

**INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO**

**CARRERA DE MECÁNICA AERONÁUTICA**

**IMPLEMENTACIÓN DE UN MANUAL DE  
MANTENIMIENTO Y OPERACIÓN DEL SISTEMA  
HIDRÁULICO PARA EL SIMULADOR DE VUELO DEL  
AVIÓN KFIR**

**POR:**

**ZUÑIGA CUVI LUIS JAVIER**

**Proyecto de Grado como requisito para la obtención del Título de:**

**TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA**

**2007**

## **CERTIFICACIÓN**

Certifico que el presente trabajo fue realizado en su totalidad por el Sr. Zuñiga Cuvi Luis Javier, como requerimiento parcial a la obtención del título de TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA.

-----  
**Sub. P. Lima Fernando**  
**Director de proyecto de grado**

**Latacunga, 19 de Noviembre del 2007**

# **DEDICATORIA**

## **A DIOS Y A MIS PADRES**

Dedico este proyecto de grado a Dios y a mis Padres, que con su esfuerzo y dedicación siempre me han apoyado en todo momento siendo un pilar fundamental en mi desarrollo como persona así como en mi etapa estudiantil.

El esfuerzo y dedicación a lo largo de este periodo de preparación, será retribuida con el cumplimiento satisfactorio de este proyecto.

**Luis**

## **AGRADECIMIENTO**

Mi agradecimiento sincero a todas las personas que de forma desinteresada expusieron sus conocimientos para nuestra formación como tecnólogos.

También agradezco a mis hermanas y sobre todo a mis Padres Eduardo y Teresa que han sido un pilar fundamental en mi vida para seguir aspirando a ser siempre mejor.

Agradezco especialmente al Sub. P. Fernando Lima por haberme ayudado directamente como asesor en este proyecto y por la orientación y amistad que me brindo.

Así también al Ing. Vinueza por haberme ayudado y colaborado con la parte eléctrica del simulador de vuelo.

Agradezco al ITSA por ser un ente de formación serio en su accionador, abriendo las puertas de sus aulas para formar a nuevos profesionales que nos convertiremos en un eje fundamental del desarrollo del Ecuador.

**Luis**

# ÍNDICE DE CONTENIDOS

	<b>Sumario</b>	<b>Página</b>
	Introducción.....	1
	Planteamiento del problema.....	2
	Justificación.....	2
	Alcance.....	2
	Objetivos generales.....	3
	Objetivos específicos.....	3
<b>CAPÍTULO I</b>		
<b>EL AVIÓN KFIR C2</b>		
1.1	Descripción.....	4
1.1.1	Datos generales de peso.....	4
1.1.2	Limitaciones.....	5
1.1.3	El fuselaje.....	6
1.1.4	Compartimientos del fuselaje.....	6
1.1.5	El ala.....	8
1.1.6	Convexidad del ala.....	8
1.1.7	Diente del borde de ataque.....	9
1.1.8	Superficies de comando.....	9
1.1.9	El Canard.....	9
1.1.10	Filetes de la nariz.....	9
1.2	Sistema hidráulico.....	10

1.2.1	Componentes del sistema.....	11
1.2.1.1	Depósitos hidráulicos.....	11
1.2.1.2	Bombas hidráulicas.....	11
1.2.1.3	Válvulas.....	12
1.2.1.3.1	Servoválvulas.....	12
1.2.1.3.2	Válvula de aislación del sistema de servicios.....	13
1.2.1.3.3	Aviso de aislación del sistema de servicios UTIL ISO.....	14
1.2.1.4	Acumuladores hidráulicos.....	14
1.2.1.5	Intercambiadores de calor.....	15
1.2.1.6	Funcionamiento del sistema.....	15
1.2.1.7	Elementos de control y verificación.....	16
1.2.1.8	Avisos del sistema hidráulico.....	16
1.2.1.9	Actuadores hidráulicos.....	17
1.2.1.10	Canalizaciones hidráulicas.....	17
1.2.1.11	Filtros.....	18
1.3	Sistemas de comando de vuelo.....	18
1.3.1	Superficies de comando.....	19
1.3.2	Funcionamiento.....	19
1.3.3	Sistema de timón de profundidad/alerones.....	20
1.3.3.1	Bastón y Compensadores.....	20
1.3.3.2	Unidades de sensibilidad artificial.....	21
1.3.3.3	AMEDEE.....	21
1.3.3.4	Preservo.....	22
1.3.3.5	El mezclador.....	23
1.3.3.6	Cilindros de accionamiento.....	24

1.3.3.7	Compensadores.....	26
1.3.3.8	Seguros del sistema.....	28
1.3.3.8.1	Desperfectos.....	28
1.3.3.8.2	Limitaciones.....	29
1.3.4	Sistema del timón de dirección/amortiguador de guiñada....	29
1.3.4.1	Operación.....	30
1.3.4.2	Seguros.....	30
1.3.4.3	Fallas.....	31
1.3.4.4	Limitaciones.....	31
1.3.5	Auxiliares eléctricos de vuelo.....	33
1.3.6	Estabilizador de roldo/conservador de dirección.....	33
1.3.6.1	Funcionamiento.....	33
1.3.6.2	Limitaciones.....	34
1.3.6.3	Desperfectos.....	36
1.4	Frenos aerodinámicos.....	36
1.4.1	Descripción.....	36
1.4.2	Funcionamiento.....	37
1.4.3	Control y Verificación.....	37
1.4.4	Luz de alarma de frenos aerodinámicos abiertos.....	38

## **CAPÍTULO II**

### **EL SIMULADOR DE VUELO**

2.1	Descripción general.....	39
2.2	Objetivo del simulador de vuelo.....	39
2.3	Características generales.....	41

2.3.1	Características mecánicas.....	41
2.3.2	Características hidráulicas.....	41
2.3.3	Características eléctricas.....	42
2.3.4	Conjunto de instrumentos.....	42
2.4	Componentes del simulador.....	43
2.4.1	Unidad del alumno.....	43
2.4.2	Fuente de alimentación hidráulica.....	44
2.5	Capacidades y limitaciones.....	45
2.5.1	Capacidades.....	45
2.5.2	Limitaciones.....	45
2.6	Simulación del avión.....	46
2.6.1	Aerodinámica.....	46
2.6.2	Electricidad.....	47
2.6.3	Hidráulica.....	47
2.6.4	Motor.....	47
2.6.5	Mecánica.....	48
2.7	Simulación de los frenos aerodinámicos.....	48

### **CAPÍTULO III**

#### **COMPONENTES Y CONTROLES DEL SIMULADOR**

3.1	Generalidades.....	50
3.2	Descripción del área de alumnos.....	50
3.2.1	Descripción de la cabina.....	51
3.2.1.1	Descripción del acelerador.....	54

3.2.1.2	Descripción de los controles de la palanca de mando.....	56
3.2.2	Descripción del fuselaje del simulador.....	58
3.2.2.1	Descripción del lado inferior de la cabina.....	58
3.2.2.2	Descripción del fuselaje central.....	61
3.2.3	Descripción del ala izquierda.....	66
3.2.4	Descripción de la cola.....	69
3.2.4.1	Descripción del extremo posterior.....	69
3.2.4.2	Descripción del estabilizador direccional.....	72
3.3	Descripción de la fuente de alimentación hidráulica.....	76
3.3.1	Descripción de la bomba hidráulica.....	76
3.3.2	Descripción del panel de control.....	79

## **CAPÍTULO IV**

### **MANUALES DE OPERACIÓN Y MANTENIMIENTO**

4.1	Instrucciones operativas.....	81
4.2	Diagnostico actual.....	81
4.3	Actividades realizadas.....	82
4.4	Procedimientos operativos.....	83
4.5	Manual de Operación.....	84
4.6	Manual de Mantenimiento.....	93
4.7	Registro de Mantenimiento.....	95
4.8	Registro de Operación.....	97

**CAPÍTULO V**  
**ESTUDIO ECONÓMICO**

5.1	Presupuesto.....	99
5.2	Análisis económico.....	99
5.3	Materiales.....	100
5.4	Mano de Obra.....	100
5.5	Gastos varios.....	100

**CAPÍTULO VI**  
**CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES**

6.1	Conclusiones.....	102
6.2	Recomendaciones.....	103
	Bibliografía.....	104
	Anexos.....	105
	Hoja de vida.....	109
	Hoja de legalización de firmas.....	110

## LISTA DE ILUSTRACIONES

<b>Figura N°</b>	<b>Título</b>	<b>Página</b>
<b>CAPÍTULO I</b>		
1.1	Dimensiones del avión.....	5
1.2	Estructura del avión.....	7
1.3	Sistema servo.....	25
1.4	Amortiguador de cabeceo.....	27
1.5	Timón de dirección y amortiguador de guiñada.....	32
1.6	Estabilizador de roldo y conservación de dirección (rouly).	35
1.7	Empuñadura del acelerador.....	38
<b>CAPÍTULO II</b>		
2.1	Disposición del sistema OMT.....	40
2.2	Estación del alumno.....	44
2.3	Fuente de alimentación hidráulica.....	45
2.4	Sistema (izquierdo) de frenos aerodinámicos.....	49
<b>CAPÍTULO III</b>		
3.1	Cabina.....	51
3.2	Acelerador.....	54
3.3	Manija de la palanca de mando.....	56
3.4	Cabina, lado inferior.....	59
3.5	Fuselaje, parte central.....	62

3.6	Ala izquierda.....	67
3.7	Extremo posterior, cola.....	70
3.8	Estabilizador.....	73
3.9	Descripción general de la fuente de alimentación hidráulica.....	76
3.10	Descripción detallada de la fuente de alimentación hidráulica.....	77
3.11	Descripción del panel de control.....	79

#### **CAPÍTULO IV**

4.1	Panel de potencia eléctrico.....	87
-----	----------------------------------	----

## LISTA DE TABLAS

<b>Tabla No</b>	<b>Título</b>	<b>Página</b>
<b>CAPÍTULO III</b>		
3.1	Componentes de la cabina.....	52
3.2	Componentes del acelerador.....	55
3.3	Controles de la palanca de mando.....	57
3.4	Componentes del lado inferior de la proa.....	60
3.5	Componentes de la parte central del fuselaje.....	63
3.6	Componentes del ala izquierda.....	68
3.7	Componentes del extremo posterior.....	71
3.8	Componentes del estabilizador.....	74
3.9	Componentes de la fuente de alimentación hidráulica.....	78
3.10	Controles e indicadores del panel de control de potencia.....	80
<b>CAPÍTULO V</b>		
5.1	Presupuesto para el Manual de Mantenimiento de el simulador de vuelo del avión KFIR.....	101

## INTRODUCCIÓN

La implementación de un Manual de Operación para el Simulador de Vuelo del avión Kfir ubicado en el bloque 42 del Laboratorio de hidráulica del ITSA, surge de la necesidad que tiene el Instituto Tecnológico Superior Aeronáutico de contar con material operativo para la enseñanza práctica de los alumnos.

Este simulador que contiene componentes mayoritarios, de partes reales de un avión existente (KFIR – C2) así también como partes simuladas sólo para conveniencias didácticas, es una guía del funcionamiento real del avión.

Este Manual consta de tres capítulos dedicados al simulador de vuelo, y un capítulo a generalidades propias del avión KFIR, en cuanto a sus componentes se ha descrito las partes que son movidas por energía hidráulica como es el caso de los controles de vuelo entre otros, pero también se muestran los voltajes con los que este funciona.

Para una mejor ubicación de los accionadores se ha detallado en forma tabular los componentes de la cabina al igual que el resto de componentes que conforman el simulador, con el propósito de que se facilite de forma rápida la disposición de cada dispositivo accionador en el simulador.

## **PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

El simulador de vuelo del avión KFIR ubicado en el bloque 42 del Laboratorio de Hidráulica del ITSA, que se encuentra en estado operativo no cuenta con un manual de mantenimiento y operación que facilite su manejo.

La falta de información apropiada ha llevado a cometer accidentes de manejo del equipo provocando que este se dañe con más frecuencia.

Este problema ha llevado a que el simulador no pueda ser operado con mucha frecuencia

## **JUSTIFICACIÓN**

La falta de información para la operación del simulador de vuelo del avión KFIR ubicado en el Laboratorio de Hidráulica del ITSA, hace necesaria la elaboración de un manual técnico para su mantenimiento y operación de sistemas y componentes Hidráulicos.

Estos manuales de mantenimiento pueden servir a los alumnos para la realización de prácticas o como una guía de estudio, también permitirá conocer datos de operación y mantenimiento de los sistemas que lo componen.

El presente Manual está pensado como una guía para la operación del simulador, el mismo que es una aplicación de los conocimientos obtenidos a lo largo de la carrera como tecnólogos aeronáuticos. Los manuales son un eje fundamental de desarrollo educativo.

## **ALCANCE**

El presente Manual se centra en el mantenimiento y operación de todos los sistemas y subsistemas del simulador de vuelo del avión KFIR en la parte Hidráulica, permitiendo

darle una mayor operatividad. El Manual contiene también referencias y directrices en relación con temas de interés por ejemplo que cada cierto tiempo se le debe dar mantenimiento.

Se dará información básica de cada parte y componente del simulador como válvulas, bombas, entre otras que serán de gran utilidad para la comprensión de su funcionamiento.

## **OBJETIVOS**

### **OBJETIVOS GENERALES**

Elaborar un manual de mantenimiento y operación de los sistemas del simulador de vuelo del avión KFIR que se encuentra ubicado en el Laboratorio de Hidráulica del bloque 42 del ITSA.

### **OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Verificar el estado actual de los sistemas y componentes del simulador de vuelo del avión KFIR para obtener información suficiente para la elaboración del manual.
- Recopilar la información necesaria para los sistemas del simulador de vuelo para el avión KFIR.
- Evitar la inoperatividad del simulador de vuelo, y el reporte de daños de partes del simulador por la falta de una guía de manejo.
- Desarrollar destrezas en la manipulación de manuales técnicos, bases de datos, etc.

# CAPÍTULO I

## EL AVIÓN KFIR C2

### 1.1 DESCRIPCIÓN

El Kfir-C2 es un caza bombardero del grupo Mach 2, monoplace, de motor único, fabricado por la Industria Aeronáutica Israelí (**IAI**).

El Kfir- C2 está destinado a cumplir misiones principales, tales como interceptación diurna, combate aéreo y ataque a objetivos terrestres.

El avión está construido siguiendo la ley de las áreas, con ala principal de tipo delta y aletas delanteras (Canard), que proveen al avión alta maniobrabilidad a pronunciados ángulos de ataque.

El avión está provisto de un motor General Electric modelo J79-J1E-QB. Asimismo, está equipado de un sistema integrado de lanzamiento de armamento y navegación sumamente avanzado, que le permite llevar a cabo una amplia gama de misiones, gran exactitud y capacidad de operación en condiciones climáticas desfavorables. El armamento del avión comprende dos cañones de 30 mm. y 9 estaciones para suspender cargas externas (combustible, bombas, misiles).

#### 1.1.1 DATOS GENERALES DE PESO

Los datos de peso indicado a continuación son aproximados, y por lo tanto no deben ser utilizados para cálculos y programación operacional.

Avión vacío: 7.750 Kg.

Avión limpio (avión vacío + combustible interno completo + piloto): 10.450 Kg.

Avión en configuración de intercepción (avión limpio + 2 tanques externos 500 + tanque externo 1301 + 2 misiles Shafrir): 12.850 Kg.

### 1.1.2 LIMITACIONES

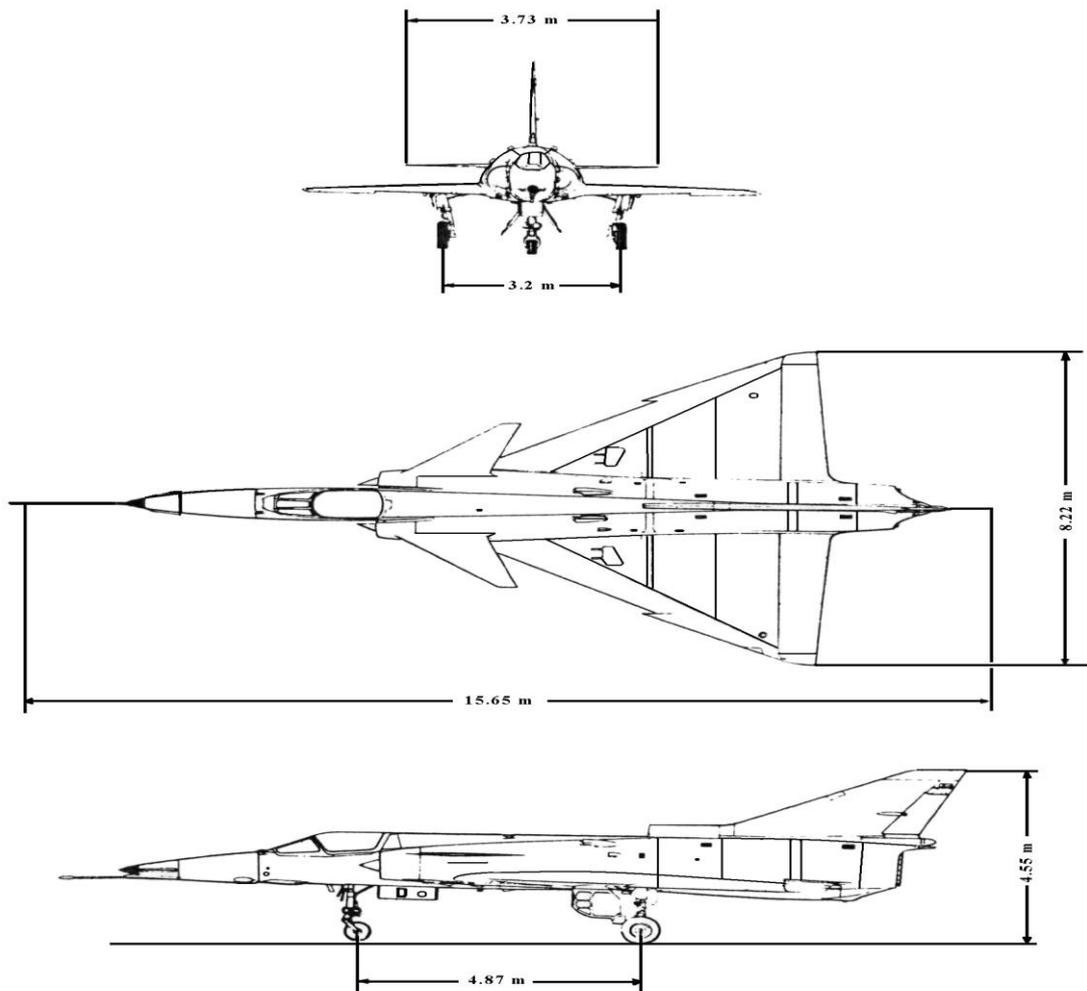
Limitaciones de peso máximo para el despegue: 14.700 Kg. (provisorio).

Limitación de peso máximo para el aterrizaje: 11.000 Kg.

Velocidad Máxima: El avión está limitado a una velocidad máxima de 750 nudos (hasta 25.000 pies de altitud) y de 2,2 Mach (por encima de 30.000 pies de altitud).

Techo Práctico: 60.000 pies.

Trepada Rápida (Zoom): 75.000 pies.



**Fig. 1.1 Dimensiones del avión**

### 1.1.3 EL FUSELAJE

El fuselaje del avión está compuesto por 36 cuadernas y un revestimiento que cumple funciones estructurales. Su estructura es del tipo semi-monocasco y sigue la ley de las áreas. La parte delantera de la nariz aloja la antena del radar telemétrico. La cabina de pilotaje está ubicada entre las cuadernas 2 y 10, cuyas características de hermetización conservan la presurización de la cabina. Las tomas de aire están emplazadas a ambos costados del fuselaje, detrás de la cabina de pilotaje, y confieren al motor un amplio campo de acción (velocidad, altitud y ángulo de ataque). Las dos tomas de aire confluyen en un solo conducto antes de la entrada al motor. En las bocas de las tomas de aire están ubicados los conos, destinados a los vuelos supersónicos. Cada toma de aire está provista asimismo de una tapa elástica de admisión de aire adicional.

El canard va adosado a la parte superior de las tomas de aire del motor, por encima de las tapas de aire adicional.

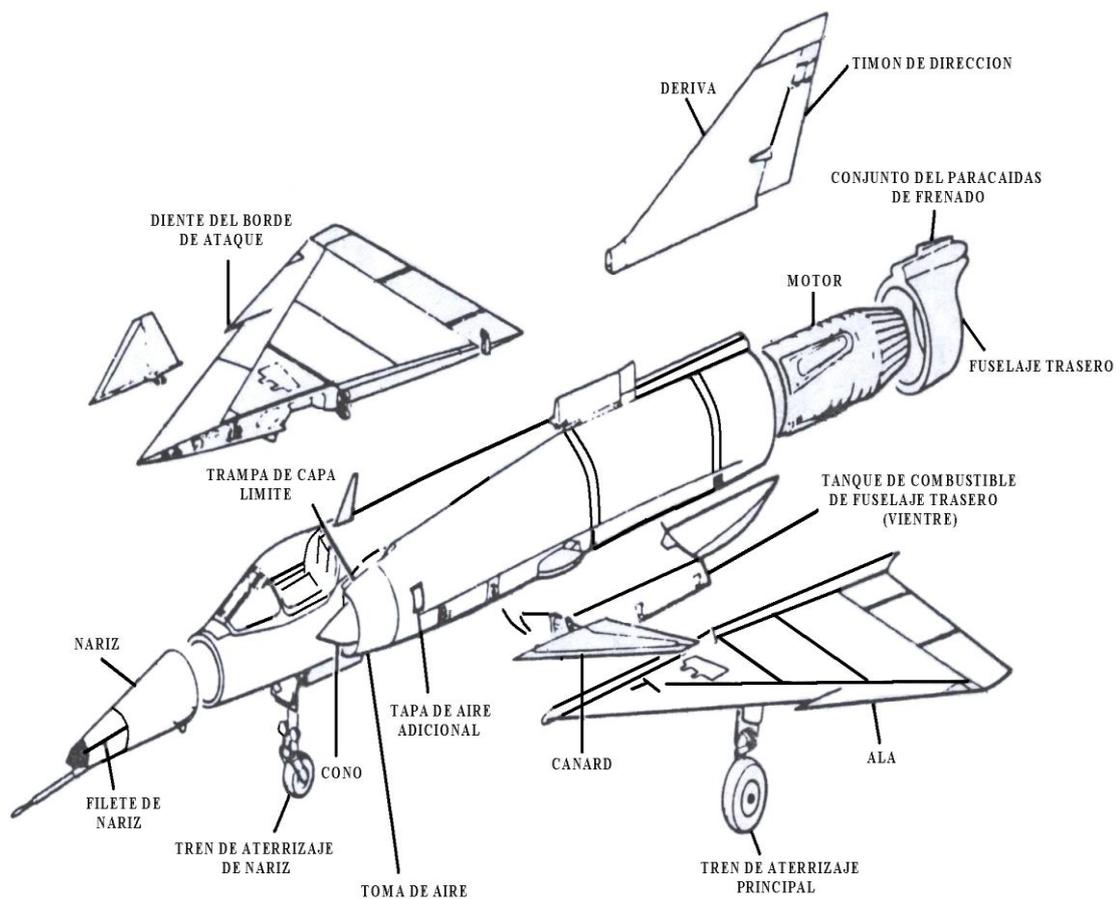
### 1.1.4 COMPARTIMIENTOS DEL FUSELAJE

**Tanques de combustible:** Fuselaje, fuselaje delantero y fuselaje trasero.

**Compartimiento del vientre delantero:** Delante del tren principal y detrás de la cabina de pilotaje se encuentra el contenedor de municiones con 280 proyectiles (140 para cada cañón).

