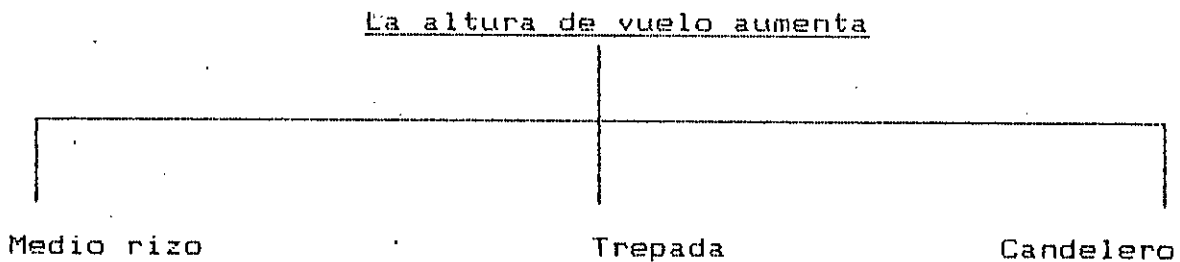
El carácter que tiene el registro de los parámetros de vuelo en la película del SARPV-12 está representado en la figura 5.4, d (tonel controlado lento) y en la figura 5.4, e (tonel controlado rápido).

Como se ve en las fotos, al ejecutarse un tonel, la carga g normal varía según una ley próxima a la senoide. La magnitud máxima de n_y alcanza 2-2,5.

Valiéndose de los registros del SARPV-12 se puede determinar el ritmo de cumplimiento de un tonel (la velocidad media angular de un banqueo). Así, la figura 5.4, d representa un tonel hecho en 13 segundos (con un ritmo de 28 grados/s), mientras que en la figura 5.4, e aparece un tonel efectuado en 6 segundos (con un ritmo de 60 grados/s).

MANIOBRAS CON AUMENTO DE LA ALTURA DE VUELO

Posibles tipos de la maniobra con aumento de la altura de vuelo se dan en el esquema 5.2.



Además de las mencionadas pueden efectuarse también otras figuras acompañadas de crecimiento de la altura, por ejemplo,

espiral ascendente.

Medio rizo y trepada: pertenecen a las maniobras verticales, es decir, se cumplen solamente en el plano vertical.

Candelerero: es una maniobra tridimensional y se efectúa en dos planos.

Al cumplirse estas maniobras, la velocidad, normalmente, disminuye; no obstante, esto no es una ley general; la trepada por ejemplo, puede efectuarse con velocidad constante e, inclusive, con creciente.

Veamos las particularidades de cumplimiento de algunas figuras.

Medio rizo es una figura de pilotaje combinado durante la cual el avión describe en plano vertical una trayectoria curvilínea que asegura una vuelta de 180° . La forma de la trayectoria de un medio rizo se da en la figura 5.5, a.

El avión, como cualquier otro cuerpo, se mueve por trayectoria curvilínea siendo accionada por la fuerza centrípeta. Durante el movimiento del avión por la trayectoria del medio rizo la fuerza centrípeta es igual a la diferencia $Y - G \cos \theta$ (en este caso θ es el ángulo de inclinación de la trayectoria del avión), es decir, la fuerza centrípeta la forman la fuerza de sustentación del ala y el peso del avión. hasta el ángulo $\theta = 90^\circ$ la componente del peso del avión actúa en el sentido contrario a la fuerza centrípeta; al pasar el punto con $\theta = 90^\circ$, esta componente actúa en la misma dirección que la fuerza centrípeta. El radio de la curvatura de la trayectoria se determina por la expresión:

$$r = \frac{GV^2}{q(Y - G \cos \theta)}$$

Dividiendo el numerador y el denominador de esta expresión por G y tomando en consideración que $n_y = Y/G$ obtenemos:

$$r = \frac{V^2}{q(n_y - \cos \theta)} \quad (5.3)$$

De esta expresión se desprende que, con una misma velocidad de vuelo, cuanto mayor sea la carga g n_y , tanto menor será el radio de vuelo. Por consiguiente para reducir los parámetros lineales del medio rizo (alteración de la altura, alejamiento del punto inicial de la maniobra), hay que efectuarlo con la carga g máxima admisible, lo que influye, sin embargo, sobre el carácter de alteración de la velocidad de vuelo del avión.

La magnitud de la velocidad de vuelo y el carácter de su variación dependen de la correlación de las fuerzas que actúan a lo largo de la tangente a la trayectoria, es decir, del empuje del motor P , resistencia frontal Q , componente del peso $G \sin \theta$. El empuje del motor P impide que caiga la velocidad, mientras que las fuerzas Q y $G \sin \theta$ tratan de reducirla. La resistencia frontal depende grandemente de la carga g . Así, por ejemplo, en un caza cuyo peso oscila entre 7000-9000 kgf, a la altura de 1 km con $V = 1000$ km/h, el aumentar la carga g n_y de 5 a 8, crea una resistencia frontal complementaria equivalente a unos 6000 kgf, lo que es igual a la caída de velocidad aproximadamente de 25 km/h en cada segundo. Debido a ello, el incremento excesivo de la carga g , al efectuarse un medio rizo, puede llevar a que en el punto superior la velocidad disminuya por debajo de la

mínima admisible.

Si cumpliéndose un medio rizo, se produce la carga g reducida, el radio de curvatura de la trayectoria será grande (véase la fórmula). El aumento del radio contribuirá a la salida del avión a una altura mayor, aumentará la duración de la maniobra y, a pesar de un menor valor de la resistencia frontal, llevará a una pérdida considerable de velocidad en el punto superior. De este modo, durante el cumplimiento del medio rizo, tanto con cargas g y elevadas como rebajadas del avión puede perder la velocidad más de la mínima admisible.

Analicemos cuál debe ser la ley de variación de la carga g en un medio rizo correcto. Al comenzar la maniobra, la carga g debe ser aumentada enérgicamente hasta el valor máximo admisible conforme a la resistencia del avión o hasta el valor indicado en la tarea a cumplir (fig. 5.5, b, tramo 0-1). Se considera ritmo óptimo de aumento de la carga g de 1,5-2 uns/s , es decir, la carga $g = 5$ ha de producirse durante 2 segundos. Un menor ritmo de elevación de la carga g , produce pérdida en la trayectoria de vuelo, mientras que si este ritmo es mayor, será difícil para el piloto dosificar la carga g cuyo valor puede superar al máximo admisible.

Luego se mantiene la carga g máxima (tramo 1-2) hasta que la velocidad, disminuyendo, tenga un valor con el cual el ángulo de ataque γ , por consiguiente, el coeficiente de la fuerza de sustentación (C_y), alcanzarán los valores máximos admisibles. La dependencia entre C_y , la carga g normal y la velocidad indicada de vuelo tiene el aspecto siguiente:

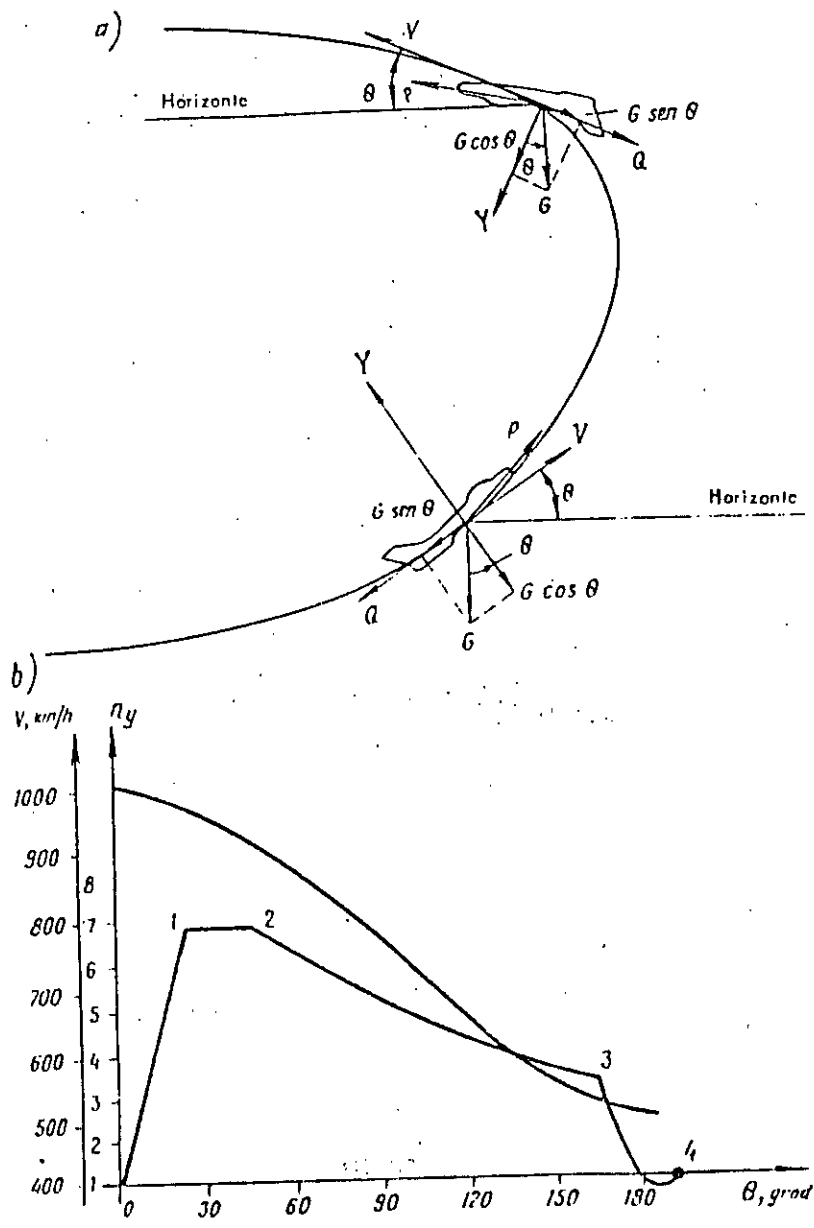


FIG. 5.5. TRAYECTORIA DE VUELO DE UN AVION EN MEDIO RIZO

$$C_y = 2 \frac{n_y}{\rho V_{ind}^2 S} \cdot 6/5 \quad (5.4)$$

donde:

- ρ : es la densidad de masa de aire a nivel del suelo, kg/s²/m⁴
- S : es la superficie del ala, m².

Esta dependencia muestra que para mantener un valor determinado de C_y (por ejemplo, $C_y = C_{ycomp}$) durante el frenado del avión es necesario disminuir la carga g y conforme a la reducción de la velocidad de vuelo. Prácticamente, para recordar mejor las correlaciones admisibles entre n_y y V_{ind} se recomienda al piloto la siguiente dependencia:

$$n_y = \frac{V_{ind}}{100} - C \quad (5.5)$$

donde:

- V_{ind} : es la velocidad indicada, km/h;
- C : es el coeficiente de maniobrabilidad y peso del avión (para el avión MIG-21, en función del peso, C=1-2).

Si el coeficiente $c = 2$, se puede mantener la carga g_{maxima} $n_y = 7$ hasta la $V_{ind} = 900$ km/h. A medida que continúe bajando la velocidad, para mantener $C_y = G_{ycomp}$, es necesario reducir la carga g (fig. 5.5, b, tramo 2-3).

Habiendo alcanzado el avión el punto superior de la maniobra ($\theta = 180^\circ$), se deberá disminuir hasta 1 la carga g , luego, se cumplirá un giro del avión alrededor del eje longitudinal en 180° . La figura 5.7 contiene la variación típica de los parámetros de vuelo según los registros del SARPV-12, en un medio rizo. Esta maniobra se identifica por el carácter de variación de la altura, velocidad de vuelo y carga g ; en este caso, hay que

prestar atención a los valores iniciales de la velocidad, altura de vuelo, así como el régimen de funcionamiento del motor.

Normalmente el medio rizo se efectúa a una velocidad inicial $V_{ind} = 800 - 1100$ km/h. Para cada tipo de avión son conocidas las alturas iniciales máximas para cumplir el medio rizo que no superan, como norma común, 2000-5000 metros. La variación de la altura durante el medio rizo alcanza 2000-4000 metros. El motor funciona más en el régimen de postcombustion que en el máximo.

Trepada es una figura que se caracteriza por la toma de altura con un ángulo constante de inclinación de la trayectoria. La forma de la trayectoria de las trepadas que aparece en la figura 5.6,a depende del ángulo de inclinación de la trayectoria θ y del método de recuperación. La trepada ejecutada con un ángulo de inclinación de la trayectoria de hasta 30° se llama trepada rasante, la que se cumple con un ángulo mayor de 30° , pronunciada.

Por lo general la maniobra trepada está compuesta de tres tramos: entrada, tramo rectilíneo y recuperación. Al cumplir una trepada, el tramo rectilíneo no es obligatorio. En este caso la entrada y la recuperación se realizan seguidamente. La trayectoria de la entrada en trepada es curvilínea. El esquema de las fuerzas que actúan sobre el avión en este tramo es análogo al de las fuerzas que acompañan el cumplimiento de la primera mitad del medio rizo (véase la fig. 5.5,a). En la entrada la carga g normal n_y es más de 1. Al entrar en trepada, el carácter de variación de la carga g n_y se parece al de la carga g en la primera mitad del medio rizo. Sin embargo, analizando las figuras mas detalladamente, se puede observar diferencias.

Las trepadas presentan mayor diversidad de trayectorias en

comparación con las trayectorias de medio rizo (pequeños y grandes ángulos de inclinación de la trayectoria, variación grande y pequeña de la altura de vuelo); a diferencia del medio rizo, al entrar en la trepada, no es obligatorio producir grandes cargas g e incurvar intensamente la trayectoria. Si en la entrada se aplica una carga g considerable, para alcanzar con precisión el ángulo de cabeceo asignado no se requiere mantener por mucho tiempo tal carga g . Debido a ello, siendo considerable la carga g en la entrada (5-6), el carácter de su variación tendrá forma de picos más pronunciados en comparación con el medio rizo.

Alcanzando el ángulo asignado de la trepada, para volar por la trayectoria rectilínea inclinada, el piloto disminuye la carga g n_y hasta el valor menor de 1. En la figura 5.6, a se representa el esquemas de las fuerzas que actúan sobre el avión en vuelo rectilíneo inclinado (el ángulo θ es el de inclinación de la trayectoria con respecto al horizonte).

Para alcanzar una trayectoria rectilínea es necesaria que la fuerza de sustentación sea igual a la componente del peso, es decir, $Y = G \cos \theta$. De ahí resulta que entre el ángulo de inclinación de la trayectoria y la carga g requerida existe cierta correlación que es como sigue:

$$n_y = \cos \theta. \quad (5.6)$$

En la tabla 28 se dan los valores numéricos de la carga g requerida en función del ángulo de inclinación de la trayectoria.

θ , grados	20	30	40	50	60	70	80
n_y	0,9	0,87	0,77	0,64	0,05	0,34	0,17

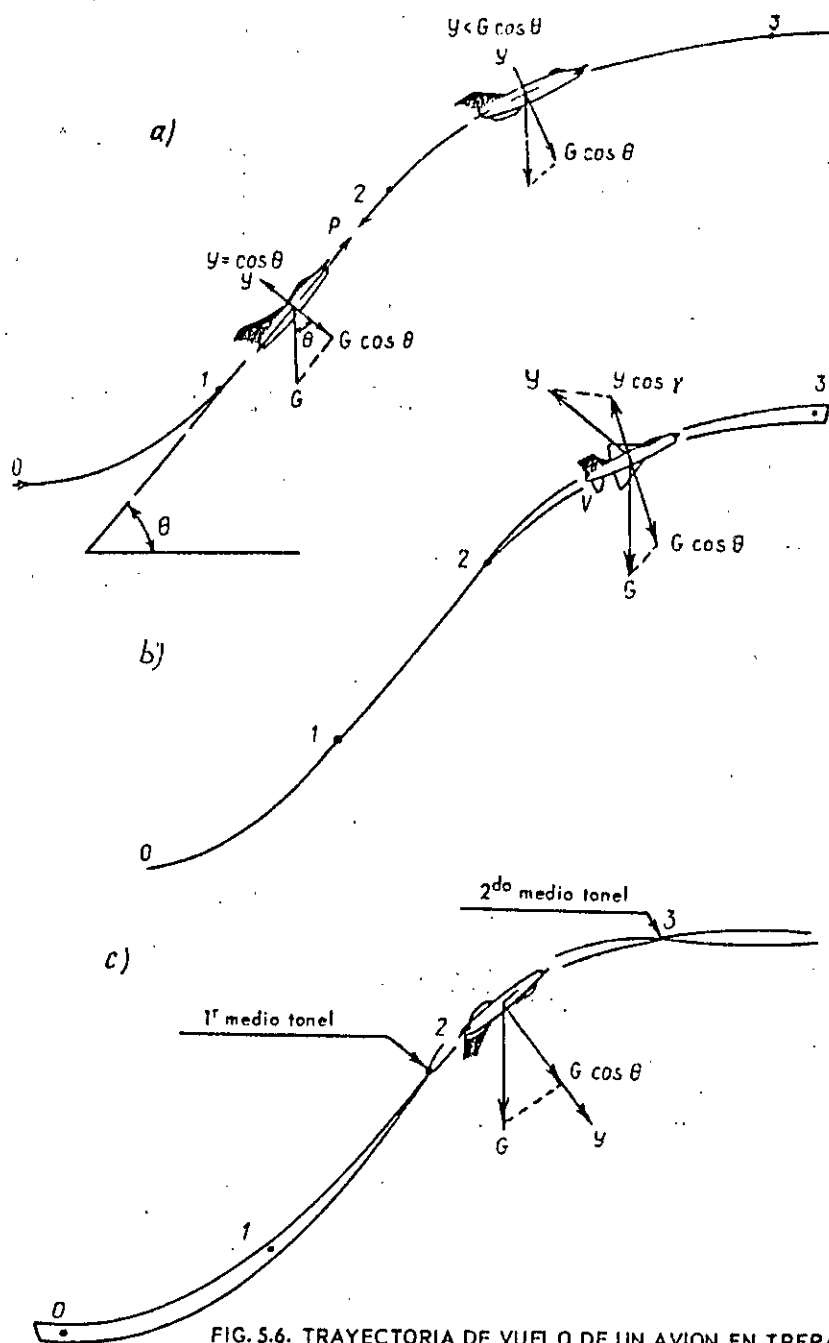


FIG. 5.6. TRAYECTORIA DE VUELO DE UN AVION EN TREPADAS

De esta manera, si la trepada cuenta con un tramo rectilíneo, el rasgo característico de ésta en los registros del SARPV-12 será la carga g_{ny} menor de 1 o prácticamente equivalente a 1 (ssi la trepada es rasante).

Par la recuperación de la trepada se puede aplicar los métodos siguientes:

- vuelo recto (desplazando la palanca hacia adelante, sin banqueo, fig. 5.6, a);
- vuelta un cuarto de tonel (fig. 5.6, b);
- medio tonel (fig. 5.6, c).

La recuperación de l trepada dando la palanca hacia adelante (sin banqueo) es "floja". Se debe a que para incurvar la trayectoria, al sacar el avión del vuelo inclinado al horizontal, es preciso que la componente del peso $G \cos \phi$ se mayor que la fuerza de sustentación Y (fig. 5.6, a). Cuanto menor sea la carga g_{ny} , tanto más rápida será la recuperación de la trepada.

Por otro lado, el tiempo de movimiento del avión con las cargas g negativas e iguales a cero es estrictamente limitado, por lo que durante la recuperación de la trepada desplazando la palanca hacia adelante normalmente se mantiene la carga g equivalente a $0,2-0,3$. Con tal carga g el radio de la trayectoria resulta grande. Este método de recuperación de la trepada se determina por los registros del SARPV-12 según la magnitud de la carga g menor de 1, hasta que deje de crecer la altura de vuelo.

Al recuperar la trepada mediante una vuelta, la trayectoria se incurva también a cuenta de la componente del peso $G \cos \phi$ que debe ser mayor que la componente de la fuerza de sustentación $Y \cos \delta$ (fig 5.6, b). La incurvación de la trayectoria será tanto mayor, cuanto mayor sea el banqueo y menor la fuerza de

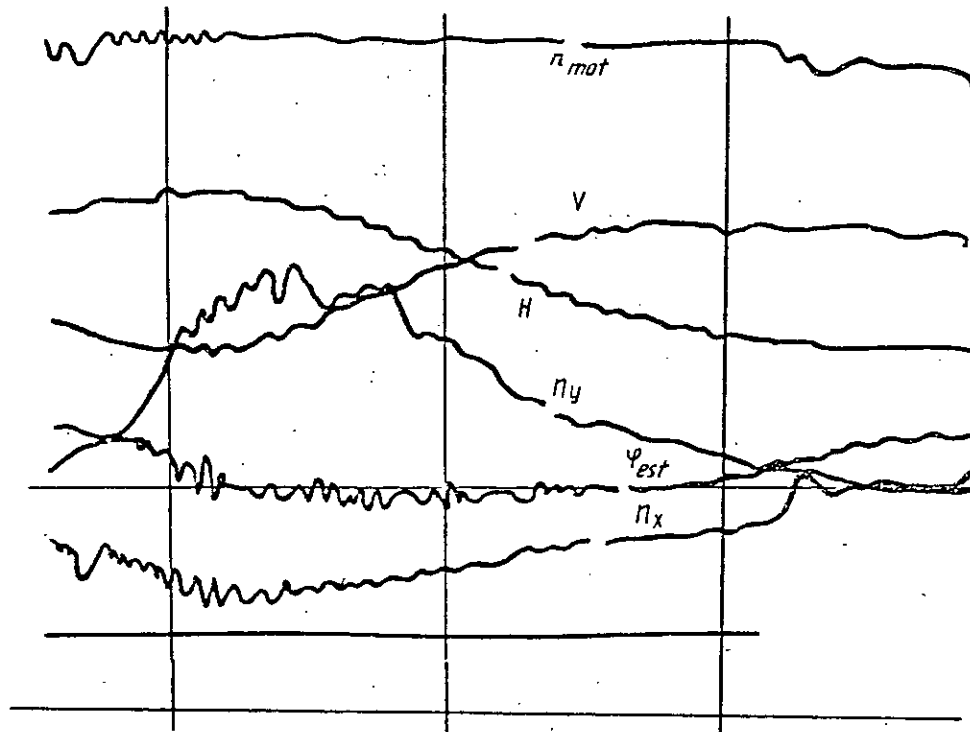


FIG. 5.7. REGISTRO EN LA PELICULA DEL CM'III-12 DE LOS
PARAMETROS DE UN VUELO EN MEDIO RIZO

sustentación (carga g normal). En tal recuperación la trayectoria de vuelo se incurva en los planos verticales y horizontal, es decir, en el curso de la recuperación el avión gira cierto ángulo en rumbo. Normalmente, la recuperación de la trepada por medio de una vuelta se efectúa con la carga $g_{ny} = 1 - 1,5$ y con un banqueo de $50-60^\circ$. La duración de la maniobra resulta mucho menor que cuando la palanca se da hacia adelante.

La recuperación más intensa de la trepada es la que se efectúa aplicando el medio tonel (fig. 5.6, c). Con este fin es necesario virar el avión en 180° alrededor del eje longitudinal y aumentar la carga g hasta el valor máximo admisible por el ángulo de ataque:

$$n_y = \frac{V_{ind.}}{100} - C$$

En este caso, la fuerza de sustentación Y la componente del peso $G \cos \theta$ serán dirigidos en el mismo sentido, por lo que el radio de curvatura de la trayectoria y la duración de la recuperación serán mínimos. Aplicando el medio tonel, la carga g_{ny} equivale, por lo general, a 2-4.

Lo particular de la trepada es que esta maniobra puede ejecutarse en toda la gama de altura de vuelo.

El carácter de variación de la velocidad en la trepada depende de los valores iniciales de la altura y velocidad, del ángulo y del régimen de funcionamiento del motor. Si la trepada es fuerte, la velocidad normalmente cae; si es suave y a bajas alturas, en el tramo rectilíneo la velocidad puede crecer.

En la figura 5.6 se dan, como ejemplo, las variaciones de los parámetros de vuelo según los registros del SARPV-12, en una

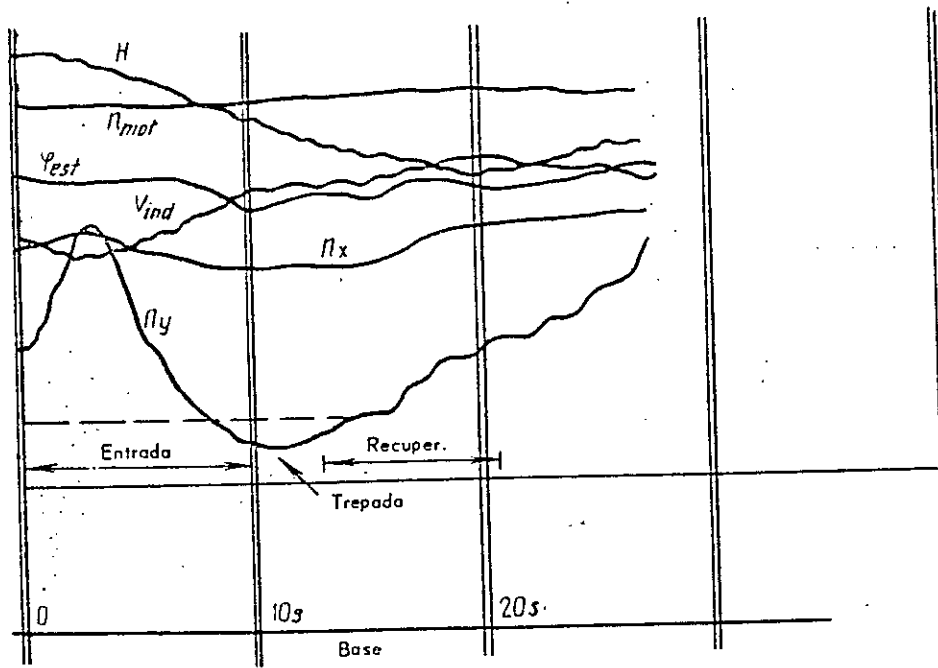


FIG. 5.8. REGISTRO EN LA PELICULA DEL CA1111-12
DE LOS PARAMETROS DE UN VUELO EN TREPADA

trepada. Lo característico de una trepada es un sobresalto de la carga g en la entrada hasta 4-7, durante 6-10 segundos, luego, la carga g disminuye hasta el valor menor de 1 en la parte media de la figura. A continuación, en función del método de recuperación, la carga g puede:

- disminuir aún más, si la recuperación se realiza sin banqueo desplazando la palanca hacia adelante;
- crecer hasta 1-1,5, si la maniobra de recuperación se hace por medio de una vuelta con un banqueo menor de 90° ;
- aumentar hasta 2-4, con la recuperación mediante un medio tonel.

Se considera que el cumplimiento de 1 figura comienza en el momento de aumentar la carga g (ejecutando las figuras por separado) o en el momento de crecimiento inicial de la altura (cumpliendo las figuras en forma dinámica). El momento en que deja de crecer la altura se considera el final de la figura.

Candelero es una figura de pilotaje en la que el avión toma altura enérgicamente dando una vuelta simultánea de 180° (al ángulo asignado). La trayectoria de un candelero va representada en la figura 5.9. Para cambiar la dirección del vuelo con el crecimiento simultáneo de la altura, el piloto aumenta la carga g normal y da un banqueo en el sentido del giro. Siendo constante el valor de la carga g , cuanto mayor sea el banqueo, tanto más pronunciada será la trayectoria; no obstante, en este caso la altura crecerá menos.