- Detrás del tanque de fuselaje delantero se encuentra el compartimiento que contiene el acumulador de vuelo invertido y dos botellones de oxígeno.

- En el costado trasero inferior del avión se encuentran dos alojamientos pequeños, enfriados y térmicamente aislados, que contienen instrumental aviónico.
- Detrás del tanque de fuselaje trasero se encuentra el alojamiento de la cámara fotográfica de ataque.
- Debajo del ala, y detrás del alojamiento de la rueda izquierda, se encuentran los dos receptáculos para la conexión de fuentes de alimentación externas, uno para corriente alterna y el otro para corriente continua. Delante del alojamiento de la rueda izquierda se encuentra una boca para la conexión del aire comprimido para el arranque. Tanto los receptáculos como la boca están cubiertos por tapas.



**Fig. 1.2 Estructura del avión**

### 1.1.5 EL ALA

**Características:** Superficie: 34.8m<sup>2</sup>

Flecha: 60°

Relación de espesor: 3,5%-4,5%

Relación de proporciones: 1,94%

Diedro: -1°

**Carga alar:** 270 Kg./m<sup>2</sup> (calculada para la mitad del combustible interno y dos misiles Shafrir).

**Estructura:** El ala, con un diente en el borde de ataque, está construida de tres largueros, que conforman compartimientos entre sí. El compartimiento trasero sirve como tanque integral de combustible. El compartimiento delantero sirve de alojamiento del tren de aterrizaje principal y de los frenos aerodinámicos.

- A lo largo del borde de ataque se forma un compartimiento que constituye el tanque integral del borde de ataque.

### 1.1.6 CONVEXIDAD DEL ALA

La convexidad del borde de ataque mejora las características de vuelo del avión a pronunciados ángulos de ataque.

### **1.1.7 DIENTE DEL BORDE DE ATAQUE**

Este diente, que comienza al 68% de la longitud del borde de ataque, aumenta un poco la superficie alar y mejora las características de vuelo del avión a pronunciados ángulos de ataque.

### **1.1.8 SUPERFICIES DE COMANDO**

El borde de salida del ala está constituido por tres superficies: los elevones (los dos planos exteriores) que actúan en forma combinada como timón de profundidad y alerones, trabajan como un solo plano. El plano de compensación (superficie interior) actúa en profundidad como amortiguador de cabeceo.

### **1.1.9 EL CANARD**

Superficie: 1.80 m<sup>2</sup>

Flecha: 56°

Envergadura: 3.73 m

Diedro: 0°

### **1.1.10 FILETES DE LA NARIZ**

Son dos superficies alargadas adosadas a ambos lados de la nariz. Su función es mejorar la estabilidad transversal del avión en vuelo a pronunciados ángulos de ataque, mediante la generación de turbulencias que comienzan en la nariz y chocan contra la deriva.

## 1.2 SISTEMA HIDRÁULICO

El sistema hidráulico provee a los dispositivos que requieren mucha energía para funcionar. Por ejemplo: tren de aterrizaje, frenos, spoilers, alerones, flaps, slats. Para eso se utiliza la energía hidráulica que es producida por bombas ubicadas en los motores.

Las características del sistema hidráulico en el avión kfir son las siguientes:

El avión posee tres sistemas hidráulicos separados: dos normales y uno de emergencia. Los sistemas normales se denominan N°1 y N°2 y son alimentados por la presión de las bombas accionadas directamente por el motor.

El sistema de emergencia es alimentado por la presión de una bomba eléctrica.

El suministro de presión de los sistemas a los consumidores se divide de la siguiente manera:

- El sistema N°1 suministra presión a los cilindros accionadores de los comandos de vuelo, al preservo<sup>1</sup>, al sistema de servicios (tren de aterrizaje, frenos, frenos aerodinámicos) y a las unidades de sensibilidad artificial (Dashpot, Oscar).
- El sistema N°2 suministra presión a los cilindros accionadores de los comandos de vuelo, al preservo, a los compensadores y al sistema de extensión en emergencia del tren de aterrizaje.

---

<sup>1</sup> En operación normal, el preservo es accionado solamente por el sistema N°1. El sistema N°2 pasará a accionarlo automáticamente en caso de caída en la presión del sistema N°1 por debajo de 110 bars, o en forma manual bajando el interruptor CONTRAUG a la posición DISENGAGE (desacoplamiento del autocomando en emergencia).

- El sistema de emergencia suministra presión a los comandos de vuelo, al preservo y a las unidades de sensibilidad artificial (Dashpot y Oscar) a través de las líneas de presión del sistema N°1.

## **1.2.1 COMPONENTES DEL SISTEMA**

### **1.2.1.1 DEPÓSITOS HIDRÁULICOS**

- Depósito del sistema N°1; con capacidad de 18 litros, de los cuales 4 litros corresponden a un compartimiento separado que sirve de reserva de alimentación del sistema de emergencia. Un sensor especial que se acciona en caso que el nivel del fluido baje de los 10,9 litros, provoca el cierre de la válvula de aislación del sistema de servicios.
- Depósito del sistema N°2; con capacidad de 13 litros.
- Los dos depósitos están presurizados a fin de evitar la formación de burbujas en el fluido.
- El diseño de los depósitos permite alimentar los sistemas también en vuelo invertido. Están provistos de válvulas de seguridad de sobrepresión y subpresión.

### **1.2.1.2 BOMBAS HIDRÁULICAS**

- Las bombas de los sistemas regulares son del tipo de caudal variable de hasta 40 litros por minuto, con presión constante de 195-210 bars. Están accionadas por la caja de accesorios trasera, y trabajan según el principio del plano inclinado. Las

bombas tienen un régimen de “pérdida” constante para autolubricación que empalma con la línea de retorno al depósito.

- La bomba eléctrica de emergencia genera una presión variable entre 125 y 150 bars, con caudal constante de 6 litros por minuto.
- La operación de la bomba se comanda por medio del interruptor automático EMERG HYD. P<sup>2</sup>.
- La bomba se alimenta de la barra DC1-1.

### **1.2.1.3 VÁLVULAS**

Una válvula se puede definir como un aparato mecánico con el cual se puede iniciar, detener o regular la circulación (paso) de líquidos o gases mediante una pieza movable que abre, cierra u obstruye en forma parcial uno o más orificios o conductos.

#### **1.2.1.3.1 SERVOVÁLVULAS**

Se llama servoválvula a la válvula electrohidráulica que posee la capacidad de realimentación, esto es, enviar señal de la posición alcanzada en cada momento a su circuito de control.

La precisión de la servoválvula es máxima, puesto que permite la modulación del movimiento del mecanismo enganchado.

En fin, es característica de la servoválvula su acción progresiva de control, en el sentido de que se puede modular la velocidad, la aceleración y la posición del mecanismo

---

<sup>2</sup> El interruptor automático EMERG. HYD. P. debe ser apretado después del arranque y halado antes del corte a fin de evitar funcionamiento innecesario de la bomba.

enganchado al martinete. Estas propiedades se basan en la capacidad medidora del caudal de líquido.

#### **1.2.1.3.2 VÁLVULA DE AISLACIÓN DEL SISTEMA DE SERVICIOS**

La válvula controla la línea de presión del sistema N°1 hacia el sistema de servicios. El cierre automático de la válvula en caso de producirse una pérdida de fluido en el depósito del sistema N°1 preserva el fluido remanente para el accionamiento del sistema de comandos de vuelo. El gobierno de la válvula se realiza mediante la llave UTIL ISO, ubicada al lado del manómetro hidráulico. Esta llave tiene tres posiciones:

**Intermedia-automática-** La válvula está abierta. Se cierra automáticamente según el mando del sensor en el depósito en caso de disminuir la cantidad de fluido por debajo de 10,9 litros.

**Adelante-apertura-** En caso de cierre automático de la válvula, puede ser abierta nuevamente llevando la llave hacia delante

Por ejemplo: para permitir el aprovechamiento del fluido remanente para el frenado después de aterrizar.

**Atrás-corte-** En caso de desperfecto HYD 1 se puede cortar la válvula llevando la llave hacia atrás.

### **1.2.1.3.3 AVISO DE AISLACIÓN DEL SISTEMA DE SERVICIOS UTIL ISO**

El aviso UTIL ISO es accionado por el sensor en el depósito y/o cuando la llave de aislación del sistema de servicios no está en posición intermedia (AUTO). El sistema de aislación del sistema de servicios se alimenta de la barra DC1-1.

### **1.2.1.4 ACUMULADORES HIDRÁULICOS**

**Acumulador del sistema de servicios-** Tiene precarga de 100 bars. El acumulador permite 25 aplicaciones completas de frenos normales, o 15 aplicaciones completas con doble presión de frenado. La capacidad del acumulador no permite la extensión completa de los trenes.

**Acumulador de frenos de emergencia-** Tiene precarga de 90 bars. Permite 5 operaciones completas de los frenos de emergencia.

**Acumulador de los sistemas de servo-** Cada sistema está provisto de un acumulador ubicado en la línea de presión a los comandos, cuya función consiste en evitar la súbita caída de presión a consecuencia del accionamiento violento de los comandos de vuelo. Los acumuladores de los sistemas normales tienen precarga de 100 bars, y el de emergencia de 75 bars.

**Acumuladores de amortiguación-** Detrás de cada bomba regular está ubicado un pequeño acumulador que tiene por función amortiguar las pulsaciones de presión de la bomba.

### **1.2.1.5 INTERCAMBIADORES DE CALOR**

Las líneas de drenaje de las dos bombas regulares pasan, antes de entrar a los depósitos, por los intercambiadores de calor, donde el fluido hidráulico se refrigera mediante el combustible que circula hacia el motor. Como consecuencia, se produce el calentamiento del combustible. Cada intercambiador de calor enfría además el fluido hidráulico de la unidad CSD de ese lado del motor.

### **1.2.1.6 FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA**

- Los dos sistemas regulares comienzan a suministrar presión simultáneamente con el arranque del motor.

El sistema de emergencia está conectado a la línea de presión del sistema N°1<sup>3</sup> hacia los comandos de vuelo y entra en funcionamiento sólo en caso de desperfecto, cuando la presión del sistema cae por debajo de 125 bars. La operación de la bomba eléctrica está controlada por dos contactos de presión, ubicados después del acumulador servo de emergencia. Uno acciona la bomba cuando la presión de la línea de emergencia baja de 125 bars. El otro interrumpe su acción cuando la presión alcanza 150 bars.

- El sistema de emergencia permite el vuelo del avión en caso de producirse una caída de presión en ambos sistemas normales, siempre que se eviten maniobras violentas de los comandos. La capacidad del sistema no resulta suficiente para la extensión del tren.

---

<sup>3</sup> En planeo con el motor extinguido (aterrizaje forzoso) cuando el régimen es superior al 12%, la bomba del sistema N°1 provee presión suficiente para la extensión normal del tren, pero de duración más prolongada.

### 1.2.1.7 ELEMENTOS DE CONTROL Y VERIFICACIÓN

Un manómetro doble de presión hidráulica y junto al mismo una llave de dos posiciones:

- Cuando la llave está hacia adelante, el manómetro indica sobre el cuadrante izquierdo la presión servo del sistema N°1, y sobre el cuadrante derecho la presión del sistema N°2. estas presiones son medidas después de los acumuladores servo de cada sistema.

En caso de caída de la presión en el sistema N°1, el manómetro izquierdo indica la presión del sistema de emergencia.

- Cuando la llave está hacia atrás, el manómetro indica sobre el cuadrante izquierdo la presión del acumulador del sistema de servicios UTILITY, y sobre el cuadrante derecho la presión del acumulador de los frenos de emergencia.
- El manómetro se alimenta de la barra DC1-1 y está controlado por el interruptor automático HYD PRESS.

### 1.2.1.8 AVISOS DEL SISTEMA HIDRÁULICO

**HYD 1<sup>4</sup>:** Se enciende cuando la presión servo del sistema N°1 baja de 140 bars, y se apaga cuando la presión vuelve a ascender a más de 165 bars.

**HYD EMERG:** Se enciende, acompañado del sonido de la bocina, cuando la presión en la línea de emergencia baja de 90 bars. El aviso se apaga cuando la presión asciende nuevamente por encima de 115 bars.

---

<sup>4</sup> El encendido momentáneo del aviso HYD 1 queda permitido durante el accionamiento de los frenos aerodinámicos o durante la extensión del tren, particularmente cuando el motor trabaja a bajo régimen.

### **1.2.1.9 ACTUADORES HIDRÁULICOS**

Se llaman también martinets, receptores hidráulicos, o actuadores hidráulicos, a los mecanismos que tienen como función transformar la presión hidráulica en fuerza mecánica.

Los actuadores son alimentados con fluido a presión y se obtiene un movimiento con una determinada velocidad, fuerza, o bien velocidad angular y momento a partir de la pérdida de presión de un determinado caudal del fluido en cuestión.

### **1.2.1.10 CANALIZACIONES HIDRÁULICAS**

Las canalizaciones hidráulicas de los aviones se llaman tuberías hidráulicas.

Las tuberías hidráulicas pueden ser de dos tipos: 1) tuberías rígidas, metálicas, y 2) tuberías flexibles, de materiales tipo elastómero o de caucho sintético.

Se llama tubería rígida a un elemento, más o menos largo, formado por la unión de varios tubos metálicos que se acoplan mediante tuercas de unión (racores) u otros procedimientos de empalme.

Se llama tubería flexible a un elemento tubular flexible, fabricado de goma natural o en productos elásticos sintéticos.

Finalmente, se llama manguera al elemento tubular flexible con extremos libres, es decir, desprovista de los elementos terminales de unión a otro componente del sistema hidráulico. La manguera, como tal, no se suele emplear directamente en el sistema hidráulico del avión, salvo en aplicaciones auxiliares específicas; más bien es un elemento pendiente del acoplamiento final.

Las tuberías rígidas que se emplean en los sistemas hidráulicos de los aviones pueden ser de aleación de aluminio, de acero, o de aleación de titanio.

Las tuberías de aleación de aluminio se emplean normalmente para presiones hidráulicas medias y bajas, y las de acero y de aleación de titanio se emplean para sistemas hidráulicos de alta presión.

#### **1.2.1.11 FILTROS**

Con el nombre genérico de filtración se conoce el conjunto de mecanismos de control que se sitúan en los sistemas hidráulicos para impedir la contaminación del fluido.

Los mecanismos de control que se sitúan en las canalizaciones del sistema se llaman filtros.

La contaminación de sólidos es la presencia de partículas sólidas contaminantes, que pueden producir tres efectos en el sistema: a) impedir el funcionamiento del sistema, b) degradar la actuación del sistema, y c) acelerar el desgaste del sistema.

### **1.3 SISTEMAS DE COMANDO DE VUELO<sup>5</sup>**

El sistema de los comandos de vuelo confiere al piloto un control cómodo y efectivo del avión en toda la envolvente de vuelo. Los comandos son accionados por un sistema servo irreversible, y pueden combinarse con los sistemas eléctricos de comando (estabilizador de rodillo y autocomando).

---

<sup>5</sup> El canard confiere al avión excelentes cualidades en cabeceo a cualquier velocidad y permite superar las limitaciones de ángulo de ataque y de g sin prevención.

## DESCRIPCIÓN

El avión carece de superficies horizontales de empenaje y tanto las maniobras de alerones como de profundidad son cumplidas por las mismas superficies de comando.

### 1.3.1 SUPERFICIES DE COMANDO

Las superficies de comando del borde de salida del ala están compuestas por tres partes (de afuera hacia adentro):

**Elevones:** Dos superficies que funcionan mancomunadamente y son accionadas en forma combinada como comandos de alerones y de profundidad, mediante el mezclador.

**Superficie amortiguadora de cabeceo:** Ubicada en la raíz del borde de salida y actúa como timón de profundidad.

**Timón de dirección:** Ubicado en el borde de salida de la deriva.

### 1.3.2 FUNCIONAMIENTO

Cada superficie de comando se acciona mediante un cilindro accionador de dos cámaras, activado por la presión de los dos sistemas hidráulicos combinados.

La operación de los comandos se cumple de dos formas:

- Directamente por el piloto, mediante el bastón (cabeceo y rolo) y los pedales (guiñada).
- Eléctricamente, mediante los amortiguadores y los auxiliares de vuelo (estabilizador de rolo y autocomando). Los movimientos de comando del piloto son transferidos a los cilindros por medio de un sistema mecánico-hidráulico que comprende unidades de sensibilidad artificial, bielas vaivén y el preservo (en cabeceo y rolo).

Las instrucciones de comando eléctrico (estabilizador de rolo y autocomando) pasan directamente a la unidad de preservo y de allí a los comandos de vuelo.

### **1.3.3 SISTEMA DE TIMÓN DE PROFUNDIDAD/ALERONES**

Los compensadores del sistema, según el orden de las operaciones de comando, son:

#### **1.3.3.1 BASTÓN Y COMPENSADORES**

**Caja de resortes:** El desplazamiento del bastón de un punto a otro es resistido por acción de los resortes, proporcionando al piloto sensación artificial de respuesta.

**Compensadores:** Su objetivo es ecualizar la fuerza de los resortes sobre el bastón en la nueva posición. Los compensadores son accionados eléctricamente y se alimentan de la barra DC1-1. Cada compensador tiene una luz roja que se enciende cuando el punto neutro de las fuerzas de los resortes no coincide con el punto neutro de las superficies de comando.

### **1.3.3.2 UNIDADES DE SENSIBILIDAD ARTIFICIAL**

**Oscar:** El Oscar provee al piloto la sensación de la fuerza necesaria para accionar el bastón de mando en función de g. El Oscar está compuesto por una válvula hidráulica gobernada por un contrapeso (semejante a la válvula anti-g).

Bajo efecto de g, el contrapeso se aprieta contra acción de un resorte, abre el pasaje en la válvula hacia la línea de retorno y permite que la presión pase y se oponga al accionamiento del bastón.

**Dashpot:** El Dashpot está ubicado después del Oscar y es alimentado por su línea de retorno. Su función consiste en amortiguar los movimientos bruscos del bastón. El grado de amortiguación aumenta con el aumento de la rapidez del movimiento. El bastón está acoplado directamente al pistón de un cilindro cargado de fluido hidráulico. Un pasaje de derivación conecta ambos extremos del cilindro, y está controlado por una válvula, gobernada a su vez por la cápsula Vi (velocidad). La rapidez de respuesta de los comandos depende de la velocidad de desplazamiento del pistón dentro del cilindro, que está limitada por la velocidad de transferencia del fluido de una cámara a otra del cilindro, a través de la válvula del pasaje de derivación.

El Oscar y el Dashpot se alimentan con presión del sistema N°1 o del sistema de emergencia, y actúan solamente sobre el comando de cabeceo.

### **1.3.3.3 AMEEDD**

Permite el vuelo suave y tranquilo en el entorno del punto neutro de los comandos (seguimiento preciso, formación cerrada). Los movimientos del bastón son transferidos por

una transmisión de relación variable que requiere del piloto un movimiento más amplio del bastón en la zona del neutro que alejado del mismo, a fin de obtener el mismo efecto sobre el comando.

#### **1.3.3.4 PRESERVO**

El sistema preservo es una unidad hidráulica donde los movimientos de mando mecánico del bastón se traducen en accionamiento hidráulico de los comandos. El preservo cumple dos funciones básicas:

- Transmitir la orden del bastón a los comandos, superando la fricción del sistema mecánico recorrido.
- Permitir el control eléctrico de los auxiliares de vuelo (estabilizador de roldo y autocomando)

El preservo está constituido por un cilindro accionador de dos cámaras en el que sólo una de ellas acciona y la segunda la sigue. La cámara N°1 se alimenta por presión del sistema N°1 y acciona el preservo en funcionamiento normal. La cámara N°2 se alimenta con presión del sistema N°2 y actúa en caso de falla del sistema N°1.

La selección de la cámara accionadora se cumple mediante una válvula de alimentación doble, de dos formas:

**Automática:** En caso de caída de la presión del sistema N°1 en la válvula por debajo de 110 bars, la presión del sistema N°2 la supera y acciona el preservo mediante la cámara N°2. En este caso, la cámara N°1 cumple la función de seguimiento.

**Manual<sup>6</sup>:** Bajando el interruptor CONTR AUG a la posición DISENGAGE se cierra la válvula de desacoplamiento del autocomando en emergencia y desconecta la línea del sistema N°1 de la válvula de alimentación doble.