El carácter de variación del ángulo de banqueo y de la carga g normal, en un candelero puede ser diferente. Si se efectúa el llamado candelero clásico (según el tipo de espiral), el piloto

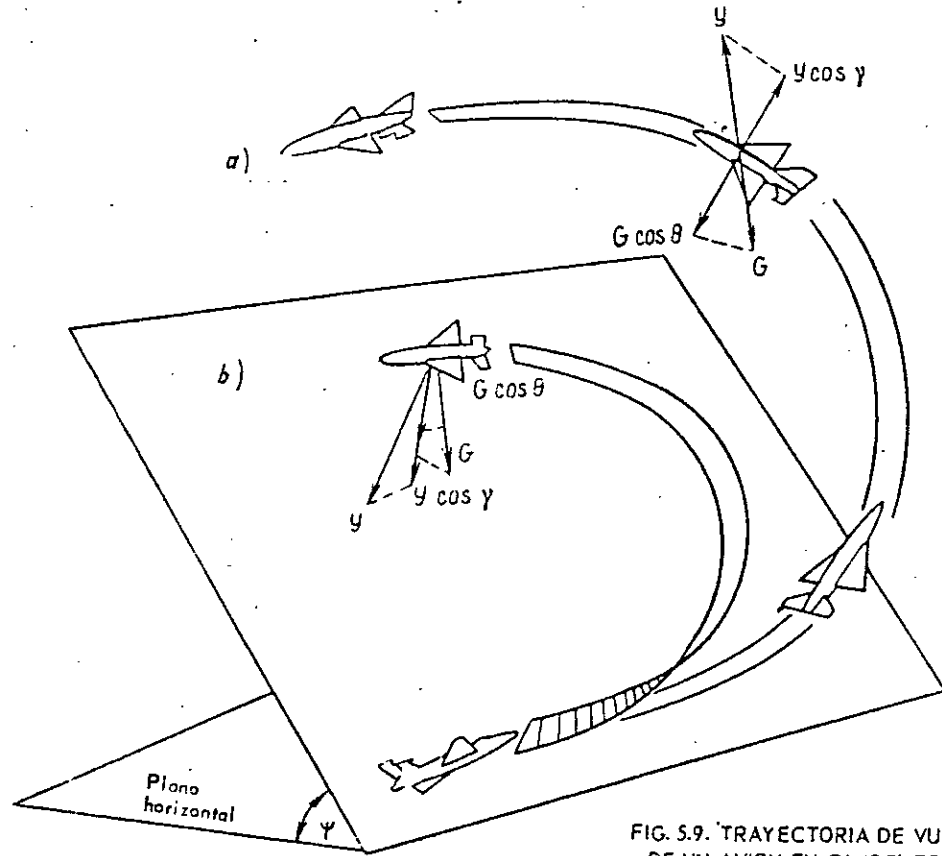


FIG. 5.9. TRAYECTORIA DE VUELO DE UN AVION EN CANDELERO

aumenta la carga g hasta 4-5 y produce, gradualmente, un banqueo de hasta $60-70^\circ$; después a medida que siga la velocidad, reduce la carga g y el banqueo; en la etapa final del candelero disminuye a cero el banqueo y la carga g , a 1. Controlando el avión de esta manera, la segunda parte del candelero resulta extendida. El avión comienza lentamente el vuelo horizontal. Esto se debe a que al final de la maniobra el radio de la trayectoria en plano vertical depende de la diferencia entre las proyecciones de las fuerzas $G \cos \theta$ y $Y \cos \delta$ (fig. 5.9, a). La fuerza $G \cos \theta$ trata de poner el avión en vuelo horizontal, mientras que la $Y \cos \delta$ se opone, ya que el banqueo resulta menos de 90° . Por ello, en la segunda mitad del candelero clásico la carga g va disminuyendo constantemente y en la etapa final es un poco más de 1.

Al subir en candelero como en la primera mitad del rizo oblicuo (vuelta de hombro), primeramente se crea un banqueo de $15-20^\circ$ con el aumento energético ulterior de la carga g hasta la máxima. En el movimiento ulterior del avión el ángulo de banqueo crece hasta lograra un valor mayor de 90° (fig. 5.9, b). La carga g va cayendo gradualmente conforme a la admisible para la velocidad dada de vuelo del avión.

Al final de la maniobra la carga g disminuye bruscamente hasta 1 (o menos de 1), el avión gira alrededor del eje longitudinal para entrar en vuelo horizontal.

Este carácter de pilotaje según la carga g y el banqueo ayuda a incurvar con mayor intensidad la trayectoria debido a que crece la fuerza $Y \sin \delta$, así como permite entrar más rápidamente en vuelo horizontal (las fuerzas que incurvan la trayectoria en plano vertical $G \cos \theta$ y $Y \cos \delta$ están dirigidas en el mismo

sentido).

En un candelero mediante rizo oblicuo, el carácter de variación de la carga g casi coincide con el carácter de variación de la carga g en un medio rizo, por eso es difícil diferenciarlos en los registros del SARPV-12. La magnitud de la carga g en la parte media del candelero es algo menor que en un medio rizo. La línea de registro de la carga g en la película del SARPV-12 tiene concavidad hacia abajo. El rasgo más informativo que los difiere es la alteración de la altura de vuelo. Siendo las mismas las condiciones iniciales y la magnitud de la carga, la altura tomada durante el medio rizo siempre es mayor que la que se toma al cumplirse el candelero como rizo oblicuo, debido a ello, es necesario conocer muy bien sus parámetros para poder diferenciar las maniobras en cuestión.

En un candelero mediante una espiral, el carácter de alteración de la carga g difiere sustancialmente de otras maniobras, a saber: una pequeña carga g a la entrada con un aumento gradual hasta 1 al final de la maniobra, duración de la misma y variación gradual de la altura.

El candelero puede efectuarse en el régimen de postcombustión o en el régimen máximo del motor.

Al ejecutarse esta maniobra la velocidad de vuelo disminuye.

En la figura 5.10 representado un registro de los parámetros de vuelo en la película del SARPV-12 en candelero. Según se ve, el carácter de variación de la carga g n_y ocupa una posición intermedia entre el carácter de variación de la carga g durante un medio rizo y el de una trepada. A diferencia de la trepada, en un candelero la carga g es más de 1 en toda la trayectoria.

Según los registros del SARPV-12 la figura comienza ora en

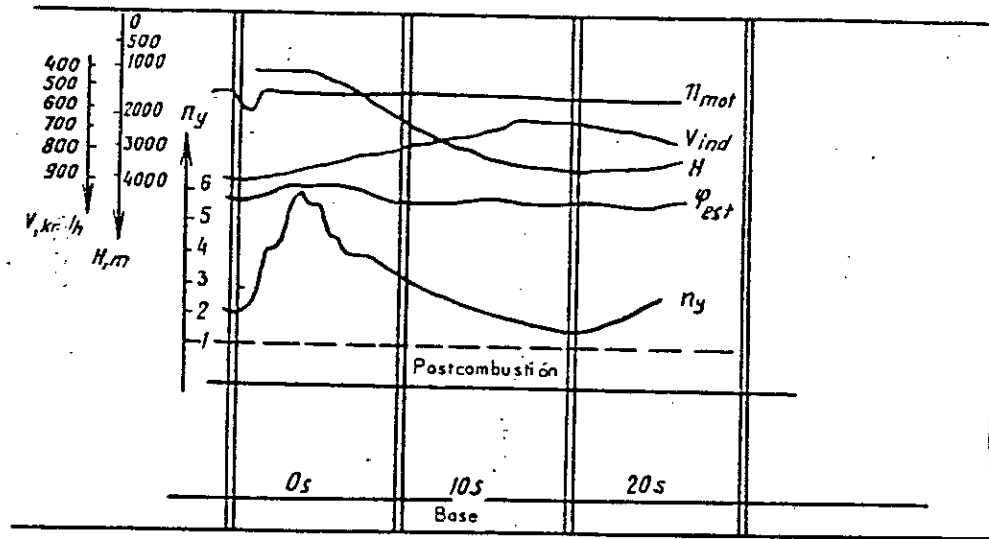
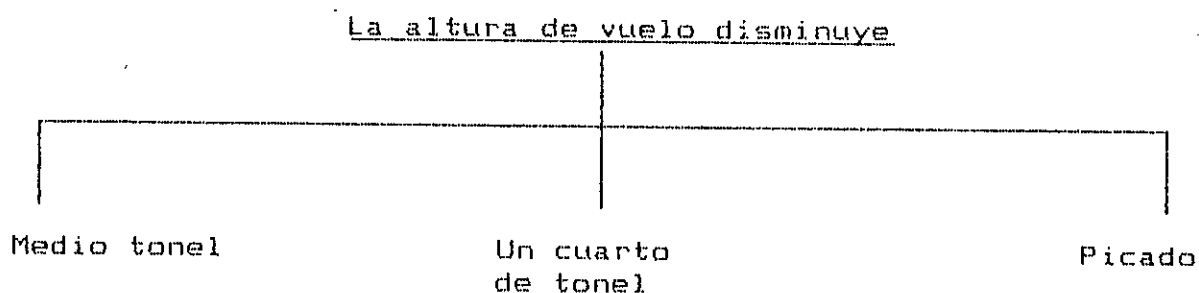


FIG. 5.10. REGISTRO EN LA PELÍCULA DEL CÁMERA 12 DE LOS PARAMETROS EN CANDELERO

el momento de crecer la altura (durante el cumplimiento dinámico de las figuras), ora en el instante cuando va en aumento la carga g (ejecutando las figuras por separado). Se considera que la figura termina en el momento de cesar el crecimiento de la altura.

5.1.3 LA ALTURA DE VUELO DISMINUYE

Posibles tipos de maniobras al disminuir la altura se dan en el es esquema 5.3.



La altura de vuelo disminuye también en otros tipos de vuelo, por ejemplo, en la espiral, tonel o durante el descenso.

Medio tonel es una figura de pilotaje en la que el avión hace un giro de 180° con respecto al eje longitudinal, moviéndose posteriormente por la trayectoria descendente en plano vertical y recuperando el vuelo horizontal en el sentido contrario al de la entrada. La trayectoria del medio tonel se muestra en l figura 5.11. Para realizar el medio tonel el piloto hace girar el avión alrededor del eje longitudinal en 180° en 3-6 segundos. En el proceso de giro la fuerza de sustentación "desvía" el avión de la dirección inicial de vuelo. Para que esta "desviación" sea insignificante el piloto, ejecutando la figura en cuestión, desplaza la palanca hacia adelante y reduce, de este modo, la

carga g y hasta los valores que se acerquen a 1 o menores. Es un rasgo característico que permite identificar el medio tonel por los registros del SARPV-12. Después de haber dado el avión media vuelta (180°), la fuerza de sustentación Y y la componente del peso $G \cos \alpha$ dirigidas en el mismo sentido, son las que incurvan la trayectoria en la primera mitad de la figura. Para acortar el radio es conveniente crear en este momento una carga g considerable, lo que es imposible, al iniciar el medio tonel, debido a que esta figura se realiza a una velocidad indicada inicial relativamente pequeña. A medida que baja el avión, la velocidad indicada crece dando posibilidad al piloto de aumentar de manera gradual la carga g hasta lograr el valor asignado.

En lo ulterior, para evitar el crecimiento de la carga g debido al aumento de la velocidad, el piloto desplaza la palanca gradualmente hacia adelante, lo que indica la disminución del ángulo de reflexión del estabilizador.

En la segunda mitad del medio tonel la trayectoria se incurva debido a la diferencia de las fuerzas Y y $G \cos \alpha$ que actúan en direcciones contrarias (véase la fig. 5.11). Cuanto mayor sea la carga g , tanto menor será el radio y menor por consiguiente, la altura perdida al ejecutarse la maniobra.

Durante el medio tonel, debido al empuje del motor y a la componente del peso $G \sin \alpha$, la velocidad de vuelo aumenta prácticamente en toda la trayectoria. Sin embargo, si el piloto no reduce la carga g , al final de la maniobra se notará una bajada de velocidad o cese de su crecimiento a causa de una resistencia grande del avión, debida al ángulo de ataque considerable. En los aviones que poseen buenas características de maniobrabilidad se puede cumplir el medio tonel sin aumentar

la velocidad.

Para evitar que crezca excesivamente la velocidad el medio tonel se ejecuta, como regla, con el motor desacelerado.

De esta manera, al cumplirse correctamente el medio tonel, la variación de la carga g debe ser la siguiente. Entrando a la maniobra, antes de comenzar a bajar la altura, la carga g en la mayoría de los casos disminuye durante 3-6 segundos hasta un valor menor de 1, lo que corresponde al momento de cumplir el medio tonel (fig. 5.12). No obstante, esto no es una condición obligatoria para las características de la maniobra, ya que se puede cumplir el medio tonel con una carga g mayor de 1.

A continuación, (en el tramo inicial de la caída de altura) la carga g debe aumentar a un ritmo de 2-3 a 3-4 g/s , luego, crecer gradualmente, alcanzando un valor de 6-7 al final de la maniobra, es decir, con el cumplimiento correcto del medio tonel la carga g varía según la forma de trapecio irregular.

Un cuarto de tonel es una figura de pilotaje que consiste en el giro del avión con respecto al eje longitudinal a un ángulo mayor de 90° (pero menor de 180°), moviéndose posteriormente por una trayectoria descendente en plano inclinado y tomando la posición de vuelo horizontal en el sentido contrario al de entrada. La trayectoria del tonel un cuarto se muestra en la figura 5.13. El ángulo de inclinación del plano de la trayectoria (μ) del tonel un cuarto puede ser distinto (desde el plano vertical al plano horizontal). Este ángulo determina la forma de la trayectoria y los parámetros de la maniobra entre el margen del medio tonel y el viraje. Si los ángulos de inclinación del plano de la figura respecto al horizonte (μ) equivalen a 60° - 80° , la figura tiene parámetros del medio tonel; si los ángulos son de

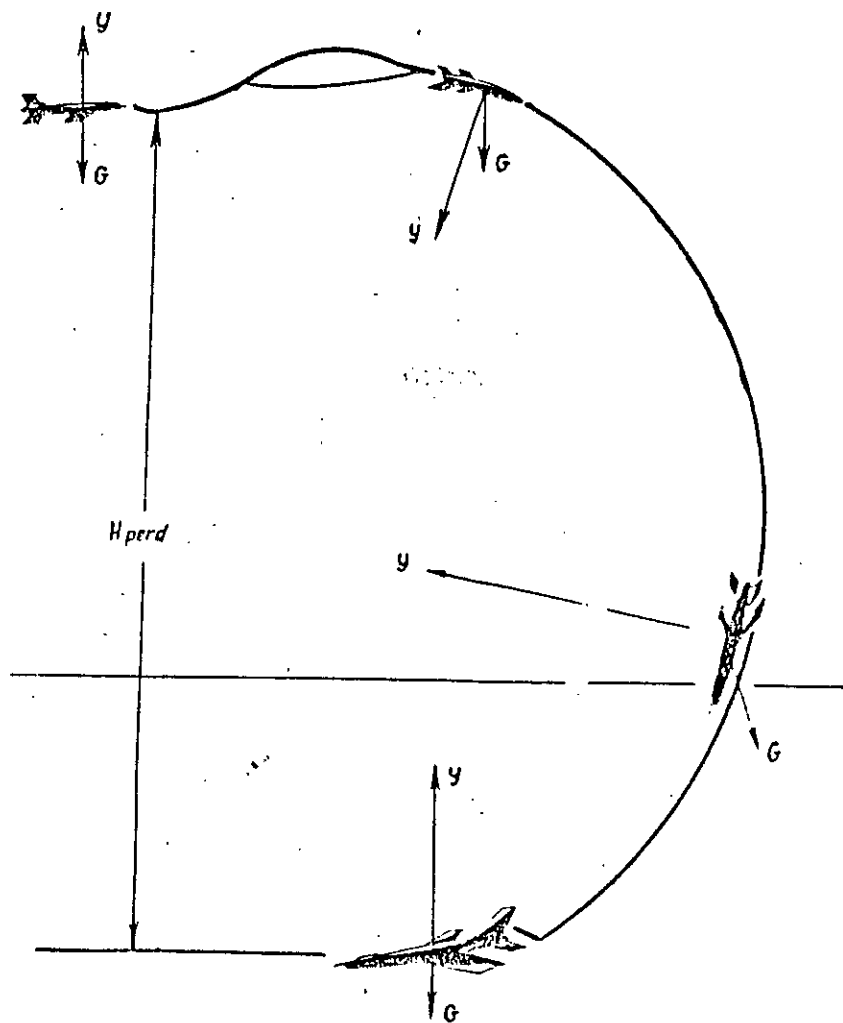


FIG. 5.11. TRAYECTORIA DE VUELO DE UN AVION EN MEDIO TONEL

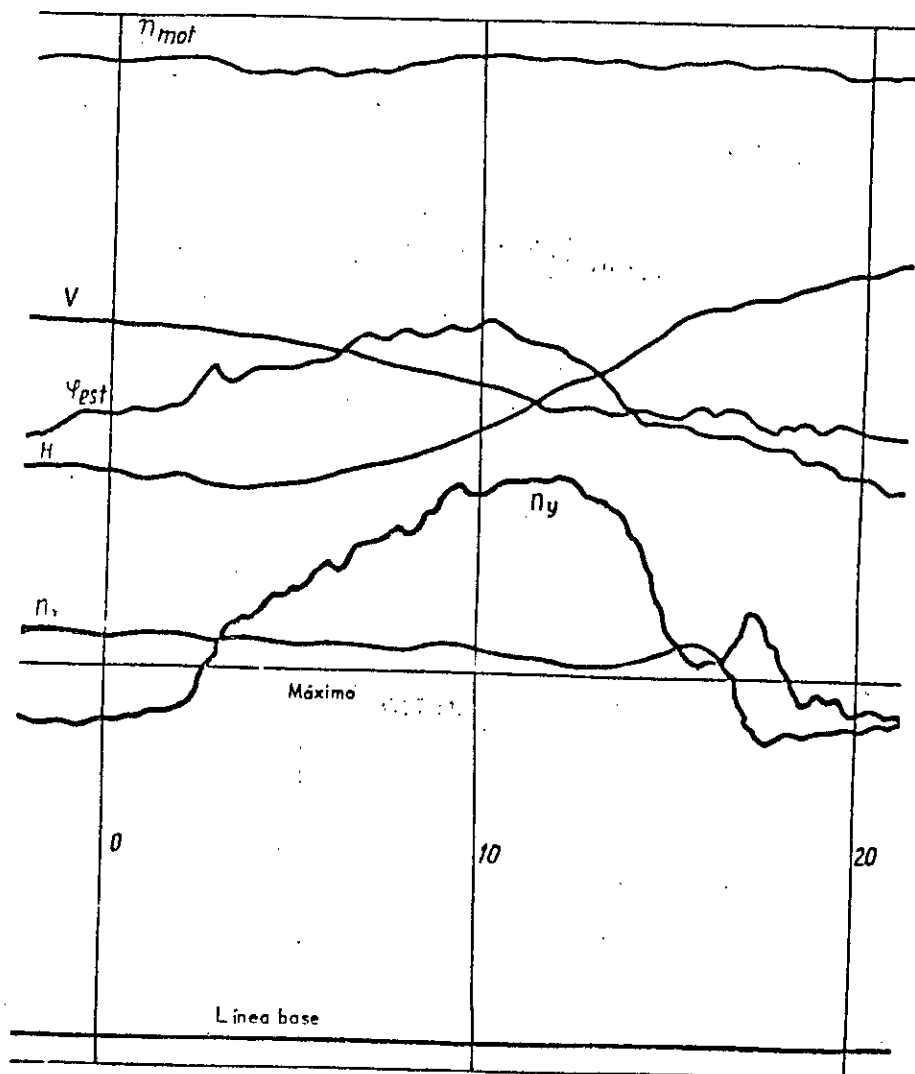


FIG. 5.12. REGISTRO EN LA PELICULA DEL CAPPII-12 DE LOS PARAMETROS DE UN VUELO EN MEDIO TONEL

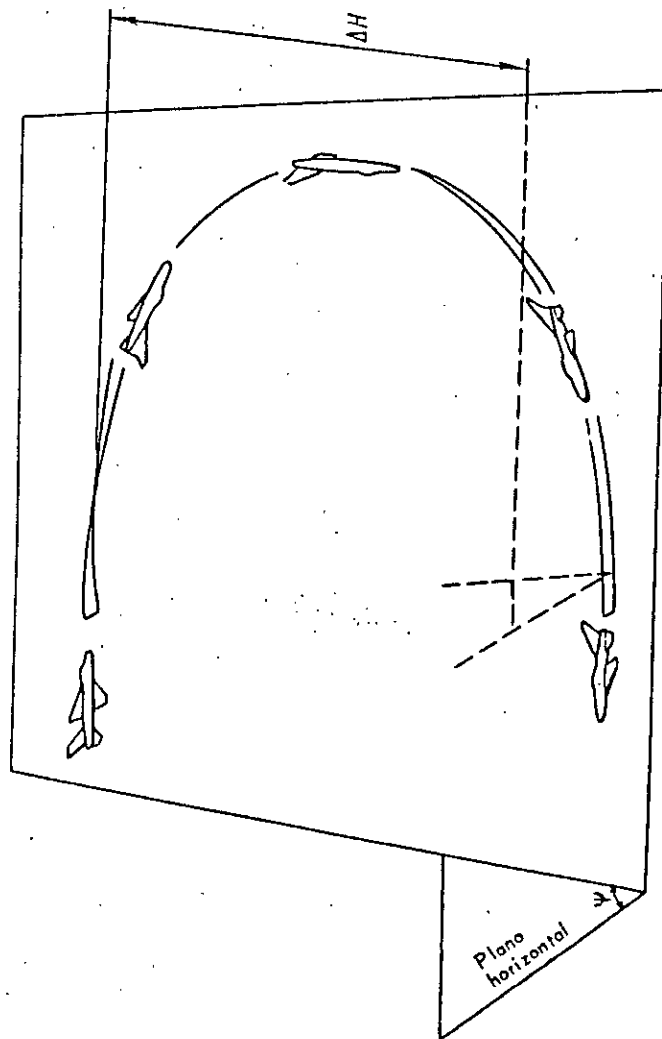


FIG. 5.13. TRAYECTORIA DE MOVIMIENTO DE UN AVION EN UN CUARTO DE TONEL

10° a 30° del viraje inuniforme.

Normalmente, el tonel un cuarto se cumple con los ángulos μ de 40° a 80°. El orden del cumplimiento de esta maniobra es como sigue. El piloto produce un banqueo del avión $\xi = 90^\circ + \mu$ hacia el plano del medio tonel y, halando la palanca hacia sí, aumenta la carga g hasta la admisible con arreglo a la velocidad de vuelo; a medida que el avión vuela por la trayectoria, el piloto reduce el banqueo y aumenta la carga g ; al entrar en vuelo horizontal, elimina completamente el banqueo. La variación de la carga g tiene el mismo carácter que en el medio tonel. Debido a ello, es difícil distinguir el tonel un cuarto del medio tonel en la película del SARPV-12. El carácter de variación de la altura ofrece más información sobre el caso que la variación de la carga g .

Haciendo el tonel un cuarto, la alteración de la altura de vuelo es menor que en un medio tonel, siendo el mismo valor de la carga g . Por eso, estas figuras se las puede distinguir en los registros del SARPV-12 solamente si se conocen bien sus parámetros.

Picado es una figura de pilotaje durante la cual el avión desciende con un ángulo constante de inclinación de la trayectoria. Los tipos de trayectorias, en función del método de entrada, se da en la fig. 5.14.

Por regla general, la maniobra del picado se compone de tres tramos: entrada, tramo rectilíneo y recuperación. En algunos casos puede no haber tramo rectilíneo (al igual que en la trepada).

La entrada en picado puede efectuarse valiéndose de los métodos siguientes:

- desde el vuelo horizontal, desplazando la palanca hacia adelante (sin banqueo) (fig. 5.14, c);
- desde una vuelta (fig. 5.14, b);
- desde un medio tonel (fig. 5.14, a).

Además, para entrar en picado se puede aplicar el tonel un cuarto.

El empleo de uno u otro método, desde el punto de vista de la intensidad de incurvación de la trayectoria, es motivada por las mismas causas que en la recuperación de la trepada (véase la trepada).

Con los distintos métodos de entrada, las magnitudes de las cargas g se acercan a las que se producen durante la recuperación de la trepada.

En el tramo rectilíneo la carga n_y es menor de 1. La relación entre el ángulo de inclinación de la trayectoria θ y la carga g n_y es la misma que durante la trepada (véase la tabla 28). A diferencia de la trepada, en el tramo rectilíneo la velocidad crece a causa de que la componente del peso actúa en la dirección del movimiento.

La recuperación del picado se realiza de la misma manera que en la segunda etapa del medio tonel.

En la recuperación del picado se realiza de la misma manera que en la segunda etapa del medio tonel.

En la recuperación la magnitud de la carga g puede alcanzar la máxima de explotación.

Para evitar un crecimiento excesivo de la velocidad durante el picado el motor, normalmente queda desacelerado. En algunos casos, por esta misma razón se puede emplear los frenos aerodinámicos, lo que se nota por una variación relativamente

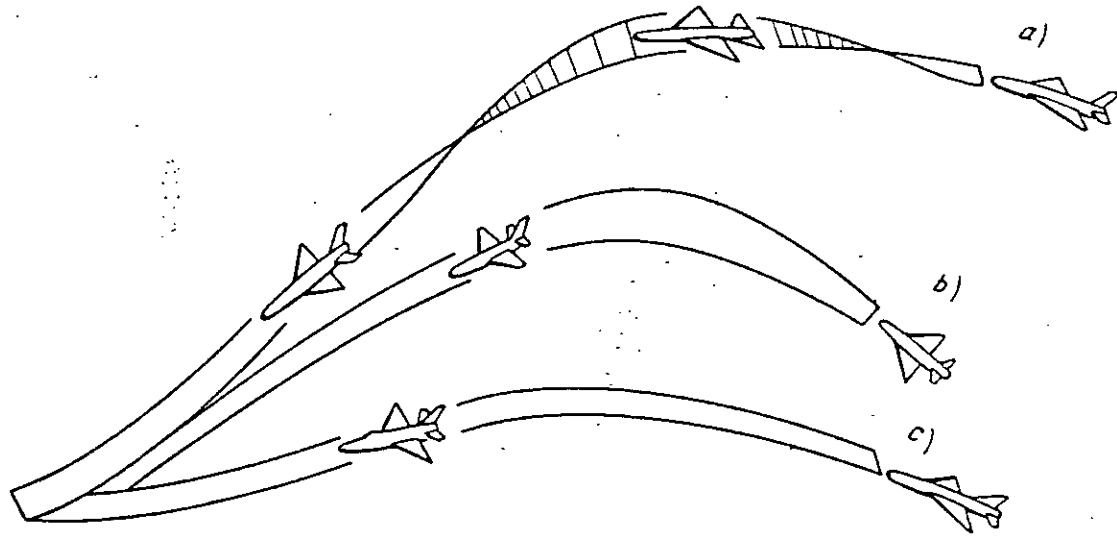


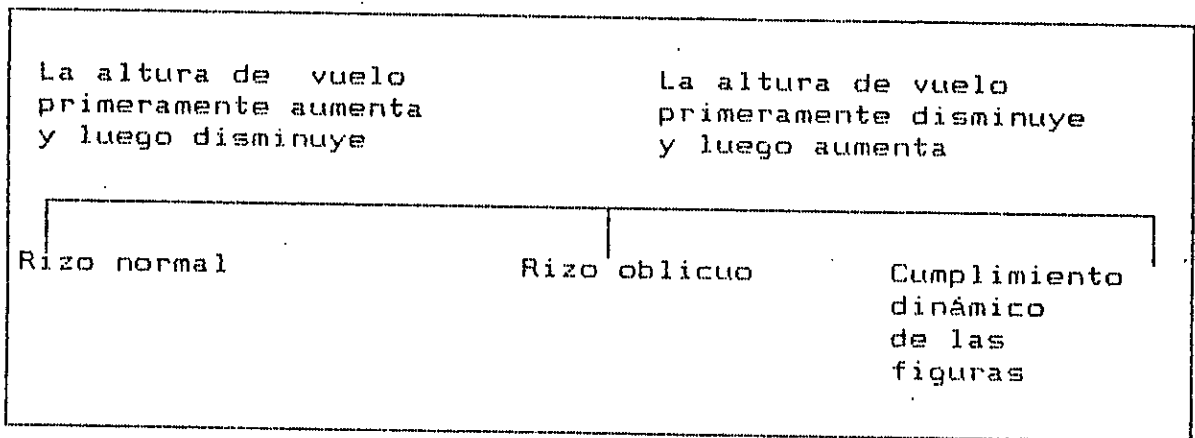
FIG. 5.14. TRAYECTORIA DE VUELO DE UN AVION EN PICADO

brusca de la carga g n^* , siendo prácticamente constantes las revoluciones del motor.

La figura 5.15 muestra el registro en la película del SARPV-12 de los parámetros de vuelo en picado.

El avión entra en picado con $n_y > 1$, lo que indica que la entrada se hace con banqueo (vuelta) sin desplazar la palanca hacia adelante. En este caso, se destaca claramente el tramo rectilíneo $n_y < 1$.

LA ALTURA DE VUELO PRIMERAMENTE
AUMENTA (DISMINUYE) Y, LUEGO DISMINUYE
(AUMENTA)



Rizo normal es una figura de pilotaje durante la cual el avión describe en plano vertical una curva cerrada que está situada por encima del punto de entrada. La trayectoria del rizo normal es mostrada en la figura 5.16. Convencionalmente, la maniobra se la puede dividir en dos tramos: ascendente y descendente.

Los principios básicos de cumplimiento del tramo ascendente son las mismas que rigen para el medio rizo (véase el medio rizo). La diferencia consiste en que, al cumplir el rizo, el piloto no hace girar el avión a 180° alrededor del eje longitudinal en la parte superior de la maniobra.

La parte descendente del rizo se cumple igual que el medio

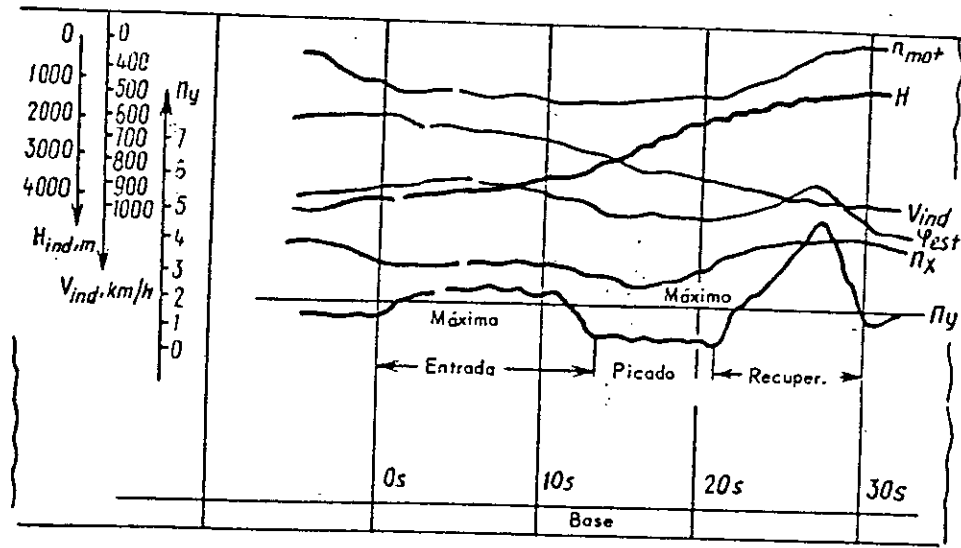


FIG. 5.15. REGISTRO EN LA PELICULA DEL CAP'III- 12 DE LOS PARAMETROS DE UN VUELO EN PICADO

tonel.

El rizo (en función del tipo de avión, velocidad inicial y altura) se cumple con el motor marchando en el régimen máximo o postcombustión. Habitualmente después de pasar el punto superior, el piloto desacelera el motor para evitar el crecimiento excesivo de la velocidad en la parte descendente del rizo.

Una vez realizadas la maniobra, la altura de vuelo puede ser igual a la inicial o ser mayor o menor de ésta lo que se determina por el régimen de funcionamiento del motor en el tramo descendente y por la magnitud de la carga g durante la recuperación.

En la figura 5.17 se ve cómo varían los parámetros del rizo normal grabados en la cinta del SARPV-12. Se observa con claridad la ley característica de variación de la carga g en el rizo (por la forma de la ensillada). La carga g mínima corresponde a la altura máxima y la velocidad mínima (punto superior de la figura).

Ejecutando las figuras por separado, el punto en el que comienza la carga g se considera el inicio de la maniobra, mientras que el punto donde la carga g se acerca a 1 se toma como terminación de la maniobra. Si las figuras se ejecutan en forma dinámica, es necesario tomar como inicio y terminación del rizo normal los puntos que corresponden a alturas mínimas.

Rizos oblicuos es una figura de pilotaje durante la cual el avión describe en plano inclinado una curva cerrada que está situada por encima del punto de entrada. La trayectoria del rizo oblicuo es mostrada en la figura 5.18. Esta trayectoria se halla en un plano desplazado del plano horizontal al ángulo μ . Para ejecutar el rizo oblicuo el piloto crea un banqueo tanto mayor,

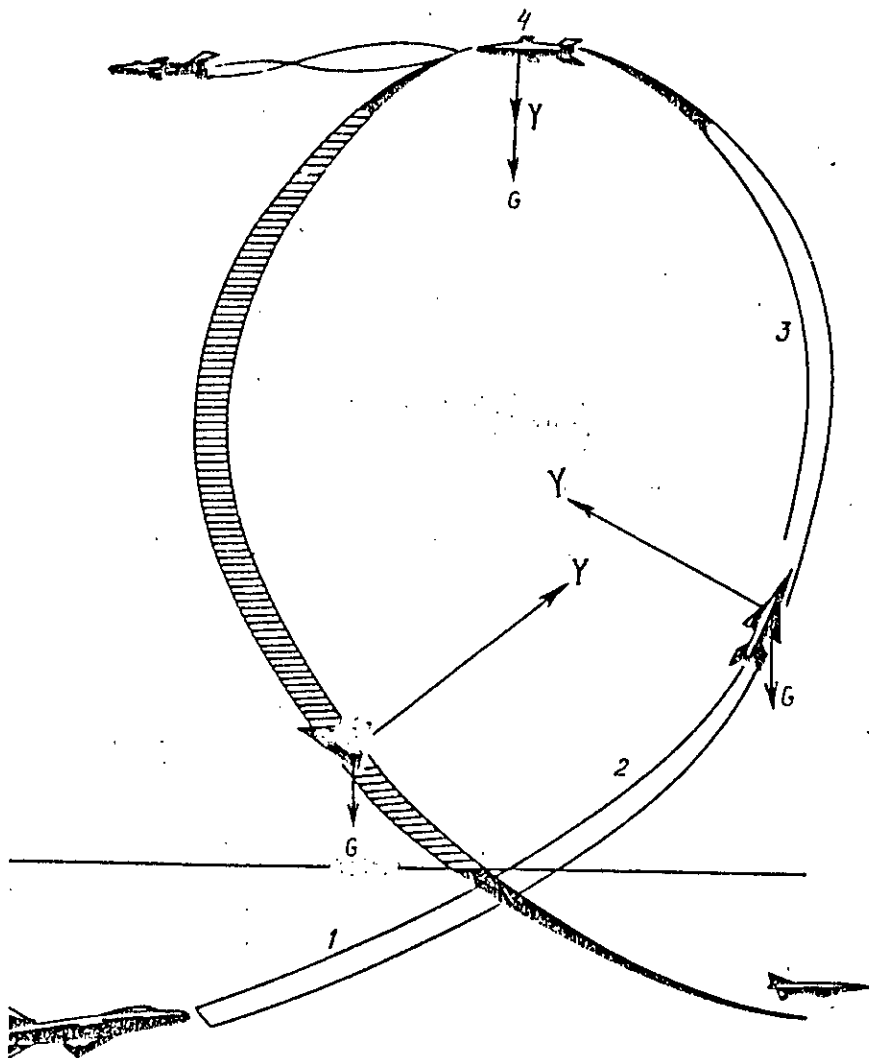


FIG. 5.16. TRAYECTORIA DE VUELO DE UN AVION EN RIZO NORMAL

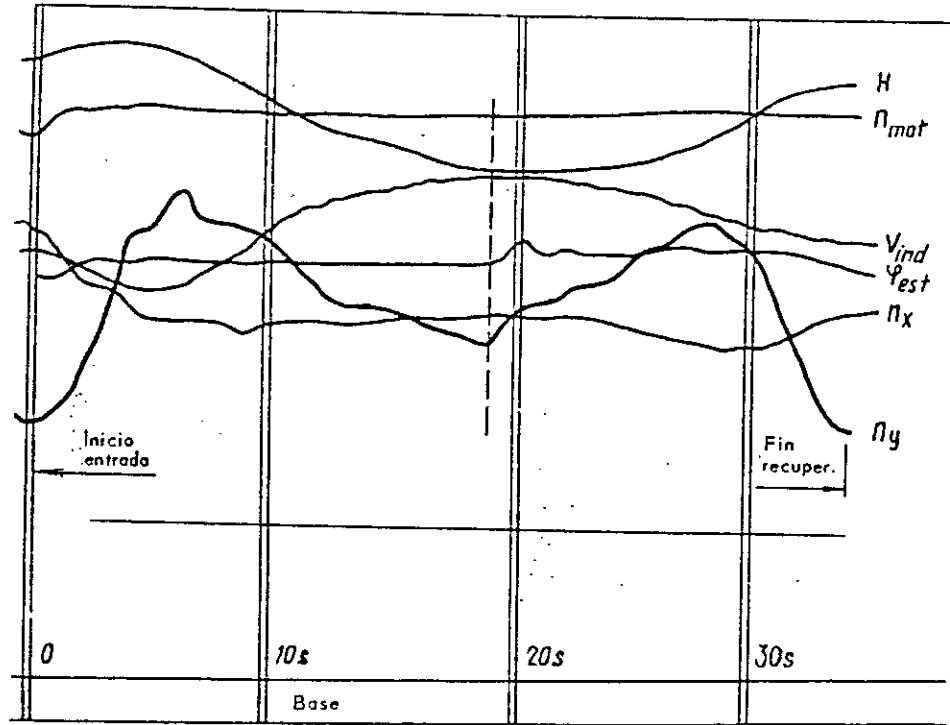


FIG. 5.17. REGISTRO EN LA PELICULA DEL CAI'III-12
DE LOS PARAMÉTROS DE UN VUELO EN RIZO NORMAL

cuanto menor sea el ángulo de inclinación del plano del rizo oblicuo. La ley de alteración de la carga g durante la ejecución del rizo oblicuo, el carácter de variación de la altura y de la velocidad de vuelo son análogos a la variación de los parámetros respectivos en el rizo normal.

Si el ángulo de inclinación del plano del rizo oblicuo es de $70-80^\circ$, resulta prácticamente imposible distinguir el rizo oblicuo del rizo normal en los registros del SARPV-12.

Si el ángulo de inclinación del plano del rizo oblicuo es menor de 70° , los indicios característicos de esta maniobra serán: menor crecimiento de la altura y mayores valores de la velocidad y de la carga g en el punto superior.

En la figura 5.19 se muestra cómo varían los parámetros en el rizo oblicuo y el recto.

A base de los registros del SARPV-12 es imposible determinar la calidad de mantenimiento de la trayectoria en un sólo plano.

Cumplimiento dinámico de las figuras

Durante el cumplimiento dinámico de las maniobras las figuras son identificadas sobre la base de los indicios arriba analizados.

Para identificar con mayor precisión las figuras es preciso conocer las particularidades de cumplimiento de las maniobras en un tipo concreto de avión y el orden de cumplimiento del ejercicio a analizar por los registros del SARPV-12.

ANÁLISIS Y APRECIACIÓN DE COMO SE OBSERVAN

LAS CONDICIONES DE SEGURIDAD DE VUELO

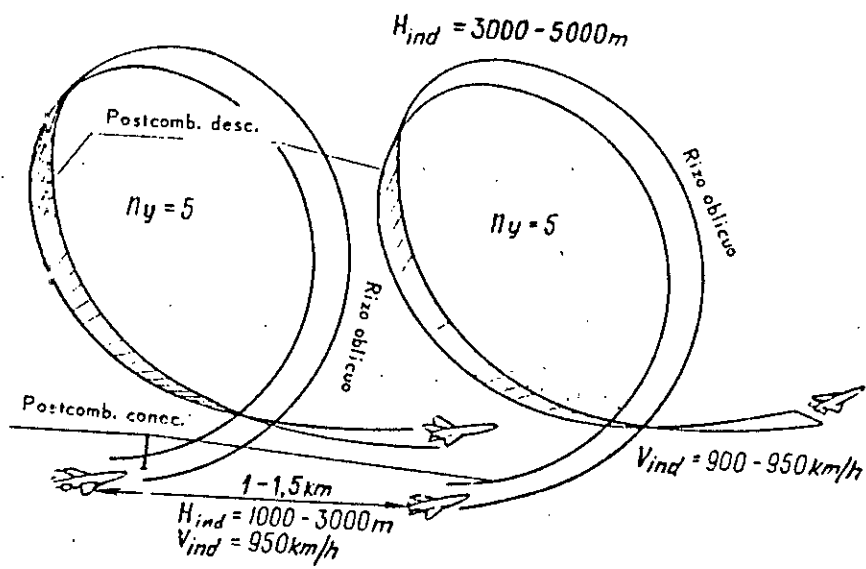


FIG. 5.18. TRAYECTORIA DE VUELO DE UN AVION EN RIZO OBLICUO

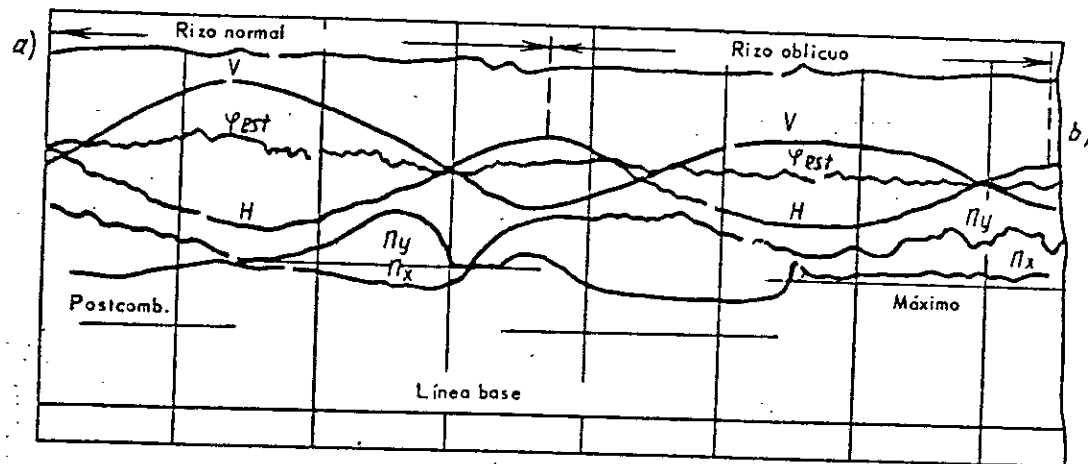


FIG. 5.19. REGISTRO EN LA PELICULA DE CAIPIII-12
DE LOS PARAMETROS DE UN VUELO EN RIZO NORMAL RECTO (a) Y RIZO
NORMAL OBLICUO (b)

La observancia de las condiciones de seguridad de un vuelo es apreciada tanto con ayuda de las películas del SARPV-12, como a base de los datos de interpretación de los registros representados en forma de gráficos (fig 3.11) o actas (Anexo 3).

Esta labor tiene por objeto determinar si han superado las limitaciones operacionales del avión en:

- velocidad indicada máxima de vuelo ($V_{ind-max}$);
- número mach máximo;
- velocidad de vuelo mínima ($V_{ind-min}$);
- carga g normal máxima ($n_{\gamma max}$);
- coeficiente máximo de la fuerza de sustentación (C_{γ});
- duración de vuelo con cargas g próximos a cero y cargas negativas;
- altura de vuelo mínima.

Veamos cómo se hace esta labor valiéndose de las películas del SARPV-12. Los momentos (secciones) más probables de superar las limitaciones operacionales son las secciones con los valores máximos y mínimos de V_{ind} y n_{γ} , así como secciones con alturas mínimas y las que corresponden al encendido y corte de la postcombustión. Debido a esto, en todas estas secciones se debe comprobar si se observan las condiciones de seguridad.

1. En las secciones con los valores máximos de la velocidad de vuelo se comprobará:

- a) casos de sobrevelocidad indicada admisible;
- b) si ha sido superado el número Mach admisible.

El número Mach se determina por la $V_{ind-max}$ conocida y por la altura H_{ind} con ayuda del nomograma (Anexo 6). Para no recurrir al nomograma a fin de transformar $V_{ind-max}$ en el número Mach y para aquellos casos cuando no hay infracciones evidentes,

basta con recordar o tener a mano los datos aproximados (redondeados) de las relaciones entre V_{ind} y H para el número Mach > 0.9 que se dan en la tabla 29.

Tabla 29

H, k	0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10	10-11
V_{in} Km/h M= 0,9	1050	1000	950	900	850	800	750	700	650	600	550

Al momento de rebasar el avión la velocidad supersónica de vuelo se lo puede determinar por el carácter de variación de la línea de registro de la velocidad y de la altura, sin recurrir al empleo del nomograma. A causa de que en este momento cesa la influencia del error de onda y aerodinámico (dH^{*0}), la altura y la velocidad aumentan bruscamente. la magnitud de este aumento de la velocidad puede llegar hasta 100 km/h y la del aumento de la altura, hasta 1000 metros.

Si el número Mach ha sido más de 0,9, es necesario comprobar si ha tenido lugar el autoencabritamiento del aparato. Este fenómeno se caracteriza por un incremento espontáneo brusco de la carga g normal, sin que varíe la posición del estabilizador. Por consiguiente, para determinar si ha tenido lugar o no el autoencabritamiento del avión, es necesario examinar todo el tramo del gráfico con el número Mach $> 0,9$ para ver si hubo aumento brusco de la carga g. Si se detecta, hay que revelar su causal: por haberse halado bruscamente la palanca (el estabilizador) o por el autoencabritamiento del avión. En el último caso, en el punto del aumento brusco de la carga g no se registrará la deflexión del estabilizador.

2. En las secciones con los valores mínimos de la velocidad se comprobará:

- a) si la velocidad de vuelo ha sido menor que la de control de maniobra;
- b) si ha tenido lugar la entrada en pérdida y en ángulos de ataque supercríticos.

El régimen de vuelo según el ángulo de ataque se determina por la magnitud del coeficiente de la fuerza de sustentación C_Y con ayuda de las planchetas (fig. 3.6) y del nomograma (Anexos 1 y 2).

Evaluando la observancia de las condiciones de seguridad de vuelo según C_Y con ayuda del nomograma, se logra una mayor precisión, pero requiere más tiempo que cuando se usa la plancheta. Debido a ello, primeramente se recomienda hacerlo valiéndose de la plancheta, como se indica en el subapartado 3.1.5 y, luego, de haber secciones dudosas, mediante el nomograma.

El orden para determinar C_Y con ayuda del nomograma es el siguiente. En la película (en el gráfico) en la sección correspondiente a la $V_{and-min.}$ se determinan las magnitudes de la velocidad, carga g y tiempo desde el momento de iniciarse el vuelo. Luego, sirviéndose de la escala de $V_{and.}$ en la parte inferior del nomograma, se busca la magnitud de la velocidad que corresponde a la velocidad medida y, a partir de este punto, moviéndose por todas las líneas horizontales y verticales a través de todos los cuadrantes, es necesario pasar al gráfico derecho superior de la dependencia entre C_Y y el número Mach según lo indica la línea discontinua con flechas en el nomograma.

El punto de paso de la línea horizontal a la vertical en el

cuadrante izquierdo inferior se toma en función del peso de avión. El último se determina de manera aproximada según sea la duración de vuelo del avión. Al principio del vuelo (maniobra) se toma un peso próximo al máximo (con suspensiones correspondientes), en la parte media de vuelo se toma un peso medio y al final del vuelo (maniobra), el peso mínimo.

El punto de paso de la línea vertical a la horizontal en el cuadrante izquierdo superior depende de la magnitud de la carga g normal determinada durante la interpretación.

El punto de paso en el cuadrante derecho inferior se halla por la magnitud de H^{no} determinada en el proceso de interpretación.

En el cruce de la línea horizontal trazada en el cuadrante izquierdo superior con la línea vertical que viene del cuadrante derecho inferior, se busca el punto en el cuadrante derecho superior que corresponde a la magnitud real de C_Y . Si este punto se encuentra por debajo del límite de oscilaciones laterales del avión o por debajo de la línea de C_Y admisibles, se considera que las condiciones de seguridad de C_Y están cumplidas; si este punto queda por encima, estas condiciones no se han cumplido.

Es necesario tener en cuenta que, comprobando esta condición, puede resultar que la condición C_Y se encuentre por encima de la línea de caída del avión, mientras que en realidad no se ha registrado caída alguna del avión en vuelo. En este caso no hay que poner en duda la validez de determinación del régimen de vuelo, ya que el entrar el avión a los ángulos de ataque críticos no provoca obligatoriamente una caída del avión, por lo que la entrada a estos ángulos es una condición obligatoria pero no suficiente para la calidad del aparato. La caída puede ocurrir

cuando en este régimen el avión desliza sobre el ala.

El valor máximo de C_Y se anota en el acta de interpretación.

3. En las secciones con las cargas g normales máximas es indispensable determinar:

- a) si ha tenido lugar o no la superación de las limitaciones operacionales de la carga g máxima admisible (n_Y^{adm}) conforme a la resistencia estructural del avión;
- b) si ha tenido lugar o no la entrada en pérdida y a los ángulos de ataque supercríticos.

Las máximas cargas g operacionales admisibles se dan en las instrucciones para el piloto en función del peso del aparato y del combustible restante. Esto se debe a que el grado de acción mecánica sobre la estructura del avión es limitado por la magnitud de la fuerza de sustentación del ala Y y no por la carga g.

Como es sabido, la dependencia entre n_Y , Y y G tienen el aspecto siguiente:

$$n_Y = Y/G$$

De esta dependencia resulta que, con el mismo valor de n_Y , la fuerza de sustentación tendrá una magnitud diferente con el cambio del peso del avión. en el vuelo el peso varía sustancialmente (hasta un 40% del peso inicial). Al evaluar cómo se observan las condiciones de seguridad durante el vuelo según n_Y^{adm} , la variación del peso se calcula según la duración del vuelo, como se ha expuesto ya anteriormente.

La entrada en pérdida y a los ángulos de ataque supercríticos se determina por la magnitud C_Y con ayuda de nomogramas o sirviéndose de las planchetas de calibración.

4. En las secciones con las cargas normales mínimas es necesario determinar si se han producido o no las cargas g cuasicero o negativas y, si este fenómeno no ha tenido lugar, es preciso determinar la duración de vuelo en estas condiciones.

Las cargas g cuasicero son aquellas cuya magnitud es de $0,2$ a $-0,2$. Para la mayoría de aviones el vuelo con estas cargas no debe durar más de 2 segundos. Volar con las cargas g cuasicero es peligroso por un posible corte de suministro del combustible (corte del chorro) al motor.

El vuelo con las cargas negativas debe durar no más de 5 segundos, funcionando el motor en el régimen de postcombustión, y 15 segundos, si el motor funciona en el régimen máximo.

La duración del vuelo con las cargas g negativas es limitada por la capacidad del combustible del tanque que suministra el combustible al motor en vuelo con cargas g negativas.

5. En las secciones con la altura mínima se determina si el avión ha bajado más de la altura asignada para la misión aérea.

6. En las secciones de encendido y corte del régimen de postcombustión del motor se determinan la velocidad, altura y la carga g normal. Al encenderse o cortarse la postcombustión, estos parámetros deben quedar dentro de los límites establecidos en las Instrucciones para el piloto..

En los gráficos del SARPV-12 los puntos donde se ha detectado la infracción de las condiciones de seguridad de vuelo son contorneados con lápiz rojo, anotando al lado la infracción cometida o bien a través de estos puntos se trazan líneas verticales; o sea los lugares donde hay infracciones se hacen más visibles en el gráfico.

Durante el análisis de los vuelos el jefe (instructor) debe analizar conjuntamente con el piloto las faltas cometidas relacionándolas con el carácter de la maniobra efectuada, revelar las causas que originaron esta faltas y dar recomendaciones para eliminar los errores cometidos.

La entrada en regímenes peligrosos de vuelo conforme al acta (Anexo 3) se determina de la misma manera que para las secciones correspondientes en el gráfico.

ANÁLISIS ENTREVUELO DE LA CALIDAD
DE CUMPLIMIENTO DE UNA MISIÓN AÉREA
(ANÁLISIS PARCIAL DE VUELOS SEGÚN LOS
MATERIALES DE CONTROL OBJETIVO)

El análisis entrevuelo tiene por misión revelar en el transcurso de los vuelos casos de propensión a los accidentes aéreos y las deficiencias en la ejecución de las misiones asignadas y medidas preventivas para evitarlas en vuelos ulteriores.

Como han sido mencionado en el capítulo I, durante los vuelos es necesario organizar el mantenimiento del equipo de control objetivo de tal modo que las películas del SARPV-12 lleguen al cuarto de control objetivo al cabo de 15 minutos después de haber parqueado el avión en la zona de aparcamiento de despegue.

Por consiguiente, el jefe (instructor) que instruye al piloto puede analizar la calidad de ejecución de un vuelo directamente en las películas del SARPV-12.

En este análisis el jefe ha de evaluar el carácter de las maniobras realizadas y si éstas corresponden a la misión aérea, cerciorarse de que han sido observadas las condiciones de seguridad en el vuelo y apreciar la calidad de las maniobras.

Sabiendo como identificar por los registros del SARPV-12 las figuras de pilotaje, no es complicado apreciar la totalidad y el orden del cumplimiento de la misión aérea. Estudiando los tramos de las películas desde el momento de despegue hasta el aterrizaje del avión, hay que ver si los regímenes de vuelo (regímenes de funcionamiento del motor) y las maniobras han correspondido a la

misión asignada.

La observancia de la seguridad de vuelo se evalúa con arreglo a las recomendaciones expuestas en el apartado anterior.

Analizando en diversas etapas de vuelo el carácter de variación de los parámetros como la carga g n^y , altura velocidad, revoluciones del motor, ángulo de deflexión del estabilizador, encendido (corte) de la postcombustión, etc., se puede revelar algunos errores cometidos durante el pilotaje, es decir, analizar la calidad de vuelo. Veamos, cuáles son los errores característicos de pilotaje que se puede revelar sirviéndose de las películas del SARPV-12, durante el despegue, pilotando en la zona y durante el aterrizaje del aparato.

ANALISIS CUALITATIVO DE LA TECNICA DE PILOTAJE DURANTE EL DESPEGUE

El carácter del registro de los parámetros de vuelo en la película del SARPV-12 durante el despegue del avión se muestra en la figura 5.20. en base a estos registros se puede determinar lo siguiente: régimen de funcionamiento del motor durante el despegue, cómo el piloto manipuló el estabilizador (timones), duración del periodo de despegue (lo que caracteriza, de manera indirecta, si el piloto ha mantenido un debido ángulo de cabeceo en el momento de despegar) y la velocidad en el momento de despegue.

En la etapa de la carrera del avión se puede apreciar su duración por la variación de la línea de registro de las cargas g n^x y n^y . El comienzo de la carrera es el momento del salto en la línea de registro de n^x , mientras que el momento en que cesa

la borrosidad en la línea de registro de n^* se considera el final de la carrera. En la figura 5.20, está mostrado el despegue de un avión, funcionando el motor en el régimen máximo.

El piloto ha soltado enérgicamente los frenos lo que se aprecia por un aumento brusco de n^* y ha halado previamente la palanca de mando. Después de desprenderse la rueda delantera, él ha dado la palanca de mando hacia adelante, suavemente, sin tirones. La duración de la carrera es de 24 segundos. Este tiempo se aproxima al tiempo estimado para el tipo dado de avión el tiempo estimado se determina con ayuda del nomograma adjunto a las Instrucciones para el piloto.

El despegue se ha ejecutado correctamente.

En la figura 5.20, b se muestra el despegue del avión, funcionando el motor en el régimen de postcombustión. Antes de encender la postcombustión y emprender la carrera, el piloto no aplicó con firmeza los frenos, lo que se manifiesta en la línea de registro de n^* en el tramo de la película que precede al encendido de la postcombustión, en el sentido del aumento de n^* .

Al encender la postcombustión el piloto ha aplicado fuertemente los frenos, soltándolos luego algo; ha aplicado nuevamente y los soltó por completo.

En la figura 5.20, c se ve un despegue con una infracción grave cuando el piloto en la carrera ha cortado la postcombustión, desaceleró el motor y, luego ha aumentado las revoluciones, encendiendo la postcombustión y ha efectuado el despegue.