**Operación Normal:** El preservo está montado sobre un eje de dos pistones uno para cada cámara. Este eje está anclado al fuselaje. Las válvulas de comando de ambas cámaras están interconectadas y son accionadas por el bastón. Las líneas de presión y de retorno en la cámara no operativa están puenteadas y permiten al cilindro trabajar sin resistencia innecesaria. El accionamiento del bastón en un sentido dado activa la cámara operativa contra el pistón fijo, provoca el desplazamiento de todo el preservo en el mismo sentido del movimiento del bastón y la obtención de la realimentación de los comandos a dicho movimiento.

El mezclador está conectado al preservo y es accionado por el mismo.

### 1.3.3.5 EL MEZCLADOR

El mezclador recibe los movimientos del preservo de alerones, los integra en forma geométrica, y según el resultado, acciona los elevones.

- Cuando el bastón se opera en cabeceo; ambos pares de elevones son accionados solidariamente en el mismo sentido y en la misma medida.
- Cuando el bastón el bastón es operado en rolido únicamente; ambos pares de elevones son accionados en sentido contrario entre sí y en la misma proporción.

---

<sup>6</sup> En caso de desperfecto en HYD 1, se debe bajar el interruptor CONTR AUG a la posición DISENGAGE a fin de evitar trepidaciones en la válvula a consecuencia de oscilaciones de presión del sistema de emergencia en la línea del sistema N°1. Este fenómeno puede ocasionar “golpes” en el bastón y pérdida momentánea de dominio.

- Cuando el bastón es operado en cabeceo/rolido combinados; los elevones son accionados en sentido contrario en la proporción establecida por el mezclador.

### **1.3.3.6 CILINDROS DE ACCIONAMIENTO**

Los cilindros que accionan los elevones tienen doble cámara y son activados simultáneamente por los dos sistemas servo. En caso de caída de presión en uno de los sistemas, el cilindro opera con la presión del otro sistema y con la cámara apropiada; su efectividad queda reducida a la mitad y disminuye la maniobrabilidad del avión, especialmente a velocidades supersónicas.

El principio de operación del cilindro es similar al del preservo. El cilindro que acciona el compensador es de una sola cámara y opera con la presión del sistema N°2 solamente.<sup>7</sup>

---

<sup>7</sup> El deterioro de la efectividad de los comandos en caso de caída de presión en el sistema N°2 es más significativo, debido al desacoplamiento adicional de los compensadores.

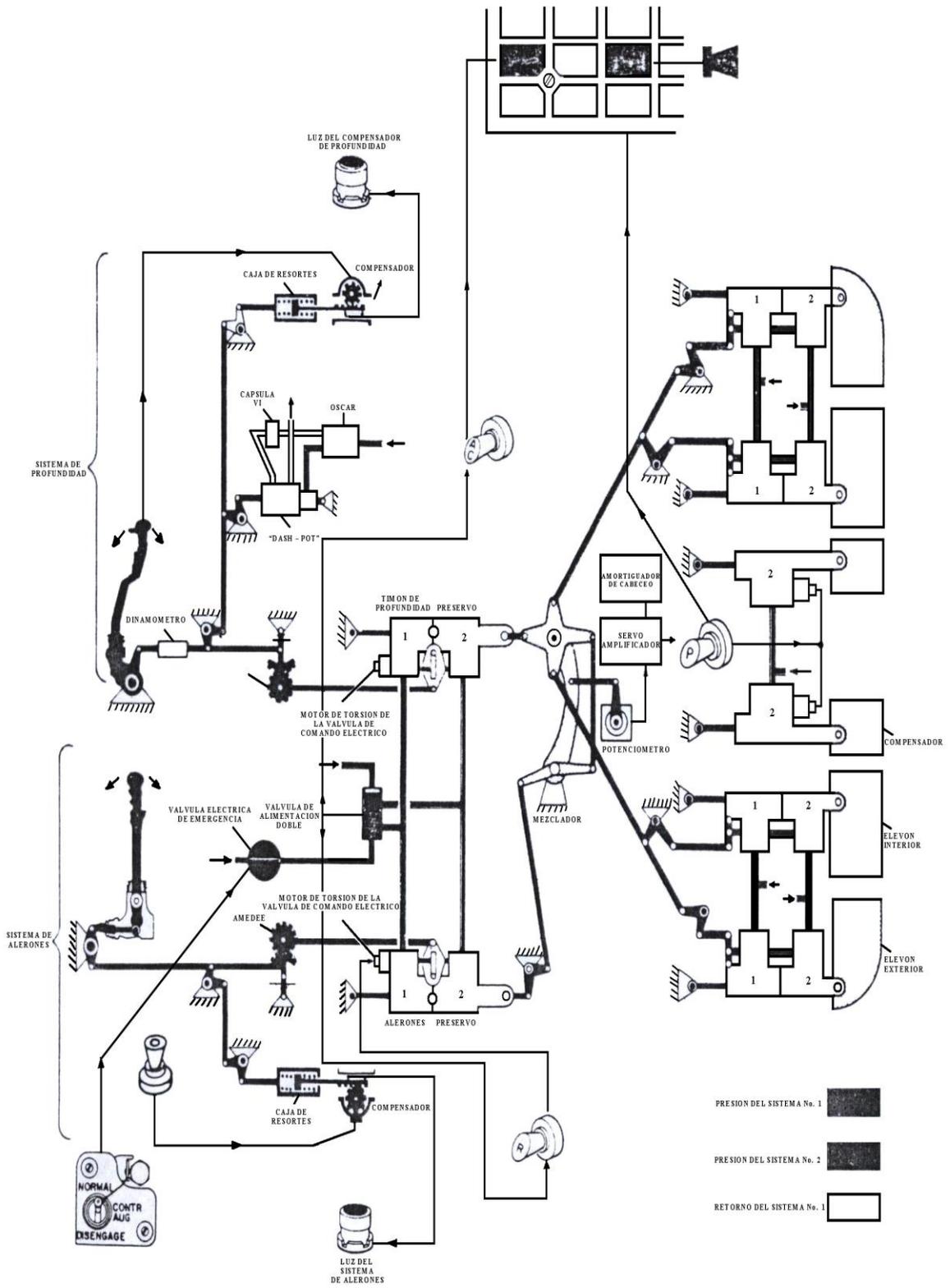


Fig. 1.3 Sistema servo

### 1.3.3.7 COMPENSADORES

Los compensadores cumplen dos funciones:

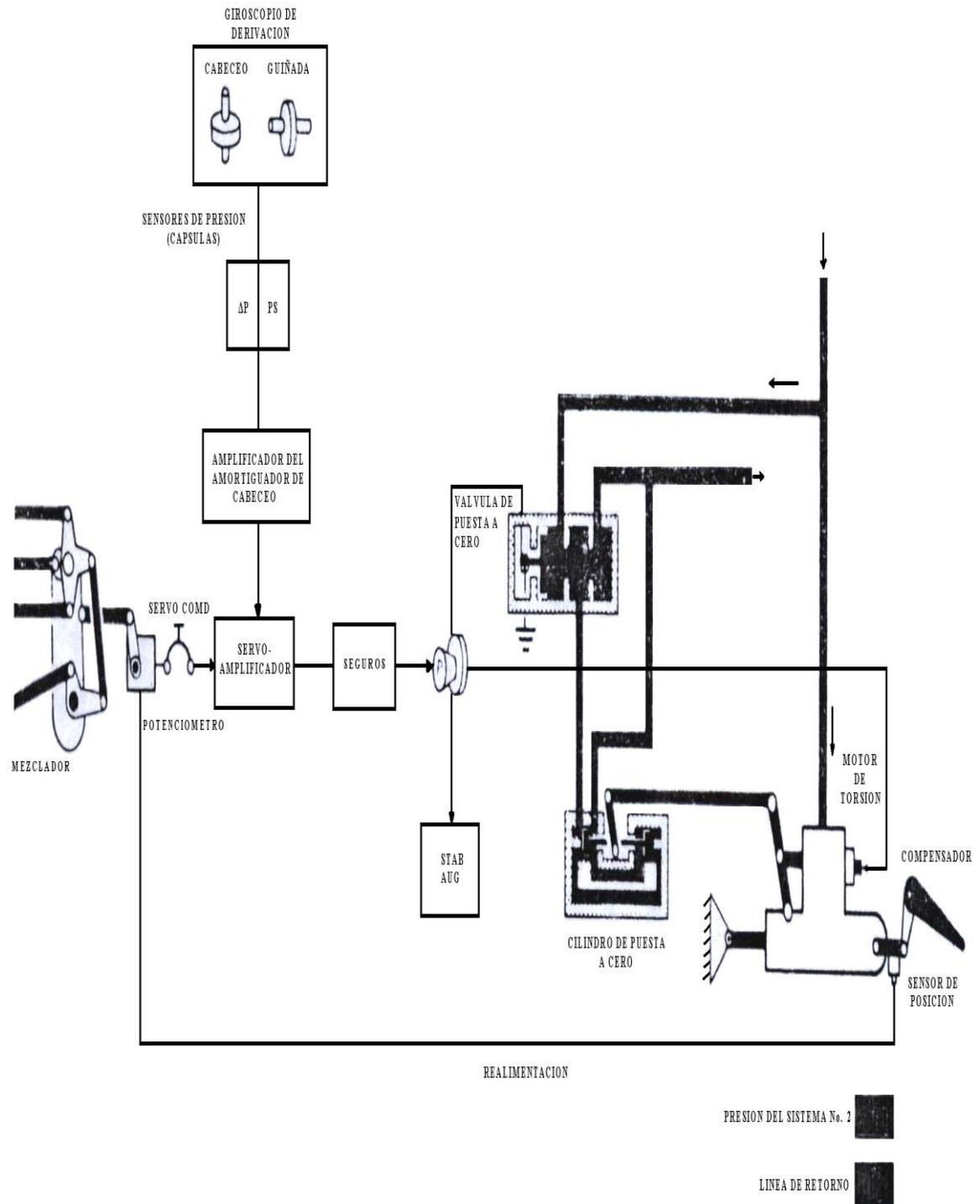
- Ayudar a la operación de timón de profundidad
- Amortiguar oscilaciones involuntarias de cabeceo

El sistema incluye un potenciómetro y un servoamplificador, un giróscopo amortiguador, un cilindro de una cámara con motor de torsión, un sistema de puesta a cero y los compensadores.

El sistema de compensadores se alimenta de la barra de c.a. de emergencia y es comandado por el pulsador P y el interruptor automático SERVO COMD.

**Operación como timón de profundidad:** el movimiento de cabeceo en el mezclador es medido por el potenciómetro, traducido en una señal eléctrica y transmitido por el amplificador al motor de torsión, que acciona los cilindros de los compensadores. Un sensor de posición provee información al potenciómetro con respecto a la posición de los compensadores.

**Operación como amortiguador:** El giróscopo de los amortiguadores mide las oscilaciones de cabeceo del avión. Cuando la frecuencia del movimiento es superior a un (1) Herz (inversión, accionamiento brusco), el giróscopo da orden al motor, a través del amplificador, de accionar el compensador para amortiguar el movimiento. La orden de amortiguación del giróscopo es corregida de acuerdo con las variaciones de altitud y velocidad.



**Fig. 1.4 Amortiguador de Cabeceo**

### **1.3.3.8 SEGUROS DEL SISTEMA**

El pulsador P se desacopla automáticamente y enciende el aviso STAB AUG, acompañado por el sonido de la bocina, en los siguientes casos:

- Diferencia de más de 2° entre los compensadores.
- Diferencia de más de 4° entre el ángulo promedio de los compensadores y el ángulo promedio de las superficies de comando de profundidad.

Cuando el pulsador P salta, se acciona una válvula eléctrica que activa el cilindro de puesta a cero de los compensadores.

#### **1.3.3.8.1 DESPERFECTOS**

- Un desperfecto eléctrico provocará el desacoplamiento del pulsador P y la puesta a cero de los compensadores.
- Un desperfecto hidráulico en el sistema N°2 dejara bloqueados los comandos en su última posición. El accionamiento en profundidad provocará una diferencia de más de 4° respecto a los compensadores y el desacoplamiento del pulsador P. en esta situación, el grado de paralelismo de los compensadores respecto al flujo depende de la velocidad de vuelo. El acoplamiento del pulsador P será posible únicamente cuando los comandos de profundidad estén en neutro y la luz del compensador esté apagada.
- Características de vuelo sin amortiguador de cabeceo<sup>8</sup>; el avión es menos estable en cabeceo. Se siente la falta de timón de profundidad y un deterioro significativo en

---

<sup>8</sup> Cuando se aterriza sin amortiguador de cabeceo se debe ejecutar aproximación larga y plana y agregar 5-10 nudos a la velocidad de cruce del umbral.

la capacidad de maniobra, especialmente a velocidades supersónicas o a baja velocidad.

#### **1.3.3.8.2 LIMITACIONES**

Acoplamiento del pulsador P en vuelo por encima de 5.000 pies.

- Vuelo sin amortiguador de cabeceo: por debajo de 50.000 pies y a menos de 500 nudos de velocidad.
- Desaceleración a velocidad subsónica: por debajo de 40.000 pies y sin g.

#### **1.3.4 SISTEMA DEL TIMÓN DE DIRECCIÓN/AMORTIGUADOR DE GUIÑADA**

▪ La superficie del timón de dirección sirve también de amortiguador de guiñada. En funcionamiento normal, el timón es accionado por el sistema del amortiguador.

El sistema del amortiguador se alimenta de barra c.a. de emergencia y es gobernado por el pulsador Y y el interruptor automático SERVO COMD.

- El sistema mecánico comprende pedales de guiñol y potenciómetro, sensibilidad artificial y compensador de dirección, embrague hidráulico y cilindro de accionamiento de doble cámara con motor de torsión.

El embrague hidráulico recibe en su parte interior los movimientos de los pedales, y en la parte exterior, el movimiento de realimentación del cilindro de accionamiento. En operación normal, ambas partes del embrague están desconectadas entre sí por efecto de la presión del sistema N°2 y no transmiten el movimiento de los pedales al cilindro.

- El sistema del amortiguador comprende potenciómetro, amplificador giroscópico y pulsador Y.

#### 1.3.4.1 OPERACIÓN

- **Normal (pulsador Y acoplado):** El movimiento de los pedales es transmitido por el guiñol a la parte interna del embrague y al potenciómetro del amortiguador. El timón es operado por medio del sistema eléctrico en forma similar al funcionamiento del sistema de los compensadores de cabeceo. El cilindro transmite nuevamente realimentación a la parte externa del embrague y lo pone a cero con respecto a su parte interna.
- **Pulsador Y desacoplado<sup>9</sup>:** La válvula eléctrica desconecta la presión del sistema N°2 sobre el embrague y provoca el acoplamiento de sus dos partes. El sistema eléctrico está desconectado y el movimiento de los pedales es transmitido directamente al cilindro por medio del embrague y el sistema mecánico.

#### 1.3.4.2 SEGUROS

El pulsador Y se desacoplará solo cuando la diferencia entre el ángulo del timón de dirección y la posición correcta de los pedales sea mayor de 3°.

---

<sup>9</sup> Cuando el pulsador Y está desacoplado, el accionamiento de los pedales se hace más difícil, debido a la resistencia de fricción del sistema mecánico.

El funcionamiento del amortiguador de guiñada es similar al del amortiguador de cabeceo.

### **1.3.4.3 FALLAS**

- Caída de presión en HYD 1: el cilindro continúa trabajando con presión del sistema N°2, pero sólo con la mitad de su efectividad.
- Caída de presión en HYD 2: el embrague se acopla, el pulsador Y queda acoplado, el timón de dirección continúa trabajando mecánicamente con presión del sistema N°1. Se debe desacoplar el pulsador Y.
- Desperfecto eléctrico: el pulsador Y se desacopla solo y enciende el aviso STAB AUG acompañado por la bocina.

Características de vuelo sin amortiguador de guiñada: el avión es menos estable en guiñada. No tiene efecto sobre su performance en maniobras.

### **1.3.4.4 LIMITACIONES**

No hay limitaciones de acoplamiento.

No hay limitaciones para vuelo sin amortiguador de guiñada.

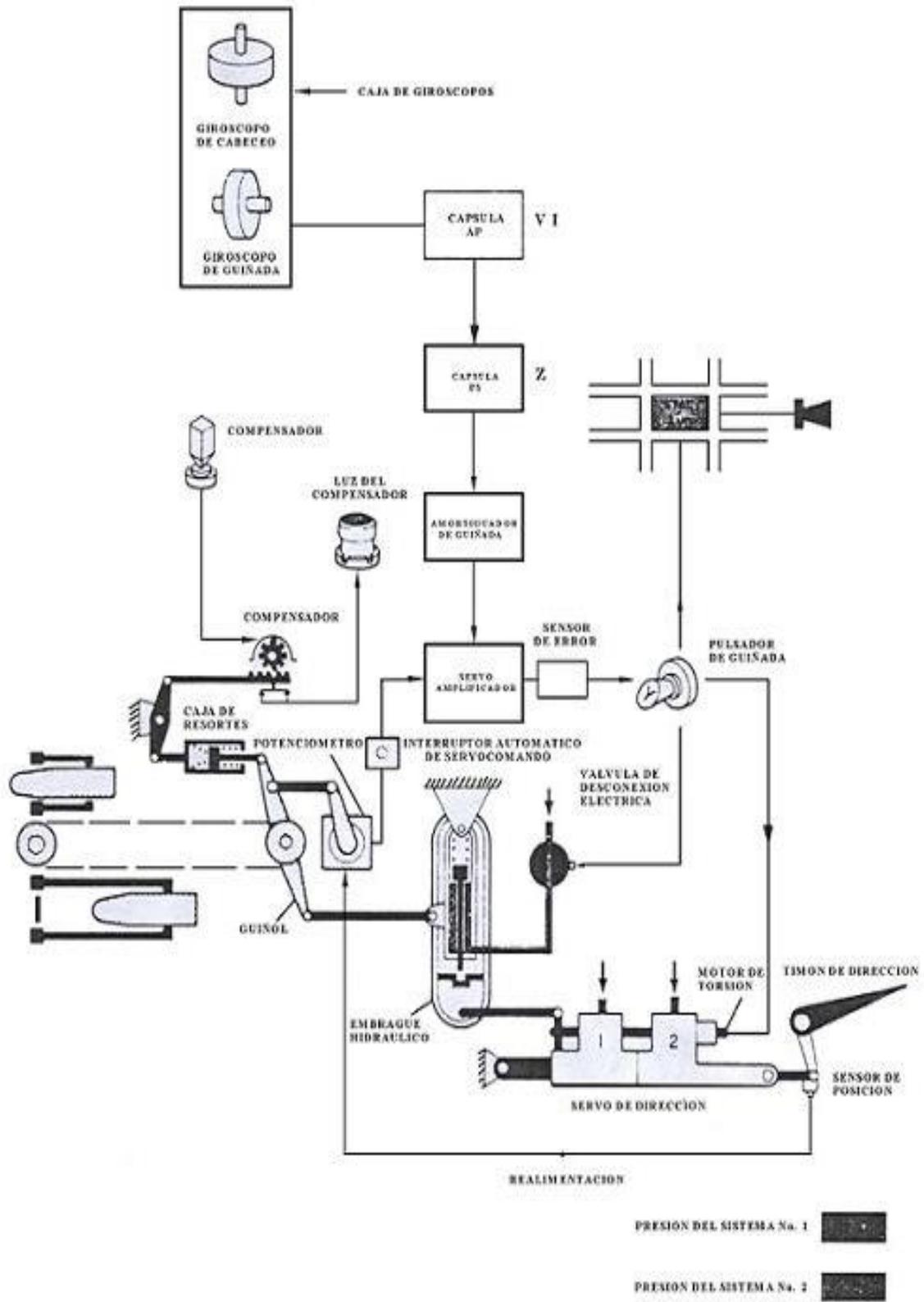


Fig. 1.5 Timón de dirección y amortiguador de guiñada

### **1.3.5 AUXILIARES ELÉCTRICOS DE VUELO**

La operación de los auxiliares de vuelo se realiza mediante la cámara N°1. La válvula de control hidráulico de dicha cámara se activa mediante el motor eléctrico de torsión según los mandos de los amplificadores de los auxiliares de vuelo.

Una caída de la presión en el sistema servo N°1 provocará el desacoplamiento de los auxiliares de vuelo y el desacoplamiento de los respectivos pulsadores.

### **1.3.6 ESTABILIZADOR DE ROLIDO/CONSERVADOR DE DIRECCIÓN**

El estabilizador de rolido (ROLL STABILIZER) tiene por función mantener el avión en un rumbo fijo. El sistema está compuesto por una unidad de seguimiento de dirección y un amplificador de estabilidad. El sistema se alimenta de la barra DC1-1 y es gobernado por el pulsador R y el interruptor automático AUTO COMD.

#### **1.3.6.1 FUNCIONAMIENTO**

La unidad de seguimiento de dirección recibe en forma continua los datos de dirección de la plataforma inercial. La unidad recuerda el rumbo en el momento de acoplamiento del pulsador de rolido R, y en caso de producirse una desviación del mismo (deslizamiento), comanda su rectificación al amplificador de estabilidad, ordenando la desviación necesaria en el sentido contrario.

**Acoplamiento:** El acoplamiento del pulsador R prepara el sistema para entrar en operación, y se hace posible sólo luego que el ADI se enderezo puesto a cero. El

acoplamiento del estabilizador de rolido se produce apretando el botón de la empuñadura del acelerador, a condición que el ADI indique inclinación  $0\pm 2^\circ$ . El acoplamiento del estabilizador de rolido produce el bloqueo hidráulico del bastón en posición neutra, y la activación del preservo por medio del motor eléctrico de torsión.

La operación de compensación de alerones, estando acoplado el estabilizador de rolido, no tiene ningún efecto, pero provocará un golpe de rolido sobre el bastón en el momento del desacoplamiento.

**Desacoplamiento:** El desacoplamiento del estabilizador de rolido se realiza apretando por segunda vez el botón del acelerador, o aplicando una fuerza en el sentido de alerones de más de 3 Kg. sobre el bastón.

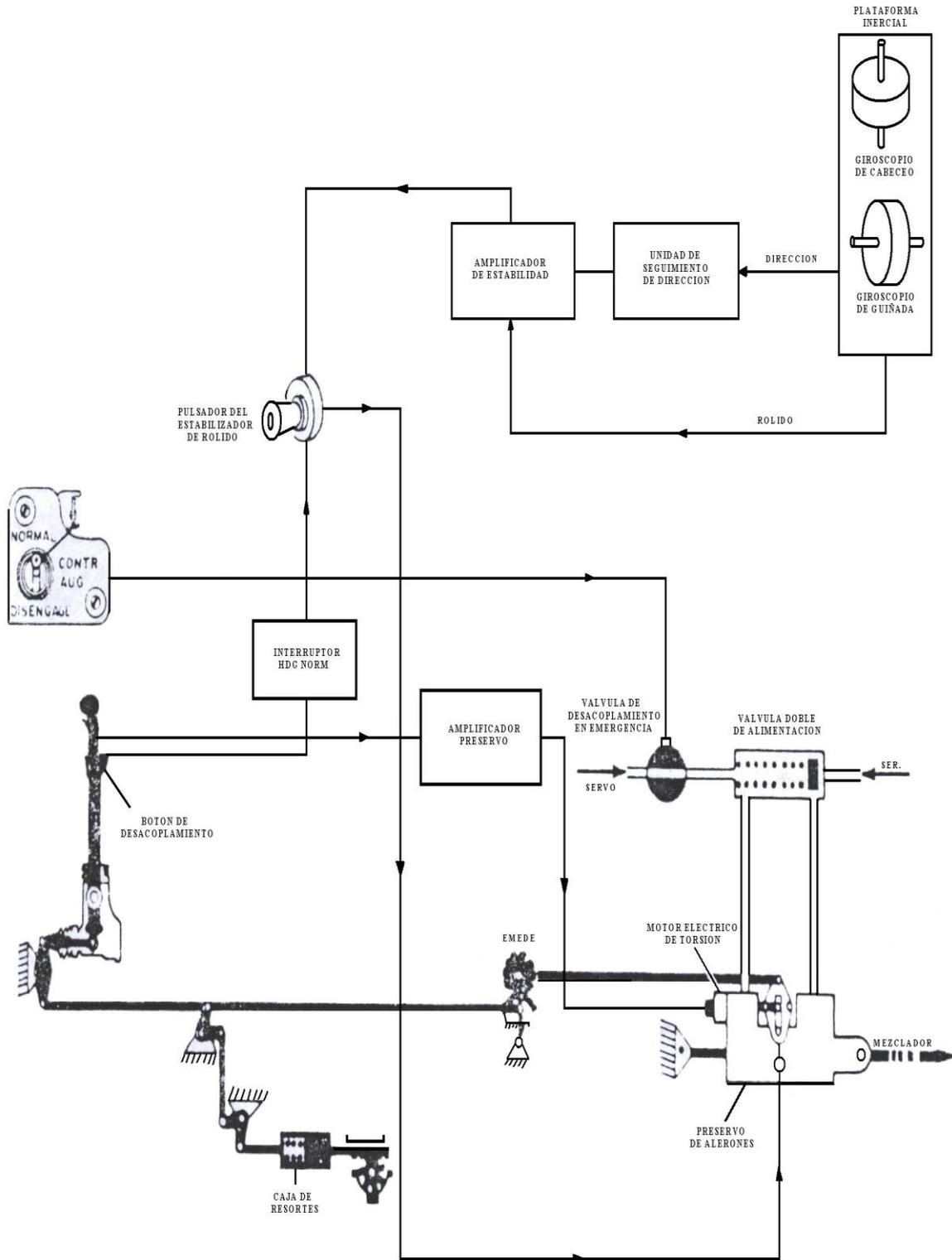
El desacoplamiento del pulsador de rolido R se efectúa de la siguiente manera:

- Apretando la paleta del meñique.
- Bajando el interruptor CONTR AUG a la posición DISENGAGE (desacoplamiento del autocomando en emergencia).
- Bajando el interruptor HDG NORM del INS a la posición HDG EMERG, o interrupción del INS.

### 1.3.6.2 LIMITACIONES

- El acoplamiento del estabilizador de rolido está permitido en toda la envolvente de vuelo.

- El acoplamiento del pulsador P queda prohibido durante el despegue, el aterrizaje y en formación cerrada por temor al acoplamiento incontrolado.



**Fig. 1.6 Estabilizador de rolo y conservación de dirección (rouly)**

### **1.3.6.3 DESPERFECTOS**

En caso de producirse un desperfecto en el sistema servo N°1, se desconecta el estabilizador de rolo. Los errores de rolo en el sistema inercial provocarán el acoplamiento “torcido” del estabilizador de rolo.

## **1.4. FRENOS AERODINÁMICOS**

Los frenos aerodinámicos están alojados dentro del ala, en la cavidad formada por el larguero principal y el larguero secundario. Al desplegarlos se aumenta la resistencia aerodinámica del avión, sin deteriorar su estabilidad. La efectividad de los frenos aerodinámicos aumenta con la velocidad.

### **Atención**

La apertura de los frenos aerodinámicos deteriora la efectividad del ala, especialmente al maniobrar y a baja velocidad. No se deben desplegar los frenos aerodinámicos durante la aproximación de aterrizaje por debajo de los 200 pies.

### **1.4.1 DESCRIPCIÓN**

Cada freno aerodinámico está compuesto por un par de superficies adosadas a ambas caras del ala, accionadas por un cilindro común operado por la presión del sistema de servicios.

## 1.4.2 FUNCIONAMIENTO<sup>10</sup>

En la posición de frenos abiertos, el cilindro los mantiene bajo presión constante contra el flujo del aire. A alta velocidad, esta presión no resulta suficiente para conservar la apertura total. En caso de pérdida de presión en el sistema de servicios, cae también la presión en el cilindro, y los frenos aerodinámicos se cierran gradualmente por acción del flujo de aire.

### **Atención**

En caso de desperfecto hidráulico en el sistema N°1 cuando el aviso UTIL ISO está encendido, no se deben accionar los frenos aerodinámicos.

## 1.4.3 CONTROL Y VERIFICACIÓN

La operación de los frenos aerodinámicos se efectúa mediante una llave de tres posiciones ubicada sobre la empuñadura del acelerador.

La corriente a esta llave llega de la barra DC1-1. Sus posiciones son:

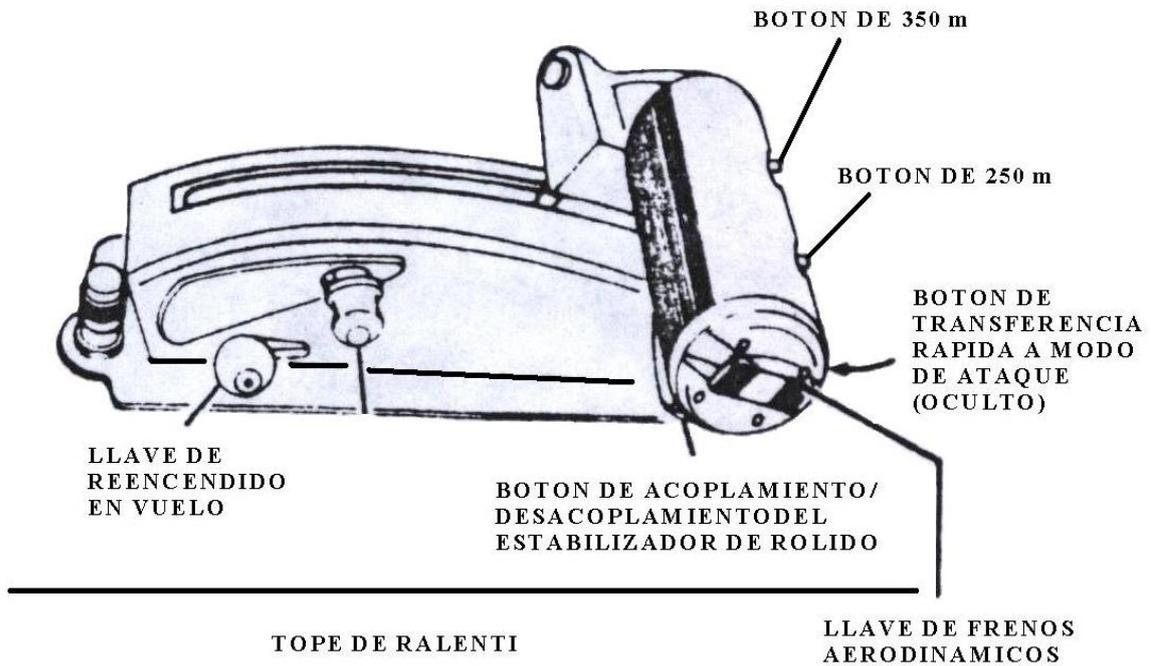
- Hacia adelante; frenos aerodinámicos cerrados.
- Intermedia elástica; los frenos aerodinámicos se abren momentáneamente. Al soltar la llave, los frenos aerodinámicos se cierran automáticamente.

---

10

1. Los frenos aerodinámicos constituyen un importante consumidor hidráulico. Durante su accionamiento, es aceptable una caída de presión en el sistema N°1 y el encendido momentáneo del aviso HYD-1.
2. Durante el accionamiento de los frenos aerodinámicos se percibe una suave vibración del bastón.

- Fija atrás; los frenos aerodinámicos quedan abiertos permanentemente.



**Fig. 1.7 Empuñadura del acelerador**

#### **1.4.4 LUZ DE ALARMA DE FRENOS AERODINÁMICOS ABIERTOS**

La apertura de los frenos aerodinámicos va acompañada del encendido de la luz AIR BRK que es común, en su mitad, al destellador U/C UP.

## **CAPÍTULO II**

### **EL SIMULADOR DE VUELO**

#### **2.1 DESCRIPCIÓN GENERAL**

El Entrenador en Mantenimiento Operacional (OMT = Operational Maintenance Trainer) es un dispositivo terrestre que contiene todos los sistemas de control de vuelo, los sistemas mecánicos, sistemas hidráulicos, y los controles y mandos del avión KFIR C-2. El simulador es diseñado y fabricado por MBT/IAI Israel.

El simulador está compuesto por dos unidades principales que están conectadas eléctricamente a una fuente de poder e hidráulicamente al motor, como se muestra en la Fig. 2.1, y que producen una simulación apropiada de los mandos de vuelo.

Las dos unidades principales son las siguientes:

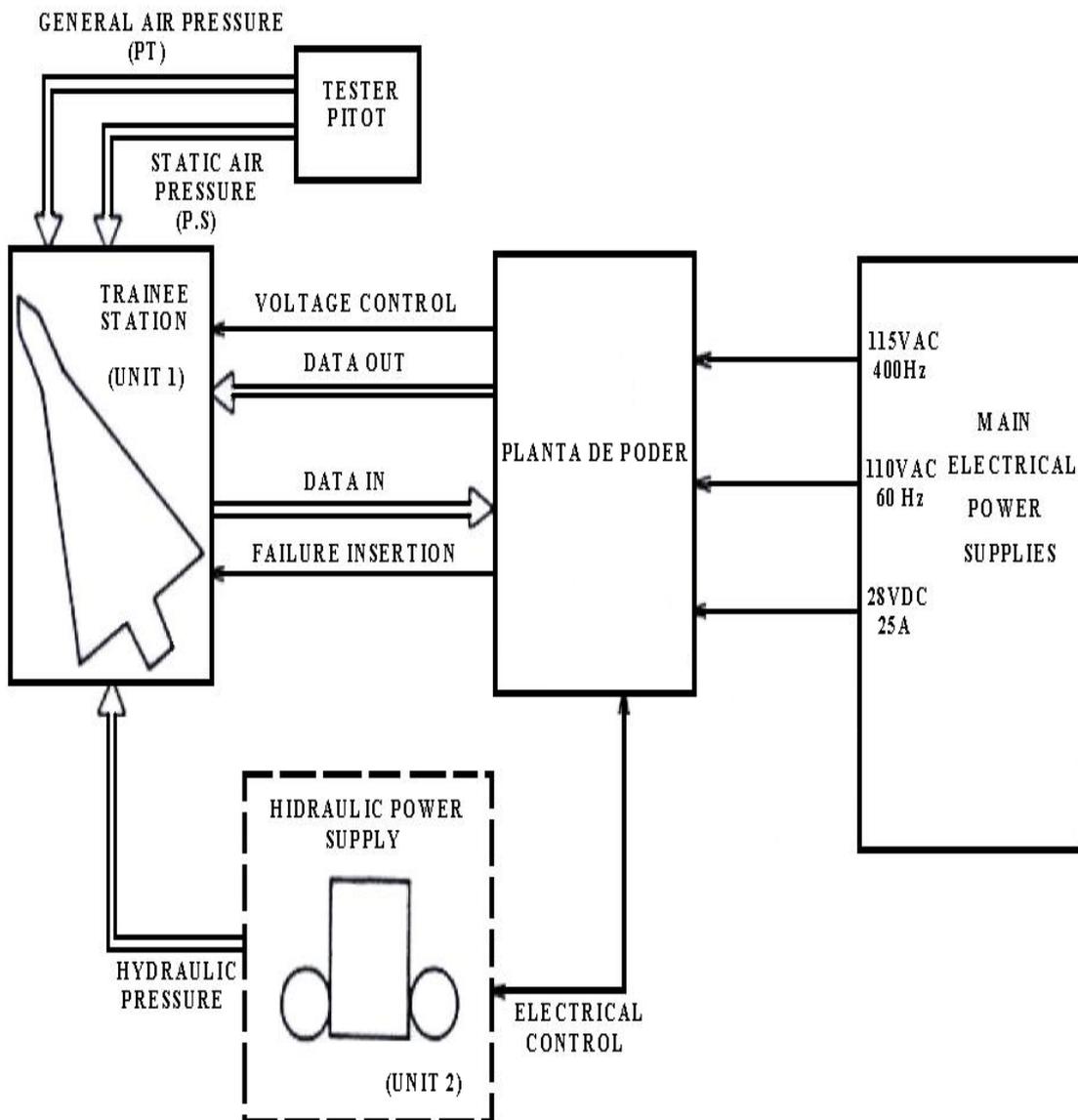
1. Unidad del alumno (cabina de pilotaje, componentes del simulador de vuelo)
2. Unidad utilitaria (tablero de electricidad y fuente de alimentación hidráulica)

#### **2.2 OBJETIVO DEL SIMULADOR DE VUELO**

El objetivo del Simulador de vuelo del avión Kfir, es ser una guía de estudio y seguimiento de los procesos a seguir durante la operación del simulador de vuelo para los instructores técnicos y alumnos operadores del Entrenador en Mantenimiento Operacional (OMT = Operational Maintenance Trainer).

El manual del simulador de vuelo del avión Kfir, contiene descripciones generales e instrucciones de operación para el KFIR C-2 OMT. Además, describe las facilidades provistas por el simulador para reproducir la correlación compleja de los sistemas de control de vuelo y los sistemas hidráulicos.

El realismo con respecto a la presentación del avión permite a los alumnos adquirir la competencia, la coordinación y el trabajo en equipo que pueden ser aplicados en un avión operacional.



**Fig. 2.1 Disposición del sistema OMT**

## **2.3 CARACTERÍSTICAS GENERALES**

El entrenador es un simulador del sistema de control de vuelo. Que permite relacionarse con los sistemas propios de un avión (KFIR – C2).

### **2.3.1 CARACTERÍSTICAS MECÁNICAS**

La configuración mecánica del entrenador consiste en tubos y barras de acero contruidos como se muestra en la Fig. 2.2, que son colocados en superficies de acero cubiertas con paneles cuadrados de linóleo. Una ala izquierda y un timón de dirección verdaderos están fijados al fuselaje del simulador. Para distinguir entre los sistemas de vuelo mecánicos reales y los sistemas simulados, se usan los siguientes colores diferentes:

- a. Verde                    piezas de vuelo
- b. Azul                     construcciones
- c. Rojo                    precauciones

### **2.3.2 CARACTERÍSTICAS HIDRÁULICAS**

El sistema hidráulico consiste en dos bombas idénticas de motor eléctrico, que representan los dos sistemas hidráulicos HYD-1 y HYD-2 del avión. La presión hidráulica desarrollada en el sistema es de 3000 psi (psi = pounds/square inch = libras/pulgadas cuadradas), con un caudal de aceite de 90 litros/minuto. El sistema utiliza aceite hidráulico aeronáutico.

La instalación de la tubería hidráulica está pintada en tres colores distintos para propósitos de identificación, como se describe a continuación:

- a. Rojo :            representa las líneas de presión
- b. Verde:            representa las líneas de retorno principales
- c. Azul :            representa las líneas de retorno secundarias

### **2.3.3 CARACTERÍSTICAS ELÉCTRICAS**

El entrenador usa los siguientes suministros de potencia:

- a. 115 V c.a,        400 Hz
- b. 115 V c.a,        60 Hz
- c. 28 V c.c,         25 Hz

Además de los suministros de potencia arriba mencionados, fueron instalados suministros de potencia internos para los sistemas electrónicos y los instrumentos, como se detalla a continuación:

- a.  $\pm 15$  V c.c
- b. +5 V c.c
- c. 26 V c.a,    400 Hz

### **2.3.4 CONJUNTO DE INSTRUMENTOS**

La mayoría de los conjuntos e instrumentos del simulador son conjuntos e instrumentos de vuelo. El uso de piezas simuladas se detalla a continuación:

- a. Caja SIM-3
- b. Entradas de datos ICS-AIR
- c. Caja eléctrica IV
- d. Caja de conexiones 5X

- e. Caja de conexiones 12
- f. 4 LVDTs
- g. Distribuidor de frenos aerodinámicos 39C
- h. Reductores de presión de balanceo (desde 3000 psi hasta 1500 psi)
- i. Todos los instrumentos del panel frontal (el ADI es un instrumento de vuelo real)

## **2.4 COMPONENTES DEL SIMULADOR**

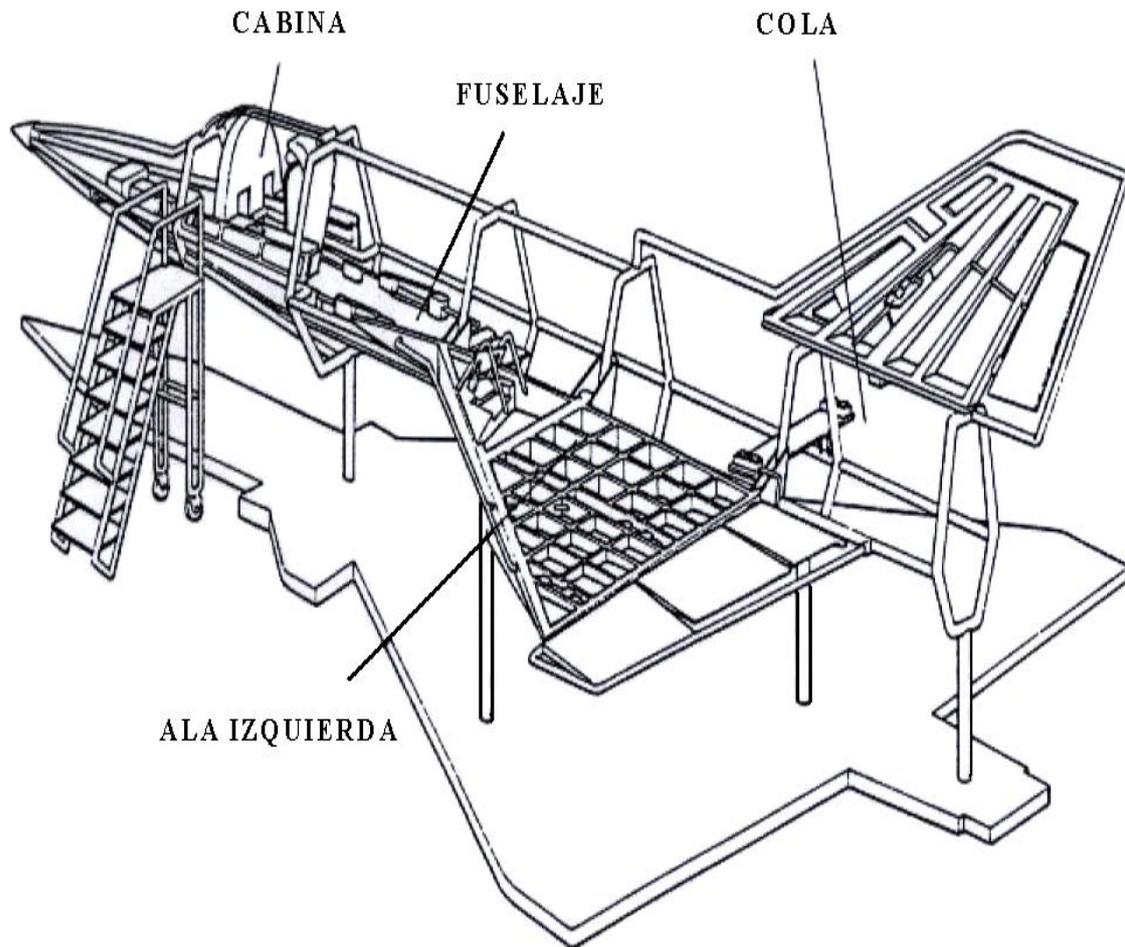
El recinto del simulador está dividido en dos secciones.

### **2.4.1 UNIDAD DEL ALUMNO**

Esta unidad está dividida arbitrariamente en las siguientes subunidades, como se muestra en la Fig. 2.2.

- a. Cabina
- b. Fuselaje
- c. Ala izquierda
- d. Cola

La unidad entera está conectada al piso por medio de cinco postes de hierro. Una escalera móvil está vinculada a la cabina para permitir la subida y bajada convenientes. El fuselaje del entrenador está construido de seis marcos de hierro, fijados por medio de barras de hierro. Un cerramiento de malla de tubos de hierro está fijado al lado superior de la unidad, simulando la superficie del avión real.



**Fig. 2.2 Estación del alumno**

#### **2.4.2 FUENTE DE ALIMENTACIÓN HIDRÁULICA**

La fuente de alimentación hidráulica consiste en un tanque de 450 litros, dos sistemas de bombas motorizadas similares y un panel de control, como se muestra en la Fig. 2.3.



**Fig. 2.3 Fuente de alimentación hidráulica**

## **2.5 CAPACIDADES Y LIMITACIONES**

### **2.5.1 CAPACIDADES**

El entrenador es capaz de simular, de una manera realista, la operación y las respuestas del sistema de los controles de vuelo. Este simulador, incluye equipos verdaderos del avión, lo que permite efectuar prácticas controladas de mantenimiento y operación de los sistemas de vuelo, y del funcionamiento del sistema hidráulico.