La figura 5.20, d muestra un despegue en el que el piloto ha variado la duración de funcionamiento del motor en tierra en el régimen máximo. De acuerdo con las instrucciones para el

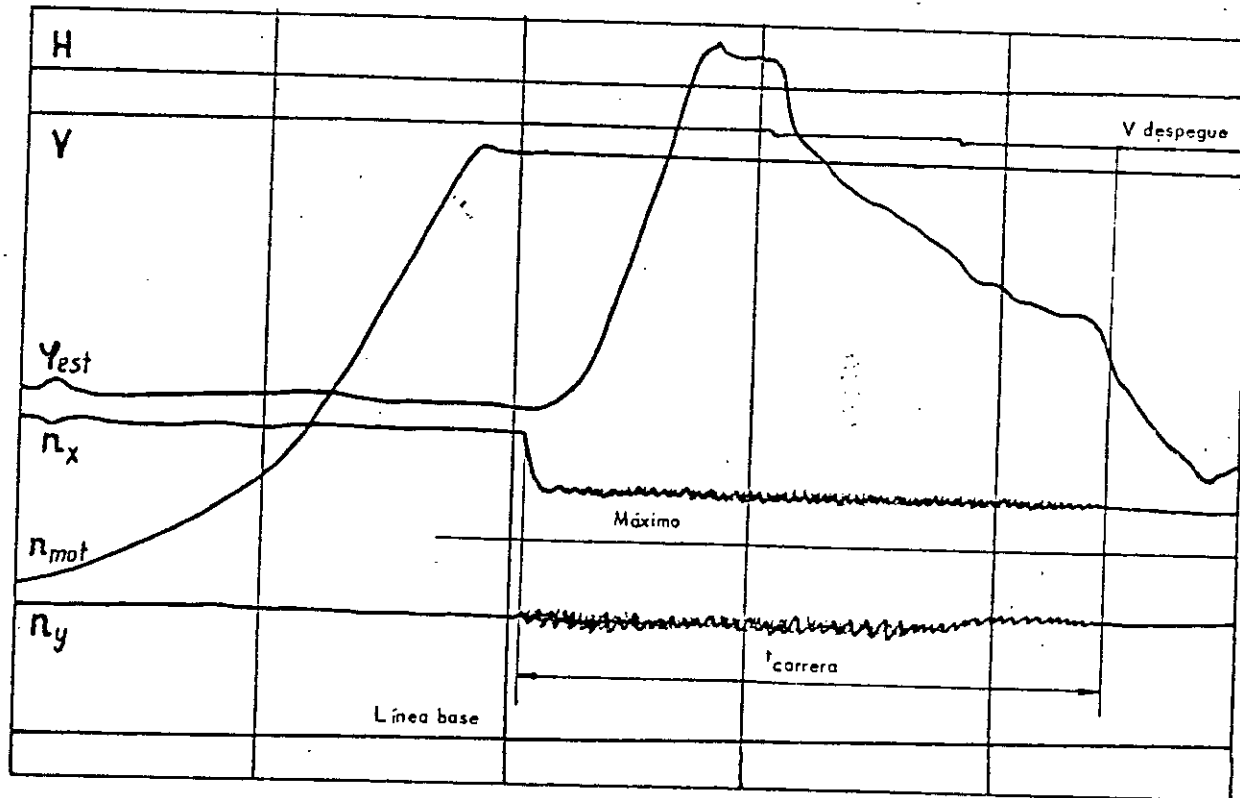


FIG. 5.20, a. REGISTRO DE LOS PARAMETROS DE VUELO EN LA PELICULA DEL CAMIII-12 DURANTE EL DESPEGUE DE UN AVION

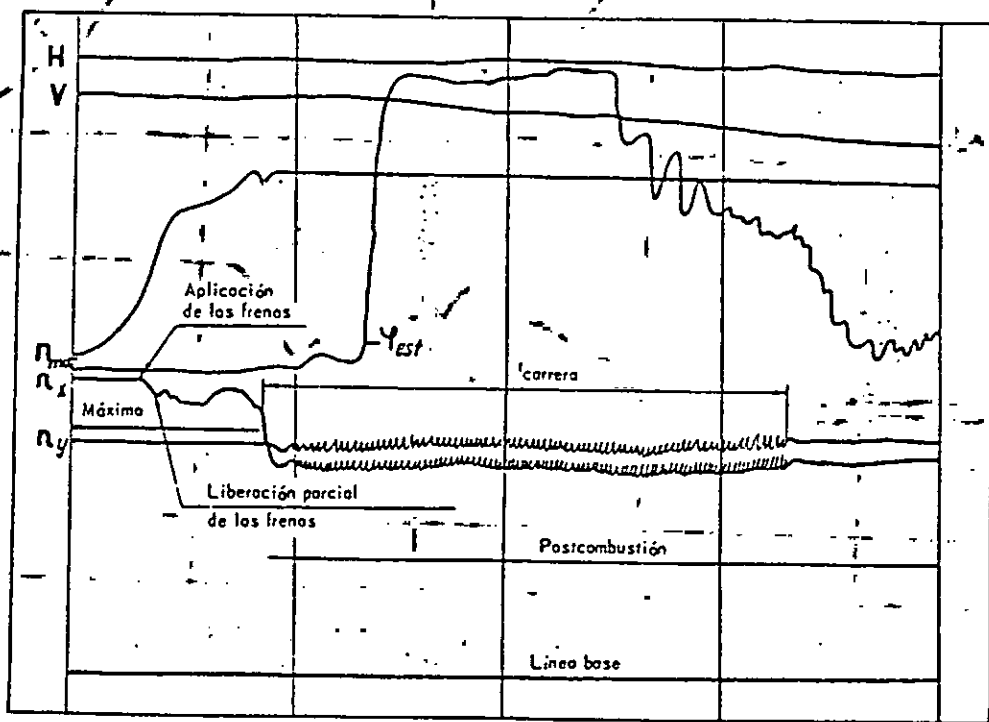


FIG. 5.20, b. REGISTRO DE LOS PARAMETROS DE VUELO EN LA PELICULA DEL CAPPI-12 DURANTE EL DESPEGUE DE UN AVION

piloto en el avión de este tipo se permite que el motor trabaje en tierra en el régimen máximo no más de 15 segundos. El piloto antes de comenzar la carrera, ha mantenido el motor en el régimen máximo durante 20 segundos.

De esta manera, con ayuda de los registros del SARPV-12 se puede determinar si el piloto ha actuado correctamente durante el despegue, revelar infracciones en la técnica de pilotaje y apreciar el vuelo desde el punto de vista de su calidad.

ANÁLISIS CUALITATIVO DEL PILOTAJE

EN LA ZONA

Analizando la calidad del pilotaje (maniobras), se puede obtener información más valiosa, al evaluar el carácter de variación de la carga g vertical. Para cada figura de pilotaje existen especificaciones propias en la variación de la carga g vertical. Por la diferencia entre la forma en que varía realmente la carga g y la ley requerida de esta variación es posible detectar algunos errores y evaluar cómo el piloto pilota el avión. Analizando el carácter de variación de la carga g vertical en la película del SARPV-12, se puede descubrir los siguientes errores característicos.

1. Elevado ritmo de incremento de la carga g , al entrar en una figura (fig. 5.21, b; 5.22, b). Este ritmo no debe superar 1,5 por segundo, es decir, el tiempo de aumento de la carga de 1 a 4 no debe ser menos de 2 segundos y de 1 a 6, no menos de 3 segundos, etc.

Si la carga g aumenta a un ritmo más intenso, surge un peligro en algunos regímenes de vuelo por el posible fenómeno

llamado autoencabritamiento, es decir, crecimiento espontáneo de la carga g con el estabilizador en posición fija.

2. Entrada lenta en una figura (fig. 5.21, c; 5.22, d). Los cálculos y los datos prácticos de los vuelos muestran que la entrada en viraje y figuras ascendentes deben ejecutarse con un ritmo de 1-1,5 por segundo. Este ritmo asegura la entrada en un viraje profundo durante 2-4 segundos y la entrada óptima en las figuras verticales.

3. Mantenimiento inestable de la carga g . Este índice es de suma importancia, al evaluar el grado de entrenamiento del piloto en la ejecución de una maniobra dada. Un piloto bien entrenado mantiene bien estable la carga g según la ley (fig. 5.21, a; 22, a). Pequeñas oscilaciones de las cargas g que aparecen en estos cuadros se deben, principalmente, al efecto de vibraciones y bataneo aerodinámico.

Un piloto con entrenamiento insuficiente mantiene la carga g de manera inestable (fig. 5.21, d; 5.22, b), produciendo a menudo tirones del estabilizador. Se recomienda comparar, con fines de demostración, los movimientos del estabilizador, al cumplir el rizo un piloto bien entrenado (fig. 5.21, a) y un piloto con entrenamiento escaso (fig. 5.21, d). El primero mantiene el estabilizador prácticamente inmóvil durante todo el proceso de cumplimiento del rizo, mientras que el segundo lo acciona permanentemente, dando a menudo tirones al avión.

4. Es pequeño o falta por completo el tramo rectilíneo en una trepada (picado). La existencia del tramo rectilíneo de la trepada (picado) y su duración se determinan por la magnitud y la duración con que se mantiene la carga g mínima en la parte media de la figura. La carga g mínima debe mantenerse en función

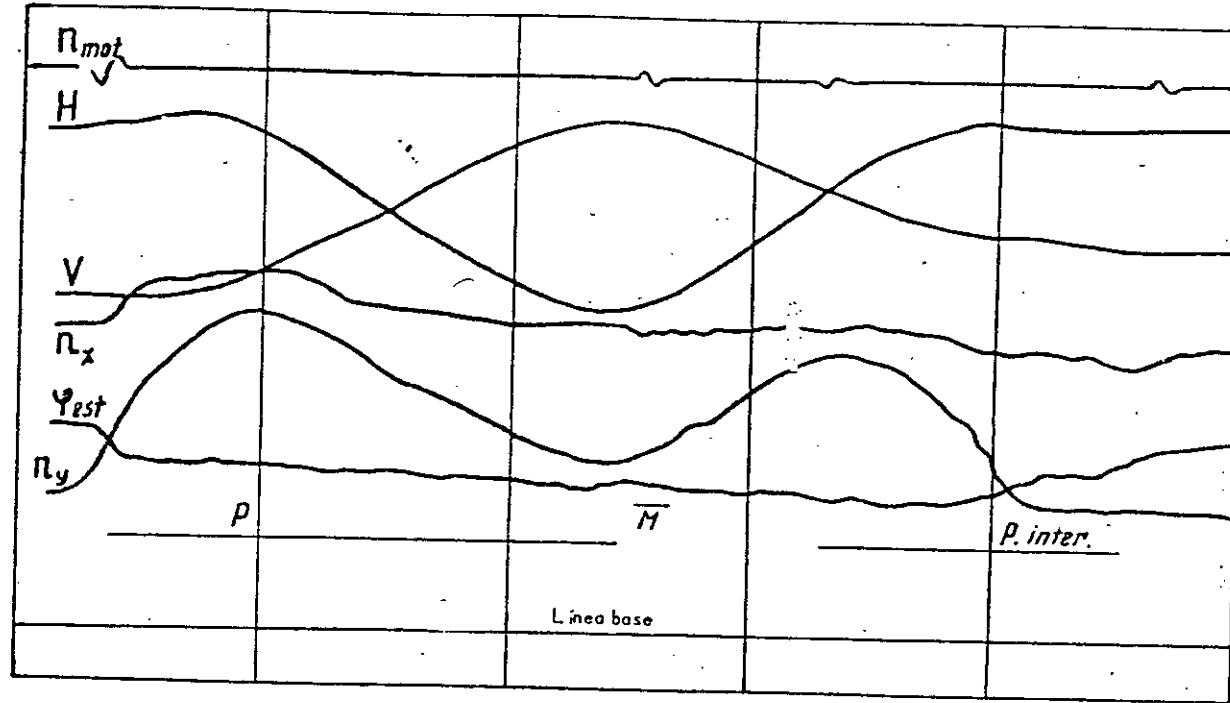


FIG. 5.21, a. ERRORES CARACTERISTICOS EN UN RIZO NORMAL

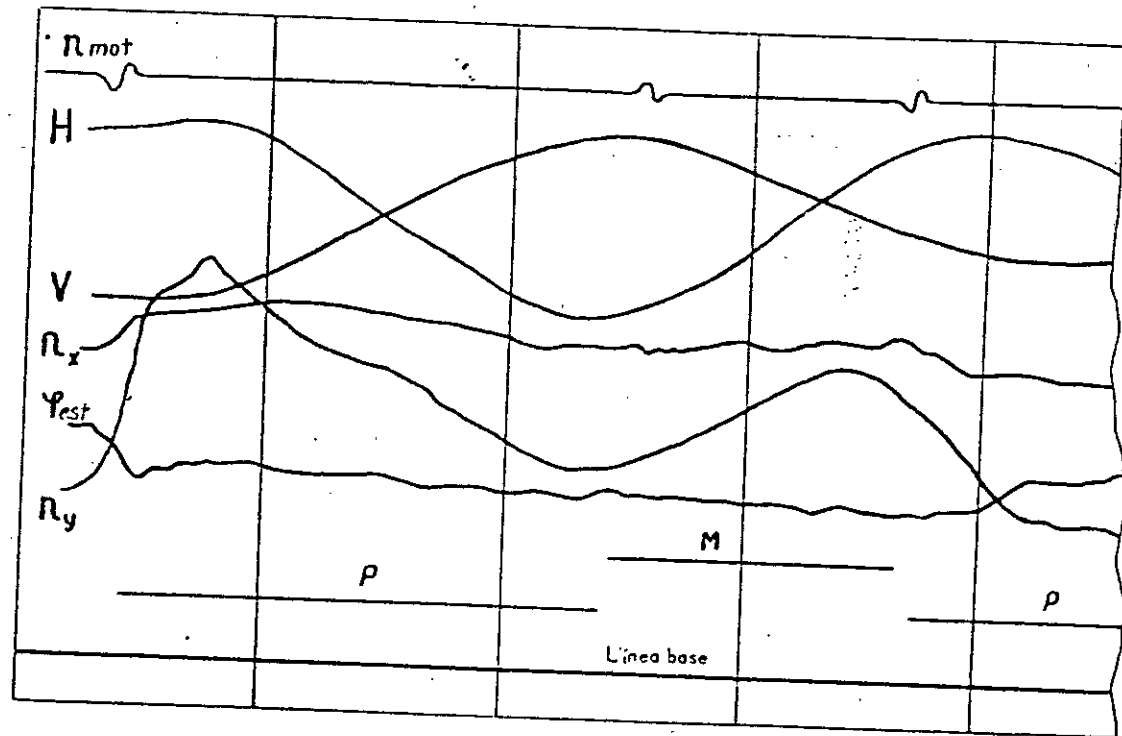


FIG. 5.21, b. ERRORES CARACTERISTICOS EN UN RIZO NORMAL

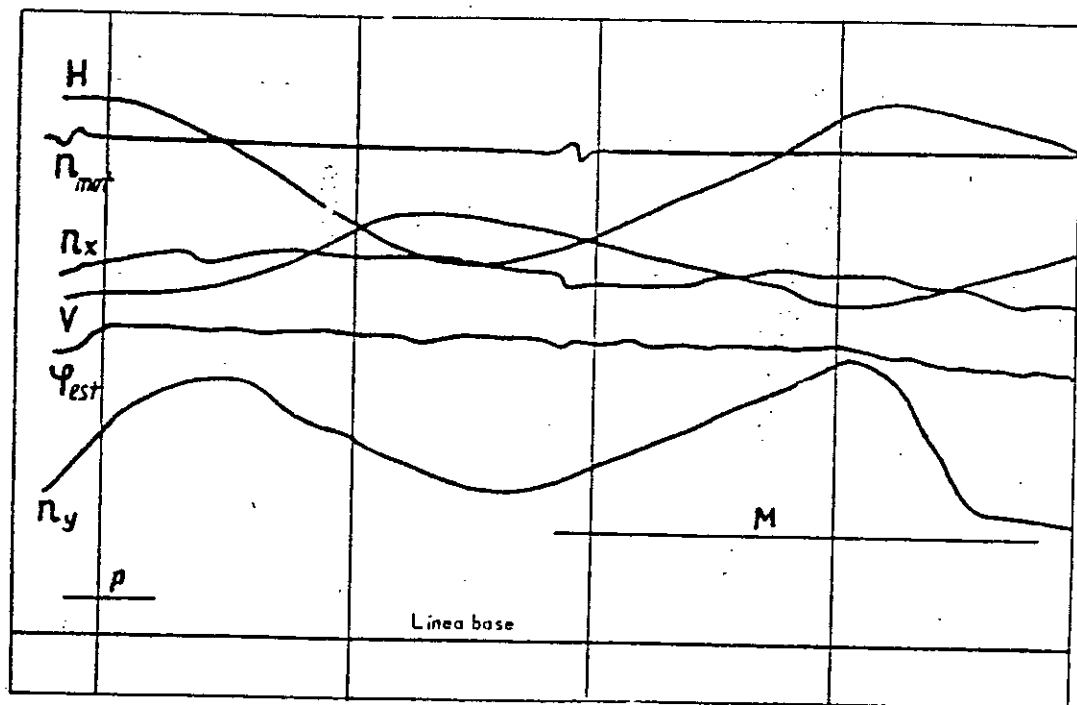


FIG. 5.21, c. ERRORES CARACTERISTICOS EN UN RIZO NORMAL

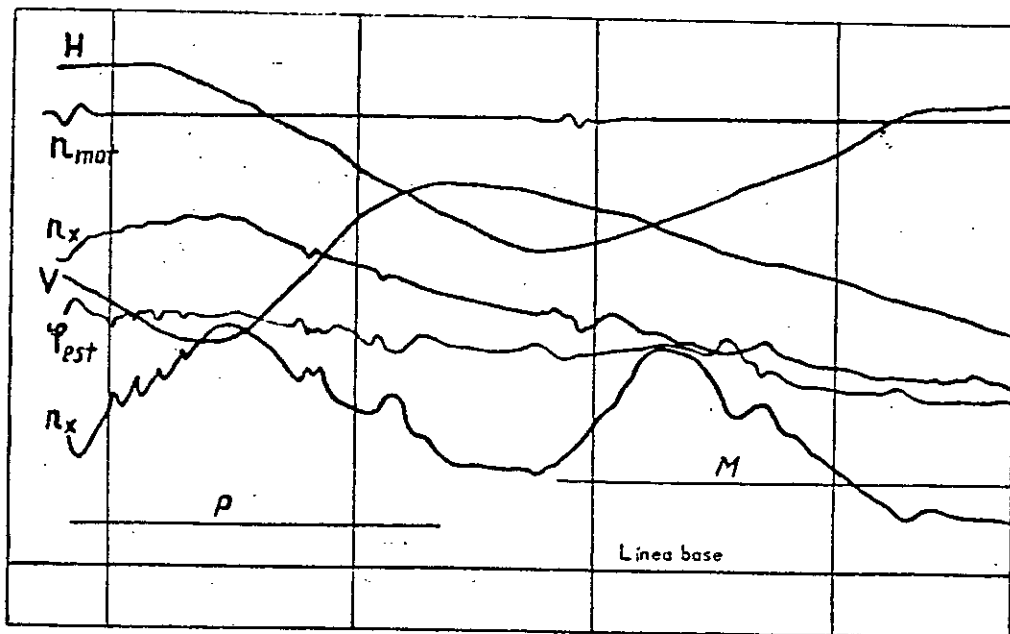
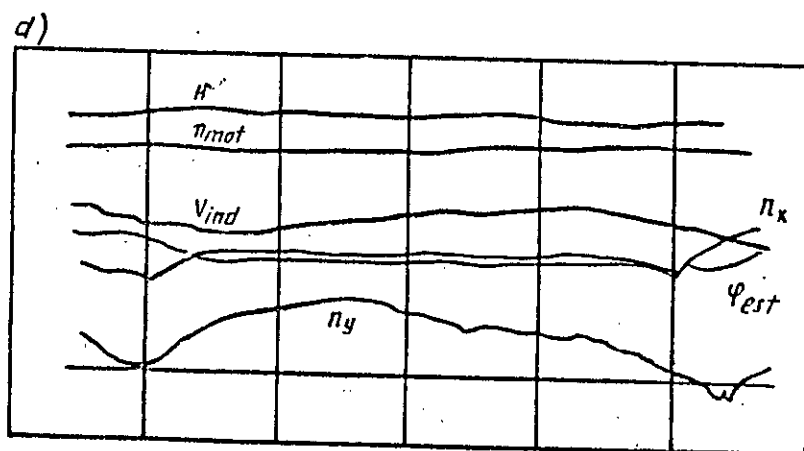
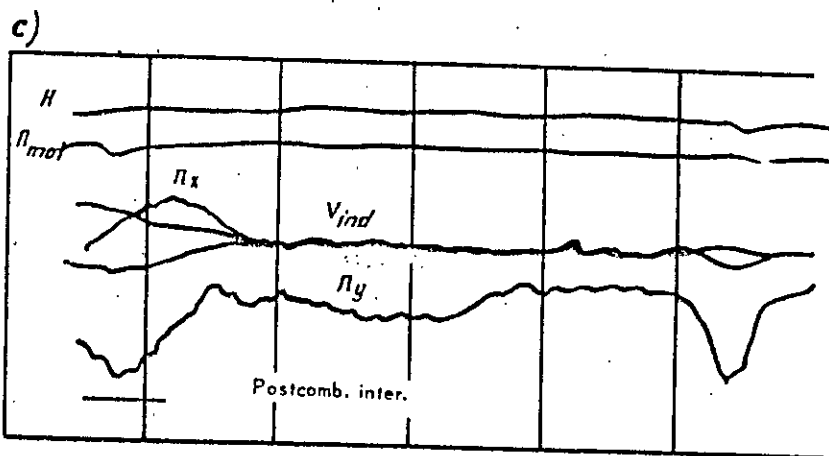


FIG. 5.21, d. ERRORES CARACTERISTICOS EN UN RIZO NORMAL



LOS VIRAJES MAXIMOS SOSTENIDOS

del ángulo de la trepada (picado) dentro del margen de $\theta,1$ a $\theta,3$.

La utilización de los datos de otros parámetros de la película del SARPV-12, para analizar cualitativamente la técnica de pilotaje, tiene sus peculiaridades específicas en función del tipo de la maniobra a analizar.

Al analizar la calidad con que se cumple un viraje, a la par con la carga g vertical, importante información contienen también tales parámetros como revoluciones del motor, carga g longitudinal, altura y velocidad de vuelo. Por el carácter de variar las revoluciones del motor se puede juzgar de la aptitud del piloto para seleccionar con seguridad el régimen requerido de funcionamiento de motor, así como determinar si el piloto ha reaccionado oportuna y correctamente a la alteración de la velocidad de vuelo (variando las revoluciones del motor o el banqueo). Según la carga g longitudinal es posible apreciar si el piloto ha aplicado durante el viraje los frenos aerodinámicos y si ha variado el régimen intermedio de postcombustión del motor (fig. 5.22, c).

Al extender los frenos aerodinámicos, la carga g longitudinal varía a saltos, como sucede aproximadamente al cortarse la postcombustión.

Un aumento brusco en la línea de registro de la carga g longitudinal puede producirse también, al variar bruscamente la carga g vertical y las revoluciones del motor. Debido a ello, para estar seguro de que se han usado los frenos aerodinámicos, es necesario cerciorarse de que en el lugar del aumento brusco de n^* no se ha cortado la postcombustión y no hubo alteración brusca de las revoluciones del motor ni de la carga g vertical.

Por la variación de la velocidad y de altura se aprecia si

ha sido ejecutado bien o mal el viraje y si éste ha sido uniforme y inuniforme.

El viraje profundo se considera prácticamente correcto y uniforme, si la velocidad de vuelo ha variado dentro del margen de 100 km/h y la altura, no más de 150 m.

Analizando la calidad con que se cumplen las figuras de pilotaje verticales ascendentes (medio rizo, candelero, trepada) es necesario, examinando tales parámetros como velocidad, altura y carga g en la entrada, en el punto superior y en la recuperación, comprobar si el régimen de vuelo real corresponde al asignado y si la postcombustión ha sido encendida y cortada en los momentos asignados.

Durante el análisis de las figuras descendentes, además de lo arriba mencionado, hay que ver cómo el piloto ha variado las revoluciones del motor y ha aplicado los frenos aerodinámicos.

En un medio tonel, uno de los errores más característicos consiste en una carga n sumamente grande (el halar demasiado de la palanca de mando) y la entrada en pérdida. Un ejemplo del error en cuestión se da en la figura 5.23.

Por la variación del registro de la altura y de la carga g n se puede determinar también si las figuras de pilotaje han sido cumplidas en forma dinámica o separadamente. Si se ejecutan por separado, en los intervalos entre las figuras aparece un tramo de vuelo horizontal, es decir, el tramo donde la altura de vuelo no varía y la carga g equivale aproximadamente a 1.

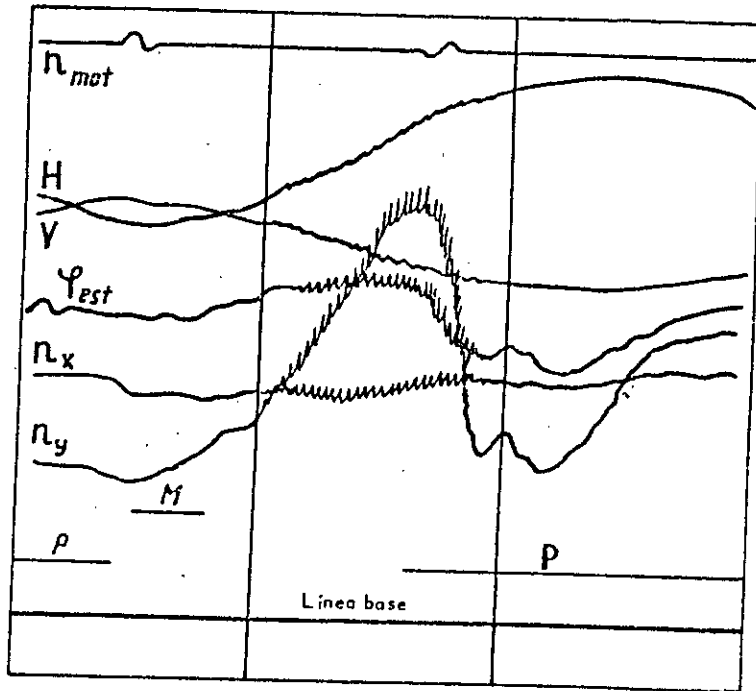


FIG. 5.23. ENTRADA DE UN AVION EN PERDIDA EN UN MEDIO TONEL

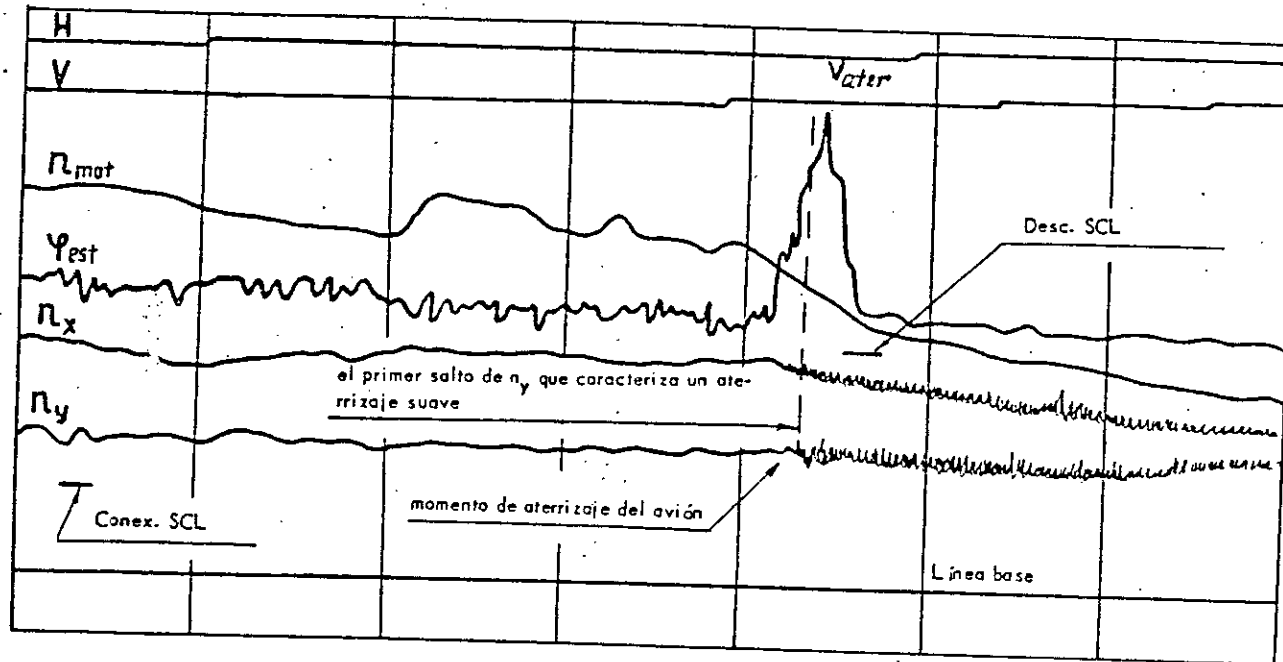


FIG. 5.24, a. REGISTRO EN LA PELICULA DEL CAI'III-12 DE LOS PARAMETROS DE VUELO DURANTE EL ATERRIZAJE DE UN AVION

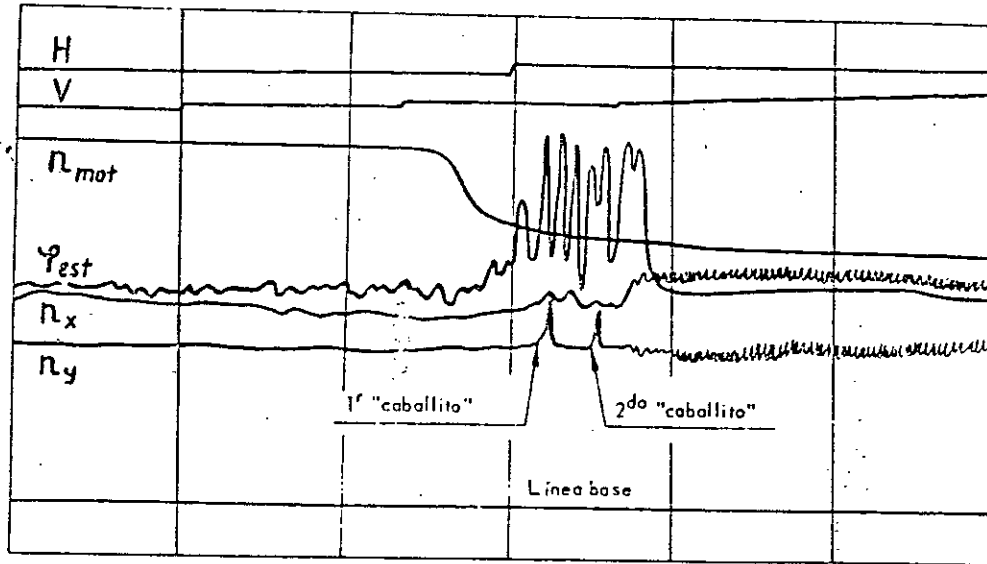


FIG. 5.24, b. REGISTRO EN LA PELICULA DEL CAPTIII- 12 DE LOS PARAMETROS DE VUELO DURANTE EL ATERRIZAJE DE UN AVION

ANÁLISIS CUALITATIVO DE LA TÉCNICA
DE PILOTAJE DURANTE EL ATERRIZAJE

Durante el aterrizaje del avión, sirviéndose de la película del equipo SARPV-12, se aprecia la velocidad de vuelo en el momento de aterrizar, aterrizaje suave o no, manipulación de los timones (estabilizador) por parte del piloto, conexión y desconexión del sistema de soplado de la capa límite del ala (SCL) y el control de las revoluciones del motor (desplazando la palanca de gases).