### **2.5.2 LIMITACIONES**

A pesar de que el entrenador simula precisamente los controles de vuelo y algunos componentes de vuelo, sus características son limitadas. Algunos equipos el simulador no

los posee por lo tanto no es requerida la instrumentación en la cabina y estos han sido representados solo gráficamente, para propósitos de conveniencia. El simulador no tiene instalada una cubierta transparente de cabina; en su lugar está instalado un marco que simula la cubierta. El sistema “**Oscar**” no es simulado, aunque está instalado físicamente con propósitos de entrenamiento en los procedimientos de mantenimiento.

## **2.6 SIMULACIÓN DEL AVIÓN**

El simulador fue construido para establecer una operación realista de los sistemas de controles de vuelo, y de otros sistemas de operación que componen un avión real. Los sistemas simulados en el entrenador son los siguientes:

- a. Aerodinámica
- b. Electricidad
- c. Hidráulica
- d. Motor
- e. Mecánica

### **2.6.1 AERODINÁMICA**

Durante la operación normal del entrenador, la simulación de la aerodinámica se comienza a operar automáticamente. La alineación de los controles de vuelo se produce de forma automática después de haber sido encendido la fuente de alimentación hidráulica, por lo que existen graduadores cerca de los controles de vuelo como elevones y timón de dirección para comprobar que se encuentra en cero (alineado, al igual que sucede en un avión real), excepto en los frenos aerodinámicos.

El sistema entero de mandos de vuelo y pilotaje opera de manera idéntica a la del sistema existente en el avión. Cada movimiento que se realice a los comandos de vuelo será transmitido a los controles de vuelo (elevones, timón de dirección, frenos aerodinámicos), lo que producen una sensación real a los movimientos que generan los controles de vuelo del avión correspondiente a los instrumentos de la cabina.

## **2.6.2 ELECTRICIDAD**

Las barras colectoras (buses) de c.a y c.c son simuladas; el control a cualquier barra colectora eléctrica deseada es operado, respectivamente, desde los conmutadores.

## **2.6.3 HIDRÁULICA**

Los sistemas HYD-1 y HYD-2 son similares a los sistemas verdaderos del avión, exceptuando al sistema de bomba de emergencia, que el entrenador es un sistema simulado.

## **2.6.4 MOTOR**

El Simulador de Vuelo del avión Kfir posee un motor hidráulico que se encuentra en el bloque 42 ITSA. Este no es un motor real que genere las mismas condiciones existentes a las del motor que posee el avión Kfir. Por lo que solo se trata de una fuente de alimentación externa para la simulación de los controles hidráulicos del avión y ciertas operaciones que podría realizar el motor real, estas indicaciones se generaran en los instrumentos del simulador, las demás indicaciones del motor son producidas por

simulación de un programa de computación (fallas entre otras, este programa no se encuentra instalado en la actualidad).

### **2.6.5 MECÁNICA**

El sistema de mecánica de controles de vuelo es similar al del avión Kfir C-2, excluyendo el ala derecha (no se encuentra colocada). Todos los alineamientos y calibraciones mecánicas se ejecutan igual que en el avión verdadero. Todos los indicadores auxiliares externos son instalados en el simulador y son conectados de la misma manera. Todas las fuerzas medidas en el entrenador son idénticas a las existentes en el avión.

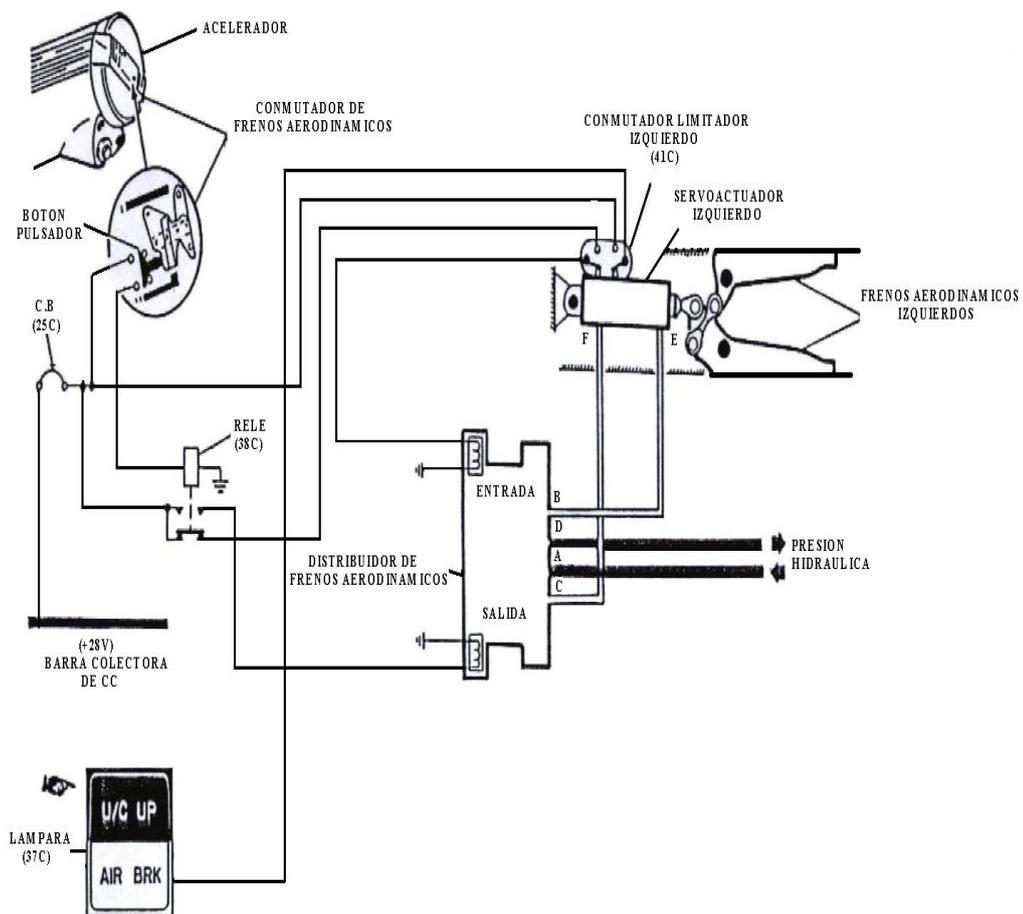
### **2.7 SIMULACIÓN DE LOS FRENOS AERODINÁMICOS**

Ver la Fig. 2.4.

#### **EXPLICACIÓN DEL SISTEMA:**

Cuando los frenos aerodinámicos están en la posición cerrada (IN), el sistema se encuentra en el modo neutral, como se muestra en la fig. 2.4. La fuente de alimentación eléctrica (+29Vc.c) es controlada por la operación del AIR BRK C.B. (35C) y del AIR BRAKES SW (36C). El AIR BRAKES DISTRIBUTOR (39C) está en la posición neutral y el servoactuador está trabado, manteniendo las superficies de los frenos aerodinámicos cerradas en la posición IN. La posición trabada del cilindro también mantiene los interruptores limitadores (41C) en una posición que evita la operación del relé "IN" en 39C, y mantiene la lámpara AIR BRK (37C) apagada. Al oprimir el interruptor 36C (en el

acelerador), se causa que opere el relé 38C, cerrando su interruptor y permitiendo que opere el relé “OUT” 39C. La operación del relé “OUT” causa la transferencia de presión hidráulica al servoactuador, que abre las superficies de los frenos aerodinámicos. En cuanto comienzan a abrirse los frenos aerodinámicos, los interruptores limitadores ya están cerrados, y uno de los mismos enciende las luces de los frenos aerodinámicos, indicando que los frenos aerodinámicos están abiertos. Al liberar el interruptor 36C se desactiva el relé (38C), que desconectará la alimentación del relé “OUT” pero la conectará al relé “IN”, lo que causará que se traben los frenos aerodinámicos. Tan pronto como se traben los frenos aerodinámicos, se abren los interruptores limitadores, se apaga la luz AIR BRK, y el sistema se pone en la posición neutral, como antes.



**Fig. 2.4 Sistema (izquierdo) de frenos aerodinámicos**

## **CAPÍTULO III**

### **COMPONENTES Y CONTROLES DEL SIMULADOR**

#### **3.1 GENERALIDADES**

Este capítulo sirve para familiarizar al alumno operador y al personal de mantenimiento con el funcionamiento, operación, interrelación y ubicación de los controles e indicadores del entrenador. Se incluyen descripciones de la estación del alumno y la unidad de fuente de alimentación hidráulica, y se presentan ilustraciones generales de las mismas. Se provee una ilustración separada para cada panel y pieza para demostrar todos los controles, indicadores y componentes generales. Las ilustraciones están interrelacionadas con texto explicativo presentado en forma tabular.

#### **3.2 DESCRIPCIÓN DEL ÁREA DE ALUMNOS**

El área de los alumnos puede ser dividida en cuatro partes principales:

- a. Cabina
- b. Fuselaje
- c. Ala izquierda
- d. Cola

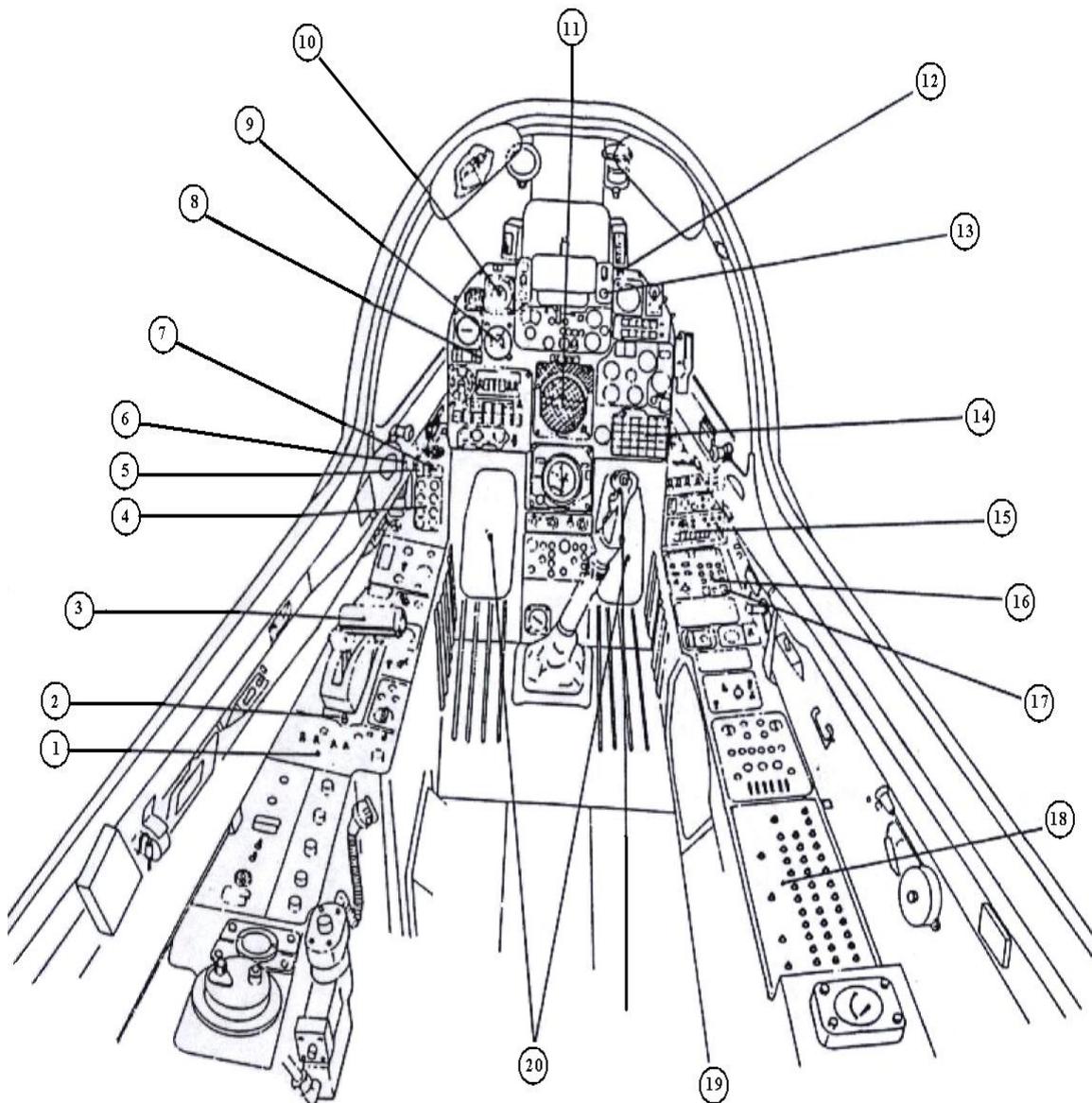
Estas partes serán descritas de manera esquemática en los párrafos siguientes.

El objeto de las siguientes secciones es proveer una idea acerca de los mayores componentes del entrenador y sus ubicaciones. Se representan solamente las partes relevantes del entrenador. Cada descripción es acompañada por una ilustración esquemática y una representación tabular.

En las tablas, la columna denominada "CÓDIGO" representa los códigos verdaderos de los componentes del avión. En la columna denominada "TIPO", la letra "S" representa una pieza simulada y la letra "M" representa una pieza verdadera.

### 3.2.1 DESCRIPCIÓN DE LA CABINA

Ver la Fig. 3.1 y la Tabla 3.1.



**Fig. 3.1 Cabina**

TABLA 3.1: Componentes de la cabina

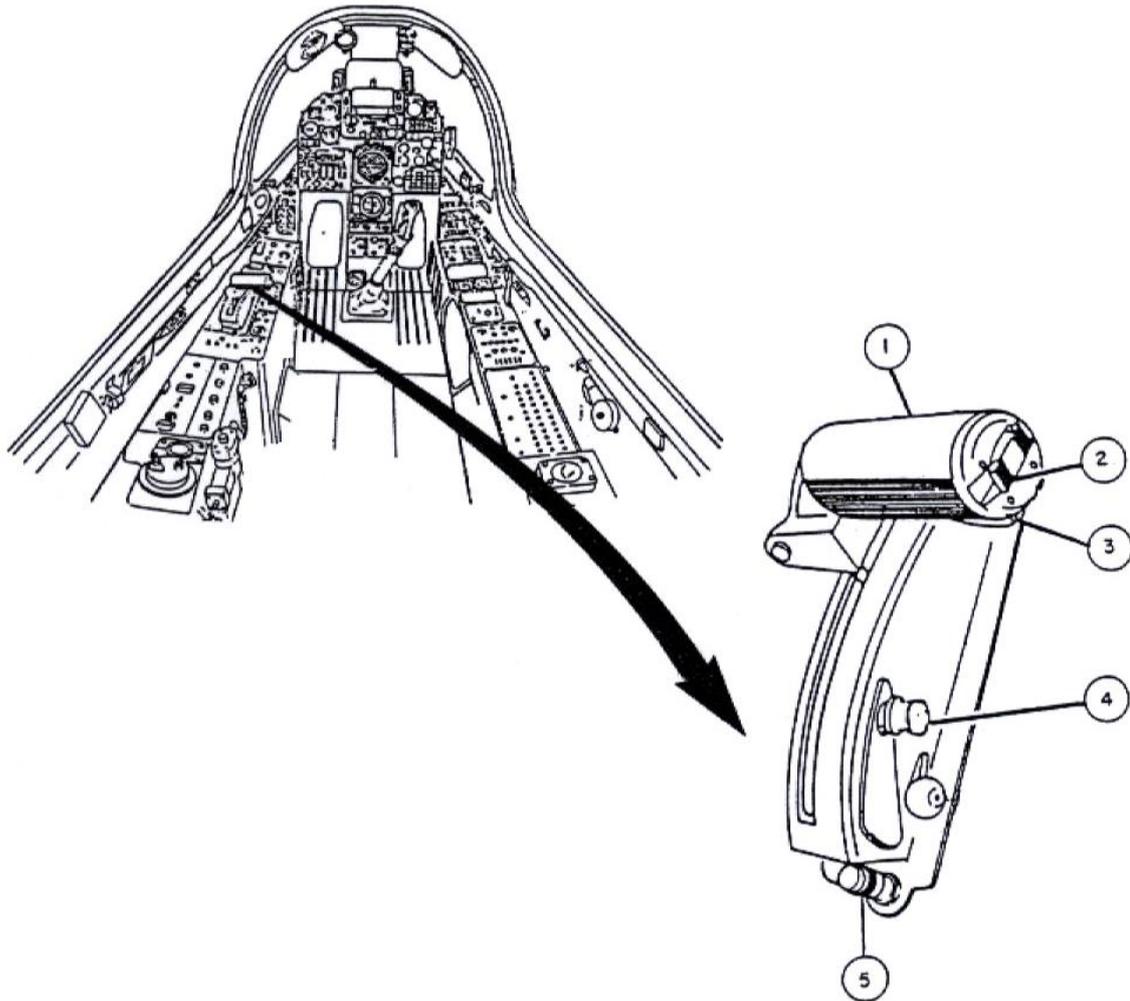
No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
1	Caja de control delantera (iluminación)		Véase la Fig. 3.1	M
2	Luz de compensación de cabeceo	131C	Ilumina cuando la compensación está fuera de los límites en ambos sentidos.	M
3	Acelerador		Véase la Fig. 3.2	M
4	Caja de mandos de vuelo		Véase la Fig. 3.1	M
5	Interruptor auto verificación A.C	139C	Prueba de seguridad A.C.	M
6	Interruptor UP/DOWN de rueda		Simula la manija de rueda solamente para A.C.	M
7	Interruptor de desenganche de emergencia	134C	El interruptor tiene 2 posiciones: a. Normal: Permite enganche de A.C. y de balanceo. b. Desenganche: Desenganche A.C. y balanceo de manera de emergencia, desconectando la potencia hidráulica de los pre servicios de cabeceo y balanceo.	M
8	Freno U/C UP/AIR	37C	Ilumina cuando uno de las trabas de cilindro de los frenos aerodinámicos, no está trabada. Se apaga sólo una vez que ambos pares de frenos aerodinámicos están cerrados y trabados.	M
9	Altímetro	4F	Indica la altitud en pies.	S
10	Indicador de velocidad de aire/Mach	1F	Indica la velocidad de aire, en términos de nudos y Mach.	S

TABLA 3.1 (Continuación)

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
11	ADI	31F	Indicador central para controlar y volar el avión.	S
12	Precaución maestro	3Z	Ilumina con cada luz roja de advertencia. Se apaga cuando se aprieta el indicador propio. También apaga el audio de alarma.	M
13	Potenciómetro HUD		Usado para informar que se utiliza el HUD.	S
14	Panel de alarmas	IZ	Véase la Fig. 3.1	M
15	WDNS		Véase la Fig. 3.1	S
16	CHK (botón pulsador 8)		La actuación de este botón pulsador causa la transferencia de alta tensión (H) para inhabilitar el enganche de cabeceo.	
17	CLR (botón pulsador)		Anula la operación "CHK".	S
18	Panel C.B.		Véase la Tabla 3.1	S
19	Manija de palanca de mando		Véase la Fig. 3.3	-
20	Pedales		Usados para volar el avión en el eje de guiñada.	M
21	Asiento del piloto		Usado sólo como asiento; no dispone de ninguna otra función excepto el movimiento mecánico hacia arriba y abajo.	S

### 3.2.1.1 DESCRIPCIÓN DEL ACELERADOR

Véase la Fig. 3.2 y la Tabla 3.2.



**Fig. 3.2** Acelerador

TABLA 3.2: Componentes del acelerador

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
1	Manija del acelerador		Cambia la cantidad de combustible transferida al motor.	M
2	Interruptor de frenos aerodinámicos	36C	Abre y cierra los frenos aerodinámicos.	M
3	Botón pulsador de operación de balanceo	115C	Utiliza la lógica del enganche de balanceo.	M
4	Manija de apagado del motor		Interrumpe la operación del motor	M
5	Lámpara de compensación de cabeceo	131C	Ilumina cuando la compensación está fuera de los límites ( $1,5^\circ \pm 0,5^\circ$ ) en ambos sentidos.	

### 3.2.1.2 DESCRIPCIÓN DE LOS CONTROLES DE LA PALANCA DE MANDO

Ver la Fig. 3.3 y la Tabla 3.3.

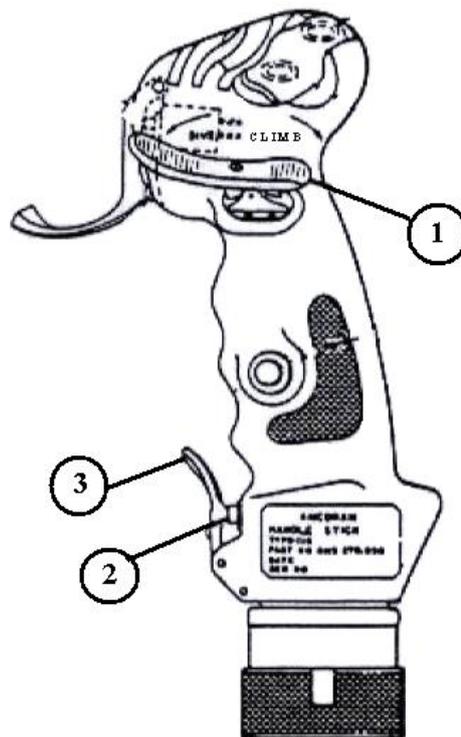


Fig. 3.3 Manija de la palanca de mando

TABLA 3.3: Controles de la palanca de mando

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN
1	Brazo interruptor compensación de cabeceo		<b>Posición neutra:</b> Existe si el brazo interruptor compensación de cabeceo no está activado.
2	Botón pulsador DIVE	125C	<b>Compensación abajo:</b> Oprimir el brazo de compensación hacia adelante, activa el botón pulsador de picada (DIVE) que utiliza el motor de compensación y el sistema de control de cabeceo para bajar la proa del avión.
3	Botón pulsador CLIMB	126C	<b>Compensación arriba:</b> Oprimir el brazo de compensación hacia atrás, activa el botón pulsador de ascenso (CLIMB) que utiliza el motor de compensación y el sistema de control de cabeceo para levantar la proa del avión.  <b>NOTA:</b> Los botones pulsadores DIVE y CLIMB son interruptores de acción momentánea.
4	Interruptor de desenganche de autocomando	86C	Oprimir momentáneamente en el interruptor, por medio del brazo (3), desengancha el sistema autocomando.
5	Brazo de enganche de autocomando		Provee un modo cómodo para usar el interruptor de desenganche de autocomando.