La figura 5.24, a contiene un registro de los parámetros de vuelo en la película del SARPV-12 durante un aterrizaje correcto del avión. 40 segundos antes de aterrizar el avión, el piloto ha conectado el sistema SCL y lo ha desconectado desplazando la palanca de gases, una vez aterrizado el avión. El momento de tomar tierra aparece en la película como comienzo de borrosidad en la línea de registro de $n\gamma$.

Si el sistema SCL queda desconectado antes del momento de aterrizar, el avión pierde sustancialmente la altura lo que puede ocasionar un aterrizaje grave y avería de la quilla falsa. Si en la película la línea de registro de desconexión del sistema SCL aparece antes del momento de aterrizaje, es una infracción de la técnica de pilotaje del aparato.

En la película se puede determinar si ha sido suave el aterrizaje. Si es así, en la línea de registro $n\gamma$ aumentará sin mucho salto al principio del tramo borroso. Si el aterrizaje resulta brusco (fig. 5.24, b), el primer aumento será considerable. La práctica demuestra que el aterrizaje se considera suave, si el aumento de $n\gamma$ no supera 2-2,5. El registro

de n^o muestra también cómo se ha efectuado el aterrizaje: sin salto posterior sobre la pista o iba acompañado de un "caballito". En la figura 5.24, b se ve que en el aterrizaje el avión se ha separado dos veces de la pista y en ambos el aterrizaje ha sido brusco. Con ayuda de estos registros se puede descubrir la causa del aterrizaje brusco. Comparando el movimiento del estabilizador en las figuras 5.24, a y 5.24, b se puede notar que en el primer caso el piloto, antes de aterrizar, ha accionado poco el estabilizador respecto a la posición requerida; en el segundo caso el estabilizador se ha movido extensamente lo que ha dado por resultado un balanceo del avión inducido por el piloto y un aterrizaje brusco acompañado de "caballito".

Una amplitud de deflexión notable del estabilizador se debe a que, al aterrizar, la velocidad ha sido elevada o rebajada, por ello, es indispensable determinar la velocidad de aterrizaje y las revoluciones del motor y decidir acerca de la causa del aterrizaje brusco del avión.

ASPECTO TÉCNICO - ECONÓMICO

La reparación del sistema SARPV-12 en el extranjero (C.E.I) demanda un costo aproximado de: \$ 3,600.00 x sistema.

Siendo el requerimiento promedio de 1 sistema por mes, resulta un costo anual de : \$ 3,600.00 x 12 = 43,200.00

La capacidad instalada del SEMAN proporciona el equivalente suficiente para reparar completamente el sistema.

Sólo se debe tener en cuenta la necesidad de adquirir repuestos, cuyo monto siempre es aproximadamente el 40% o menos del costo de reparación del sistema en el extranjero, esto es anual, menos de: \$ 17,280.00

Incluyendo los costos por mano de obra y utilización de la infraestructura este costo de reparación en el SEMAN, siempre es mucho menor a la reparación en el extranjero.

Entonces la justificación económica por efectuar el mantenimiento en el SEMAN resulta evidente pues el de ahorro de dinero, además de esto es necesario resaltar el hecho que la interpretación de los vuelos debe ser efectuada en la unidad donde se repara el avión, pues de advertirse alguna falla en los vuelos de prueba, se podrá rápidamente corregir, siendo esto un factor que justifica plenamente la necesidad de entrenar constantemente al personal de reparaciones, que es el objetivo de este trabajo, para de esta forma mejorar la eficiencia tanto de las aeronaves como de los pilotos.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

1. Se recomienda instruir al personal de reparaciones IV escalón, constantemente en la metódica expuesta en el presente trabajo, porque la frecuencia en que es requerida una interpretación hace necesario estar bien entrenado en las técnicas de interpretación de las películas de vuelos de prueba y misiones aéreas.

Vuelos de prueba y misiones aéreas.

2. Nunca deben mezclarse los componentes de un sistema con otro, después que se efectuado la calibración en laboratorio.

3. La construcción de los gráficos de calibración y tabla patrón de cada avión deben ser almacenados en el laboratorio para que en caso de ser necesario, sirvan para descifrar los últimos vuelos.

Los protocolos de pruebas de cada accesorio, también deben ser archivados para tener un control sobre el tiempo de trabajo y de la condición de sus parámetros de funcionamiento general.

4. Es recomendable que exista un procedimiento por el cual los pilotos coordinen, antes y después de cada vuelo, con el personal interpretado de los vuelos, ya que de esta manera se podrán sacar valiosas conclusiones sobre la operatividad de las aeronaves y así mismo del cumplimiento de las

maniobras que se programan para cada vuelo o programas de entrenamiento.

5. Se recomienda que cuando se efectúen el primer y el segundo vuelo de prueba, se determinen exactamente las maniobras a ser realizadas por el piloto, para verificar la correcta operación del sistema SARPV-12.

BIBLIOGRAFÍA

1. Manual metodológico para procesamiento y análisis de los materiales de control objetivo.
De las fuerzas armadas de la C.E.I.
2. Descripción técnica de instrumentación para el empleo del sistema de registro automático de parámetros de vuelo.
Manual Reparación SEMAN.
3. Manual del curso de instrucción del sistema de registro automático de parámetros de vuelo.
Seguido en la Ex-URSS.
4. Manual del Curso de Instrucción de los sistemas de Instrumentos.
Seguido en Italia.
5. Instrumentos de Avión
De la Escuela de Suboficiales de la FAP.

ANEXOS

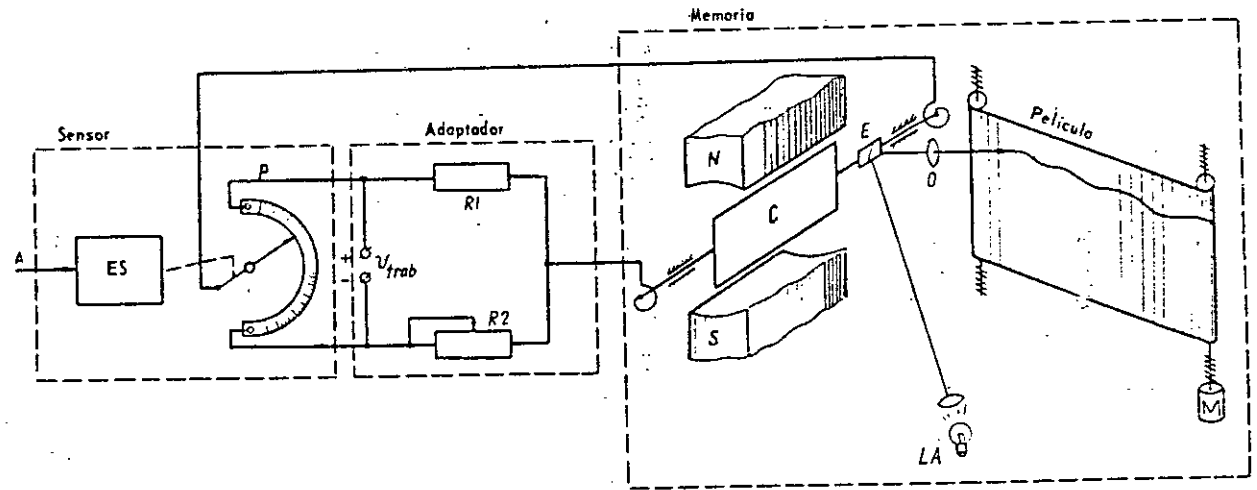


FIG. 2.1. ESQUEMA DE PRINCIPIO DEL CANAL DE REGISTRO FOTOGRAFICO DE LOS PARAMETROS ANALOGICOS DEL CAIPIII-12:

A - parámetro a medir; ES - elemento sensible; P - potenciómetro; R1, R2 - resistores de adaptación; N, S - polos del imán permanente; C - cuadro del vibrador; E - espejo del vibrador; SO - sistema óptico; LA - lámpara del alumbrador; M - motor del mecanismo de arraste

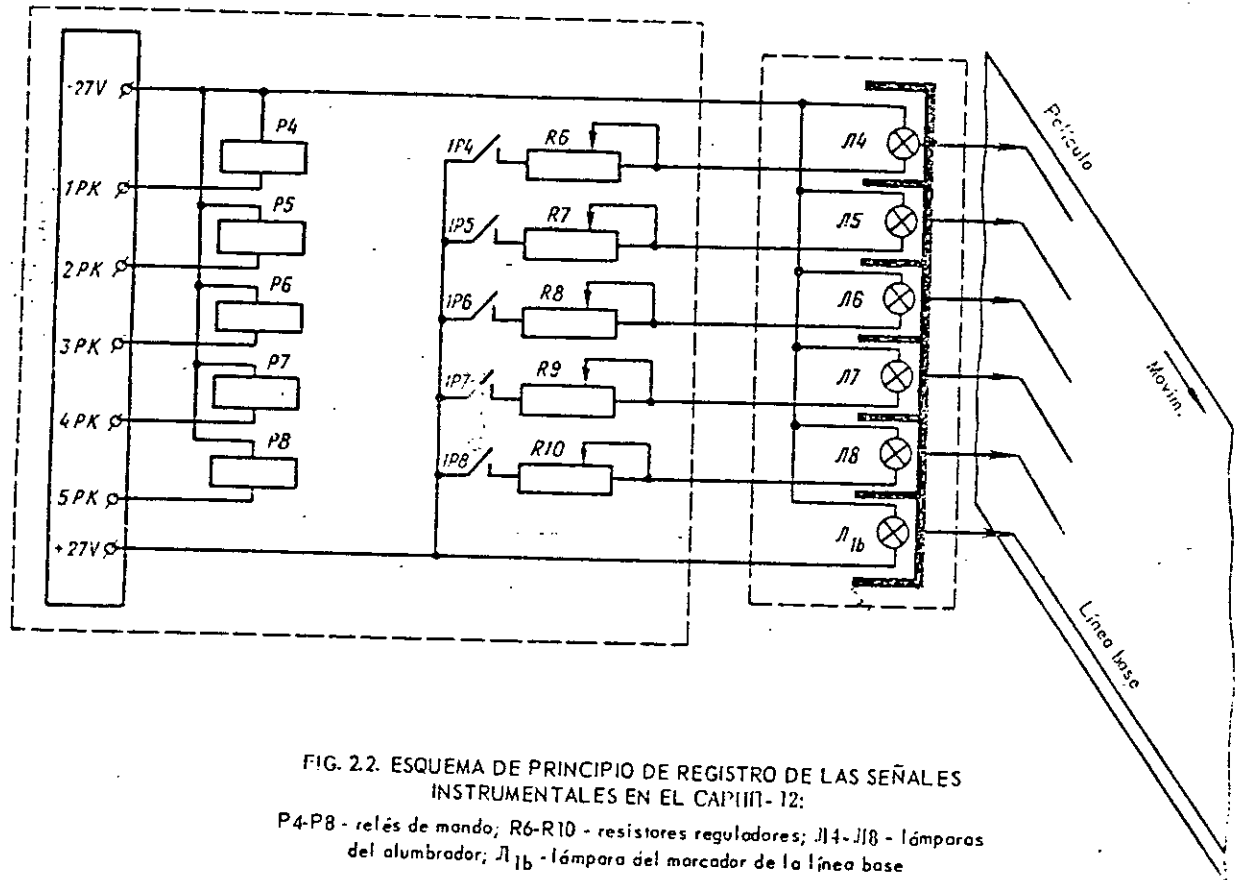


FIG. 2.2. ESQUEMA DE PRINCIPIO DE REGISTRO DE LAS SEÑALES INSTRUMENTALES EN EL CAPIIII-12:

P4-P8 - relés de mando; R6-R10 - resistores reguladores; Л4-Л8 - lámparas del alumbador; Л1б - lámpara del marcador de la línea base

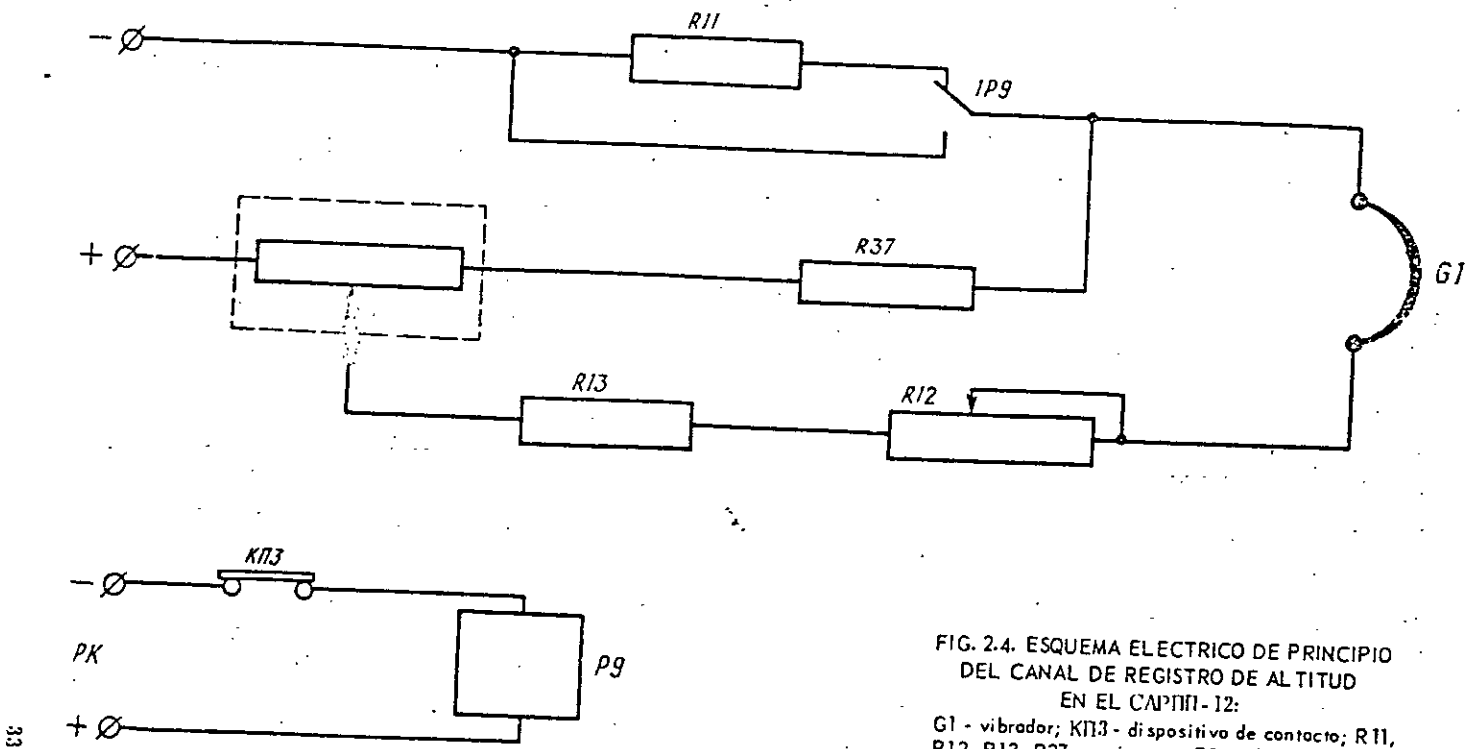


FIG. 2.4. ESQUEMA ELECTRICO DE PRINCIPIO DEL CANAL DE REGISTRO DE ALTITUD EN EL CAPIII-12:
 G1 - vibrador; K113 - dispositivo de contacto; R11, R12, R13, R37 - resistores; P9 - relé de mando; PK - señal instrumental

107

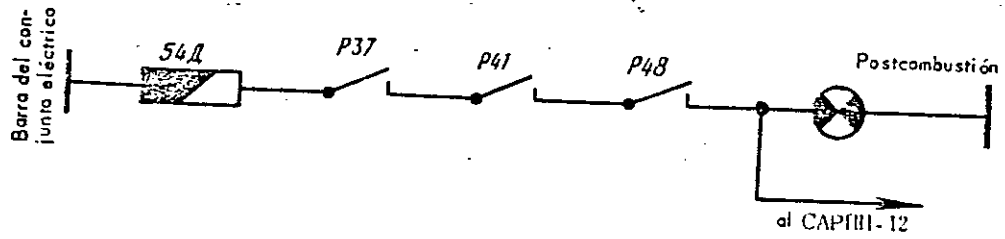


FIG. 2.5. ESQUEMA ELECTRICO DE FORMACION DE LA SEÑAL INSTRUMENTAL POSTCOMBUSTION (VERSION)

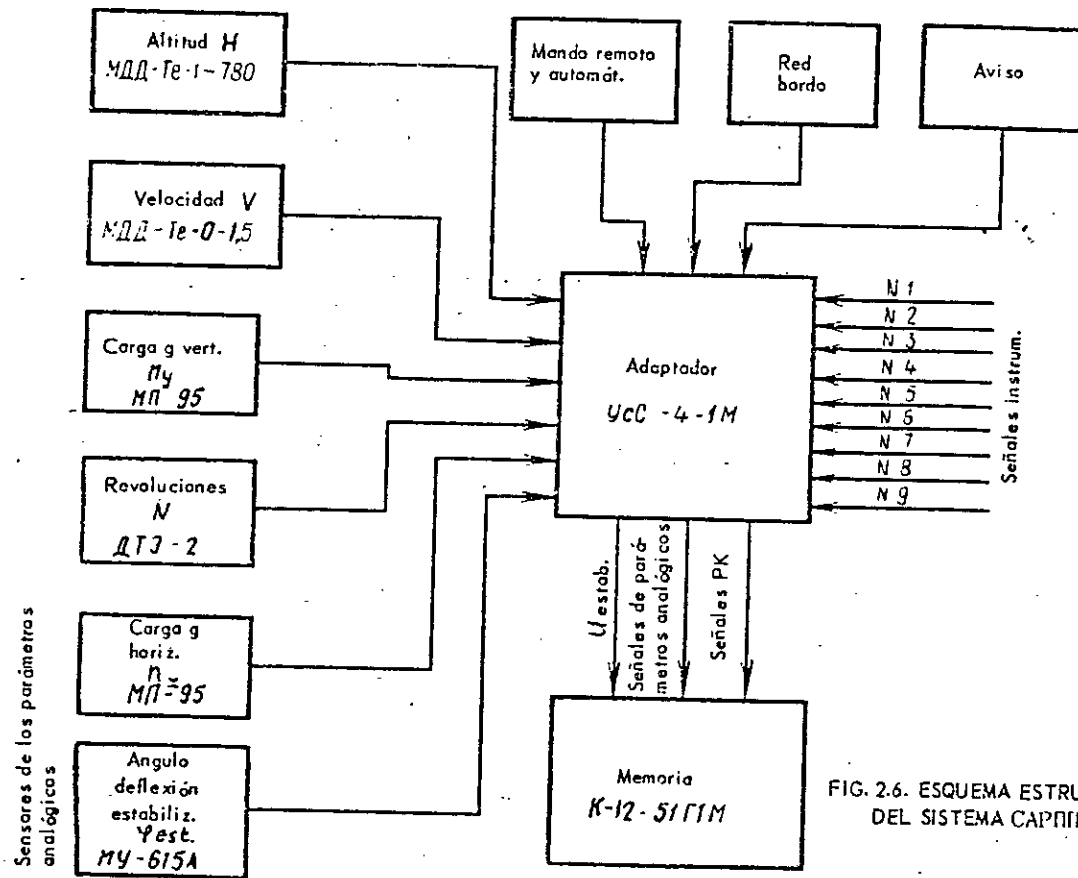


FIG. 2.6. ESQUEMA ESTRUCTURAL DEL SISTEMA CAPPII-12

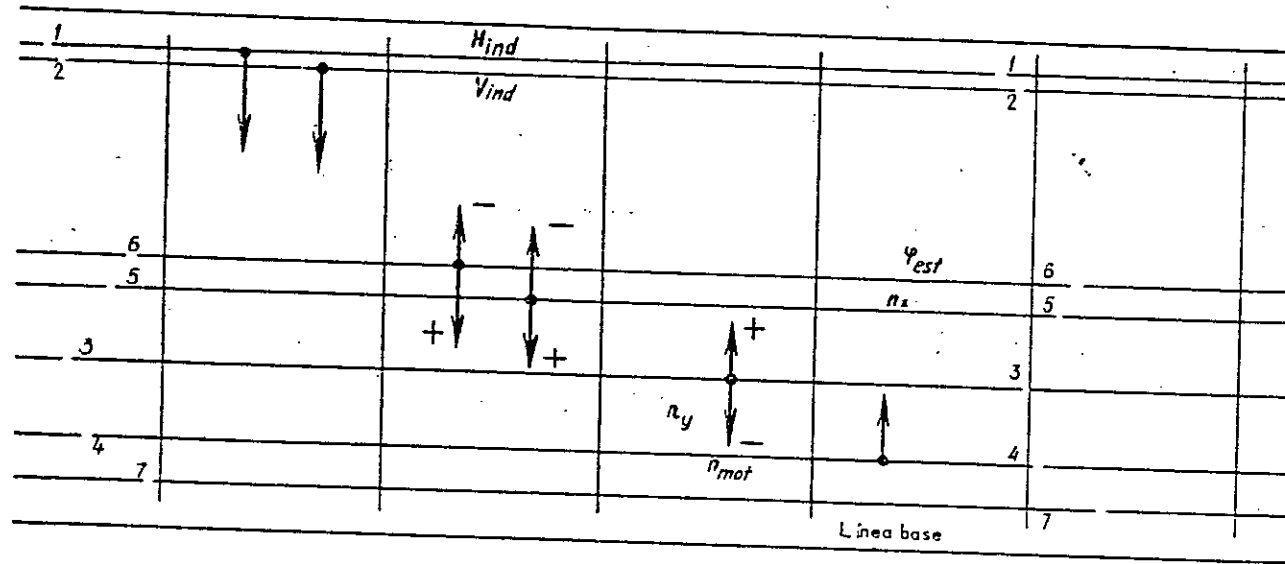


FIG. 27. POSICION INICIAL DE LAS LINEAS DE REGISTRO DE LOS PARAMETROS CON VIBRADORES DESENERGIZADOS DEL CAPIII-12

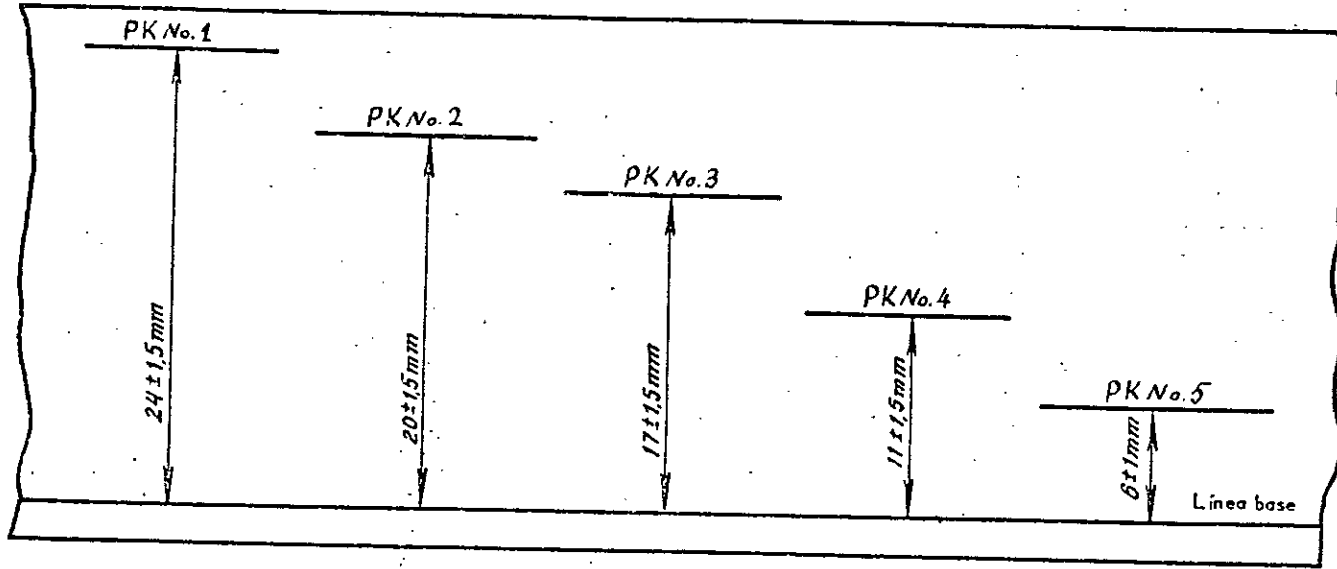


FIG. 28. DISPOSICION DE LAS SEÑALES INSTRUMENTALES

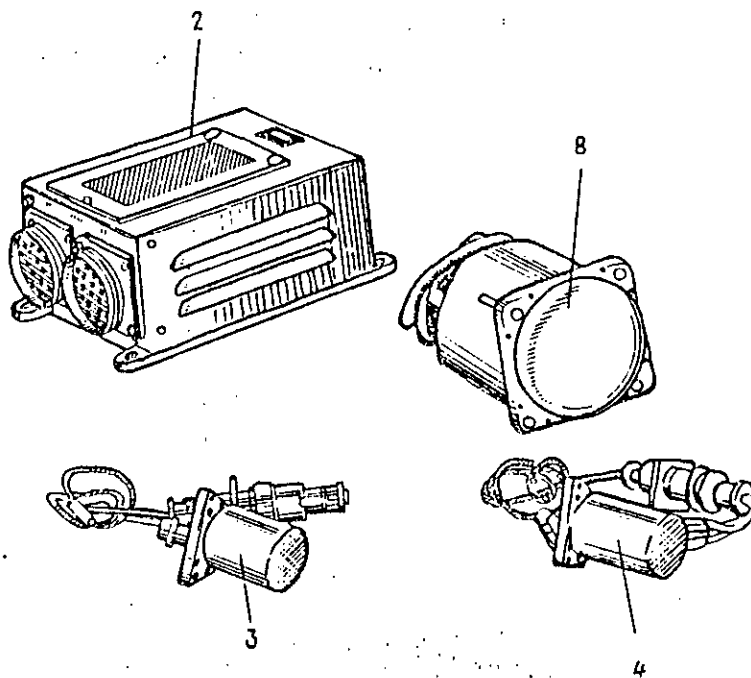
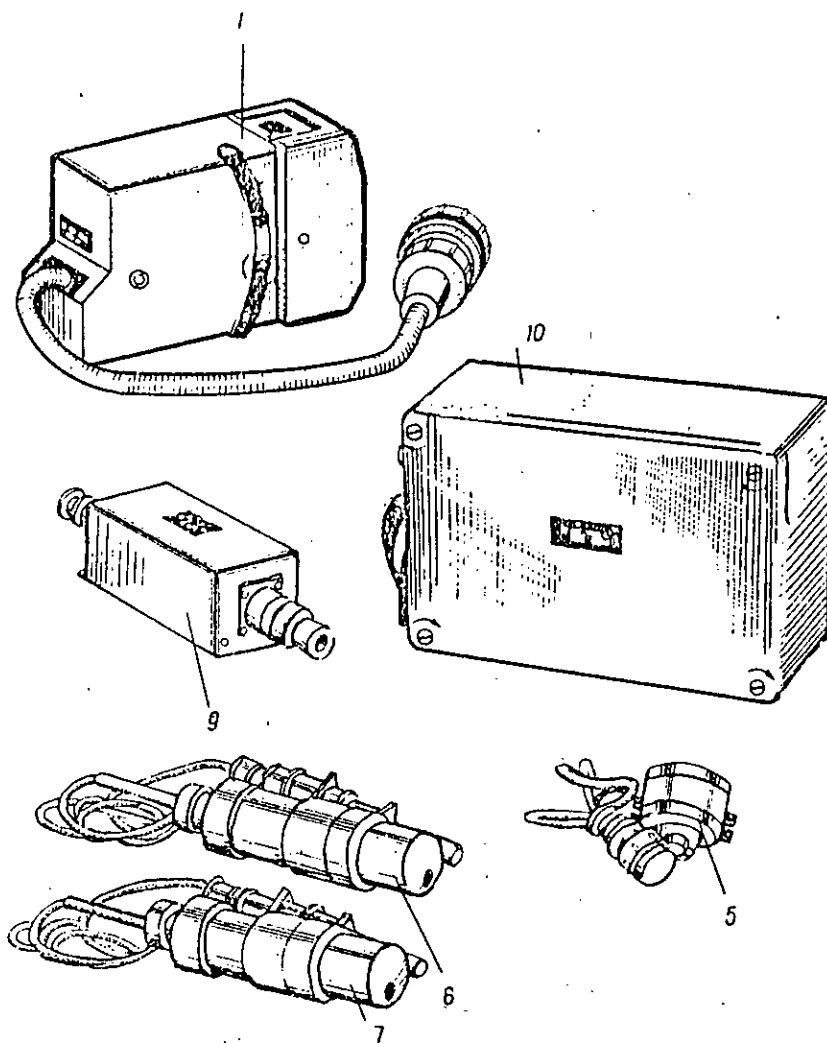


FIG. 2.9. VISTA EXTERIOR DE LOS
 1 - memoria K12-51Г1М; 2 - adaptador УсС-4-
 ñо М/Д-Те-0-1,5; 4 - transmisor de presión de
 tenciométrico de variación angular МУ-615А;
 МП-95 ($\pm 1,5$); 8 - avisador de velocidad indica
 10 - caja del aparato



ELEMENTOS DEL CAPPII- 12:

1M; 3 - transmisor de presión de pequeño tamaño pequeño tamaño M/11-Te-1-780; 5 - sensor po-
 6 - sensor g MFI-95 (-3,5 - + 10); 7 - sensor g
 do CAA-120; 9 - filtro de radiointerferencias Φ 4;

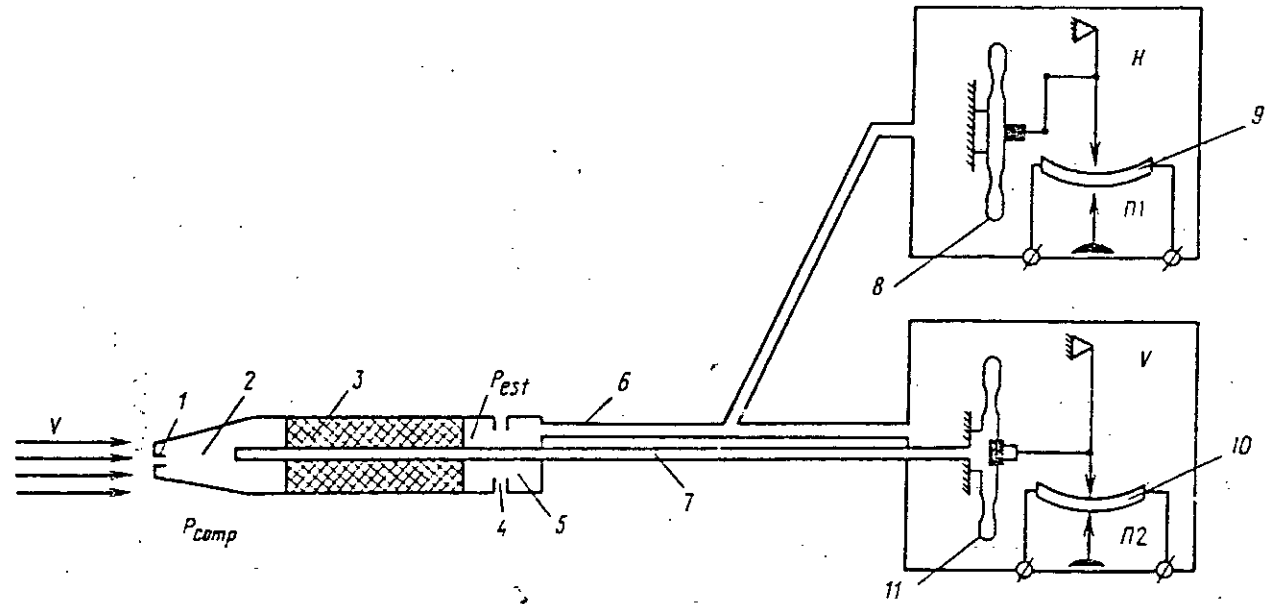


FIG. 2.10. ESQUEMA DE MEDICION DE LA ALTITUD Y VELOCIDAD DE VUELO:
 1 - boca de presión completa; 2 - cámara de presión completa; 3 - calentador; 4 - boca de presión estática; 5 - cámara de presión estática; 6 - tubería de presión estática; 7 - tubería de presión completa; 8 - caja aneroide; 9 - potenciómetro- sensor de altitud; 10 - potenciómetro- sensor de velocidad; 11 - caja manométrica

T a b l a 3

Ver- sio- nes	Señales instrumentales								
	con líneas continuas					por superposición			
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	Caída de presión en el sistema hidráulico principal	Caída de presión en el sistema hidráulico booster	Conexión del piloto automático	Máximo	Postcombustión			Puesta del botón de tiro	Puesta de ПАУ-473
2	Caída de presión en el sistema hidráulico principal	Caída de presión en el sistema hidráulico booster	Conexión del piloto automático	Máximo	Postcombustión	Puesta del botón de tiro			
3	Caída de presión en el sistema hidráulico principal	Caída de presión en el sistema hidráulico booster	Botón de tiro	Máximo	Postcombustión	Puesta del sistema de mando	Alta temperatura		

114

Continuación

Ver- sio- nes	Señales instrumentales								
	con líneas continuas				por superposición				
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
4	Caída de presión en el sistema booster	Caída de presión en el sistema de los cilindros de potencia	Abierta la banda de derivación en la etapa IV del compresor	Abierta la banda de derivación de la etapa V del compresor	Posición del selector - 15°	automático Conexión del piloto automático			
5	Caída de presión tras la bomba re-	Inicio de postcombustión	Alta temperatura	Caída de presión en el	Caída de presión en el	Com- bustible res-	Conexión siste- ma de	Fallo del siste- ma de	Apreta- do el botón de tiro

Ver- sio- nes	Señales instrumentales								
	con líneas continuas					por superposición			
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
forzadora de presión				primer sistema hidráulico	segun- do sis- tema hi- dráu- lico	tante, 600 l.	mando auto- máti- co	mando auto- mático	

T a b l a 2

Denomina- ción del parámetro	Desig- nación	Distancia de la li- nea base, mm	Margen de medición	Número de intervalo de izquier- da a dere- cha	Sentido de defle- xión de la línea de registro al variar los paráme- tros de 0 al máx.
Altitud	H _{ind.}	28±1,5	-220 - 25 000 m	1	Abajo
Velocidad	V _{ind.}	27±1,5	200 - 1500 km/h	2	Abajo
Carga g vertical	n _y	8±1,5	De -3,5 a +10	3	+Arriba
Revoluciones del motor	N _{mot.}	2±1,5	0-110%	4	-abajo Arriba
Carga g horizontal	n _x	13±1,5	±1,5	5	-Arriba
Angulo de de- flexión del es- tabilizador	γ _{est.}	15±1,5	±30°	6	+abajo +Arriba [*] -abajo
Línea base	LB	-	-	7	No varía

* Las ordenadas pueden variar en el sentido contrario

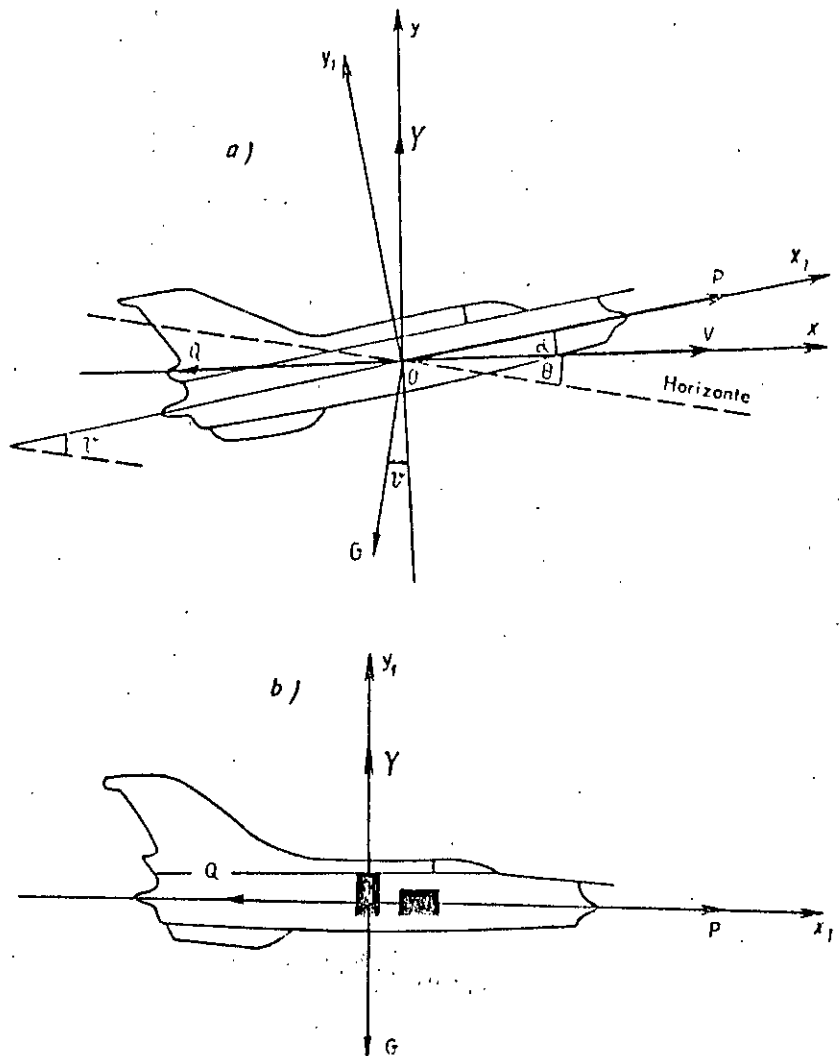
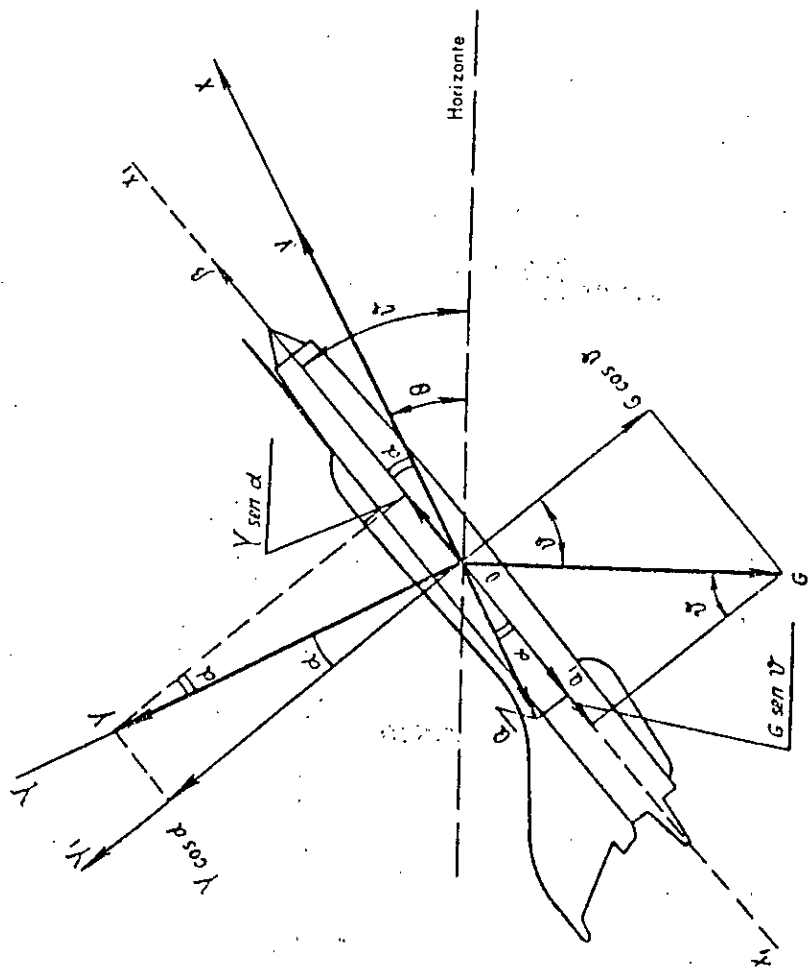
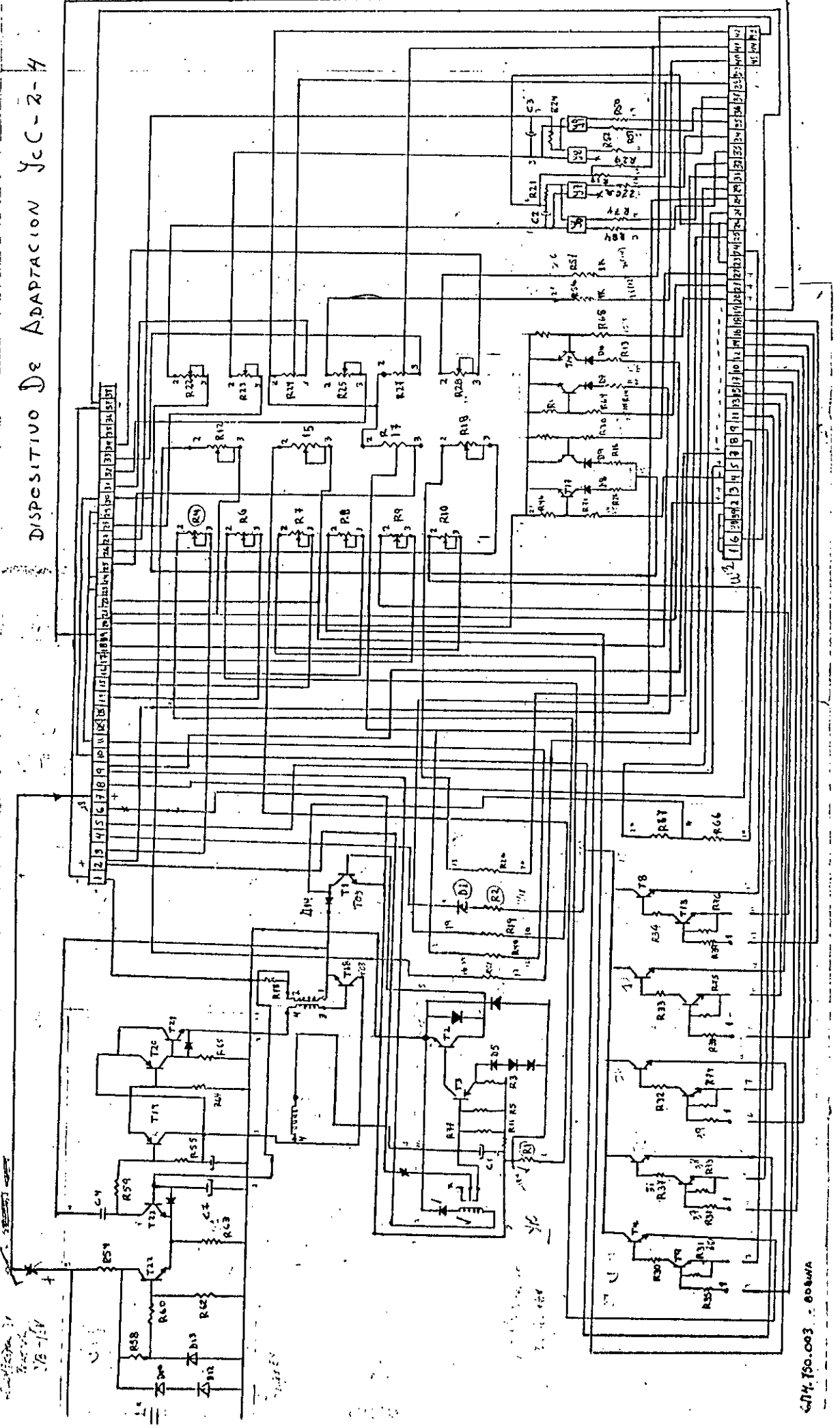


FIG. 2.19. ESQUEMA DEL EFECTO DE LAS FUERZAS Y UBICACION DE LOS SENSORES n_y Y n_x EN EL AVION

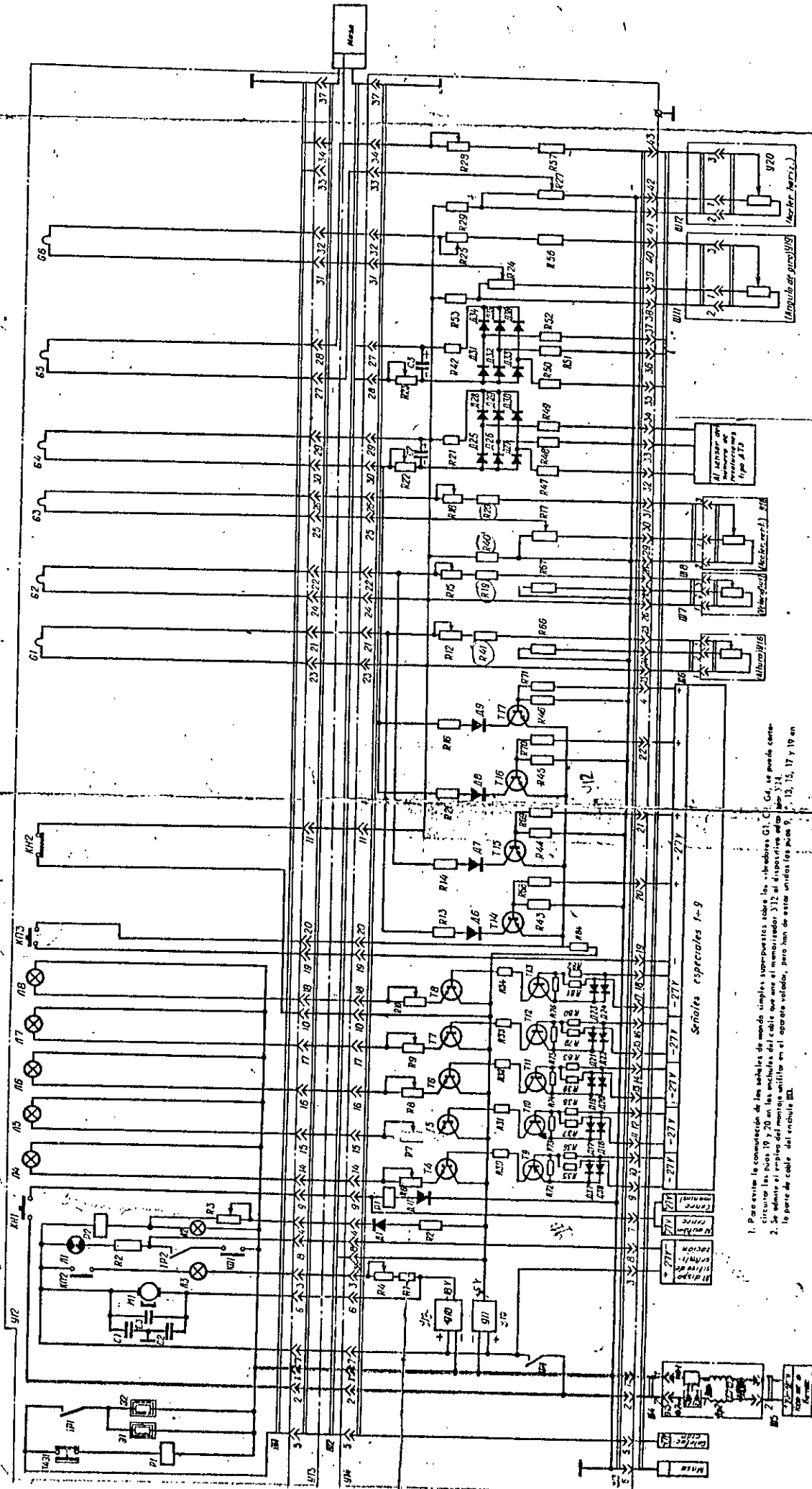


DISPOSITIVO DE ADAPTACION JcC-2-4



2B-1.4V

C.N. 750.003 - 60847A



1. Para evitar la conexión de los cables de modo simple, superpuestos sobre los vibradores G1, C1, C2, C3, C4, se puede conectar los pines 19 y 20 en las enchufes del cable que sea el memorizador 312 al dispositivo de modo Y14.
2. Se admite el empleo del montaje unificador en el soporte volante, pero han de estar unidos (es pines 9, 13, 15, 17 y 19 en la parte de cable del enchufe III).

Fig. 7. ESQUEMA ELECTRICO DE PRINCIPIO DEL SISTEMA CANTIII-127M

LISTA DE ELEMENTOS

Posición	Denominación	Tipo	Posición	Denominación	Tipo
J12	Memorizador fotoeléctrico		R41	Resistor	MEME-0,5-1 kohms±1%
R2	Resistor	CMUT-1-510 ohms±5%	R42	Resistor	MEME-0,5-10 kohms±1%
R3	Potenciómetro	PI13-43-220 ohms±10%	R43-R46	Resistor	MEME-0,5-10 kohms±1%
C1, C2	Condensador	MEM-160-0,25-Π	R47-R52	Resistor	CMUT-0,125-1,5 kohms±10%
C3	Condensador	K50-3A-25-5	R53	Resistor	CMUT-0,25-1,5 kohms±10%
L1	Lámpara	CMH 10X55-2	R56, R57	Resistor	MEME-0,5-220 ohms±1%
L2-L18	Lámpara	CMH 8-60-1	R66, R67	Resistor	MEME-0,5-1 kohms±1%
Kk1	Botón		R68-R71	Resistor	MEME-0,5-220 ohms±1%
Kk2	Botón		R72-R76	Resistor	CMUT-0,125-15 kohms±10%
P1	Relé	P3C-10 PCA.524.302 Π2	R79-R83	Resistor	CMUT-0,125-750 ohms±10%
1P1	Contacto del relé	P3C-10	R84	Resistor	CMUT-0,25-10 kohms±10%
P2	Relé	P3C-15 PCA.591.001 Π2	C2, C3	Condensador	CMUT-0,25-620 ohms±10%
1P2	Contacto del relé	P3C-15	M1	Diodeo rectificador	K53-1-30-6,8±20%
M1	Motor eléctrico	III-11	M11, E6-M9	Diodeo rectificador	1237A
K11	Grupo de contactos		M17-A38	Diodeo rectificador	2M103A
K12	Grupo de contactos		P1	Relé	2M102A
K13	Grupo de contactos		1P1	Contacto del relé	P3C-10 PCA.524.302 Π2
G1-G6	Vibrador miniatura	Tipo J1-M	T4-T8	Transistor	P3C-10
T401	Termorregulador	PT-01	T9-T13	Transistor	2E201T
M	Enchufe macho	2PM14-2K1034-5T5B1	T14-T17	Transistor	2E203T
31, 32	Enchufe hembra	2PM14-2K1034-5T5B1	R2	Enchufe macho	2E201T
J13	Elemento de calefacción	30-04	R3	Enchufe hembra	2PM14-2K1034-5T5B1
J14	Dispositivo adaptador		R4	Enchufe macho	2PM14-2K1034-5T5B1
R1	Resistor	CMUT-1-330 ohms±10%	R5	Enchufe hembra	2PM14-2K1034-5T5B1
R2	Resistor	MOE-1-15 ohms±5%	R6	Estabilizador	
R4, R6-R10	Resistor	CH5-16BA-0,25-100 ohms±10%	R7	Estabilizador	
R12	Resistor	CH5-16BA-0,25-10 kohms±10%	R8	Filtro	3-4
R13, R14	Resistor	CH5-16BA-0,25-10 kohms±10%	C1, C2	Condensador	CMUT-3-160 V-1-1
R15	Resistor	CMUT-0,125-100 kohms±10%	1P1, 1P2	Bobina	9 MCH
R16	Resistor	CH5-16BA-0,25-10 kohms±10%	R4, R5	Enchufe macho	2PM14-2K1034-5T5B1
R17	Resistor	CMUT-0,125-100 kohms±10%	R6, R7	Enchufe hembra	2PM14-2K1034-5T5B1
R18	Resistor	CH5-16BA-0,25-1 kohms±10%	R8, R9	Filtro	B14
R19, R20	Resistor	CH5-16BA-0,25-10 kohms±10%	R10	Sensor	M11-Te-1-780
R21	Resistor	MEME-0,5-1 kohms±1%	R11	Enchufe macho	2PM14-2K1034-5T5B1
R22, R23	Resistor	MEME-0,5-10 kohms±1%	R12	Enchufe hembra	2PM14-2K1034-5T5B1
R24	Resistor	CH5-16BA-0,5-33 kohms±10%	R13	Sensor	M11-Te-0-1,5
R25	Resistor	CH5-16BA-0,25-1 kohms±10%	R14	Enchufe macho	2PM14-2K1034-5T5B1
R26	Resistor	CH5-16BA-0,25-10 kohms±10%	R15	Enchufe hembra	2PM14-2K1034-5T5B1
R27	Resistor	CMUT-0,125-150 kohms±10%	R16	Sensor	MT-95(-3,5+10)
R28	Resistor	CH5-16BA-0,25-1 kohms±10%	R17	Enchufe macho	2PM14-2K1034-5T5B1
R29	Resistor	CH5-16BA-0,25-10 kohms±10%	R18	Enchufe hembra	2PM14-2K1034-5T5B1
R30-R34	Resistor	MEME-0,5-220 ohms±1%	R19	Sensor	MT-615A
R35-R39	Resistor	CMUT-0,25-5-1 kohms±5%	R20	Enchufe macho	2PM14-2K1034-5T5B1
R40	Resistor	CMUT-0,25-10 kohms±10%	R21	Enchufe hembra	2PM14-2K1034-5T5B1
		MEME-0,5-220 ohms±1%	R22	Sensor	MT-95(+1,5)
			R23	Enchufe macho	2PM14-2K1034-5T5B1
			R24	Enchufe hembra	2PM14-2K1034-5T5B1
			R25	RESISTOR	YK9 CMUT-2 33E11

122

Y10-J10
Y13-J11

140vctar

A.P.003.