### **3.2.2 DESCRIPCIÓN DEL FUSELAJE DEL SIMULADOR**

El fuselaje del entrenador puede ser dividido en dos partes principales, como se detalla a continuación:

- a. Cabina, sección inferior (Fig. 3.4)
- b. Parte central (Fig. 3.5)

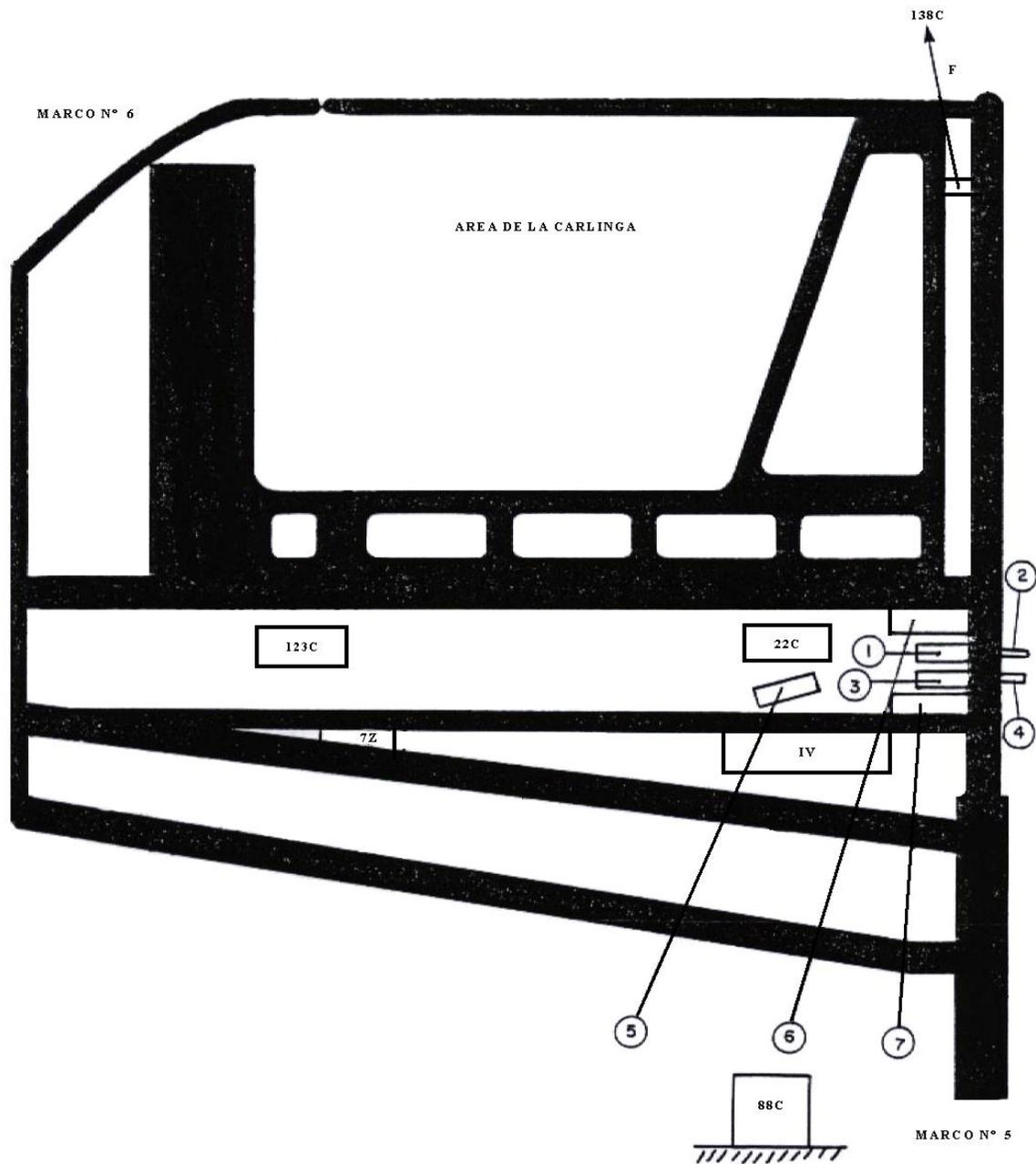
#### **3.2.2.1 DESCRIPCIÓN DEL LADO INFERIOR DE LA CABINA<sup>11</sup>**

Ver la Fig. 3.4 y la Tabla 3.4.

Esta parte se halla entre los marcos 5 y 6 debajo de la cabina.

---

<sup>11</sup> La caja GYRO METER (88C) está colocada separada del simulador, y está fijada al suelo para evitar sacudidas mecánicas que puedan causar la distorsión de los datos de salida del giroscopio, y, por ende, la operación incorrecta del simulador.



**Fig. 3.4** Cabina, lado inferior

TABLA 3.4: Componentes del lado inferior de la proa

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
1	Válvula Oscar		La válvula Oscar no es operacional en el entrenador. Fue instalada sólo para entrenamiento.	M
2	Filtro		Pieza hidráulica que evita la introducción de suciedad en la válvula Oscar.	S
3	Cápsula IV (clapet amortisseur)		Cambia el amortiguamiento de palanca de mando, según la velocidad determinada por el convertidor Pitot.	M
4	Filtro		Pieza hidráulica que evita la introducción de suciedad en la cápsula IV.	S
5	Actuador del cilindro amortiguador		Cilindro lleno de aceite hidráulico, que amortigua los movimientos súbitos de la palanca de mando.	M
6	Unidad de resortes de cabeceo (unidad de sensación artificial)		Caja de resortes que da al piloto una sensación de conducción, en el modo de cabeceo.	M
7	Unidad resortes de balanceo (unidad de sensación artificial)		Caja de resortes que da al piloto una sensación de conducción, en el modo de balanceo.	M
8	Caja de potencia eléctrica artificial	1V	Conecta al entrenador las barras colectoras AC – 1, AC – 2, DC – 1 y DC – 2.	M
9	Unidad de aviso de audio	7Z	Suministra una señal de aviso de audio apenas se ilumina una de las luces rojas del panel de alarmas y según el comando que viene del panel de alarmas.	M

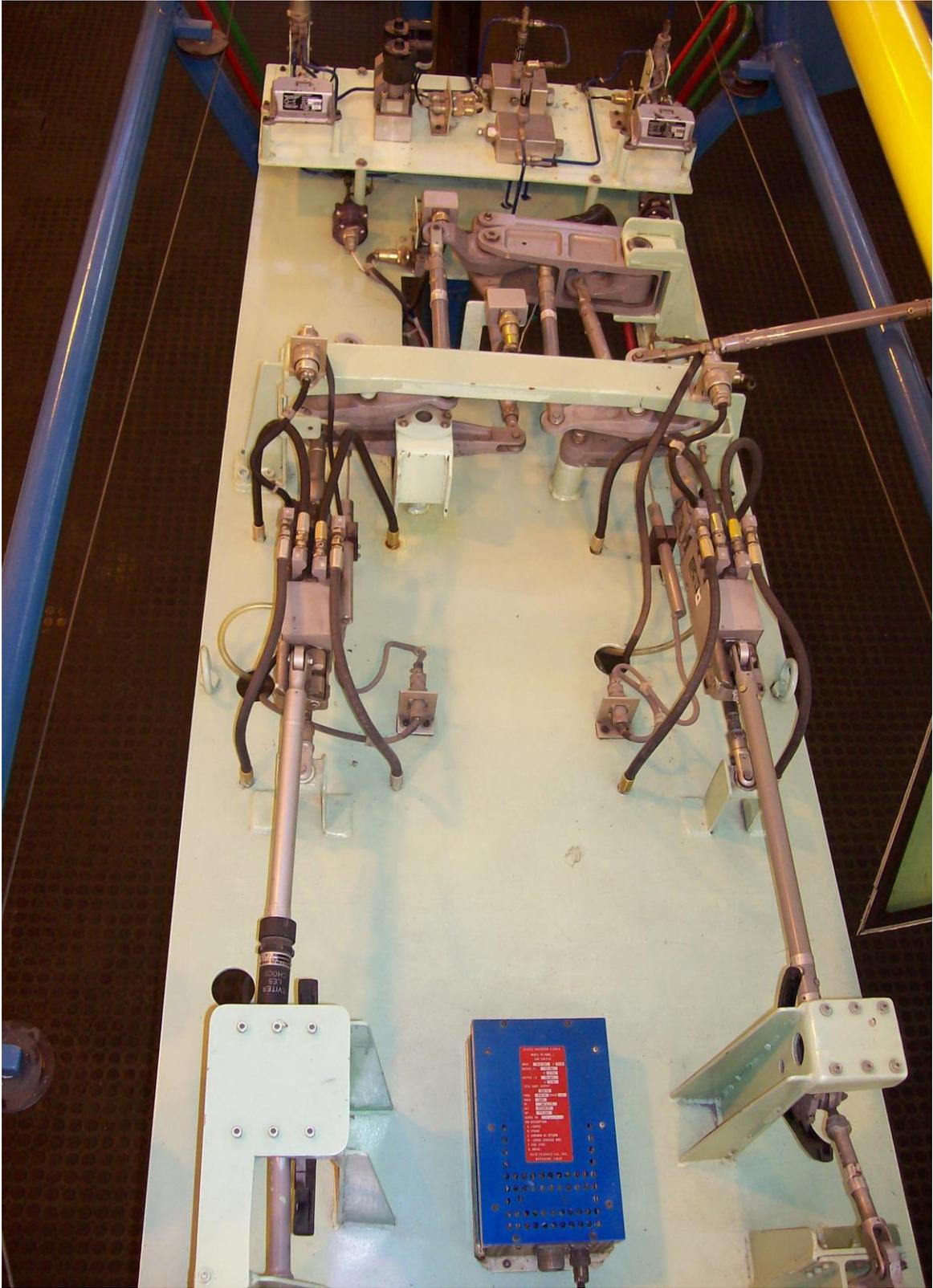
TABLA 3.4 (Continuación)

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
10	Actuador de compensación de balanceo	22C	Cambia la posición cero de la palanca, en el eje de balanceo.	M
11	Caja de giróscopos	88C	Incluye todos los giróscopos usados por los comandos de computadora durante el vuelo.	M
12	Dinamómetro del piloto	123C	Mide las fuerzas recíprocas del piloto, en el eje de balanceo.	M
13	Acelerómetros verticales dobles	138C	Provee datos de velocidad de aceleración.	M

### 3.2.2.2 DESCRIPCIÓN DEL FUSELAJE CENTRAL

Ver la Fig. 3.5 y la Tabla 3.5.

La parte central del fuselaje del simulador se halla entre los marcos 4 y 5.



**Fig. 3.5 Fuselaje, parte central**

TABLA 3.5: Componentes de la parte central del fuselaje

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
1	Filtros		Filtran el aceite hidráulico que viene de los sistemas hidráulicos 1 y 2 y entra al cilindro preservo de balanceo.	M
2	Reductores de presión de sistemas HYD – 1 y HYD - 2		Reduce la presión en HYD – 1 y HYD – 2 desde 3000 psi hasta 1400 psi, al cilindro preservo de balanceo.	S
3	Amedes de cabeceo y balanceo		Transmiten el movimiento diferencial desde la palanca de mando hasta los mandos de vuelo; permiten el vuelo bueno y quieto alrededor de las posiciones cero de los mandos de vuelo.	M
4	Filtro del servoactuador auxiliar de balanceo		Elemento hidráulico que evita que la suciedad llegue al actuador.	S
5	LVDTs (Linear Voltaje Displacement = Transductor de desplazamiento de tensión lineal) de cabeceo y balanceo		Convierten el movimiento lineal a la tensión eléctrica correspondiente.	S
6	Altoparlante	12Z	Provee la alarma de audio al entrenador (simula la alarma de audio de los auriculares del piloto).	M
7	Interruptor de presión HYD – 1	27C	Enciende la luz de alarma correspondiente en el panel de alarmas.	M
8	Interruptor de presión HYD – 2	28C	Enciende la luz de alarma correspondiente en el panel de alarmas.	M

TABLA 3.5 (Continuación)

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
9	Distribuidor de frenos aerodinámicos	39C	Dirige a la corriente del aceite hidráulico según la dirección de operación del sistema (IN ó OUT).	S
10	Sobrepaso de ruedas retraídas	65C	Simula la posición “ruedas arriba” para pruebas en tierra del autocomando.	M
11	Captación doble del compensador (FUE)	98C	Dos potenciómetros inductivos (DIG) conectados en una línea. El objetote los mismos es convertir la posición de los compensadores a tensión eléctrica.	M
12	Servoactuador auxiliar de cabeceo	107C	Unidad hidráulica que convierte el movimiento mecánico a presión hidráulica para operar el elevador. También incluye una unidad de operación eléctrica para el sistema autocomando.	M
13	Mezclador		Mezcla los movimientos de cabeceo y de balanceo.	M
14	Captación de salida de servo auxiliar (FUS)	108C	Convierte el movimiento mecánico del cilindro preservo de cabeceo, a potencia eléctrica.	M
15	Transformador auxiliar	109C	Suministra: 14Vca/400Hz al dinamómetro del piloto. 7Vca/400Hz al FUS (107C) 7Vca/400Hz al FUS (117C).	M
16	Micro conmutador de servo saturación	110C	Desconecta la seguridad de autocomando cuando las fuerzas aerodinámicas sobre el elevador exceden a la fuerza del servoactuador de cabeceo (no desconecta el sistema de autocomando).	M

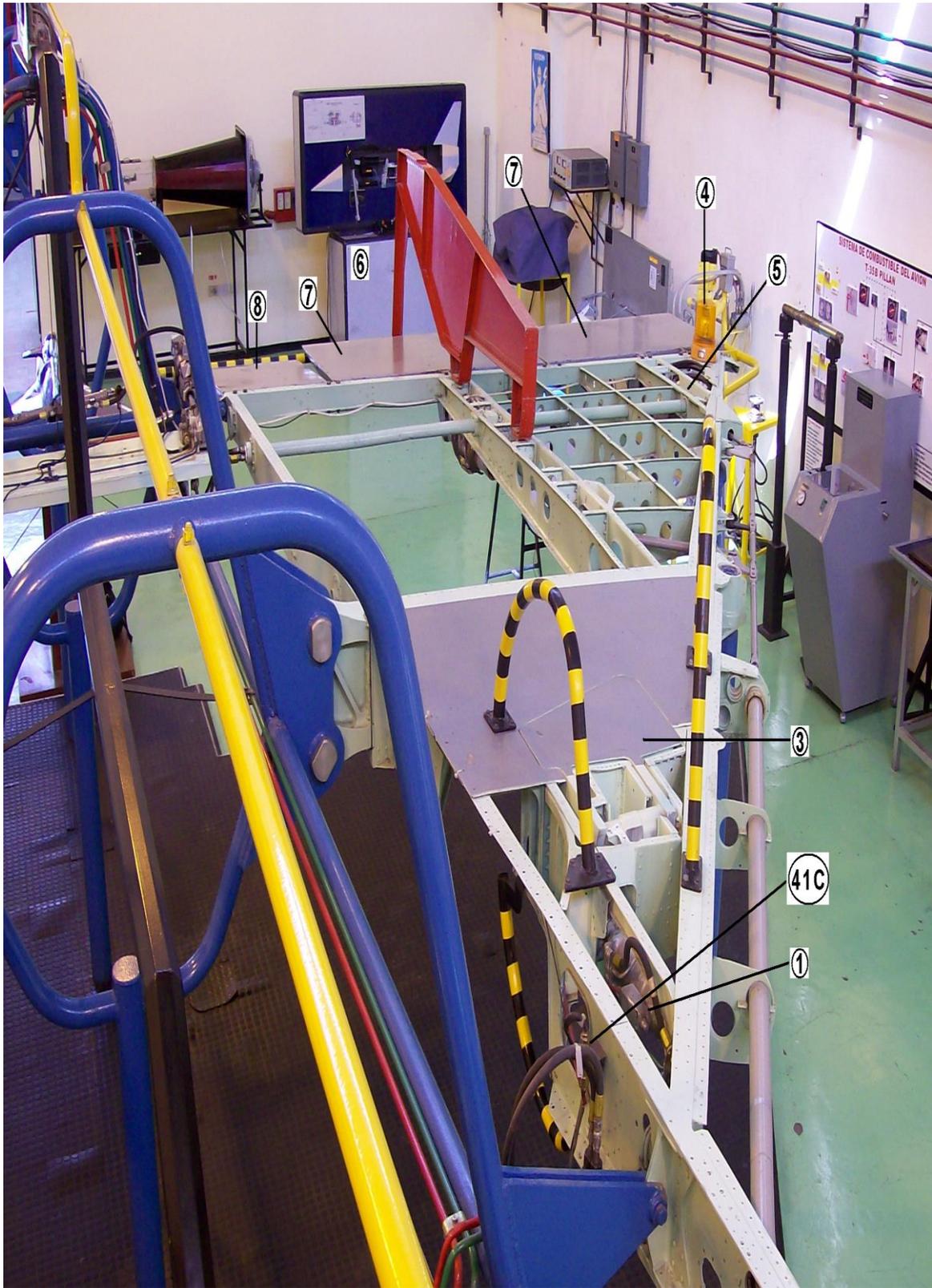
TABLA 3.5 (Continuación)

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
17	Válvula de abastecimiento doble	111C	Cuando la presión hidráulica en el sistema HYD – 1 cae debajo de 2500 psi permite la conexión del segundo sistema hidráulico para proveer la presión.	M
18	Saturación de fuerza	113C	Cuando es activado el autocomando “reconoce” que el elevador ha llegado a su límite operativo.	M
19	Servoactuador auxiliar de balanceo	116C	Unidad hidráulica que convierte el movimiento mecánico en presión hidráulica para activar los alerones.	M
20	Captación de salida de balanceo (FUS)	117C	Convierte el cambio de posición 116C a señales eléctricas.	M
21	Detector de esfuerzo de compensación	122C	Libera las fuerzas que operan sobre la palanca de mando, después del desenganche de autocomando.	M
22	Motor de compensación de cabeceo	130C	Motor eléctrico bidireccional que regula al punto giroscópico de la palanca en el eje de balanceo.	M
23	Válvula de desenganche de emergencia	135C	Desengancha el autocomando y el balanceo, desconectando la línea de presión hidráulica de los preservos 116C y 107C.	

### **3.2.3 DESCRIPCIÓN DEL ALA IZQUIERDA**

Ver la Fig. 3.6 y la Tabla 3.6.

El ala izquierda del simulador es un ala de vuelo completamente verdadera, exceptuando las superficies de los elevones y del compensador, que fueron construidas especialmente para este simulador. La superficie del ángulo de ataque fue quitada del ala para proveer una vista general conveniente de las varillas de doble efecto que transmiten las fuerzas a los elevones y al compensador.



**Fig. 3.6 Ala izquierda**

TABLA 3.6: Componentes del ala izquierda

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN
1	Actuador de frenos aerodinámicos		Mueve hacia fuera y hacia adentro el par de superficies de los frenos aerodinámicos.
2	Conmutadores limitadores L.H.	41C	El primer conmutador limitador desconecta la corriente de excitación del 39C, cuando los frenos aerodinámicos están en posición IN (cerrados). El segundo conmutador limitador controla la operación de la lámpara del visualizador AIR BRK de la cabina.
3	Superficies de los frenos aerodinámicos		Dos superficies que son abiertas y cerradas en conjunto por encima y por debajo del ala, y que se utilizan para disminuir la velocidad del avión.
4	Lámpara destellante de precaución		Lámpara de advertencia que se ilumina cuando el simulador está operacional, para evitar que el personal se aproxime al simulador.
5	Actuador del pistón de potencia externa		Mueve el elevón izquierdo.
6	Actuador del pistón de potencia interna		Mueve el elevón derecho.
7	Superficies de los elevones		Controles de vuelo utilizados para pilotear al avión en los ejes de balanceo y cabeceo.
8	Superficie del compensador		Superficie de vuelo que se mueve según el traqueo del control de cabeceo y del amortiguador de cabeceo. La superficie es activada cuando se engancha el cabeceo, y es utilizada como amortiguador extra del movimiento de cabeceo.

### **3.2.4 DESCRIPCIÓN DE LA COLA**

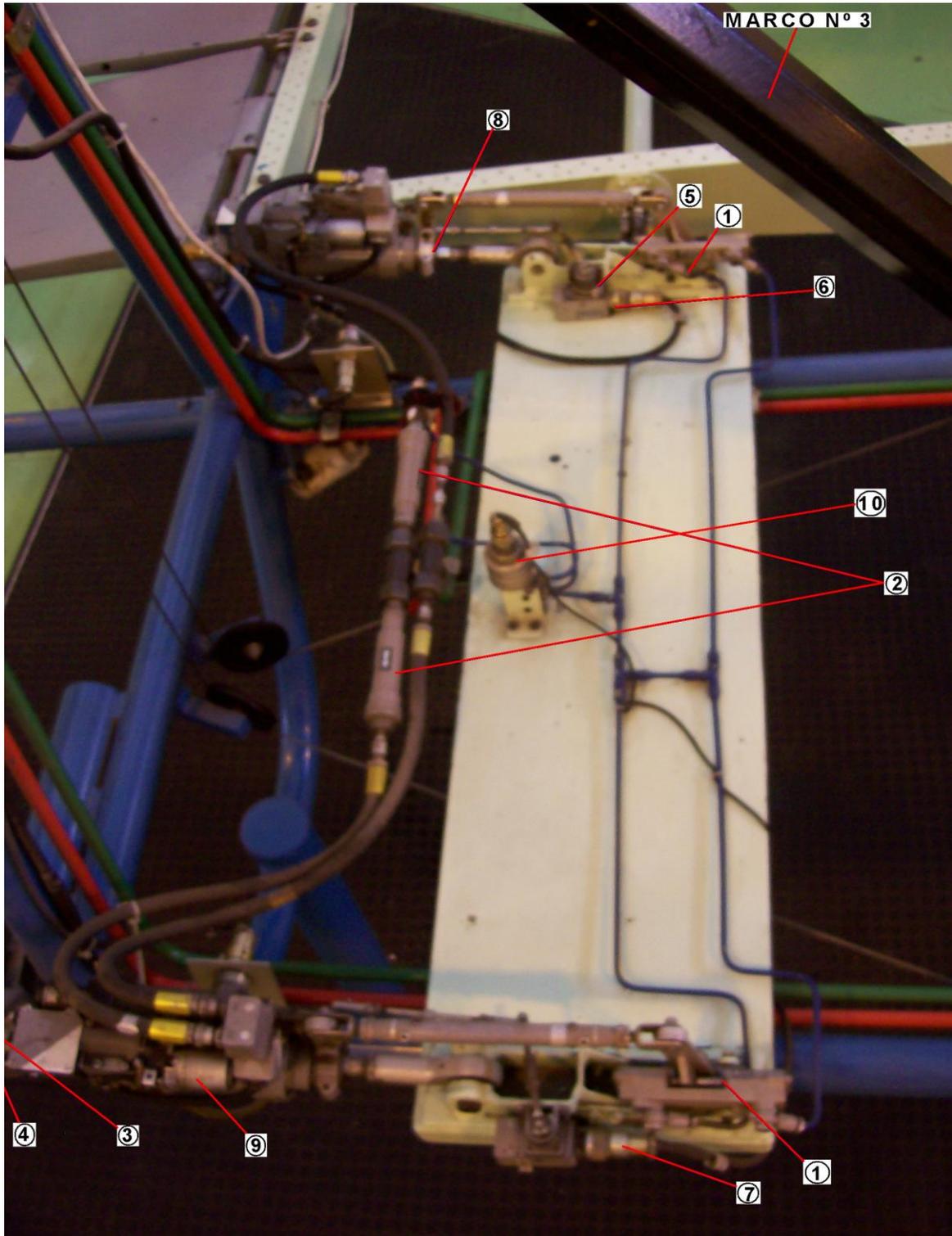
Refiérase a la Fig. 2.2. La cola puede ser dividida en dos partes principales, de la siguiente manera:

- a. Extremo posterior (Fig. 3.7)
- b. Estabilizador de dirección (Fig. 3.8)

#### **3.2.4.1 DESCRIPCIÓN DEL EXTREMO POSTERIOR**

Ver la Fig. 3.7 y la Tabla 3.7.

Esta parte se encuentra entre el marco 2 y el marco 3, como se describe en la Fig. 2.2.



**Fig. 3.7** Extremo posterior – cola

TABLA 3.7: Componentes del extremo posterior

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
1	Pistones de retorno a cero (compensadores derecho e izquierdo)	131C	Cosiste en dos pistones que traban el servoactuador compensador en la posición cero cuando el servoactuador es alimentado con presión hidráulica y el botón pulsador (P) en la cabina no está enganchado.	M
2	Filtros de alimentación del compensador	139C	Conectados en las líneas de presión de entrada HYD – 2 de los servoactuadores compensadores; son usados para proteger a los actuadores contra la suciedad.	M
3	LVDT del compensador derecho		Detector de posición lineal del compensador derecho.	M
4	Simulador de compensador derecho (puntero)		Simula la posición del compensador derecho.	M
5	Transformador de compensadores	97C	Suministra alimentación eléctrica a los captadores de salida de los compensadores 98C, 99C y 100C.	M
6	Captador de salida de compensador (FUS)	99C	Suministra señales eléctricas según la posición del servoactuador del compensador izquierdo.	M
7	Captador de salida de compensador (FUS)	100C	Suministra señales eléctricas según la posición del servoactuador del compensador derecho.	M
8	Compensador izquierdo del servoactuador	131C	Obtiene su presión hidráulica del sistema HYD – 2. El cilindro es controlado eléctricamente, y activa la superficie del compensador izquierdo.	M

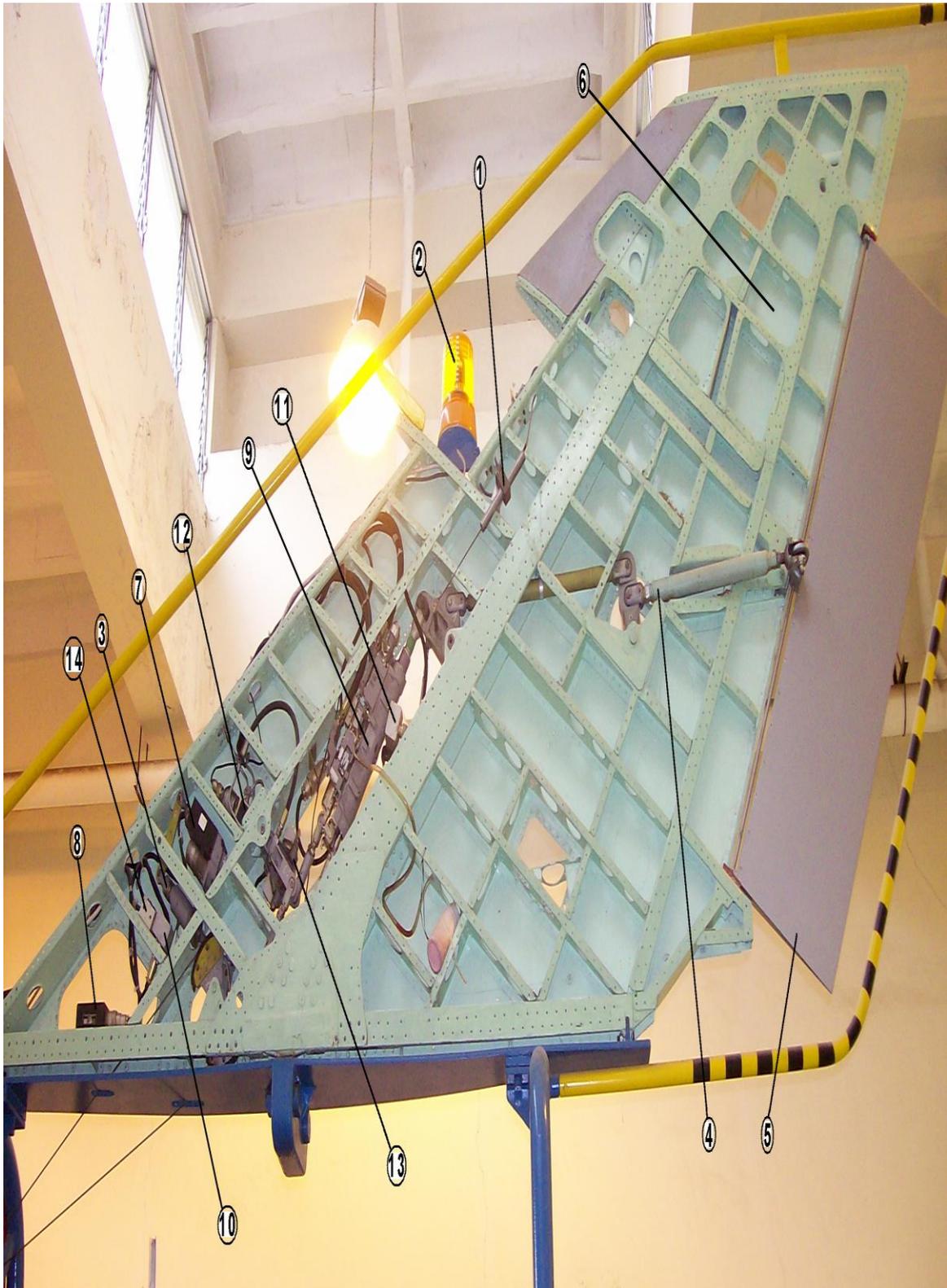
TABLA 3.7 (Continuación)

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
9	Compensador derecho del servoactuador	102C	Obtiene su presión hidráulica del sistema HYD – 2. El cilindro es controlado eléctricamente, y activa la superficie del compensador derecho.	M
10	Válvula eléctrica cero	103C	Válvula eléctrica utilizada como distribuidor de una sola vía a la unidad de retorno a cero.	M

#### 3.2.4.2 DESCRIPCIÓN DEL ESTABILIZADOR DIRECCIONAL

Ver la Fig. 3.8 y la Tabla 3.8.

El estabilizador del simulador es un estabilizador de vuelo verdadero. La cubierta izquierda fue extraída para permitir una vista general conveniente de las piezas internas. En la cubierta derecha se efectuaron orificios para permitir observar las diversas piezas durante su operación.



**Fig. 3.8 Estabilizador**

TABLA 3.8: Componentes del estabilizador

No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
1	LVDT del elevador		Detector de posición lineal del elevador.	2
2	Lámpara destellante de precaución		Lámpara de advertencia que se ilumina cuando el entrenador está operacional, para evitar que el personal se aproxime al entrenador.	S
3	Unidad de resorte de guiñada (unidad sensora artificial)		Caja de resortes utilizada para retornar los pedales a la posición cero después de la operación.	M
4	Varilla de actuación del timón de dirección		Transfiere la operación mecánica desde el cilindro de servocomando al timón de dirección.	M
5	Timón de dirección		Superficie vertical conectada al estabilizador, utilizada para controlar al avión en el eje de guiñada.	S
6	Estabilizador		Utilizada para estabilizar al avión alrededor del eje vertical (Z).	M
7	Actuador del compensador de guiñada	32C	Regula el punto cero de la unidad de resorte de guiñada.	M
8	Transformador de guiñada	90C	Suministra alimentación eléctrica a los captadores de guiñada (FUE – 92C, FUS – 93C).	M
9	Servoactuador de guiñada	91C	Traslada los comandos mecánicos de las varillas de empuje recíproco a operación hidráulica del timón de dirección.	M

TABLA 3.8 (Continuación)

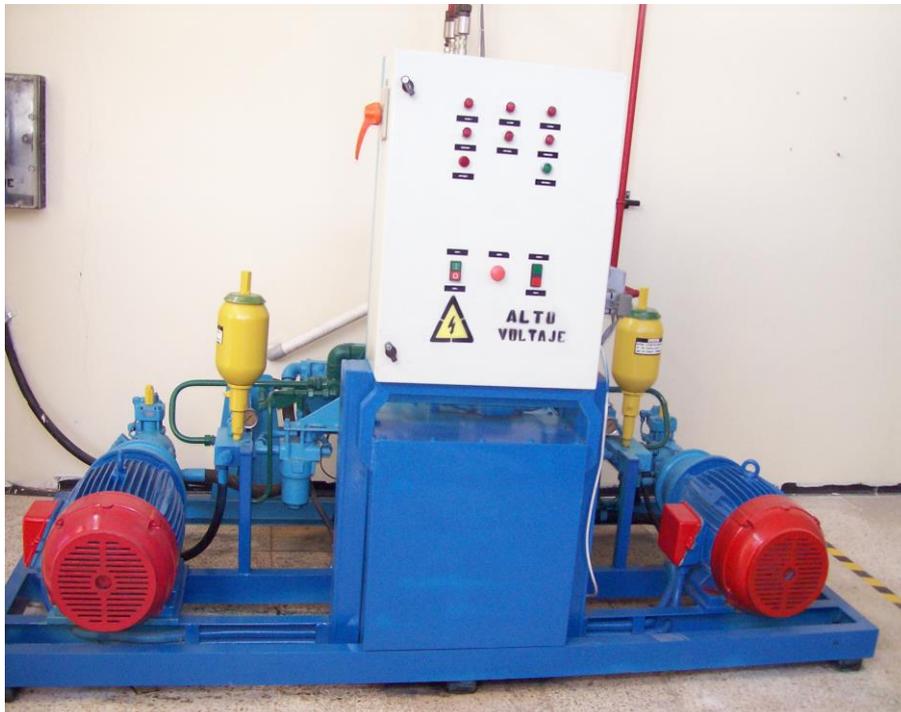
No	DESCRIPCIÓN	CODIGO	FUNCIÓN	TIPO
10	Captador de entrada de guiñada (FUE)	92C	Suministra señales eléctricas según los movimientos de los pedales.	M
11	Captador de salida de guiñada (FUS)	93C	Crea señales eléctricas según la operación del cilindro del servocomando.	M
12	Válvula eléctrica	94C	Bajo condiciones de operación normales su activación habilita al cilindro S/C para que trabaje eléctricamente a partir de la señal de error. Cuando el S/C no está en condiciones de servicio, la válvula no es activada. La válvula es activada después de enganchar el amortiguador de guiñada.	M
13	Micro conmutador de seguridad	95C	Cuando hay una brecha de traqueo de 3° entre los pedales y el cilindro S/C, los conmutadores de seguridad se abren (cada uno según la dirección de la brecha) y detienen la secuencia de enganche.	M
14	Caja de protección del actuador de compensación	147C	Protege al actuador del compensador de guiñada contra descargas eléctricas.	M

### 3.3 DESCRIPCIÓN DE LA FUENTE DE ALIMENTACIÓN HIDRÁULICA

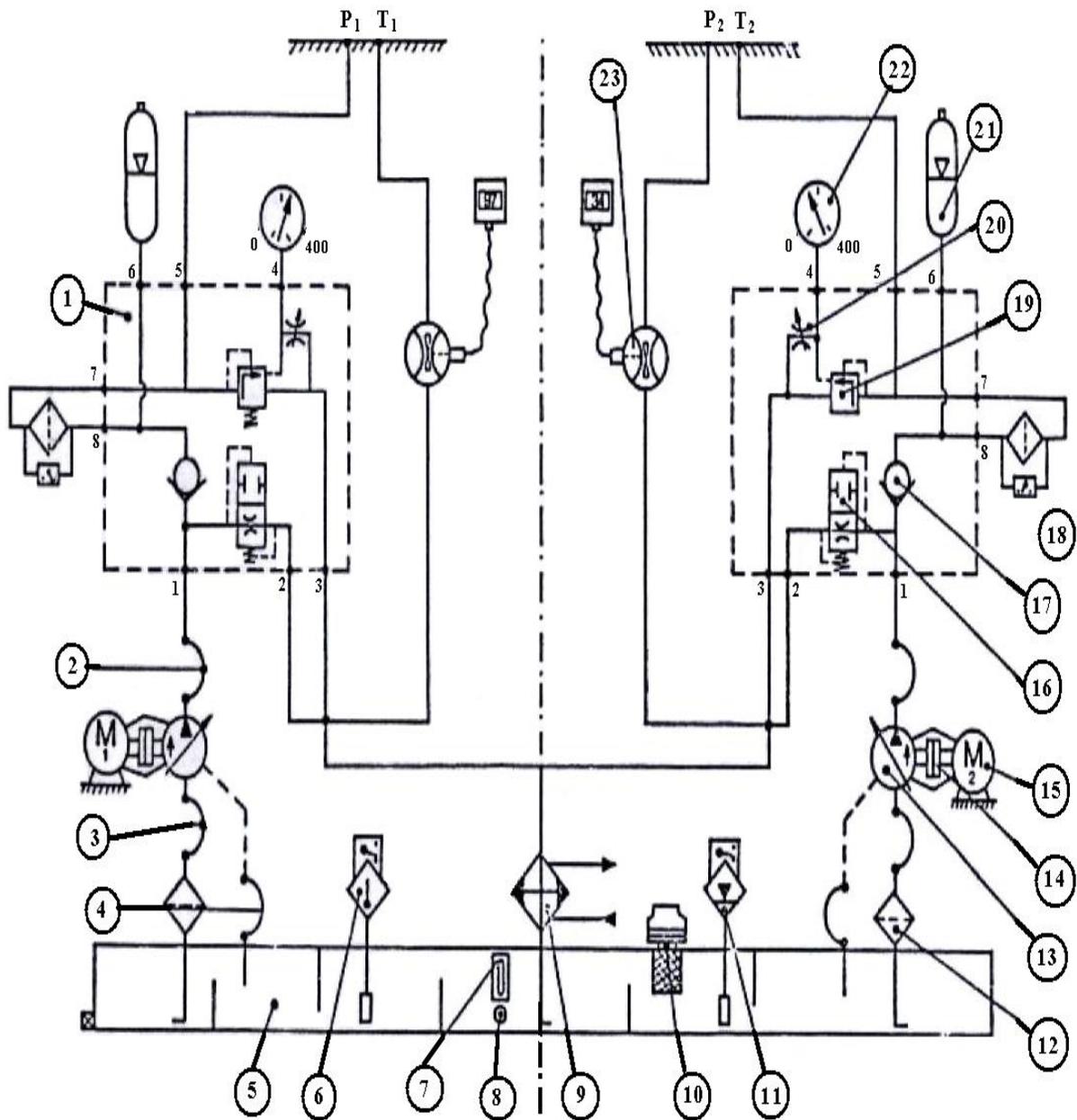
La fuente de alimentación hidráulica utilizada con este simulador es fabricada en Israel (modelo RY – 510/81), y está construida a partir de dos sistemas similares, como se muestra en la Fig. 3.9. Los dos sistemas hidráulicos suministran cada uno una presión de 3000 psi, con un caudal de 90 l/m. La fuente de alimentación hidráulica incluye un tanque de 450 litros, un panel de control y dos sistemas de bombas similares. El propósito del sistema consiste en proveer presión hidráulica a los controles de vuelo del simulador.

#### 3.3.1 DESCRIPCIÓN DE LA BOMBA HIDRÁULICA

Ver las Figuras 3.9 y 3.10 y la Tabla 3.9.



**Fig. 3.9 Descripción general de la fuente de alimentación hidráulica**



**Fig. 3.10** Descripción detallada de la fuente de alimentación hidráulica

TABLA 3.9: Componentes de la fuente de alimentación hidráulica

No	DESCRIPCIÓN	P/N – No CAT.	CANT.
1	Bloque del múltiple		2
2	Manguera de presión	SAE R2 – 3/4"	2
3	Manguera de succión	SAE 100 R1 – 1	2
4	Manguera de drenaje	SAE 100 R1	2
5	Tanque de aceite		1
6	Conmutador de temperatura		1
7	Vidrio visor de nivel de aceite	5"	1
8	Vidrio visor de nivel bajo		1
9	Intercambiador de calor de agua a aceite		1
10	Tapa de llenado con ventilación		1
11	Conmutador de nivel bajo de aceite	MP	1
12	Filtro de succión		1
13	Bomba de presión hidráulica compensada	VOLVO V30B – 66RK – N – 400	2
14	Acople	Neupex D – 190	2
15	Motor eléctrico	Ashot C – 180 B3 / B5	2
16	Válvula de arranque	Sun	2
17	Válvula de retención	Sun	2
18	Filtro de presión	Arlon	2
19	Válvula de alivio ventilada	Sun	2
20	Válvula de aguja	Sun	2
21	Acumulador	Fawcett SA – 3.8	2
22	Manómetro relleno con glicerina	Mego 0 – 400	2
23	Flujómetro con lectura	Flotech DRM100+FCS750	2

### 3.3.2 DESCRIPCIÓN DEL PANEL DE CONTROL

Ver Fig. 3.11 y la Tabla 3.10.



Fig. 3.11 Descripción del panel de control

TABLA 3.10: Controles e indicadores del panel de control de potencia

CONTROL O INDICADOR	OPERACIÓN	FUNCIÓN
START 1	Conmuta entre dos posiciones.	Actúa y apaga HYD PUMP 1.
HYD PUMP 1	Ilumina en verde.	Indica operación de HYD PUMP 1.
FILTER 1	Ilumina en rojo.	Indica que el filtro 1 está sucio u obstruido.
OVERLOAD 1	Ilumina en rojo.	Indicación de sobrecarga eléctrica en el sistema de HYD PUMP 1, causada por cortocircuito u otra falla eléctrica.
LOW LEVEL	Ilumina en rojo.	Indicación de baja cantidad de aceite en el depósito. La luz se enciende cuando la cantidad cae debajo de 100 l.
H TEMP	Ilumina en rojo.	Indicación de alta temperatura del aceite. Se ilumina para valores de más de 85 °C.
START 2	Similar a START 1.	Similar a START 1.
HYD PUMP 2	Ilumina en verde.	Indica operación en HYD PUMP 2.
FILTER 2	Ilumina en rojo.	Similar a FIL 1 (en filtro 2).
OVERLOAD 2	Ilumina en rojo.	Similar a OVERLOAD 1 (En HYD PUMP 2).
EMERG	Botón pulsador.	Apaga el entrenador completo en el modo de emergencia.

## **CAPÍTULO IV**

### **MANUALES DE OPERACIÓN Y MANTENIMIENTO**

#### **4.1 INSTRUCCIONES OPERATIVAS**

En este capítulo se detalla las instrucciones operativas y de prueba para activar y operar el entrenador. Antes de operar el simulador, el personal debe estar familiarizado con la localización, función, operación e interrelación de sus controles e indicadores, tal como fueron presentados en el Capítulo III.

#### **4.2 DIAGNÓSTICO ACTUAL**

El estado actual del Simulador de vuelo del avión Kfir que se encuentra ubicado en bloque 42 del ITSA, es operativo.

El entrenador de vuelo del avión Kfir, se operaba a través de un panel de instrucción que se encuentra a un costado del simulador pero se obvió esta estación debido a que algunos componentes no se encontraban (software de simulación de vuelo, con lo cual opera la computadora y también permite operar los dispositivos accionadores de los tres paneles del instructor), y otros componentes simplemente no funcionaban, por lo que se colocó una nueva instalación del cableado eléctrico que va desde la planta de poder hasta los sistemas del simulador.

En la planta de poder se cambió componentes internos que se encontraban averiados o quemados como diodos, terminales entre otros componentes detallados en el presupuesto.

La nueva instalación eléctrica permitió la operación correcta de los sistemas de vuelo del simulador y de los frenos aerodinámicos, en cuanto a los instrumentos de la cabina no son operables, esto se debe a que son instrumentos simulados por computadora como por ejemplo el panel alarmas (1Z), el horizonte artificial entre otros, en cuanto al sistema hidráulico la operación es normal.