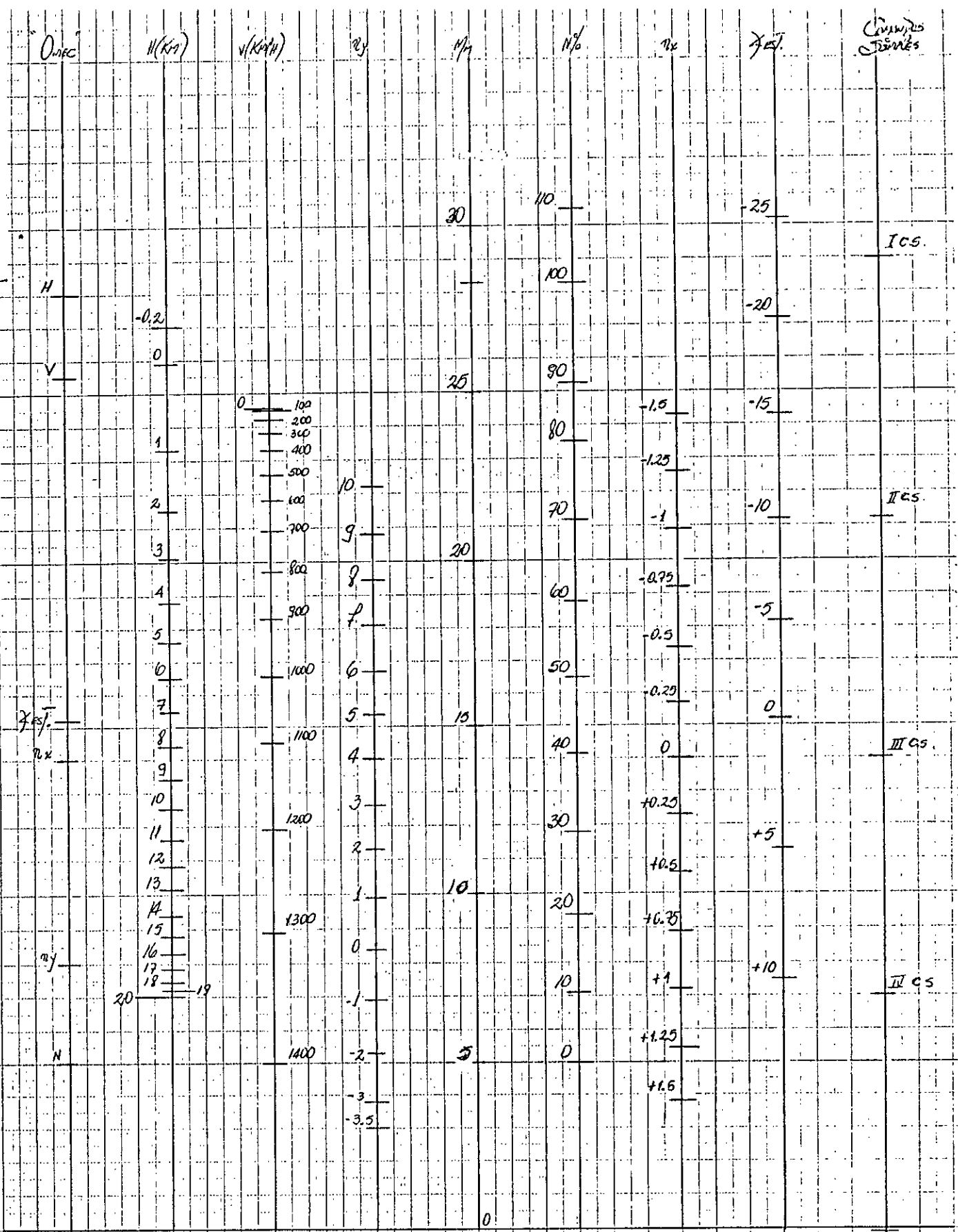


Tabla para perfeccionar el sistema OPMM del
 Nivel N° 006 / correspondiente de Andalucía = 10
 Elaborado por: PEDRO JIMÉNEZ C.
 N° 900477
 26 JUNIO 1991

H(KM)

Gráfico 000

Gráfico de la altura (Km)

SENSOR: MAA-Te-1-780

"DIREC"

30

25

20

15

10

5

1

3

5

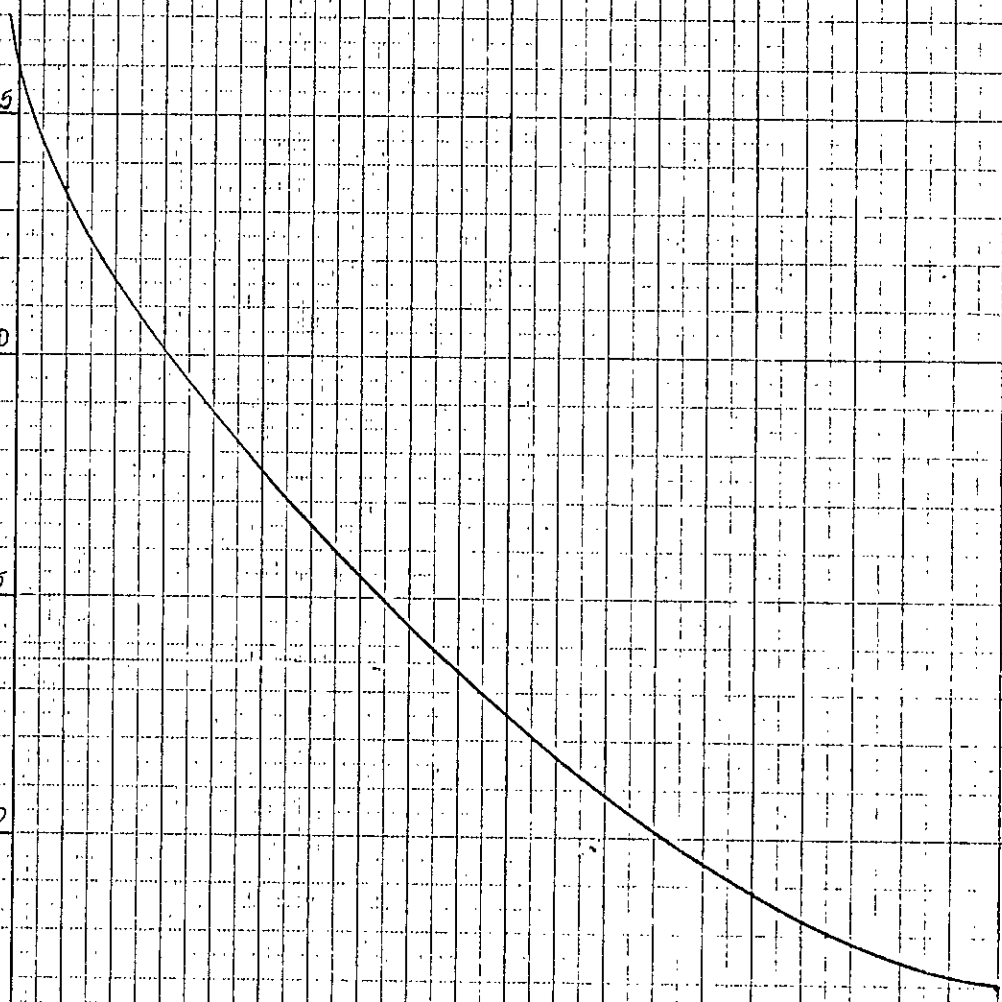
10

15

20

H(KM)

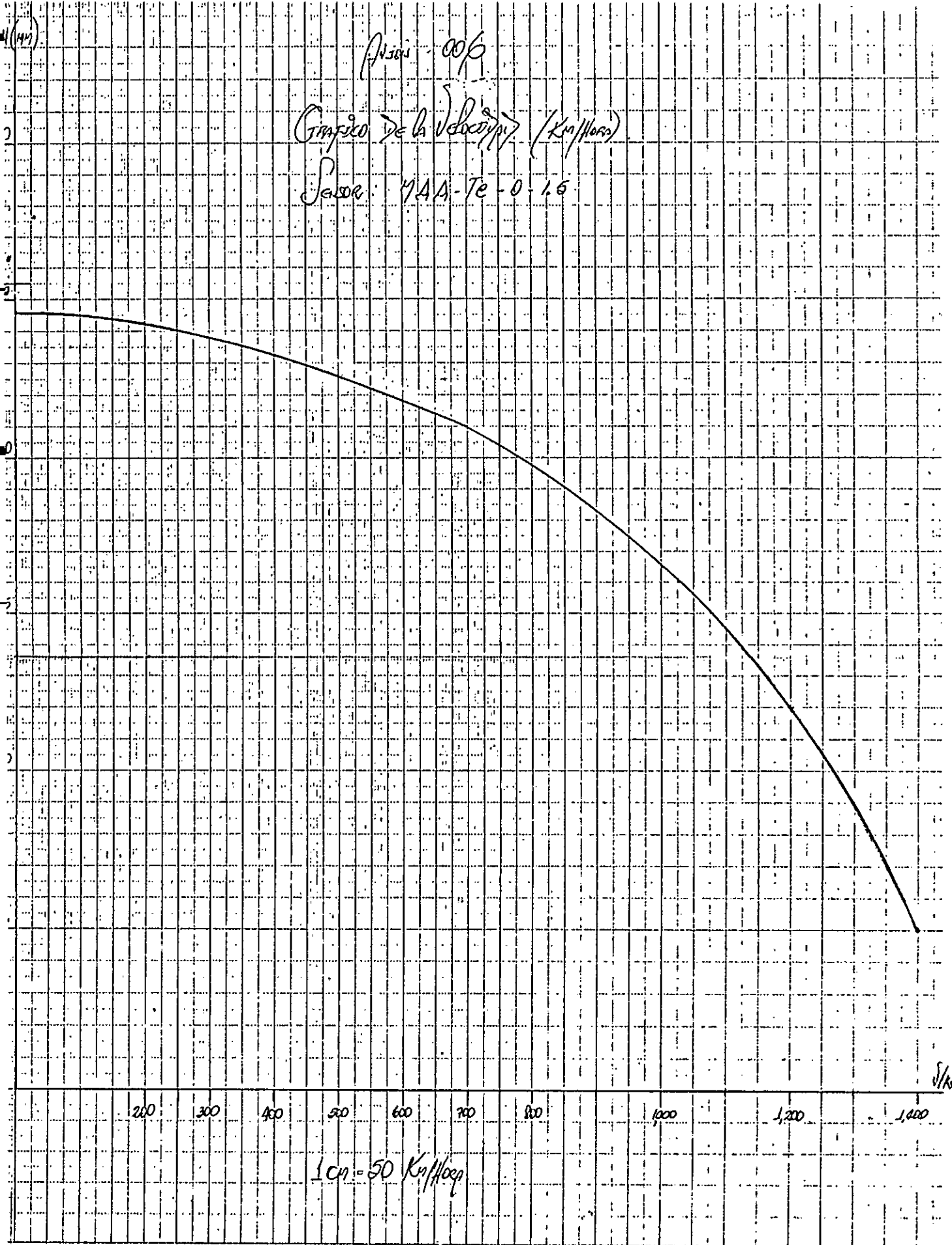
1CM = 1KM



Avión 006

Gráfico de la Velocidad (Km/hora)

Sección 744-Te-0-1.6



Avión: 006

GRÁFICO SOBRE CARGAS VERTICALES (G)

SENSOR: MP-95 (-3.5, +10 G)

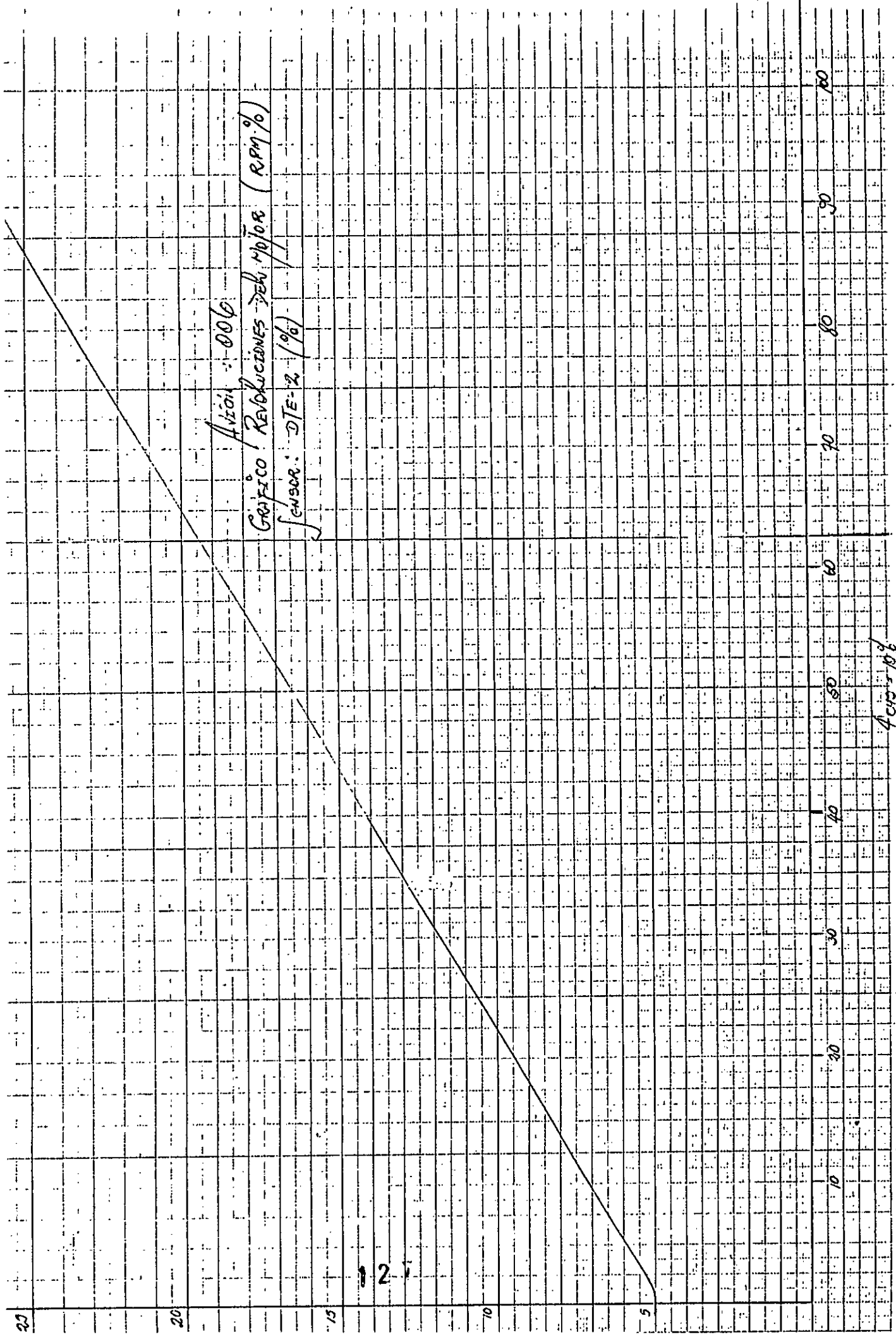


3.5

25
20
15
10
5
0
-5
-10
-15
-20
-25

1 2 3 4 5 6 7 8 9 10

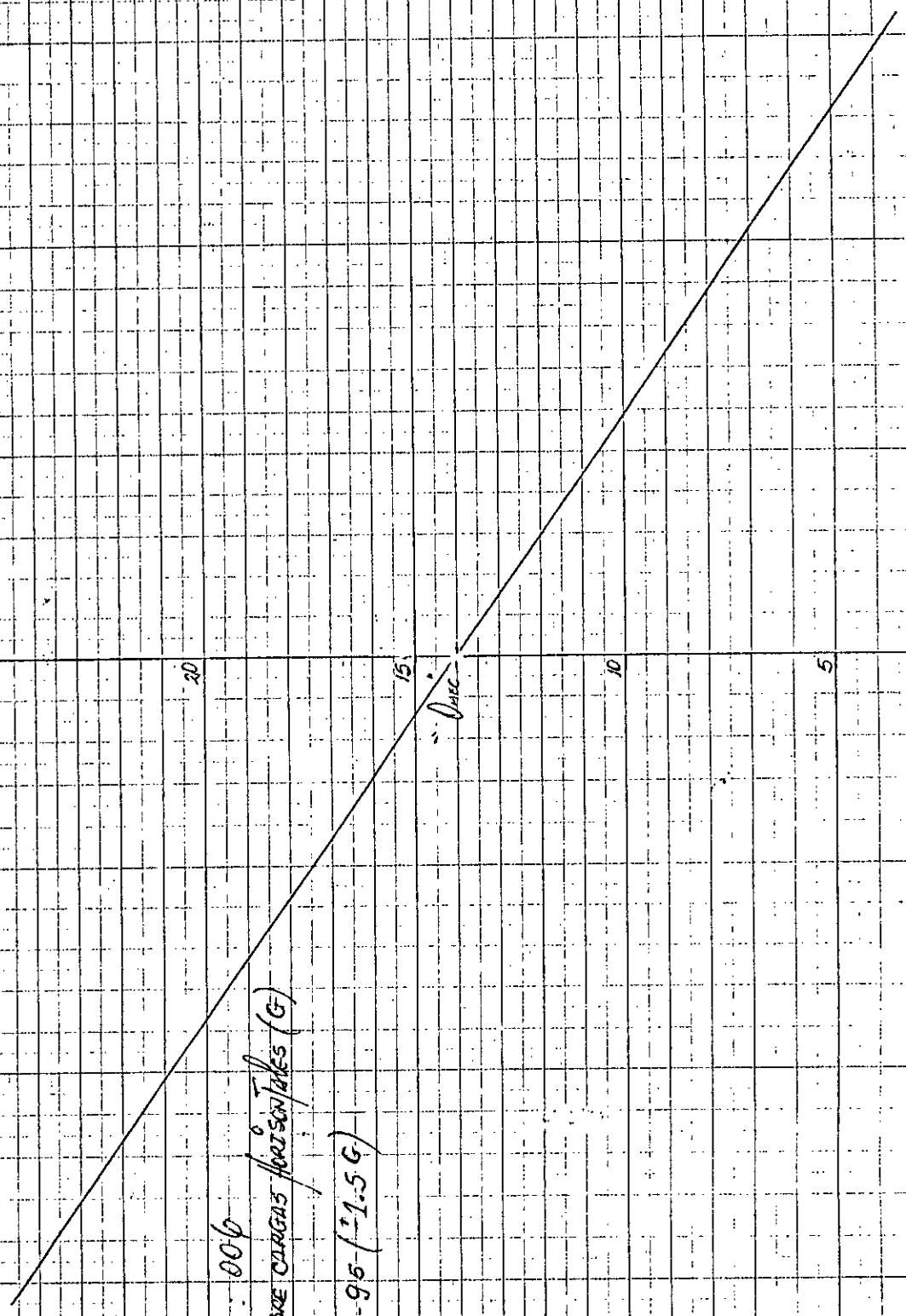
t (seg)



4/10/2016

Año: 006
Gráfico Sobre Cargas Horizontales (G)

Sensor: MP-96 (-1.5G)

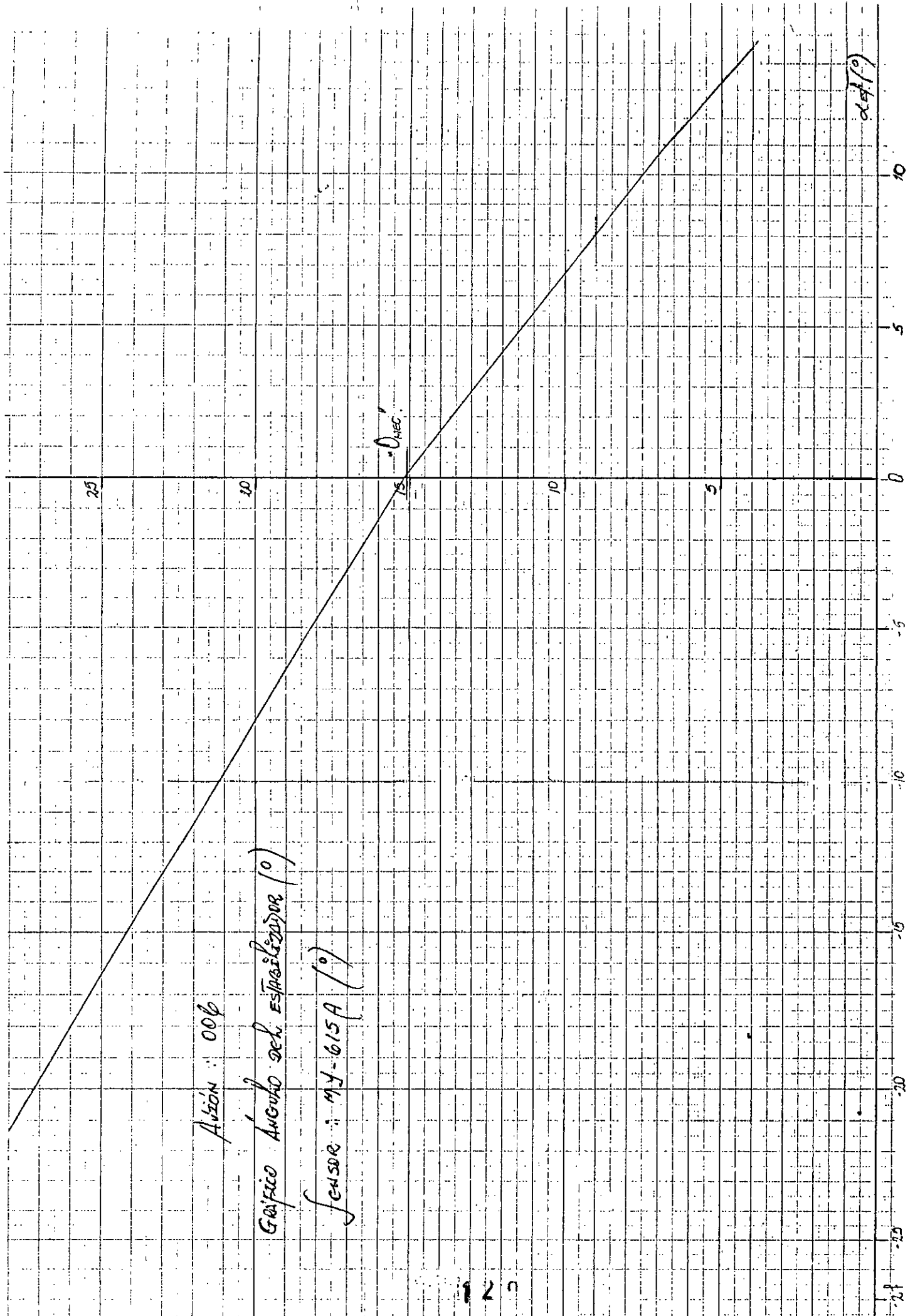


50ms = 0.5G

Avión: 006

Gráfico Ángulo del Estabilizador ($^{\circ}$)

sensor: MY-615A ($^{\circ}$)



ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА

1. Приемная катушка
2. Ведущий валик
3. Прижимной ролик
4. Линза цилиндрическая
5. Сигнализатор обжигения
6. Фотопленка
7. Подложная катушка
8. Отметчик образной линии
9. Магнитный блок
10. Оптический корректор
11. Цилиндр
12. Вибраторы времени
13. Отметчик времени
14. Оптический узел
15. Узел световой сигнализации
16. Осветитель
17. Механизм разметки
18. Линзы
19. Зеркала
20. Узел коммутации каналов
- Электродвигатель
- Редуктор
- Датчик сигнала времени

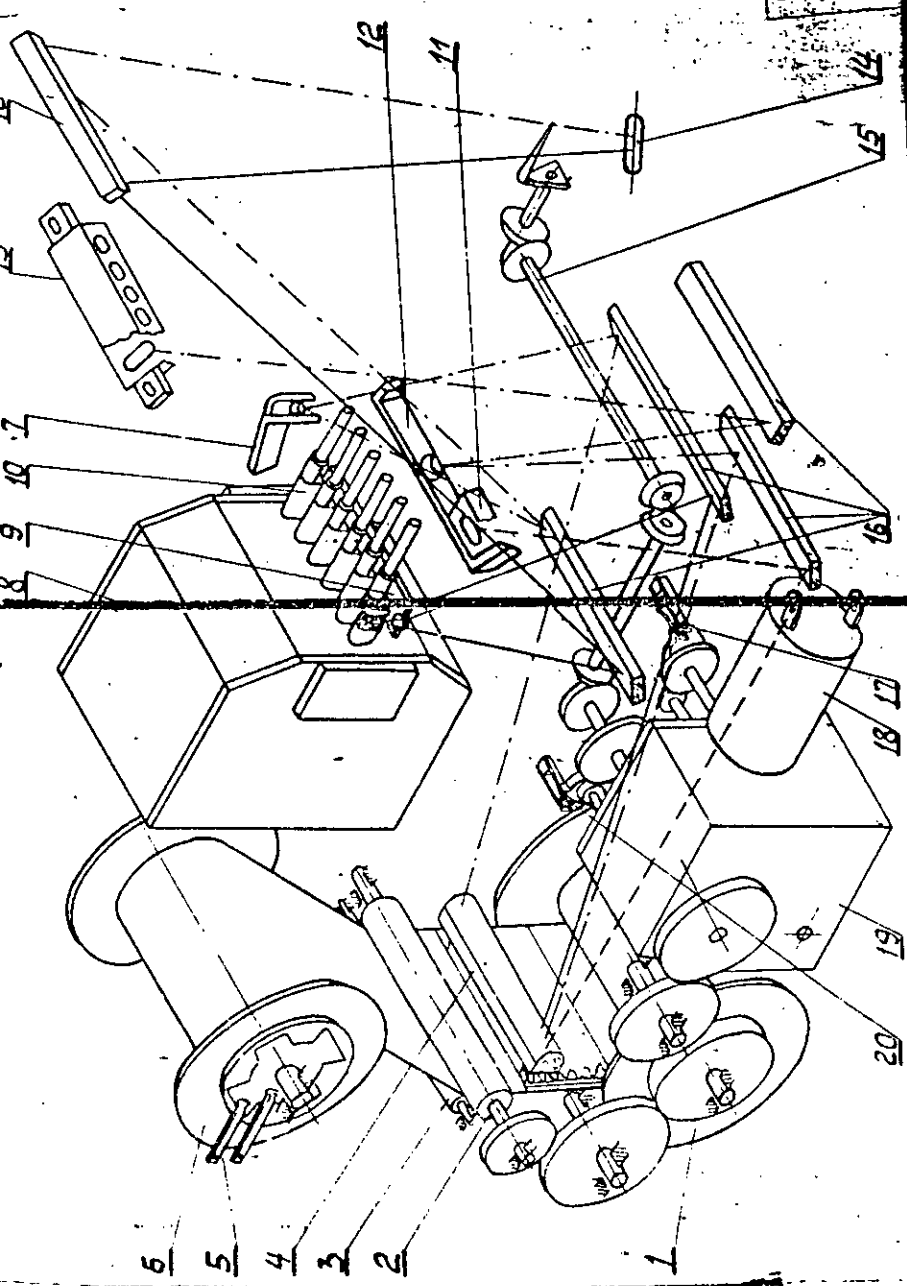


FIG. 8. ESQUEMA DE PRINCIPIO DEL K12-51.

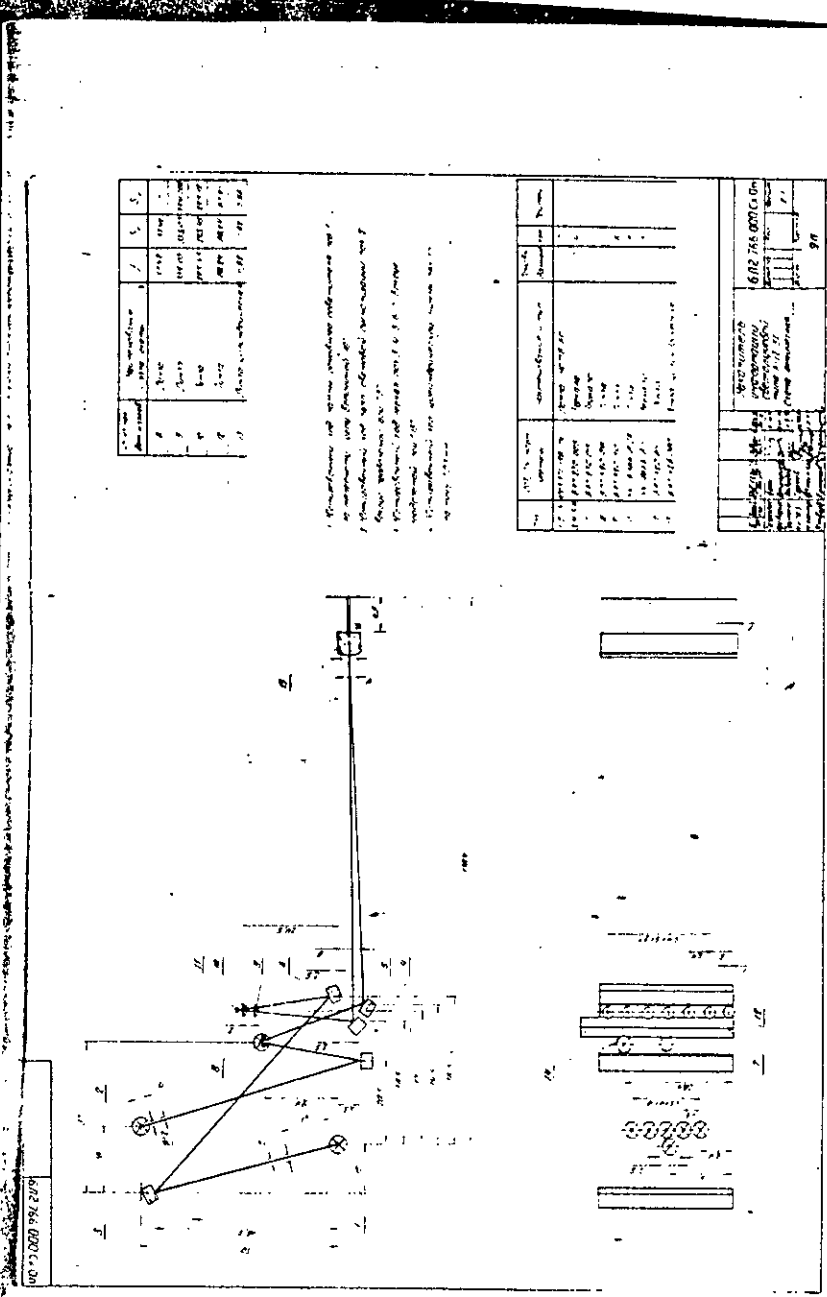


Рис. 9. Накопитель информации светолучевой. Схема оптическая.

FIG. 9. Acumulador de Información de Luz Lumínosa.
Esquema Óptico.

Fig. 10

Fig. 10. Esquema cinemático del K12-51

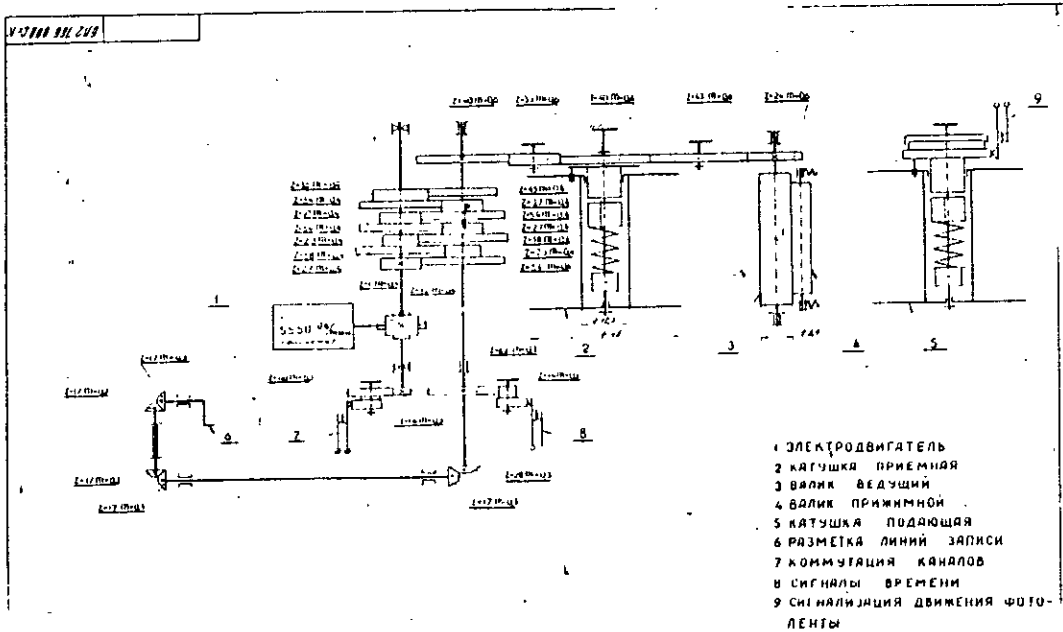


Рис. 10. Схема кинематическая.

Se regula distancia con R15.

1400 Km/h = 952.35 mmHg.

Se da la presión dinámica con el Ykamp correspondiente a

velocidades de \emptyset y de 1400 Km/h).

(es el ancho (distancia) entre las marcas del vibrador a las

Comprobación del ancho de registro debe ser de 22 a 2.6mm

MAA-Te-0-1.5

(1) - Grabado del Canal de Velocidad con el sensor

- 5. Baja de Presión en el 2do. Hidro Sistema
- 4. Baja de Presión en el 1er. Hidro Sistema
- 3. Falta del Termoregulador
- 2. Conexión del Régimen Forraje
- 1. Baja de Presión detrás de las bombas de combustible.

MANDOS PRINCIPALES

- 7. Línea Base.
- 6. Angulo de Estabilizador G6.
- 5. Sobre Carga Horizontal G5.

- 10. Régimen Maximal --> CS2 YK (solo)
- 9. Apriete Botón Combate
- 8. Falta CAY

- 4. Revoluciones del motor G4
- 3. Sobre Carga Vertical G3
- 2. Velocidad G2----> 7. Conexión CAY.
- 1. Altura G1 ----> 6. Restos de Combustible 600 Kg.

MANDOS PRINCIPALES

(2)- Grabado del Canal de Altura con el sensor

MDD-Te-1-780

Comprobación del ancho de registro, debe ser de 22 a 20mm.

(3)- Grabado del Canal de Aceleraciones G Verticales con el sensor.

MP-95(-3.5 A + 10G)

Con R17 hacer coincidencia de ceros eléctricos y mecánicos.

Comprobación del ancho de registro, ha de ser igual a 3.5-4mm.

Con aceleración -1G [y + 1G [1.

(4)- Grabado del Canal de Aceleraciones G Verticales con ayuda de la caja de resistores.

Con R17 hacer coincidencia de ceros eléctricos y mecánicos.

Ancho de registro entre +10 y -3.5G.

Ha de ser de 22 a 25mm.

(5)- Grabado del canal de Aceleraciones G Horizontales con el sensor

MP-95(+/-1.5G)

Hacer coincidencia ceros eléctricos y mecánicos con R27.

Comprobación del ancho de registro de -1G a +1G, debe ser 15 a 17mm. regular con R28.

(6)- Grabado del canal de Aceleraciones G Horizontales con ayuda de las cajas de resistores

Hacer coincidencia ceros eléctricos y mecánicos con R27.

Comprobación del ancho de registro de -1.5 y 1.5G debe ser 22 a 26mm. Regular con R28

(7)- Grabado del canal de registro de revoluciones con el sensor tacométrico

DTE-1.

Comprobación del ancho de registro debe ser de 22 a 26mm.

Regular con R22.

(8)- Grabado del Canal de Registro de los desplazamientos del
Estabilizador Horizontal

Coincidencia ceros eléctricos y mecánicos con R24.

Comprobación del ancho de registro máximo y mínimo de la
palanca del estabilizador debe ser de 22 a 26 mm.

Regular con R25.

SECUENCIA PARA LA GRABACIÓN DEL SISTEMA EN EL LABORATORIO

- 1° 20 seg. (solo).
- 2° 100 seg. (ceros mec. y elect) (2 botones)
- 3° 10 seg. (solo).
- 4° Mandos simples 1 al 10.
- 5° 30 seg. (2 botones)
- 6° G5, N Horizontal, Nx. (MP-95 +/- 1.5G)
- 7° 30 seg.
- 8° G6, ángulo estabilizador (MY-615G)
- 9° 30 seg.
- 10° G4, Tacómetro %N (DTE)
- 11° 30 seg.
- 12° G1, altura, (MDD-TE 1-780)
- 13° 30 seg.
- 14° G2, velocidad (MDD-TE
- 15° 30 seg.
- 16° G3, N Verticales (Ny) 1 MP-95 (-3.5, +10G)
- 17° 30 seg
- 18° 100 seg (dos botones)
- 19° 20 seg (solo)

20° Mandos simples 1 al 10.

21° 100 seg.

TABLA PARA LA GRABACION DE LA ALTURA H (Km) (G1)

<u>H(Km)</u>	<u>Presión Estática (MM HG)</u>	
-0.2	778.02	Este procedimiento debe ser efectuado en el probador IBD. La grabación se efectúa de ida y vuelta, en el punto 20 Km, se graba el sexto mando simple (Canal 1). Cada punto 10 seg.
0.0	759.81	
1.0	673.56	
3.0	525.88	
5.0	405.88	
10.0	197.95	
15.0	90.02	
20.0	41.02	

TABLA PARA LA GRABACION DE LA VELOCIDAD H (Km) (62)

V(Km) Presión Dinámica (MM HG)

0	0.36
200	14.90
300	32.89
400	58.94
500	93.09
600	135.84
700	189.22
800	255.03
1000	420.04
1200	647.85
1400	952.35

Este procedimiento debe ser efectuado en el probador IDB. La grabación se efectúa de ida y vuelta, en el punto 1400 Km/Hora. Se graba el séptimo mando simple (canal 2).
Cada punto 10 seg.

Nota: La grabación del ángulo del estabilizador (66), la efectúa el grupo de avión, en el mismo avión.

TABLA PARA LA GRABACION DE LA SOBRECARGA VERTICAL Ny (G3)

<u>G</u>	<u>RPM</u>
0.0	-
-1.0	32.8
-2.0	46.3
-3.0	61.1
-2.5	46.3
-1.0	32.8
0.0	-
+1.0	33.2
+2.0	46.8
+4.0	65.8
+6.0	80.3
+8.0	92.2
+10.0	102.5
+8.0	92.2
+6.0	80.3
+4.0	65.8
+2.0	46.8
+1.0	33.2
0.0	-

Este procedimiento
será efectuado en el
probador de
sobrecargas.
Cada punto 10 seg.

TABLA PARA LA GRABACION DE LA SOBRECARGA HORIZONTAL Nx (G3)

<u>G</u>	<u>Grados</u>	
0.0	0.0	Este procedimiento será efectuado en el probador del sistema SARPV-12. Cada punto 10 seg.
+30.0	+0.5	
+90.0	+1.0	
+30.0	+0.5	
0.0	0.0	
-30.0	-0.5	
-90.0	-10.0	
-30.0	-0.5	
0.0	0.0	

TABLA PARA LA GRABACION DEL TACOMETRO N% (G4)

<u>RPM%</u>	<u>RPM%</u>
0.0	100.0
10.0	90.0
20.0	80.0
30.0	70.0
40.5	60.0
50.0	50.0
60.0	40.0
70.0	30.0
80.0	20.0
90.0	10.0
100.0	00.0
110.0	

En el punto 110% se graban los mandos simples 8, 9 y 10 (Canal 2).
Cada punto 10 seg.

La Carta de Control del 1er Vuelo de Prueba del Fabricado C-52

YK N° _____ según las grabaciones del sistema SARPV-12

Acumulador K-12-51 N° _____

El piloto probador _____

Grado Militar _____

Apellido _____

Fecha de Vuelo _____ 199__

N°	Parámetros Comprobados	Significación de Parámetros		Notas
		Según condic. Técnicas	Factibles (Reales)	
1	2	3	4	5
1.	Las Revoluciones del motor durante el despegue	100 + 1.0% - 0.5%		
2.	La velocidad de la desconexión de la post-combustión después del despegue	no menos de 600 Km/hora		
3.	El tiempo de la caída de presión el 1er sistema hidráulico durante el recogido del tren	8-11 seg.		
4.	Las revoluciones del motor después del despegue durante el cobrar de la altura H hasta 4,000-4,500m.	100 + 1.0% - 0.5%		
5.	En la altura H = 5500 - 5000m durante la conexión de la post-combustión el aumento o caída de las revoluciones solamente durante el tiempo no mas de 3 seg.	hasta 106% hasta 95%		
	Durante la desconexión de la post-combustión, el aumento o caída de las revoluciones durante el tiempo no más de 3 seg.	hasta 106% hasta 95%		
6.	Cobrando la altura H=10,000 metros las revoluciones del motor	100 +1.0% -0.5%		
7.	En la altura H=10,000 metros - durante la suceptivilidad el aumento de las revoluciones	hasta 100%		
-	el comando "Conexión del CAY"	se registra		

8. Durante el descenso de H=10000 hasta H=3,000m el cambio de las revoluciones del motor en el régimen "MAXIMAL"	no mas + 1% - 1%
9. La altura maximal del vuelo	10,000m
10. La velocidad maximal del vuelo	900Km/h
11. La sobrecarga maximal	5
12. La altura de la desconexión del CAY	200m
13. El comando "El resto de 600 Kg"	No se registra
14. El comando "Falla del Termoregulator"	No se registra
15. El comando "Caída de presión detrás de bombas de bombeo"	No se registra
16. El comando "Falla del Cay"	No se registra
17. La velocidad minimal de la separación de tierra (durante el despegue)	340-390 Km/h
18. La velocidad del aterrizaje	280-300 Km/h
19. La sobrecarga vertical durante el aterrizaje	(2)
19. El tiempo del vuelo	55 minutos

Firmas

Interpretador

La Carta de Control del 2do Vuelo de Prueba del Fabricado C-52.

YK N° _____ según las grabaciones del sistema SARPV-12

Acumulador K-12-51 N° _____

El piloto probador _____

Grado Militar _____

Apellido _____

Fecha de Vuelo _____ 199__

- | | |
|---|----------------------------|
| 1. Las Revoluciones del motor durante el despegue | 100 + 1.0%
- 0.5% |
| 2. La velocidad de la desconexión de la post-combustión después del despegue | no menos de
600 Km/hora |
| 3. El tiempo de la caída de presión el 1er sistema hidráulico durante el recogido del tren | 8-11 seg. |
| 4. Las revoluciones del motor después del despegue durante el cobrar la altura H hasta 11,000. | 100 +1.0%
0.5% |
| 5. Durante el cobrar de la H=13,000m - el aumento o la caída de las revoluciones durante la conexión de la post-combustión para el tiempo no mas de 3 seg. | hasta 106%
hasta 95% |
| 6. En la altura H=13,000 metros las revoluciones del motor el aumento de las revoluciones durante la desconexión de la post-combustión para el tiempo no más de 3 segundos. | 100 +1.0%
-0.5% |
| 7. En la altura H=11,000 metros - durante la comprobación de la estabilidad del trabajo del motor con los regimenes variables el aumento de revoluciones para el tiempo no mas de 3 segundos. | hasta 100% |
| 8. Durante el descenso de H=4,000 los cambios (variaciones) de las revoluciones del motor (oscilaciones) | no mas + 1%
- 1% |
| 9. El comando "Apretar el botón de paro" | se registra |
| 10. La altura maximal del vuelo | 13,000m |
| 11. La velocidad maximal del vuelo | 1,000Km/h |

12.La sobrecarga maximal	5
13.El comando "El resto de 600 Kg"	No se registra
14.El comando "Falla del Termoregulator"	No se registra
15.El comando "Caída de presión detrás de bombas de bombeo"	No se registra
16.El comando "Falla del Cay"	No se registra
17.La velocidad minimal de la separación de tierra (durante el despegue)	340-390 Km/h
18.La velocidad del aterrizaje	280-300 Km/h
19.La sobrecarga vertical durante el aterrizaje	no mas de 2.
20.El tiempo del vuelo	30 minutos

Firmas

Interpretador

Protocolo de Pruebas del Dispositivo de Coordinación

YCC-4-2M

N° _____

Avión N° _____

Tiempo de Trabajo (Horas) _____

N°	PARAMETRO A PROBAR	NORMAS	RESULTADOS
1°	ASPECTO FISICO	SEGUN NORMAS	
2°	VOLTAJE DE ALIMENTACION DEL MOTOR	17.64 - 18.36 V	
3°	VOLTAJE DE ALIMENTACION DEL CIRCUITO DE MEDICION	6 + 0.12 V.	
4°	VOLTAJE DE ALIMENTACION DE LOS CIRCUITOS DE COMANDOS SIMPLES	6 + 0.12 V.	
5°	RESISTENCIA DE AISLAMIENTO MEDIDA CON UN MEGOMETRO DE 100V, DEBE SER NO MENOR DE	20 MEGONS	
6°	OBJETOS AJENOS	NO LOS HAY	
7°	PRESENCIA DE UNIONES FRENADAS DE BUENA CALIDAD	SEGUN NORMAS	

EJECUTOR : _____

CONTROL DE CALIDAD: _____

FECHA: _____

PROTOCOLO DEL ACUMULADOR DE INFORMACION K12-51

N° _____

Avión N° _____

Tiempo de Trabajo (Horas) _____

N°	PARAMETRO A PROBAR	NORMAS	RESULTADOS
1°	ASPECTO FISICO	SEGUN NORMAS	
2°	MARCACION DE LOS VIBRADORES Y DE LA LINEA BASE .	DEBE ASEGURAR LAS RUPTURAS DE LAS LINEAS DE LOS VIBRADORES. 1ra. ALTURA, ULTIMA LA LINEA BASE	
3°	LA DISPOSICION DE LOS VIBRADORES SIN ALIMENT. CUANDO ESTOS SE EXAMINAN A TRAVES DEL PANEL DE LABORATORIO, SON: 1 (ALTURA) 2 (VELOCIDAD) 3 (SOBRECARGA VERTICAL) 4 (TACOMETRO) 5 (SOBRECARGA HORIZONTAL) 6 (ESTABILIZADOR)	26.5 - 34.5 mm 29.5 - 33.5 mm 7 - 15 mm 0.5 - 0.5 mm 13.5 - 21.5 mm 14.5 - 22.5 mm	
4°	LA DISPOSICION DE LA LINEA BASE EN mm (DISTANCIA / ESTA Y EL BORDE DE LA PELICULA)	3 ± 1.5 mm	
5°	RESISTENCIA DE AISLAMIENTO MEDIDA CON UN MEGOMETRO DE 100V, DEBE SER NO MENOR DE	20 MEGONES	
6°	OBJETOS AJENOS	NO LOS HAY	
7°	PRESENCIA DE UNIONES FRENADAS	CORRECTAMENTE	

EJECUTOR : _____

CONTROL DE CALIDAD: _____

FECHA: _____

PROTOCOLO DE LOS SENSORES DE PRESION

MOD - TE - 0.15 N° _____

MOD - TE - 1 - 780 N° _____

Avión N° _____

Tiempo de Trabajo (Horas) _____

N°	PARAMETRO A PROBAR	NORMAS	RESULTADOS
1°	ASPECTO FISICO	SEGUN NORMAS	
2°	RESISTENCIA DEBAMADO DEL POTENCIOMETRO	1500 A 3000 OHMS	
3°	LOS CONTACTOS EN LOS CIRCUITOS DEL POTENCIOMETRO DEL SENSOR:	DEBEN SER SEGUROS	
4°	EL PORCENTAJE DE LA PRESION CON RESPECTO A LOS DATOS DEL PASAPORTE NO SERA MAYOR DE	+ 2.5 % -	
5°	LA HERMETICIDAD DEL SISTEMA DINAMICO MOD-TE-0.15, BAJO UNA PRESION DE 1KG/cm ² QUE CREA EN EL SISTEMA DINAMICO.	SE PROHIBE PRESION LA BAJADA DE PRESION	
6°	HERMETICIDAD DEL CUERPO DEL SENSOR BAJO UNA PRESION DE 40mm DE LA COLUMNA DE HG QUE SE CREA EN EL SISTEMA DINAMICO Y ESTATICO DURANTE 1 MINUTO.	LA BAJADA DE PRESION EN EL SISTEMA ESTATICO NO DEBE SER MAYOR DE 3mm DE LA COLUMNA DE MERCURIO	
7°	HERMETICIDAD DEL CUERPO DEL SENSOR MOD-TE-1-780 BAJO LA PRESION DE 40mm DE LA COLUMNA DE MERCURIO, QUE SE CREA EN ESTE DURANTE UN MINUTO	LA BAJADA DE PRESION NO DEBE SER MAYOR DE 3mm DE LA COLUMNA DE HG.	
8°	LA RESISTENCIA DE AISLAMIENTO MEDIDO CON MEGOMETRO DE 500V., NO SERA MENOR DE	20 MEGOMES	
9°	LA SEGURIDAD ELECTRICA DEL AISLAMIENTO CON UN VOLTAGE DE 500V., 50HZ, DURANTE 1 MINUTO	NO DEBE HABER QUEMADURAS	
10°	OBJETOS AJENOS	NO LOS HAY	
11°	UNIONES FRENADAS	CORRECTAMENTE	

EJECUTOR : _____

CONTROL DE CALIDAD: _____

FECHA: _____

Protocolo del Sensor Potenciometrico de los Desplazamientos Angulares MY-615A

N° _____

Avión N° _____

Tiempo de Trabajo (Horas) _____

N°	PARAMETRO A PROBAR	NORMAS	RESULTADOS
1°	ASPECTO FISICO	SEGUN NORMAS	
2°	RESISTENCIA DEL POTENCIOMETRO	500 - 900 OHMS	
3°	ESTADO DE LOS REBANADOS DEL POTENCIOMETRO	NO DEBE HABER RUPTURAS	
4°	LA TOLERANCIA DE LA MEDICION DE LOS ANGULOS EN COMPARACION CON LOS DATOS DEL PASAPORTE	NO DEBE SUPERAR + 1:2 GRADOS	
5°	LA RESISTENCIA DEL AISLAMIENTO MEDIDO CON UN MEGOMETRO DE 100V, NO DEBE SER MAYOR DE	20 MEGOMS	
6°	OBJETOS AJENOS	NO LOS HAY	
7°	UNIONES FRENADAS	CORRECTAMENTE	

EJECUTOR : _____

CONTROL DE CALIDAD: _____

FECHA: _____

Protocolo del Sensor Potenciometrico de Sobrecargas MP-95

1° (-3.5, 10G) N° _____

2° ($\pm 1.5 G$) N° _____

Avión N° _____

Tiempo de Trabajo (Horas) _____

N°	PARAMETRO A PROBAR	NORMAS	RESULTADOS
1°	ASPECTO FISICO	SEGUN NORMAS	
2°	ESTADO DE LOS DEBANADOS DEL POTENCIOMETRO	NO DEBE HABER RUPTURAS	
3°	LA TOLERANCIA EN COMPARACION CON LOS DATOS DEL PASAPORTE, DEBE SER DE	+ 2 %	
4°	LA TOLERANCIA DEL DEBANADO DEL POTENCIOMETRO	600 A 200 OHMIOS	
5°	LA RESISTENCIA DEL AISLAMIENTO MEDIDO CON UN MEGOMETRO DE 1000V, NO DEBE SER MENOR DE	20 MEGONES	
6°	OBJETOS AJENOS	NO LOS HAY	
7°	UNIONES FRENADAS	CORRECTAMENTE	

EJECUTOR : _____

CONTROL DE CALIDAD: _____

FECHA: _____

Protocolo del Filtro de Radio Interferencias 0-4

N° _____

Avión N° _____

Tiempo de Trabajo (Horas) _____

N°	PARAMETRO A PROBAR	NORMAS	RESULTADOS
1°	ASPECTO FISICO	SEGUN NORMAS	
2°	EL CHEQUEO DE LA SEGURIDAD DE LOS CIRCUITOS ELECTRICOS ENTRE LOS PINES 1-1 y 2-2.	LOS CIRCUITOS DEBEN SER SEGUROS	
3°	LA RESISTENCIA DEL AISLAMIENTO MEDIDO CON UN MEGOMETRO DE 100V, NO DEBE SER MENOR DE	20 MEGONES	
4°	OBJETOS AJENOS	NO LOS HAY	
5°	UNIONES FRENADAS	CORRECTAMENTE	

EJECUTOR : _____

CONTROL DE CALIDAD: _____

FECHA: _____

PROTOCOLO DEL SEÑALIZADOR DE VELOCIDAD INSTRUMENTAL CCA - 120

N° _____

Avión N° _____

Tiempo de Trabajo (Horas) _____

N°	PARAMETRO A PROBAR	NORMAS	RESULTADOS
1°	ASPECTO FISICO	SEGUN NORMAS	
2°	LA HERMETICIDAD DEL SISTEMA DINAMICO CUANDO EN ESTE SE CREA EL VACIO CORRESPONDIENTE A UNA VELOCIDAD 4440 Km/h (952.1 mm DE Hg)	SE PROHIBE PRESION LA BAJADA DE PRESION	
3°	HERMETICIDAD DEL SISTEMA ESTATICO CUANDO EN ESTE SE CREA EL VACIO CORRESPONDIENTE A UNA ALTURA DE 6 Km (354 mm DE LA COLUMNA DE HG)	LA BAJADA DE PRESION NO DEBE SER MAYOR DE 10mm DE LA COLUMNA DE HG	
4°	EL CIRCUITO ELECTRICO SE DEBE CERRAR Y ABRIR AL ALCANZAR UNA VELOCIDAD DE	120 + 60 Km/Hora	
5°	LA RESISTENCIA DE AISLAMIENTO BAJO UN VOLTAJE DE 500 VOLTIOS, NO SERA MENOR DE	20 MEGUMES	
6°	LA SEGURIDAD ELECTRICA DEL AISLAMIENTO BAJO UN VOLTAJE DE 500V., 50HZ, QUE SE PROPORCIONA EN UN PLAZO DE 1 MINUTO	NO DEBE PROVOCAR QUEMADURAS	
7°	OBJETOS AJENOS	NO DEBE HABER	
8°	UNIONES FRENADAS	CORRECTAS	

EJECUTOR : _____

CONTROL DE CALIDAD: _____

FECHA: _____

INDICE

	Pag
1. Introducción. Objetivo	2
2. Organización del SEMAN	3
3. Actividades desarrolladas por el SEMAN	4
4. Organización de la Técnica de reparación de Avión	6
5. Informaciones Generales	7
6. Nociones Generales sobre el principio de Funcionamiento. Esquema Eléctrico	9
7. Principios de funcionamiento de las partes componentes;	
7.1 Acumulador de información K12-51	13
7.2 Adaptador YCC-4-2M	16
7.3 Sensores	16
7.4 Señalizador de velocidad CCA-12Ø	19
7.5 Filtro de Radio interferencia F-4	19
8. Técnica de análisis cualitativo del cumplimiento de una misión aérea	20
9. Particularidades del cumplimiento de las figuras de pilotajes y su identificación en los registros del equipo SARPV-12	21
10. La altura de vuelo constante	22
11. Maniobras con aumento de la altura de vuelo	34
12. La altura disminuye	51
13. La altura de vuelo primero aumenta (disminuye) y, luego disminuye (aumenta)	61

14.	Análisis y apreciación de como se observan las condiciones de seguridad de vuelo	66
15.	Análisis entrevuelo de la calidad de cumplimiento de una misión aérea (análisis parcial de vuelos según los materiales de control objetivo)	76
16.	Análisis cualitativo de la técnica de pilotaje durante el despegue	77
17.	Análisis cualitativo del pilotaje en la zona	83
18.	Análisis cualitativo de la técnica de pilotaje durante el aterrizaje	96
19.	Aspecto Técnico-Económico	98
20.	Conclusiones y Recomendaciones	99
21.	Bibliografía	101

ANEXOS

	Pag.	
1.	Esquema de los parámetros analógicos del SARPV-12	103
2.	Esquema de las señales instrumentales en el SARPV-12	104
3.	Registro de señales instrumentales por superposición en el SARPV-12	105
4.	Esquema eléctrico del canal de altura	106
5.	Esquema eléctrico señal instrumental postcombustión	107
6.	Esquema estructural del sistema SARPV-12	108
7.	Posición inicial de los vibradores sin energía del SARPV-12	109
8.	Disposición de las señales instrumentales	110
9.	Vista exterior de los elementos del SARPV-12	111

10.	Esquema de medición de la altura y velocidad de vuelo	113
11.	Tabla 1 de las señales instrumentales (Versión 5)	114
12.	Tabla 2 de los parámetros de vuelo	117
13.	Esquema de las Fuerzas y ubicación de los Sensores Ny y Nx	118
14.	Esquema eléctrico del YCC-4-2M	120
15.	Esquema eléctrico del sistema SARPV-12	121
16.	Tabla Patrón del sistema SARPV-12	123
17.	Gráficos de calibración	124
18.	Esquema del K12-51 (Fig. 8)	130
19.	Esquema óptico del K12-51 (Fig. 9)	131
20.	Esquema cinemático del K12-51 (Fig-10)	132
21.	Parámetros que Graba el SARPV-12	133
22.	Secuencia para la Grabación del sistema en laboratorio	135
23.	Tablas para la grabación de los mandos principales	137
24.	Protocolos de los vuelos de prueba	142
25.	Protocolos de prueba de los componentes del SARPV-12	146
26.	Índice	153