### **4.3 ACTIVIDADES REALIZADAS**

Se cambiaron mangueras hidráulicas ubicadas en el fuselaje posterior y en el fuselaje medio del simulador que se encontraban en mal estado por presentar fugas las cuales provocarían que exploten como ocurrió en una primera prueba realizada para comprobar el funcionamiento del simulador, también se cambio algunos racores y conectores en mal estado.

Se pinto la fuente de alimentación hidráulica para darle un mejor aspecto ya que se encontraba muy deteriorada la pintura anterior, se enfatizó en el color de las cañerías para ser identificadas de mejor manera.

Se debió reemplazar el líquido perdido debido a una fuga presentada durante pruebas realizadas para comprobar el funcionamiento del simulador de vuelo.

Al realizar pruebas de operación al simulador se redujo la presión de 3000 psi, hasta 1500 psi, a través de un dispositivo hidráulico que se encuentra en la fuente de

alimentación, para evitar un ambiente de inseguridad que conlleva operar con altas presiones.

#### **4.4 PROCEDIMIENTOS OPERATIVOS**

Los siguientes párrafos presentan al personal operativo las instrucciones básicas para activar el simulador y su equipo periférico (eléctrico e hidráulico), además de otras instrucciones de operaciones generales.

Para la utilización de los Manuales se deberá tomar en cuenta las siguientes anotaciones que de no ser seguidas correctamente, pueden causar daños al equipo o al operador del Simulador de Vuelo.

Entre las anotaciones se tiene las siguientes:

##### **Advertencia**

Procedimientos operacionales, ejercicios, etc., que, de no ser estrictamente seguidos, pueden resultar en daño personal o muerte.

##### **Precaución**

Procedimientos operacionales, ejercicios, etc., que, de no ser estrictamente observados, pueden resultar en daños al equipo.

## 4.5 MANUAL DE OPERACIÓN

 <b>ITSA</b>	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>		Página.: 1/9
	<b>Operación del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:
<p><b>1. Objetivo General</b></p> <p>Proporcionar al operador del Simulador de Vuelo del avión Kfir, la información adecuada para procedimientos de operación del sistema.</p> <p><b>2. Alcance</b></p> <p>La elaboración del manual de operación y mantenimiento, nos permite comprender y poner en marcha el funcionamiento adecuado de los sistemas.</p> <p><b>3. Procedimientos de operación</b></p> <p>a. Antes de iniciar el procedimiento de encendido, se debe realizar una inspección visual alrededor del simulador de vuelo y del motor que se encuentra en el cuarto posterior al simulador, y también verificar el estado adecuado de las conexiones y que no haya evidencia de daños en los siguientes sistemas:</p> <ul style="list-style-type: none"><li>▪ Cables y alambres</li><li>▪ Mangueras hidráulicas (fugas de líquido hidráulico)</li><li>▪ Instrumentos</li><li>▪ Medidores</li><li>▪ Piezas móviles</li><li>▪ Varillas</li><li>▪ Construcción general</li></ul> <p>b. Revise la limpieza del entrenador y del área que lo rodea.</p>			

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>		Página.: 2/9
	<b>Operación del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:
<p><b>4. Encendido de la Bomba Hidráulica</b></p> <p style="text-align: center;"><b>Advertencia</b></p> <p>Antes de insertar las presiones hidráulicas, asegúrese que:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>a. No haya personal a lo largo o cerca de los mandos de vuelo y de las superficies de los frenos aerodinámicos.</li> <li>b. No se observen obstáculos que puedan interferir con el movimiento correcto de las superficies de control de vuelo, el bastón de mando y las superficies de los frenos aerodinámicos.</li> </ol> <p>La fuente de alimentación hidráulica debe ser activada manualmente a través de su panel de control (Fig. 3.11 Capítulo III).</p> <p>Para activar la fuente de alimentación hidráulica por medio de su panel de control, deben ejecutarse las siguientes acciones:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>a. Conmutador principal de corriente en “1” (ON).</li> </ol> <p style="text-align: center;"><b>Precaución</b></p> <p>No pulse ambos conmutadores START al mismo tiempo.</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>b. Pulse START 1 o START 2 para encender el sistema hidráulico 1 o 2, respectivamente.</li> </ol>			

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>		Página.: 3/9
	<b>Operación del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:
<p>c. Compruebe que la lámpara HYD PUMP (verde) correspondiente esté iluminada y que todas las lámparas rojas estén apagadas.</p> <p>d. Encienda el segundo sistema, solamente después que el primero esté operando normalmente.</p> <p>e. Compruebe que las dos lámparas verdes HYD PUMP estén iluminadas, y que ninguna de las lámparas rojas estén iluminadas. También verifique que no haya pérdidas de aceite.</p> <p>f. Si se enciende alguna de las lámparas rojas, presione el botón pulsador EMERG para apagar el sistema hidráulico.</p> <p style="text-align: center;"><b>Precaución</b></p> <p>No vuelva a encender el sistema hidráulico hasta haber tomado la acción correctiva necesaria para solucionar el problema.</p>			

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>		Página.: 4/9
	<b>Operación del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:

## 5. Encendido del panel de potencia eléctrico

El panel de potencia eléctrico debe ser activado manualmente a través de su panel de control que se encuentra cerca del simulador de vuelo.

Para activar el panel de potencia eléctrico, deben ejecutarse las siguientes acciones:

- a. Se deben verificar que todos los interruptores estén en la posición OFF de la caja de brakes, esto evitara que la corriente pase de forma precipitada y provoque daños.
- b. Se debe colocar en posición ON el brake de la planta de poder.
- c. Por medio de los controles tipo perilla giratoria se debe proceder a regular el amperaje que debe situarse en 28A (por medio de las dos perillas), y para el voltaje debe oscilar entre 5V (se puede girar hasta el tope las dos perillas para el voltaje ya que estas no influenciarian en la marcación de voltaje).
- d. Después de regular el amperaje y el voltaje se debe proceder a colocar los brakes de la caja de brakes en posición ON.



**Fig. 4.1 Panel de potencia eléctrico**

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>		Página.: 5/9
	<b>Operación del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:

## 6. Procedimientos de Verificación

En los siguientes párrafos se describen los procedimientos de verificación que son utilizados en el simulador.

### 6.1 Verificación de la Cabina

- a. Compruebe los movimientos de los controles de vuelo, moviendo el bastón de mando y los pedales en todas las direcciones.
- b. Active los frenos aerodinámicos, pulsando momentáneamente el conmutador de control de los frenos aerodinámicos ubicado en la palanca del acelerador del motor ubicada en la parte izquierda de la cabina.
- c. Pulse continuamente el conmutador de los frenos aerodinámicos, y asegúrese que los frenos aerodinámicos estén abiertos.
- d. Cierre los frenos aerodinámicos, utilizando el conmutador de control de los frenos aerodinámicos.
- c. Deje los frenos aerodinámicos cerrados.

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>		Página.: 6/9
	<b>Operación del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:
<p style="text-align: center;"><b>6.2 Verificación de Cabeceo</b></p> <p>Con el bastón de mando asegúrese de lo siguiente:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) Al mover hacia adelante, el bastón de mando se moverá hacia adelante, y las superficies de los controles de vuelo descenderán.</li> <li>2) Al mover hacia atrás, el bastón de mando se moverá hacia atrás, y las superficies de los controles de vuelo ascenderán.</li> </ol> <p style="text-align: center;"><b>6.3 Verificación de Balanceo</b></p> <p>Con el bastón de mando asegúrese de lo siguiente:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) Al mover hacia la derecha, el bastón de mando se moverá hacia la derecha, y las superficies de control de vuelo del ala izquierda descenderán.</li> <li>d. Al mover hacia la izquierda, el bastón de mando se moverá hacia la izquierda, y las superficies de control de vuelo del ala izquierda ascenderán.</li> </ol> <p style="text-align: center;"><b>6.4 Verificación de Guiñada</b></p> <p>Presione lo pedales y asegúrese de lo siguiente:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1) Al presionar, el pedal derecho se moverá hacia adelante y la superficie del timón de dirección se moverá hacia la derecha.</li> <li>2) Al presionar, el pedal izquierdo se moverá hacia adelante y la superficie del timón de dirección se moverá hacia la izquierda.</li> </ol>			

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>		Página.: 7/9
	<b>Operación del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:
<p><b>7. Apagado del Simulador</b></p> <p>Cierre el grifo de la fuente de alimentación hidráulica.</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>a. Pulse OFF en el panel del motor tanto para HYD – 1 como para HYD – 2.</li> <li>b. Compruebe que todas las luces de la fuente de alimentación hidráulica se encuentran apagadas.</li> <li>c. En el panel de poder eléctrico igualmente que en el encendido se debe proceder a apagar los brakes a la posición OFF de la caja de brakes para luego poner en cero el amperaje y el voltaje, y finalmente colocar en posición OFF el brake del panel de poder eléctrico.</li> <li>e. Opere durante algún tiempo los frenos aerodinámicos y el bastón de mando para eliminar las presiones remanentes en el sistema.</li> </ol>			

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>		Página.: 8/9
	<b>Operación del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:
<p><b>8. Operación de Emergencia</b></p> <p><b>8.1 Apagado de Emergencia</b></p> <p>A pesar del hecho que el simulador no es un sistema de vuelo real, y que no hay peligro para el alumno, pueden presentarse muchas causas posibles que pueden causar daños severos al equipo e inclusive causar perjuicios personales.</p> <p>Para disminuir al mínimo la posibilidad de daños al sistema y el riesgo de daños personales originados por electricidad, en el panel de control (Fig. 3.11) se encuentra instalado un botón de apagado de emergencia EMERG que debe ser pulsado al presentarse cualquier falla en el simulador para evitar daños ya sea al simulador o al usuario.</p> <p>No toda falla mecánica o eléctrica necesita de la operación de emergencia. En todo caso el instructor debe contactar al personal de mantenimiento para determinarse, de ser posible, la causa inmediata de la falla. Si la falla fue causada por un simple desperfecto del equipo, el entrenamiento puede continuar. Si la falla puede originar daños personales o al equipo, el personal de mantenimiento debe informar inmediatamente al instructor, y luego debe apagar el simulador para efectuar las reparaciones necesarias.</p>			

	<b>MANUAL DE OPERACIÓN</b>		Página.: 9/9
	<b>Operación del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:
<p>Pueden existir casos en los que una persona resulte lastimada, al operar el simulador debido a que se encontraba cerca de los controles de vuelo sin respetar las líneas de seguridad, por lo que se debe proceder de forma calmada y actuar de inmediato. En estas instancias el instructor, o cualquier otra persona deben acercarse al panel de control para activar el botón de emergencia y así detener el equipo.</p> <p>Cualquiera que sea la falla se debe recordar que el simulador no debe ser encendido nuevamente hasta que el personal de mantenimiento o hasta el propio instructor haya localizado la falla y la haya reparado.</p> <p>Cabe resaltar que una vez oprimido el botón de parada de emergencia, debe observarse el procedimiento normal de encendido del sistema para volver a poner en marcha el simulador.</p>			

## 4.6 MANUAL DE MANTENIMIENTO

	<b>MANUAL DE MANTENIMIENTO</b>		Página.: 1/2
	<b>Mantenimiento del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:
<p><b>1. Objetivo General</b></p> <p>Proporcionar al operador del Simulador de Vuelo del avión Kfir, la información adecuada para procedimientos de operación del sistema.</p> <p><b>2. Alcance</b></p> <p>La elaboración del manual de operación y mantenimiento, nos permite comprender y poner en marcha el funcionamiento adecuado de los sistemas.</p> <p><b>3. Procedimientos de operación</b></p> <p>El mantenimiento se da para la conservación y preservación normales del equipo como consecuencias del trato, uso, desgaste y deterioración causadas por los elementos y que se espera que sucedan de tiempo en tiempo.</p> <p>El mantenimiento que se debe realizar al simulador es un chequeo visual, en el cual se debe verificar que no existan fugas en cañerías, mangueras hidráulicas, luego se debe verificar todos los componentes del simulador visualmente que no se encuentren obstruidos con objetos ya que estos evitaran el movimiento de los controles de vuelo.</p> <p>Ya que el simulador se encuentra como una guía de visualización del movimiento de los controles de vuelo y de partes hidráulicas se debe tomar en cuenta para un mantenimiento preventivo se realizara una limpieza periódica de todos sus partes para retirar el polvo acumulado.</p>			

	<b>MANUAL DE MANTENIMIENTO</b>		Página.: 2/2
	<b>Mantenimiento del Simulador de Vuelo del Avión Kfir</b>		Código:
	Elaborado por: Luis Javier Zuñiga C.		Revisión N°: 1
	Aprobado por: Sub. P. F. Lima	Fecha:	Fecha:
<p>En cuanto a mantenimiento de partes hidráulicas se debe tomar en cuenta las siguientes recomendaciones:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Se debe comprobar que el aceite hidráulico este en perfectas condiciones esto ayuda en gran medida a la conservación de todos los elementos de una instalación hidráulica.</li> <li>▪ En cuanto a cilindros se debe limpiar la suciedad del vástago, usando trapos en zonas de polvo o alta suciedad.</li> <li>▪ Se deben comprobar el apriete de los conectores hidráulicos del cilindro para evitar fugas.</li> <li>▪ Se debe comprobar la presión de funcionamiento del circuito hidráulico para evitar sobrepresiones.</li> <li>▪ Lubricar con aceite hidráulico limpio, las juntas, conectores y racores antes de usarlos.</li> <li>▪ Se debe hacer un chequeo de cañerías para comprobar que no existan fugas en caso de existirlas se debe apagar el sistema y proceder a cambiar la parte afectada.</li> </ul>			

#### 4.7 REGISTRO DE MANTENIMIENTO

	<h3>REGISTRO DE MANTENIMIENTO</h3>	Registro N°:  Página: 1/
---	------------------------------------	--------------------------------

N°	Fecha Inicio	Fecha Finalización	Trabajo Realizado	Material y/o Repuesto Utilizado	Responsable	Observaciones

\_\_\_\_\_  
Jefe de Taller



## REGISTRO DE MANTENIMIENTO

Registro N°:

Página: 1/

N°	Fecha Inicio	Fecha Finalización	Trabajo Realizado	Material y/o Repuesto Utilizado	Responsable	Observaciones

---

Jefe de Taller

#### 4.8 REGISTRO DE OPERACIÓN

	<b>REGISTRO DE OPERACIÓN</b>	Registro N°: Página: 1/
---	------------------------------	----------------------------

Fecha	Motivo	Operaciones Realizadas	Horas de Funcionamiento	Novedades/Observaciones

\_\_\_\_\_

Responsable



## REGISTRO DE OPERACIÓN

Registro N°:

Página: 1/

Fecha	Motivo	Operaciones Realizadas	Horas de Funcionamiento	Novedades/Observaciones

---

Responsable

## **CAPÍTULO V**

### **ESTUDIO ECONÓMICO**

En este capítulo se realizará un análisis económico sobre los recursos que se usaron para la implementación de un Manual de Mantenimiento y Operación para el Simulador de Vuelo del Avión KFIR – C2 que se encuentra en el bloque 42 del ITSA.

#### **5.1 PRESUPUESTO**

En el presupuesto presentado ha continuación se han estipulado los gastos incurridos durante el proceso de elaboración del Manual de Operación para el Simulador de Vuelo del avión Kfir.

#### **5.2 ESTUDIO ECONÓMICO**

Para la implementación del Manual de Mantenimiento y Operación del Simulador de Vuelo del Avión KFIR, se tomaran en cuenta los siguientes rubros.

- Materiales
- Mano de Obra
- Gastos Varios

### **5.3 MATERIALES**

En lo que se refiere a gastos realizados en materiales usados para la implementación del Manual de Operación y Mantenimiento para el Simulador de Vuelo del avión KFIR, se detalla en la tabla 5.1.

Todos estos gastos incurridos en materiales se presentaron después de hacerle un chequeo al equipo el cual presento varias deficiencias, pero según se iba progresando en el mantenimiento iban surgiendo nuevos problemas que se debió ir solucionando. Todo lo expuesto a continuación es un estimado de los materiales usados.

### **5.4 MANO DE OBRA**

La mano de obra utilizada fue para la habilitación de la planta de poder del simulador de vuelo que se estima por un valor de USD. 120.

### **5.5 GASTOS VARIOS**

Dentro de los gastos varios se han tratado de incluir todos los materiales extras incurridos fuera de los materiales detallados anteriormente, al igual que las impresiones, aunque no se van ha incluir viáticos y otros gastos.

**TABLA: 5.1 PRESUPUESTO PARA EL MANUAL DE MANTENIMIENTO DE EL  
SIMULADOR DE VUELO DEL AVIÓN KFIR**

PRESUPUESTO				
DETALLE	UNIDAD	CANTIDAD	VALOR \$	TOTAL
Materiales				
Manguera hidráulica de alta presión N° 6	Metros	3	22.50	67.50
Manguera hidráulica de alta presión N° 4	Metros	3	15.50	46.50
Cable eléctrico polarizado N° 16	Metros	40	1.50	60
Reguladores de voltaje (Fuente 40A)	Unidad	4	8	32
Diodo de respuesta rápida (protección)	Unidad	1	4	4
Abrazaderas plásticas	Unidad	30	0.05	1.50
Terminales	Unidad	8	0.10	0.80
Condensadores de 1000µF (100V)	Unidad	2	10	20
Contactcleaner	Unidad	1	8	8
Tubo de silicona	Unidad	1	2	2
Resistencia de potencia	Unidad	2	10	10
Pintura en color azul	Litros	3	2.50	7.50
Pintura en color rojo (spray)	Unidad	4	2	8
Pintura en color verde (spray)	Unidad	4	2	8
Pintura amarilla	Litros	1	2.50	2.50
Diluyentes	Litros	3	1	3
Masking 1"	Rollos	1	2.30	2.30
Guaype	Libras	4	1	4
Lija N° 180	Pedazos	10	1	10
Periódico	Libras	4	0.30	1.20
Papel crac	Metro	1	5	5
Líquido hidráulico	Galones	10	28.7	287
Gastos varios				50
<b>TOTAL</b>				<b>655.8</b>

# CAPÍTULO VI

## CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

### 6.1 CONCLUSIONES

- Se realizó la verificación y se recopiló la información de los sistemas del simulador de vuelo del avión Kfir.
- La realización de este proyecto permitió dar una estructura menos compleja del manejo y ubicación por medio de tablas y de gráficos que ubican de forma más rápida las partes que componen el simulador lo que permite al estudiante una administración más rápida y adecuada del manual.
- Se desarrolló destrezas y se llegó al conocimiento para la manipulación de datos de la operación de los sistemas del avión a través del simulador, concluyendo así la elaboración de un manual técnico de operación del avión Kfir.
- El nuevo cableado eléctrico instalado directamente del panel de potencia eléctrica hacia el simulador, suple las conexiones a la fuente del instructor que se encuentra en mal estado, por lo tanto la alimentación eléctrica será directa hacia los instrumentos de la cabina de vuelo y todo lo que requiera alimentación eléctrica de fuente de poder.

## 6.2 RECOMENDACIONES

- Una recomendación muy fundamental es seguir las instrucciones de uso, y sobre todo tener muy presente las advertencias que se exponen en este manual que solo busca mantener la seguridad del usuario, ya que no solo por ser un simulador que no implica realizar un vuelo real, no está exento de peligros especialmente en el manejo de la planta de poder hidráulica.
- Se recomienda un mantenimiento periódico para evitar el rápido deterioro de las partes del simulador así también se recomienda una limpieza para evitar que el polvo se acumule y así evitar el mal funcionamiento de este.
- Después de encender el simulador se debe realizar un chequeo visual con el instructor desde la fuente de alimentación hidráulica siguiendo la ruta de las cañerías hasta el simulador para observar que no existan fugas de líquido hidráulico.
- No es aconsejable mantenerse cerca de los controles de vuelo cuando el simulador se encuentre operando ya que pueden provocar daños personales o daños al equipo.
- Recuerde que la seguridad de todo el personal no es un juego, por lo que debe ser un compromiso de todos los presentes que se encuentren operando el simulador.

## BIBLIOGRAFÍA

1. **IAI, Industrias Aeronáuticas de Israel.** (Septiembre de 1989). Manual de vuelo del avión Kfir C2, Modificación 3.
2. **IAI, Industrias Aeronáuticas de Israel.** (Octubre 1987). Manual Técnico y de Mantenimiento del avión Kfir C2.
3. **IAI, Industrias Aeronáuticas de Israel.** (Octubre 1987). Desglose de piezas ilustradas.
4. **Oñate, Antonio Esteban.** (2003). Conocimientos del Avión. Cuarta Edición. España: Thomson-Paraninfo.
5. [http://www.Aeronautica%20-%20Monografias\\_com.htm](http://www.Aeronautica%20-%20Monografias_com.htm)
6. <http://www.cienciasmilitares-5-aeronauticamilitar.html>
7. <http://www.porquevuelanlosaviones.html>

**ANEXOS**

## ANEXOS

### Fuente de alimentación hidráulica antes de ser pintada

#### Fachada izquierda



#### Fachada derecha



## Fuente de alimentación en la etapa de pintado

### Fachada derecha



### Fachada frontal



## Fuente de alimentación pintada



## Proceso de cambio de las mangueras hidráulicas (parte posterior del fuselaje)



## HOJA DE VIDA

**APELLIDOS:** ZUÑIGA CUVI

**NOMBRES:** LUIS JAVIER

**ESTADO CIVIL:** SOLTERO

**NACIONALIDAD:** ECUATORIANO

**DOMICILIO:** CALLE LOJA Y CAÑAR

**CIUDAD:** PUYO

**PROVINCIA:** PASTAZA

**TIPO DE SANGRE:** ORH+

**ESTUDIOS PRIMARIOS:** ESCUELA ENRIQUE VACAS GALINDO

**ESTUDIOS SECUNDARIOS:** INSTITUTO TÉCNICO SUPERIOR SAN VICENTE  
FERRER

**ESTUDIOS SUPERIORES:** INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR  
AERONÁUTICO

# HOJA DE LEGALIZACIÓN DE FIRMAS

ELABORADO POR

-----  
ZUÑIGA CUVI LUIS JAVIER

DIRECTOR DE LA ESCUELA DE MECÁNICA AERONÁUTICA

-----  
ING. TRUJILLO GUILLERMO

Lugar y Fecha: