



**Inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers, mediante información técnica aplicable al sistema principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE**

Cofre Andrango, Alex Jordán

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica

Monografía, previa a la obtención del título de Tecnólogo Superior en Mecánica Aeronáutica

Tlgo. Arellano Reyes, Milton Andrés

13 de agosto del 2023

Latacunga

## Reporte de verificación de contenido



### 1. Trabajo Cofre - Antiplagio.docx

#### Scan details

Scan time: August 14th, 2023 at 15:18 UTC      Total Pages: 47      Total Words: 11663

#### Plagiarism Detection

Types of plagiarism	Words
Identical	2.5% 295
Minor Changes	3% 351
Paraphrased	1.5% 171
Omitted Words	0% 0

7%

#### AI Content Detection

N/A

Text coverage  
 AI text  
 Human text

#### 🔍 Plagiarism Results: (29)

🌐 **Tanques Hidráulicos Y Reservorios En Aeronaves - T...** 0.9%

<https://www.buenastareas.com/ensayos/tanques-hidr%C3%Aa...>

...

🌐 **Aviación : Líneas de Fluidos (Tuberías) - Lines an...** 0.8%

<https://www.aprendamos-aviacion.com/2021/12/aviacion-lin...>

Inicio Atas Atas y Sub atas Diccionario Diccionario Aeronáutico Ar...

🌐 **Tipos de filtros hidráulicos | Bultz** 0.8%

<https://www.bultz.eu/tipos-de-filtros-hidraulicos/>

+34 943 21 70 00 contacts@bulz.es ...

Tigo. Arellano Reyes, Milton Andrés  
C.C.: 1723064513



**Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica**  
**Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica**

**Certificación**

Certifico que la monografía: **“Inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers, mediante información técnica aplicable al sistema principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE”** fue realizada por el señor **Cofre Andrango, Alex Jordan**, la misma que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, además fue revisada y analizada en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se la sustente públicamente.

Latacunga, 13 de agosto del 2023

.....  
**Tlgo. Arellano Reyes, Milton Andrés**

C.C.: 1723064513



**Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica**  
**Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica**

**Responsabilidad de Autoría**

Yo, **Cofre Andrango, Alex Jordan**, con cédula de ciudadanía N° 0550664213, declaro que el contenido, ideas y criterios de la monografía: **“Inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers, mediante información técnica aplicable al sistema principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE”** es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Latacunga, 13 de agosto del 2023

.....  
**Cofre Andrango, Alex Jordan**

C.C.: 0550664213



**Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica**  
**Carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica**

**Autorización de Publicación**

Yo, **Cofre Andrango, Alex Jordan**, con cédula de ciudadanía N° 0550664213, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar la monografía: **“Inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers, mediante información técnica aplicable al sistema principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE”** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Latacunga, 13 de agosto del 2023

.....  
**Cofre Andrango, Alex Jordan**

C.C.: 0550664213

## **Dedicatoria**

El presente trabajo investigativo lo dedico principalmente a Dios, por lo más importante que es la salud, inspiración y fuerza que me ha brindado para seguir adelante y obtener uno de los anhelos más deseados en una etapa tan importante de mi vida.

A mis Padres Andrés Cofre y Olga Andrango y mis hermanos por su amor, trabajo y sacrificio en todo el transcurso de mi carrera quienes siempre han sido incondicionales conmigo y que gracias a sus consejos hemos logrado llegar hasta aquí y convertirnos en lo que somos, enmarcado en todo momento por el ejemplo que de ellos he recibido tratando de ser siempre su orgullo.

A mi Abuelo Antonio Andrango, gracias por no solo ayudarme de gran manera a concluir el desarrollo de esta tesis, sino por todos los consejos brindados durante este proceso.

**Cofre Andrango, Alex Jordan**

## **Agradecimiento**

Al concluir una etapa maravillosa de mi vida, quiero extender un profundo agradecimiento primeramente, a Dios por haberme otorgado una familia maravillosa y a quienes hicieron posible este sueño, aquellos que junto a mi caminaron en todo momento y siempre fueron mi inspiración, apoyo y fortaleza.

Mediante este proyecto también presento mi más sincero agradecimiento a los docentes de la carrera que con su capacidad y experiencia me supieron guiar.

A todos mis compañeros que compartí momentos maravillosos y que siempre me dieron ánimos para seguir en este proceso de formación.

**Cofre Andrango, Alex Jordan**

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

Carátula .....	1
Reporte de verificación de contenido.....	2
Certificación .....	3
Responsabilidad de Autoría.....	4
Autorización de Publicación .....	5
Dedicatoria .....	6
Agradecimiento.....	7
Índice de contenidos .....	8
Índice de figuras .....	12
Índice de tablas .....	15
Resumen.....	16
Abstract .....	17
Capítulo I: Planteamiento del problema .....	18
Antecedentes .....	18
Planteamiento del problema.....	19
Justificación e importancia .....	20
Objetivos.....	21
<i>Objetivo general</i> .....	21
<i>Objetivos específicos</i> .....	21
Alcance .....	21
Capítulo II: Marco teórico .....	23
Sistemas hidráulicos .....	23
Componentes de un sistema hidráulico.....	23
Reservorio .....	25



Fluidos hidráulicos .....	25
MILH 5606 .....	28
<i>Características y propiedades</i> .....	29
Bombas.....	30
<i>Bombas de engranajes</i> .....	30
<i>Bombas de pistón de desplazamiento fijo</i> .....	31
<i>Bombas de pistón de desplazamiento variable</i> .....	32
Válvulas .....	33
<i>Válvulas de control</i> .....	33
<i>Válvula de alivio de presión</i> .....	34
<i>Válvula selectora</i> .....	35
Filtros.....	35
Cañerías.....	37
Actuadores hidráulicos .....	38
Manómetros de presión hidráulica .....	39
Sistema hidráulico de la Aeronave Hawker Siddeley HS 125 .....	40
<i>Indicación</i> .....	40
Almacenamiento del fluido.....	41
Funcionamiento del sistema .....	41
Acumuladores .....	42
Ubicación de los componentes.....	44
Sistema hidráulico auxiliar .....	46
Sistema de controles de vuelo.....	49
Controles primarios .....	49
Controles secundarios .....	49

	10
<b>Cables de control .....</b>	<b>50</b>
<b>Alerones.....</b>	<b>50</b>
<b>Rudder .....</b>	<b>53</b>
<b>Funcionamiento del rudder .....</b>	<b>57</b>
<b>Trim del rudder.....</b>	<b>58</b>
<b>Elevadores.....</b>	<b>60</b>
<b>Trim del elevador .....</b>	<b>61</b>
<b>Flaps .....</b>	<b>63</b>
<b>Palanca selectora de flaps .....</b>	<b>66</b>
<b>Mecanismo de freno de la unidad de control de los flaps.....</b>	<b>68</b>
<b>Spoilers.....</b>	<b>68</b>
<b>Actuadores de los spoilers.....</b>	<b>70</b>
<b>Capítulo III: Desarrollo del tema.....</b>	<b>73</b>
<b>Descripción general.....</b>	<b>73</b>
<b>Banco hidráulico.....</b>	<b>73</b>
<i>Sistema A - banco hidráulico.....</i>	<i>74</i>
<i>Sistema B - banco hidráulico.....</i>	<i>75</i>
<i>Sistema C - banco hidráulico.....</i>	<i>76</i>
<b>Estructura del banco hidráulico.....</b>	<b>77</b>
<b>Instalación de componentes .....</b>	<b>79</b>
<b>Instalación del motor y bomba.....</b>	<b>80</b>
<b>Instalación del reservorio.....</b>	<b>80</b>
<b>Instalación de válvulas .....</b>	<b>81</b>
<b>Instalación de filtros .....</b>	<b>84</b>
<b>Instalación del manómetro.....</b>	<b>85</b>

	11
<b>Instalación de cañerías y acoples.....</b>	<b>86</b>
<b>Remoción de actuador del spoiler.....</b>	<b>87</b>
<b>Prueba del actuador en el banco hidráulico.....</b>	<b>89</b>
<b>Instalación del actuador del spoiler.....</b>	<b>90</b>
<b>Capítulo IV: Conclusiones y recomendaciones.....</b>	<b>92</b>
<b>Conclusiones.....</b>	<b>92</b>
<b>Recomendaciones.....</b>	<b>93</b>
<b>Glosario.....</b>	<b>94</b>
<b>Bibliografía.....</b>	<b>96</b>
<b>Anexos.....</b>	<b>98</b>

## ÍNDICE DE FIGURAS

<b>Figura 1</b> Sistema hidráulico de una aeronave .....	24
<b>Figura 2</b> Fluidos hidráulicos utilizados en aviación .....	26
<b>Figura 3</b> Fluido hidráulico MILH - 5606.....	28
<b>Figura 4</b> Bomba de engranajes .....	31
<b>Figura 5</b> Bomba de pistones de desplazamiento fijo.....	31
<b>Figura 6</b> Bomba de pistones de desplazamiento variable.....	32
<b>Figura 7</b> Válvula de control.....	33
<b>Figura 8</b> Válvula de alivio de presión.....	34
<b>Figura 9</b> Válvula selectora.....	35
<b>Figura 10</b> Filtros .....	36
<b>Figura 11</b> Cañerías .....	37
<b>Figura 12</b> Cañerías .....	38
<b>Figura 13</b> Manómetros .....	39
<b>Figura 14</b> Diagrama del sistema hidráulico de la aeronave Hawker .....	43
<b>Figura 15</b> Ubicación de componentes del sistema principal .....	44
<b>Figura 16</b> Ubicación de componentes del sistema auxiliar .....	46
<b>Figura 17</b> Esquema funcional del sistema auxiliar.....	47
<b>Figura 18</b> Operación del sistema auxiliar.....	48
<b>Figura 19</b> Sistema de alerones.....	51
<b>Figura 20</b> Cables y poleas del sistema de alerones .....	52
<b>Figura 21</b> Servos del sistema de alerones.....	53
<b>Figura 22</b> Sistema de Rudder.....	54
<b>Figura 23</b> Pedales del Rudder.....	55

	13
<b>Figura 24</b> Funcionamiento del Rudder .....	57
<b>Figura 25</b> Trim del Rudder .....	58
<b>Figura 26</b> Rotación del trim del Rudder .....	59
<b>Figura 27</b> Sistema de elevadores.....	60
<b>Figura 28</b> Trim de los elevadores .....	62
<b>Figura 29</b> Funcionamiento de los trim de los elevadores.....	63
<b>Figura 30</b> Funcionamiento de los Flaps.....	65
<b>Figura 31</b> Palanca de los Flaps.....	67
<b>Figura 32</b> Palanca de los Flaps .....	69
<b>Figura 33</b> Sistema de spoilers.....	71
<b>Figura 34</b> Sistema A.....	74
<b>Figura 35</b> Sistema B.....	75
<b>Figura 36</b> Sistema C.....	76
<b>Figura 37</b> Estructura del banco hidráulico .....	77
<b>Figura 38</b> Proceso de suelda de la estructura del banco hidráulico.....	78
<b>Figura 39</b> Estructura terminada.....	78
<b>Figura 40</b> Estructura y ubicación de componentes.....	79
<b>Figura 41</b> Instalación del motor y bomba .....	80
<b>Figura 42</b> Instalación del reservorio .....	81
<b>Figura 43</b> Válvula direccional 4/3.....	81
<b>Figura 44</b> Válvula direccional 4/2 por solenoide.....	82
<b>Figura 45</b> Válvula direccional 4/3 por solenoide.....	83
<b>Figura 46</b> Filtros del sistema.....	84
<b>Figura 47</b> Manómetros del sistema.....	85
<b>Figura 48</b> Instalación de cañerías y acoples.....	86

<b>Figura 49</b> Instalación del sistema eléctrico .....	86
<b>Figura 50</b> Resultado final .....	87
<b>Figura 51</b> Actuador de los spoilers .....	88
<b>Figura 52</b> Remoción del actuador.....	89
<b>Figura 53</b> Pruebas del actuador .....	90
<b>Figura 54</b> Instalación del actuador.....	91

**ÍNDICE DE TABLAS**

<b>Tabla 1</b> <i>Datos del sistema hidráulico de la aeronave Hawker</i> .....	45
<b>Tabla 2</b> <i>Datos de las válvulas del sistema hidráulico</i> .....	45

## Resumen

La inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers en la aeronave Hawker Siddeley HS 125 es una tarea esencial en el mantenimiento de esta aeronave para asegurar la operación segura y eficiente del sistema de spoilers. Los spoilers son superficies móviles en las alas que ayudan a reducir la sustentación durante el aterrizaje y también pueden utilizarse para controlar la aeronave en vuelo. Durante la inspección de 500 horas, se realiza una revisión exhaustiva del actuador de los spoilers, que es el componente responsable de mover las superficies de control. Se desmontará el actuador del sistema de spoilers y se realiza una revisión visual detallada. Se buscará cualquier signo de daño, corrosión, desgaste excesivo o deformación en las partes del actuador. Se verificará el estado de los sellos y juntas que protegen el actuador contra la entrada de suciedad, agua o contaminantes. Si hay daños o deterioro, se reemplazará para evitar problemas futuros. Se asegurará que el actuador esté correctamente lubricado. La lubricación adecuada es crucial para un funcionamiento suave y para prevenir la fricción excesiva, que podría llevar al desgaste prematuro de las partes móviles. Por último, se llevará a cabo pruebas funcionales por medio de un banco hidráulico, para asegurar que el actuador funcione correctamente. Se verificará que el movimiento sea suave y que no exista fugas en el mecanismo.

*Palabras clave:* Inspección de 500 horas, spoilers, banco hidráulico, Hawker Siddeley HS 400.



### **Abstract**

The 500-hour inspection of the spoiler drive actuator on the Hawker Siddeley HS 125 aircraft is an essential task in the maintenance of this aircraft to ensure the safe and efficient operation of the spoiler system. Spoilers are movable surfaces on the wings that help reduce lift during landing and can also be used to control the aircraft in flight. During the 500-hour inspection, a thorough check of the spoiler actuator, which is the component responsible for moving the control surfaces, is performed. The spoiler system actuator will be disassembled and a detailed visual check is performed. Look for any signs of damage, corrosion, excessive wear or deformation on the actuator parts. The condition of the seals and gaskets that protect the actuator against the ingress of dirt, water or contaminants shall be checked. If damaged or deteriorated, they should be replaced to avoid future problems. Ensure that the actuator is properly lubricated. Proper lubrication is crucial for smooth operation and to prevent excessive friction, which could lead to premature wear of moving parts. Finally, functional tests will be conducted using a hydraulic bench to ensure that the actuator is functioning properly. It will be verified that the movement is smooth and that there are no leaks in the mechanism.

*Key words:* 500-hour inspection, spoilers, hydraulic bench, Hawker Siddeley HS 400.

## Capítulo I

### Planteamiento del problema

#### Antecedentes

Con más de 90 años la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE se ha distinguido por aportar soluciones prácticas a las necesidades y preocupaciones de la sociedad, contribuyendo a la generación de nuevos conocimientos, y de esta manera ser reconocida como un referente a nivel nacional e internacional. Es una institución de educación superior que cuenta con una amplia experiencia en la formación de profesionales en el campo de la mecánica aeronáutica. Esta carrera se enfoca en la formación de técnicos especializados en el mantenimiento de aeronaves y sus sistemas.

Dentro de la flota de aeronaves escuela de la universidad, se encuentra el Hawker Siddeley HS 125, una aeronave con una larga trayectoria en la industria aeronáutica y que ha sido ampliamente utilizada en el ámbito militar y civil. Debido a la importancia de esta aeronave para la formación de los estudiantes de la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica, es fundamental garantizar que sus sistemas se mantengan en óptimas condiciones de funcionamiento.

Uno de los sistemas más críticos de la Hawker Siddeley HS 125 es el sistema hidráulico principal. Este sistema es responsable de la transmisión de energía hidráulica a los diferentes componentes de la aeronave, como los frenos, los trenes de aterrizaje y los flaps. Es esencial que los componentes del sistema hidráulico se encuentren en perfecto estado para garantizar la seguridad de la aeronave. Por tanto, resulta necesario llevar a cabo una inspección y chequeo detallado del actuador de accionamiento de los spoilers para garantizar su correcto funcionamiento y prolongar la vida útil de la aeronave.

## **Planteamiento del problema**

El problema que se presenta en la inspección y chequeo de los componentes del sistema hidráulico principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, se origina en la falta de mantenimiento preventivo adecuado que se le ha dado al sistema hidráulico de la aeronave. La falta de una adecuada planificación y ejecución de las inspecciones y chequeos necesarios para garantizar el correcto funcionamiento de los componentes del sistema hidráulico, puede ocasionar fallos en los sistemas críticos de la aeronave.

Una de las causas que puede generar un incorrecto mantenimiento de los componentes del sistema hidráulico principal del avión, puede ser la falta de conocimiento y capacitación de los técnicos encargados del mantenimiento de la aeronave. También puede deberse a la falta de herramientas y equipos necesarios para realizar las inspecciones y chequeos de manera adecuada, lo que puede llevar a errores en el diagnóstico y a la toma de decisiones inadecuadas en cuanto a la reparación de los componentes del sistema hidráulico.

El efecto de realizar un correcto mantenimiento a los componentes del sistema hidráulico principal, principalmente al actuador de accionamiento de los spoilers del avión, mediante la aplicación de los procedimientos indicados en la documentación técnica y gracias a herramientas y equipos necesarios para realizar las inspecciones y chequeos, será la reducción de las probabilidades de fallas del sistema hidráulico y la garantía de su correcto funcionamiento, lo que, a su vez, mejorará la seguridad y la confiabilidad de la aeronave.

Además, un correcto mantenimiento también puede mejorar la vida útil de los componentes, reducir los costos de reparación y minimizar los tiempos de inactividad de la aeronave, lo que se traduce en un mayor rendimiento y productividad en el ámbito aeronáutico.

### **Justificación e importancia**

La realización del mantenimiento al sistema hidráulico principal de la aeronave escuela Hawker Siddeley HS 125 traerá consigo beneficios significativos en términos de seguridad y confiabilidad. La aplicación de los procedimientos indicados en la documentación técnica y el uso de herramientas y equipos necesarios para realizar la inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers, permitirán garantizar el correcto funcionamiento del sistema hidráulico, reducir las probabilidades de fallos en los sistemas críticos de la aeronave y, en consecuencia, mejorar la seguridad.

Los beneficiarios de este proyecto serán la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica, docentes y estudiantes de la carrera. La universidad podrá garantizar la seguridad y confiabilidad de la aeronave y, por ende, de las personas que la utilizan. Los estudiantes y docentes de la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica, podrán aprender y aplicar en la práctica los conocimientos adquiridos en el aula, lo que les permitirá desarrollar habilidades y destrezas necesarias en el ámbito aeronáutico.

El proyecto es factible ya que se cuenta con la documentación técnica necesaria, personal capacitado, herramientas y equipos de apoyo necesarios para dar el mantenimiento a la válvula de control de frenado del sistema hidráulico principal de la aeronave. Además, la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE dispone de los recursos necesarios para el proyecto y se cuenta con el tiempo necesario para la ejecución del mismo. Por ende, la realización de este proyecto no solo es importante para garantizar la seguridad de la aeronave, sino también para el desarrollo académico y profesional de los estudiantes y docentes de la carrera de Tecnología Superior en Mecánica Aeronáutica.

## **Objetivos**

### ***Objetivo general***

Realizar la inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers, mediante información técnica aplicable al sistema hidráulico principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

### ***Objetivos específicos***

- Recopilar información técnica e interpretar los procedimientos necesarios para la inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers del sistema hidráulico principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, con el fin de asegurar una inspección adecuada y precisa.
- Realizar una inspección visual general del sistema hidráulico principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, para detectar cualquier signo de fugas o daños en las líneas hidráulicas y conexiones, y garantizar que el sistema esté en buenas condiciones.
- Ejecutar la inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers del sistema hidráulico principal de acuerdo con los procedimientos establecidos en los manuales de la aeronave, con el objetivo de detectar cualquier anomalía en su funcionamiento y corregirla para asegurar su correcto funcionamiento.
- Realizar pruebas funcionales al actuador de accionamiento de los spoilers del sistema hidráulico principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, para verificar su funcionamiento dentro de los límites establecidos por el fabricante y asegurarse de que esté funcionando correctamente.

### **Alcance**

El alcance del proyecto será realizar la inspección de 500 horas del actuador de accionamiento de los spoilers del sistema hidráulico principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, perteneciente a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, utilizando la

información técnica aplicable, herramientas y equipos necesarios, para detectar posibles desgastes o daños en el componente y garantizar su correcto funcionamiento, cumpliendo con los requisitos de operación establecidos.

## **Capítulo II**

### **Marco teórico**

#### **Sistemas hidráulicos**

Los sistemas hidráulicos no son nuevos en la aviación. Los primeros aviones contaban con sistemas de frenos hidráulicos. A medida que las aeronaves se hicieron más sofisticadas, se desarrollaron nuevos sistemas con energía hidráulica (Aprendamos aviación, n.d.).

Los sistemas hidráulicos en las aeronaves proporcionan un medio para el funcionamiento de los componentes de la aeronave. El funcionamiento del tren de aterrizaje, los flaps, las superficies de control de vuelo y los frenos se realiza en gran medida con sistemas de energía hidráulica (Aprendamos aviación, n.d.).

Los sistemas hidráulicos realizan múltiples funciones en los aviones modernos. Estos incluyen maniobrar y accionar el tren de aterrizaje, los frenos y los alerones, y operar los controles de vuelo primarios y secundarios, los inversores de empuje y los spoilers (Kistler, n.d.).

Los sistemas hidráulicos, a menudo, tienen un impacto directo en la seguridad del vuelo: el tren de aterrizaje, por ejemplo, debe absorber las cargas de aterrizaje para garantizar un funcionamiento estable. Debido a que tantas funciones de la aeronave dependen críticamente de dispositivos hidráulicos como bombas, accionadores, superficies de control y válvulas, este equipo debe someterse a pruebas intensivas en tierra y en vuelo (Kistler, n.d.).

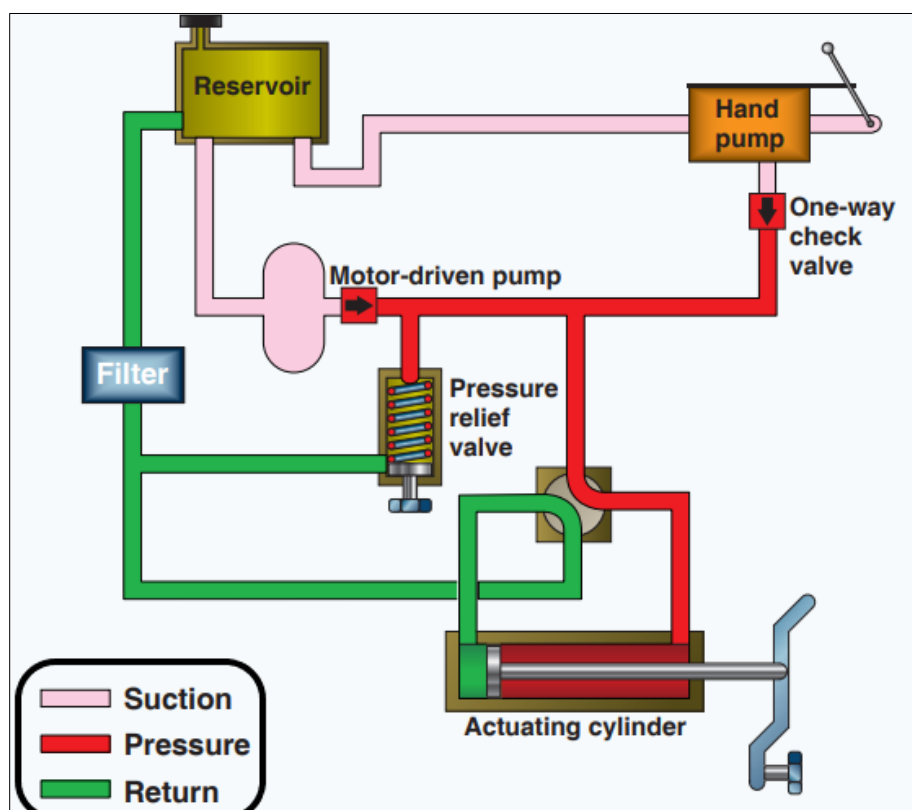
#### **Componentes de un sistema hidráulico**

Los sistemas hidráulicos constan básicamente, como hemos visto en los apartados anteriores, de dos grandes conjuntos denominados la potencia hidráulica y la unidad de actuación. La unidad de potencia hidráulica comprende los siguientes elementos del sistema hidráulico: el depósito, las bombas y las válvulas en sentido general, es decir, es la parte que

se encarga de la generación, distribución y control de la presión hidráulica. La unidad de actuación incluye los elementos que transmiten y transforman la energía hidráulica en mecánica para realizar el trabajo necesario (Studocu, n.d.).

**Figura 1**

*Sistema hidráulico de una aeronave*



*Nota.* Sistema hidráulico de una aeronave. Tomado de <https://www.aprendamos-aviacion.com>

En aviones grandes, el sistema hidráulico se utiliza para las superficies de control de vuelo, flaps, spoilers y otros sistemas. Un sistema hidráulico básico consiste en un depósito, bomba (ya sea impulsada a mano, eléctrica, o por el motor), un filtro para mantener el fluido limpio, válvula selectora para controlar la dirección del flujo, válvula de alivio para aliviar el exceso de presión, y un actuador (Pasión por volar, 2021).

El sistema hidráulico consiste en el fluido hidráulico más tres componentes mecánicos



principales. Esos componentes son el «generador de presión» o la bomba hidráulica, el «motor» accionado hidráulicamente que alimenta el componente en cuestión y el sistema «fontanería» que contiene y canaliza el fluido a través de la aeronave según sea necesario (Netudemy, 2018).

### **Reservorio**

Los tanques hidráulicos o depósitos de líquidos hidráulicos son los recipientes que almacenan el fluido de servicio de la aeronave (Buenas tareas, 2012).

Los reservorios hidráulicos no solo almacenan fluido al sistema, también funcionan como cámara de expansión a un punto en el cual el fluido puede limpiarse de cualquier acumulación de aire en su ciclo operacional. Los reservorios deben tener amplia capacidad para alojar todo el fluido que puede ser retornado al sistema con cualquier configuración de unidades hidráulicamente operadas. Impurezas recogidas en el sistema también pueden ser separadas del fluido en el reservorio o mientras fluye a través de los filtros (Buenas tareas, 2012).

Los reservorios hidráulicos no solo almacenan fluido al sistema, también funcionan como cámara de expansión a un punto en el cual el fluido puede limpiarse de cualquier acumulación de aire en su ciclo operacional. Los reservorios deben tener amplia capacidad para alojar todo el fluido que puede ser retornado al sistema con cualquier configuración de unidades hidráulicamente operadas. Impurezas recogidas en el sistema también pueden ser separadas del fluido en el reservorio o mientras fluye a través de los filtros (Monografías Plus, n.d.).

### **Fluidos hidráulicos**

El fluido es el medio a través del cual un sistema hidráulico transmite su energía y, teóricamente, se podría utilizar prácticamente cualquier fluido. Sin embargo, dada la presión de operación (3000 a 5000 psi) que generan la mayoría de los sistemas (Skybrary, n.d.).

## Figura 2

*Fluidos hidráulicos utilizados en aviación*



*Nota.* Tipos de fluidos hidráulicos utilizados en aviación. Tomado de <https://gjaviation.com/liqhida.html>.

**Alto punto de inflamación.** En el caso de una fuga hidráulica, la ignición del fluido no debe ocurrir a las temperaturas normales de funcionamiento de los componentes circundantes. Se han desarrollado fluidos hidráulicos especiales con propiedades resistentes al fuego para uso en aviación. Estos fluidos son ésteres de fosfato y, a diferencia de los fluidos hidráulicos a base de aceite mineral, son muy difíciles de encender a temperatura ambiente. Sin embargo, si el fluido se calienta a temperaturas superiores a 180 grados C, mantendrá la combustión. La temperatura de autoignición de la mayoría de los fluidos hidráulicos de aviación está en el rango de 475 grados C (Skybrary, n.d.).

**Viscosidad adecuada.** Los sistemas hidráulicos de las aeronaves deben funcionar de manera eficiente en un amplio espectro de temperatura. El fluido utilizado debe fluir con facilidad a muy bajas temperaturas, pero también debe mantener una viscosidad adecuada a altas temperaturas. El fluido hidráulico ideal tendrá un punto de congelación muy bajo y un punto de ebullición muy alto (Skybrary, n.d.).

**Propiedades del lubricante.** El fluido hidráulico actúa como lubricante para las bombas, actuadores y motores dentro del sistema. El fluido debe tener propiedades anticorrosivas y ser térmicamente estable (Skybrary, n.d.).

**Capacidad Térmica/Conductividad.** El fluido hidráulico actúa como refrigerante del sistema. El fluido debe ser capaz de absorber y liberar calor fácilmente (Skybrary, n.d.).

El fluido es el medio a través del cual un sistema hidráulico transmite su energía y, teóricamente, se podría utilizar prácticamente cualquier fluido (Netudemy, 2018). Sin embargo, dada la presión de operación (3000 a 5000 psi) que la mayoría de los sistemas hidráulicos de aeronaves generan en combinación con las condiciones ambientales y los estrictos criterios de seguridad bajo los cuales debe operar el sistema, el fluido hidráulico que se usa debe tener las siguientes propiedades (Netudemy, 2018).

**Punto de inflamación alto.** En el caso de una fuga hidráulica, la ignición del fluido no debe ocurrir a las temperaturas normales de funcionamiento de los componentes circundantes. Se han desarrollado fluidos hidráulicos especiales con propiedades de resistencia al fuego para uso en aviación. Estos fluidos son ésteres de fosfato y, a diferencia de los fluidos hidráulicos a base de aceite mineral, son muy difíciles de encender a temperatura ambiente. Sin embargo, si el fluido se calienta a temperaturas superiores a 180 grados C, mantendrá la combustión. La temperatura de autoignición de la mayoría de los fluidos hidráulicos de aviación está en el rango de 475 grados C (Netudemy, 2018).

**Viscosidad adecuada.** Los sistemas hidráulicos de las aeronaves deben funcionar de manera eficiente en un amplio espectro de temperaturas. El fluido utilizado debe fluir fácilmente a temperaturas muy bajas, pero también debe mantener una viscosidad adecuada a temperaturas altas. El fluido hidráulico ideal tendrá un punto de congelación muy bajo y un punto de ebullición muy alto (Netudemy, 2018).

Propiedades del lubricante. El fluido hidráulico actúa como un lubricante para las bombas, actuadores y motores dentro del sistema. El fluido debe tener propiedades anticorrosivas y ser térmicamente estable.

Capacidad térmica / Conductividad. El fluido hidráulico actúa como un sistema de refrigerante. El fluido debe poder absorber y liberar calor fácilmente (Netudemy, 2018).

### **MILH 5606**

Como aceite de base mineral, está altamente refinado para eliminar las impurezas y aumentar los niveles de rendimiento. Contiene un mínimo de parafina (cera) que afectará el caudal y el rendimiento a bajas temperaturas (Eurolab, n.d.). Como resultado, este aceite funciona en temperaturas tan frías como -60 F. Aircraft Hydraulics Systems MIL-PRF-5606H se considera "súper limpio" (Eurolab, n.d.). La mayoría de las aplicaciones hidráulicas que requieren un aceite que cumpla con MIL-H-5606 son aplicaciones hidráulicas terrestres que no necesitan cumplir con el requisito de "súper limpieza" (Eurolab, n.d.).

### **Figura 3**

*Fluido hidráulico MILH - 5606*



*Nota.* MILH -5606 utilizado en aviación. Tomado de [https://supliaereos.com/aceites\\_royco.htm](https://supliaereos.com/aceites_royco.htm)

El fluido hidráulico a base de petróleo Mil-H-5606 también contiene otros aditivos para proteger el líquido que reacciona con el oxígeno (Puriry Makandi, 2017). Los fluidos hidráulicos a base de petróleo se utilizan en submarinos, pilotos automáticos de aeronaves, en los mecanismos de control y en amortiguadores, entre otros sistemas hidráulicos (Puriry Makandi, 2017).

Entre las principales desventajas de estos fluidos a base de hidrocarburos son su toxicidad y la baja biodegradabilidad. Esto hace que sean propensos a provocar la degradación del medio ambiente en situaciones en las que se producen fugas (Puriry Makandi, 2017). Los fluidos hidráulicos a base de petróleo pueden ser muy inflamables, y debes tener cuidado y asegurarte de que se mantengan lejos del fuego o altas temperaturas (Puriry Makandi, 2017).

El Mil-H-5606 es un fluido hidráulico altamente inflamable, un factor que limita su aplicación en otras áreas. La inflamabilidad del Mil-H-5606 ha dado lugar a su sustitución con menos fluidos hidráulicos inflamables en la industria aeronáutica (Puriry Makandi, 2017).

Hay diferentes aceites y lubricantes para casi cualquier aplicación, y ciertas máquinas tienen estándares más altos para los lubricantes que otras (Petroleum Service Company, 2017). Las Fuerzas Armadas de EE. UU. desarrollaron la especificación de aceite MIL-H-5606 para establecer los niveles de rendimiento de los fluidos hidráulicos que utilizan en las aeronaves (Petroleum Service Company, 2017). Esta especificación se creó para que cualquier marca de aceite se pueda crear para funcionar en ese nivel designado. MIL significa Militar, H para fluido hidráulico y 5606 designa las propiedades de rendimiento del aceite (Petroleum Service Company, 2017).

### ***Características y propiedades***

Las características de este aceite son las siguientes: Tiene un nivel de viscosidad ISO de 15 y es más delgado que la mayoría de los aceites, por lo que puede fluir a una temperatura más fría. Esto es esencial para los aviones que vuelan en cielos más fríos (Eurolab, n.d.).

El Ejército de EE. UU. desarrolló la especificación de aceite MIL-H-5606 para determinar los niveles de rendimiento de los fluidos hidráulicos que utilizan en las aeronaves. Esta especificación se creó para que cualquier marca de aceite se pueda crear para funcionar al nivel especificado (Eurolab, n.d.).

Diseñado con un alto índice de viscosidad (VI) para ofrecer flexibilidad de uso en una amplia gama de temperaturas ambientales y de funcionamiento. Especialmente desarrollado para un uso general flexible en una amplia gama de aplicaciones industriales severas, reduciendo costes de inventario (Chevron, 2016).

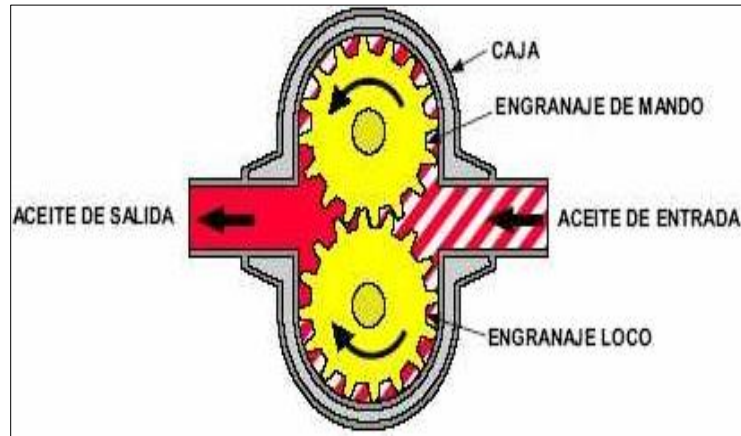
Ofrece una fluidez fiable y protección del sistema a temperaturas ambientales y de funcionamiento arranque del sistema formulado para proteger el sistema contra el desgaste, la corrosión y la oxidación. corrosión y oxidación, ayudando a reducir el tiempo de inactividad. Puede utilizarse en combinación con otros productos disponibles en el mercado (Chevron, 2016).

## **Bombas**

Varios tipos de bombas hidráulicas accionadas por una variedad de fuentes de energía se pueden encontrar en aplicaciones de aviación. Las bombas incluyen:

### ***Bombas de engranajes***

Las bombas de engranajes utilizan engranajes de malla para bombear fluido. Las bombas de engranajes son bombas de tipo de desplazamiento fijo, ya que mueven una cantidad específica de fluido por rotación. Las bombas de engranajes se pueden usar en sistemas de baja presión (menos de 1500 psi), pero generalmente no son adecuadas para aplicaciones de alta presión (Netudemy, 2018).

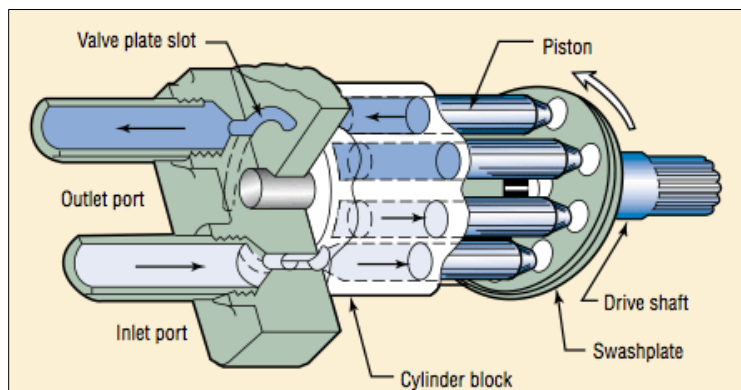
**Figura 4***Bomba de engranajes*

*Nota.* Bomba de engranajes de un sistema hidráulico. Tomado de

<https://www.maquinariaspesadas.org>

### ***Bombas de pistón de desplazamiento fijo***

Las bombas de pistón utilizan un pistón que se mueve en un cilindro para presurizar un fluido. Una bomba de desplazamiento fijo mueve una cantidad específica de fluido con cada golpe (Netudemy, 2018).

**Figura 5***Bomba de pistones de desplazamiento fijo*

*Nota.* Bomba de pistones de desplazamiento fijo. Tomado de <https://www.hydba.com>

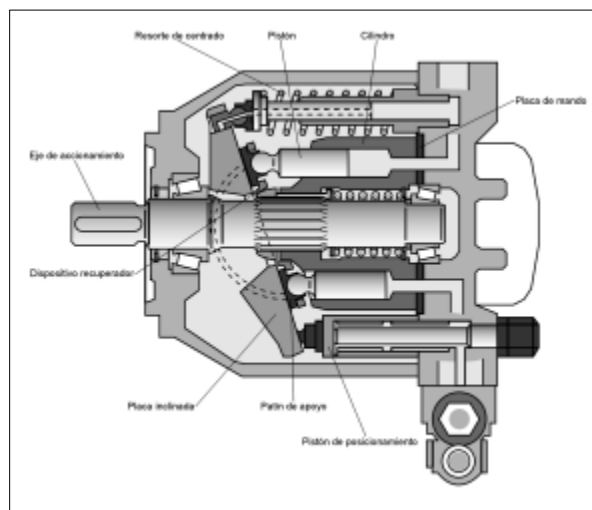
### ***Bombas de pistón de desplazamiento variable***

Este es el tipo más común de bomba en aviones grandes. El diseño de desplazamiento variable permite que la bomba compense los cambios en la demanda del sistema al aumentar o disminuir la salida de fluido. Esto permite mantener una presión constante en el sistema (Netudemy, 2018).

Las bombas del sistema hidráulico son las unidades activadoras principales que descargan, en condiciones normales, el líquido hidráulico a presión hacia las unidades impulsoras, convirtiendo la energía mecánica de su movimiento en el trabajo que desarrollan los sistemas hidráulicos (Oterror do cumulonimbo, 2020). Estas bombas pueden ser movidas por un motor eléctrico o por un mecanismo auxiliar del sistema del motor del avión. Por lo común, las bombas movidas por un motor eléctrico independiente se suelen utilizar para el funcionamiento de sistemas hidráulicos auxiliares (Oterror do cumulonimbo, 2020).

### **Figura 6**

#### *Bomba de pistones de desplazamiento variable*



*Nota.* Bomba de pistones de desplazamiento variable. Tomado de <https://areamecanica.wordpress.com>



Estas bombas están diseñadas de tal modo que puedan funcionar normalmente en cualquier sentido de giro y a una velocidad aproximada a la mitad del número de vueltas que gira el motor al cual van montadas. Con el fin de proteger a la bomba de una posible sobrecarga, el eje tiene una sección de corte o chaveta de seguridad que permite la rotura de ésta si, por cualquier motivo, la bomba se atascara, evitando con ello posibles daños al motor (Oterror do cumulonimbo, 2020).

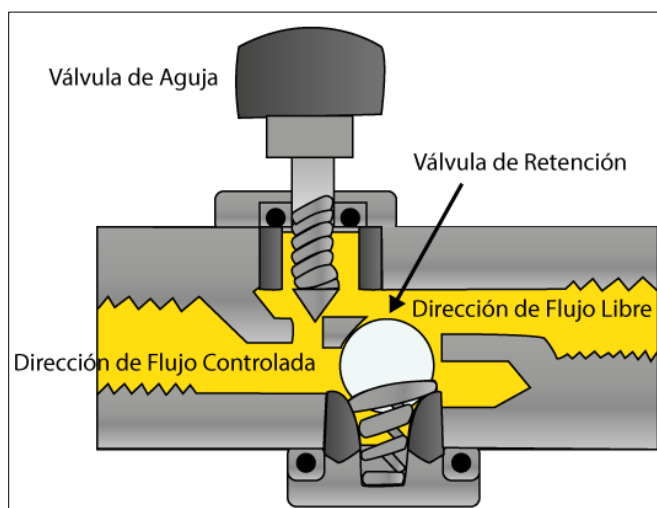
## Válvulas

### ***Válvulas de control***

Los motores y actuadores hidráulicos tienen una válvula de control asociada que se coloca en respuesta a una selección manual o automática del sistema, como mover la palanca de la tapa. La válvula de control responde a esa selección al posicionarse para permitir que el fluido hidráulico presurizado fluya hacia el motor o el actuador en la dirección apropiada (Netudemy, 2018).

### **Figura 7**

#### *Válvula de control*



*Nota.* Válvula de control de un sistema hidráulico. Tomado de

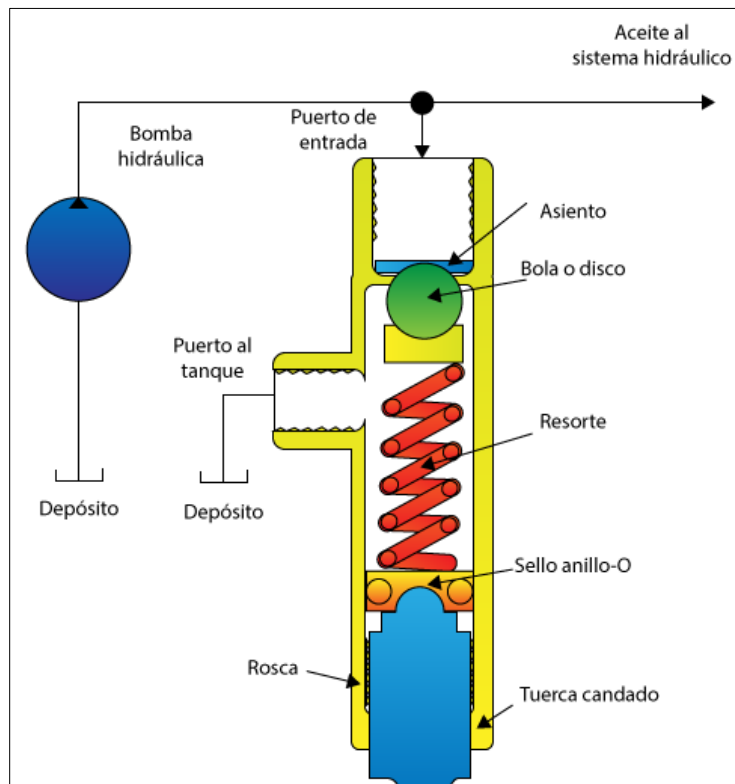
<https://areamecanica.wordpress.com>

### ***Válvula de alivio de presión***

En algunos sistemas, especialmente aquellos que utilizan una bomba de desplazamiento fijo, se incorporan válvulas de alivio de presión para garantizar que no se supere la presión nominal del sistema. Si la presión del sistema aumenta demasiado, la válvula de alivio se abre y el líquido regresa al depósito (Netudemy, 2018).

### **Figura 8**

*Válvula de alivio de presión*



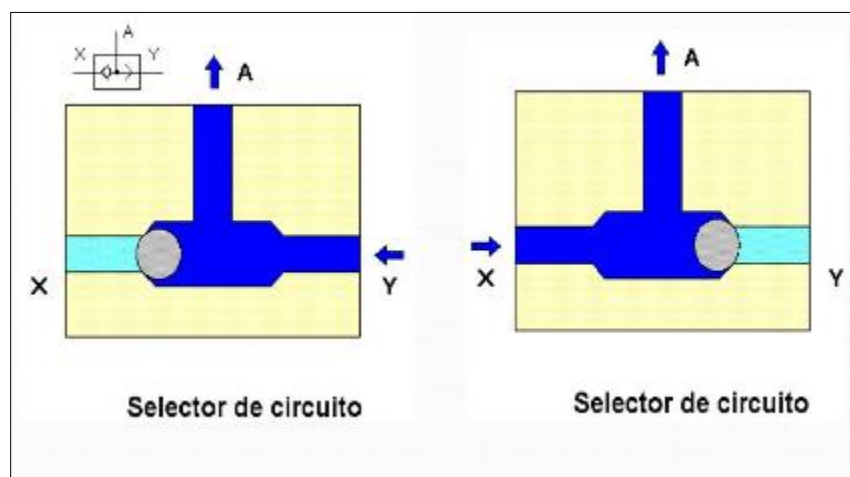
*Nota.* Válvula de alivio de presión. Tomado de <http://www.ashm.mx>

### Válvula selectora

Permite controlar la dirección del fluido, esto es necesario para operaciones tales como la extensión y retracción del tren de aterrizaje durante las cuales el fluido debe trabajar en dos direcciones diferentes. La válvula de alivio proporciona un escape para el sistema en caso de excesiva presión del fluido en el sistema (Netudemy, 2018).

**Figura 9**

*Válvula selectora*



*Nota.* Válvula selectora. Tomado de <https://slideplayer.es>

### Filtros

El fluido hidráulico se bombea a través del sistema a un actuador o servo. Un servo es un cilindro con un pistón en el interior que transforma la energía del fluido en trabajo y crea la potencia necesaria para mover un sistema de la aeronave o de control de vuelo. Los servos pueden ser de simple o doble acción, basado en las necesidades del sistema (Pasión por volar, 2021).

Esto significa que el fluido se puede aplicar en uno o ambos lados del servo, dependiendo del tipo de servo. Un servo de simple acción proporciona potencia en una dirección. La válvula selectora permite controlar la dirección del fluido (Pasión por volar, 2021).

Esto es necesario para operaciones tales como la extensión y retracción del tren de aterrizaje durante las cuales el fluido debe trabajar en dos direcciones diferentes. La válvula de alivio proporciona un escape para el sistema en caso de excesiva presión del fluido en el sistema (Pasión por volar, 2021).

## Figura 10

### *Filtros*



*Nota.* Filtros utilizados en un sistema hidráulico. Tomado de <https://www.uniflux-filters>

La limpieza del fluido hidráulico es esencial para el correcto funcionamiento del sistema. Los filtros en línea se incorporan al sistema hidráulico para eliminar cualquier contaminante del fluido (Skybrary, n.d.).

Entre los tipos de filtros hidráulicos, se encuentran desde los filtros de aceites hidráulicos y lubricantes de alto rendimiento hasta filtros de fluidos de proceso (Bultz, 2022).

Para la óptima conservación de estos fluidos, también dispone de multitud de soluciones inteligentes para el monitoreo del estado. Así, cubren con garantía las necesidades del mercado, permitiendo un funcionamiento económico y fiable de la planta (Bultz, 2022).

Todas sus aplicaciones, desarrolladas en laboratorios y puestas en marcha en equipos hidráulicos, cumplen con todas las exigencias de calidad (Bultz, 2022).

### **Cañerías**

Los conductos (líneas) de fluidos para aviones suelen estar hechos de tubos metálicos o mangueras flexibles. Los tubos metálicos (también denominados líneas de fluidos rígidas) se utilizan en aplicaciones fijas y cuando es posible realizar recorridos largos y relativamente rectos (Aprendaos aviación, n.d.).

### **Figura 11**

*Cañerías*



*Nota.* Cañerías utilizadas en un sistema hidráulico. Tomado de <https://smchdraulics.com>

Se utilizan ampliamente en las aeronaves para el combustible, el aceite, el refrigerante, el oxígeno, los instrumentos y las líneas hidráulicas. La manguera flexible se utiliza generalmente con piezas móviles o cuando la manguera está sujeta a una vibración considerable (Aprendamos aviación, n.d.).

## Actuadores hidráulicos

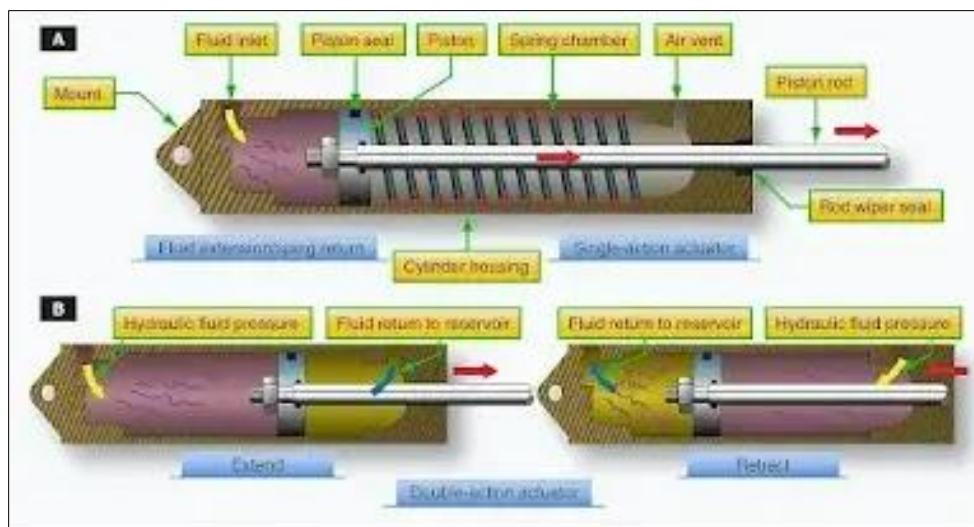
Un cilindro actuador transforma la energía en forma de presión de fluido en fuerza mecánica, o acción, para realizar un trabajo. Se utiliza para impartir movimiento lineal motorizado a algún objeto o mecanismo móvil (Aeronautics guide, n.d.).

Un cilindro de accionamiento típico consta de una carcasa de cilindro, uno o más pistones y vástagos de pistón, y algunos sellos. La carcasa del cilindro contiene un orificio pulido en el que opera el pistón y uno o más puertos a través de los cuales el fluido entra y sale del orificio(Aeronautics guide, n.d.).

El pistón y el vástago forman un conjunto. El pistón se mueve hacia adelante y hacia atrás dentro del orificio del cilindro, y un vástago de pistón adjunto se mueve hacia adentro y hacia afuera de la carcasa del cilindro a través de una abertura en un extremo de la carcasa del cilindro (Aeronautics guide, n.d.).

### Figura 12

#### Cañerías



Nota. Actuadores hidráulicos. Tomado <https://www.aircraftsystemstech.com>

Los actuadores hidráulicos lineales juegan un papel tan importante dentro de los sistemas aeronáuticos que se han vuelto casi indispensables (*The Role of Hydraulic Actuators within Aircraft Systems*, n.d.).

En aviones más pequeños, la hidráulica se usa a menudo para operar los frenos de las ruedas, el tren de aterrizaje retráctil y las hélices de velocidad constante. Sin embargo, en aviones grandes, a menudo se usan para superficies de control de vuelo, alerones y alerones (*The Role of Hydraulic Actuators within Aircraft Systems*, n.d.).

### **Manómetros de presión hidráulica**

Los manómetros hidráulicos de aeronaves tienen una función muy importante en una aeronave. Junto al indicador de temperatura del aire del carburador o el indicador de presión del colector, el indicador de presión hidráulica de la aeronave es uno de los componentes esenciales para el control del motor (AIRTEAM, 2017).

### **Figura 13**

*Manómetros*



*Nota.* Manómetros hidráulicos. Tomado <https://www.hidraulicacarrera.com>

Los manómetros hidráulicos para aeronaves fáciles de instalar diseñados para pilotos y mecánicos. Si es necesario, también ofrecemos ayuda con la instalación. Este indicador no solo mejoraría el funcionamiento de su motor, sino que también aseguraría un control más completo del mismo (AIRTEAM, 2017).

Un manómetro hidráulico es un dispositivo que mide y muestra la presión dentro de un sistema hidráulico. Por lo general, consta de una esfera o pantalla digital conectada a un sensor que mide la presión del fluido (Tameson, 2023).

Se utiliza para garantizar que el sistema esté funcionando dentro de parámetros seguros y precisos. Las dos características principales de los manómetros hidráulicos son que pueden medir altas presiones y soportar aplicaciones extremas debido al manómetro lleno de líquido (Tameson, 2023).

Para obtener más información sobre los manómetros, lea nuestro artículo de descripción general de los manómetros (Tameson, 2023).

### **Sistema hidráulico de la Aeronave Hawker Siddeley HS 125**

La energía hidráulica es suministrada por sistemas principales y auxiliares independientes, el sistema hidráulico principal suministra energía para la operación de los flaps, frenos de aire, tren de aterrizaje, frenos de las ruedas delanteras, dirección de la rueda de nariz, la dirección de la rueda de morro, y utiliza dos bombas, accionadas una por cada motor. Una bomba manual, conectada al sistema, proporciona energía o prueba en tierra de los servicios hidráulicos cuando los motores no están en marcha.

El sistema hidráulico auxiliar, utilizado únicamente para la bajada de emergencia del tren de aterrizaje y de los flaps, se acciona mediante otra bomba manual que suministra la energía necesaria para la bajada de emergencia del tren de aterrizaje y de los flaps.

#### ***Indicación***

- En el compartimento de vuelo hay las siguientes indicaciones:



- Flujo de fluido (anunciadores HYD LO FLOW)
- Presión normal del sistema
- Advertencia de baja presión en los frenos de emergencia (anunciadores UR EMERG)
- Nivel bajo del depósito de emergencia (no lleno) (anunciador AUX HYD LO LEVEL)

### **Almacenamiento del fluido**

El fluido del sistema se almacena en un depósito esférico. Indicado por un tubo indicador de nivel integrado. La parte superior del depósito incorpora una válvula de alivio hacia el interior a través de la cual entra un suministro de aire a presión de cabina para proporcionar una cabeza de fluido positiva. La presión de cabina para proporcionar una cabeza de fluido positiva; una válvula relief adyacente hacia fuera adyacente evita el purgado permanente de la cabina y la acumulación excesiva de presión.

En la base del depósito hay un tubo de drenaje con un tapón. En la boca de llenado hay un filtro de gasa.

### **Funcionamiento del sistema**

El fluido se extrae del depósito, a través de un filtro de aspiración, mediante dos bombas radiales de siete cilindros accionadas una por cada motor. Una válvula de encendido/apagado en cada línea de succión está interconectada con el grifo de combustible HP del motor; el aislamiento del suministro de fluido hidráulico es, por lo tanto, simultáneo con el apagado del motor. Una válvula by-pass alrededor de la válvula garantiza que un suministro limitado de fluido llegue a la bomba con fines de lubricación mientras el motor está girando con el grifo de combustible de alta presión cerrado.

La presión del sistema se controla mediante un conjunto de válvulas de corte, que permite descargar las bombas cuando se alcanza la presión máxima del sistema, proporcionando un circuito de ralentí de vuelta al depósito. En caso de fallo de la válvula de corte o de bloqueo del sistema, una válvula de alivio de flujo total evita la acumulación de una

presión excesiva en la línea de suministro devolviendo el fluido al depósito a baja presión, evitando así una generación excesiva de calor. Una válvula de alivio térmico accionada por resorte, aguas abajo de la válvula de corte, proporciona protección adicional al sistema.

En las aeronaves que incorporan el Mod.255764, las conexiones de prueba en tierra autosellantes están instaladas en el módulo del motor derecho, lo que permite conectar un banco de pruebas en tierra para operar el sistema.

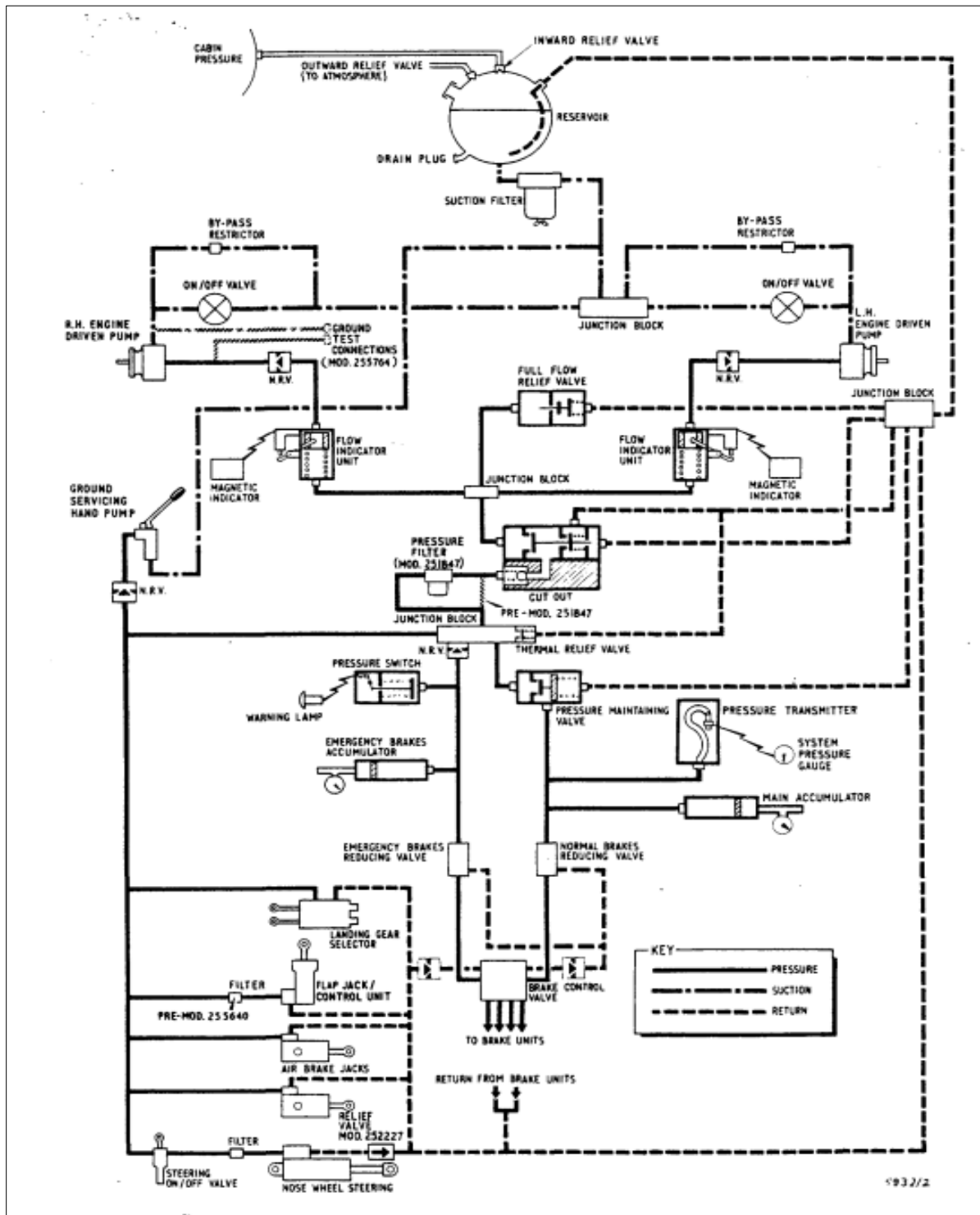
En las aeronaves que incorporan el Mod.251847 se instala un filtro de presión entre el conjunto de la válvula de corte y la válvula de alivio térmico.

### **Acumuladores**

El sistema incorpora dos acumuladores cilíndricos de pistón, cada uno de ellos provisto de un indicador de presión y una válvula de carga de nitrógeno. Uno es el acumulador principal, que proporciona respaldo al sistema normal, y el otro actúa como acumulador de frenos de emergencia, y almacena presión suficiente para el funcionamiento de los frenos en caso de fallo completo del sistema. Una válvula antirretorno impide que la presión de los frenos de emergencia vuelva al sistema principal. La pérdida de la presión normal del sistema de frenado se evita mediante una válvula de retención de presión con émbolo de resorte. Siempre que la presión del sistema principal sea normal, la válvula permanece abierta; si la presión cae por debajo de un valor preestablecido, se cierra para retener la presión del acumulador principal sólo para el frenado.

Figura 14

Diagrama del sistema hidráulico de la aeronave Hawker

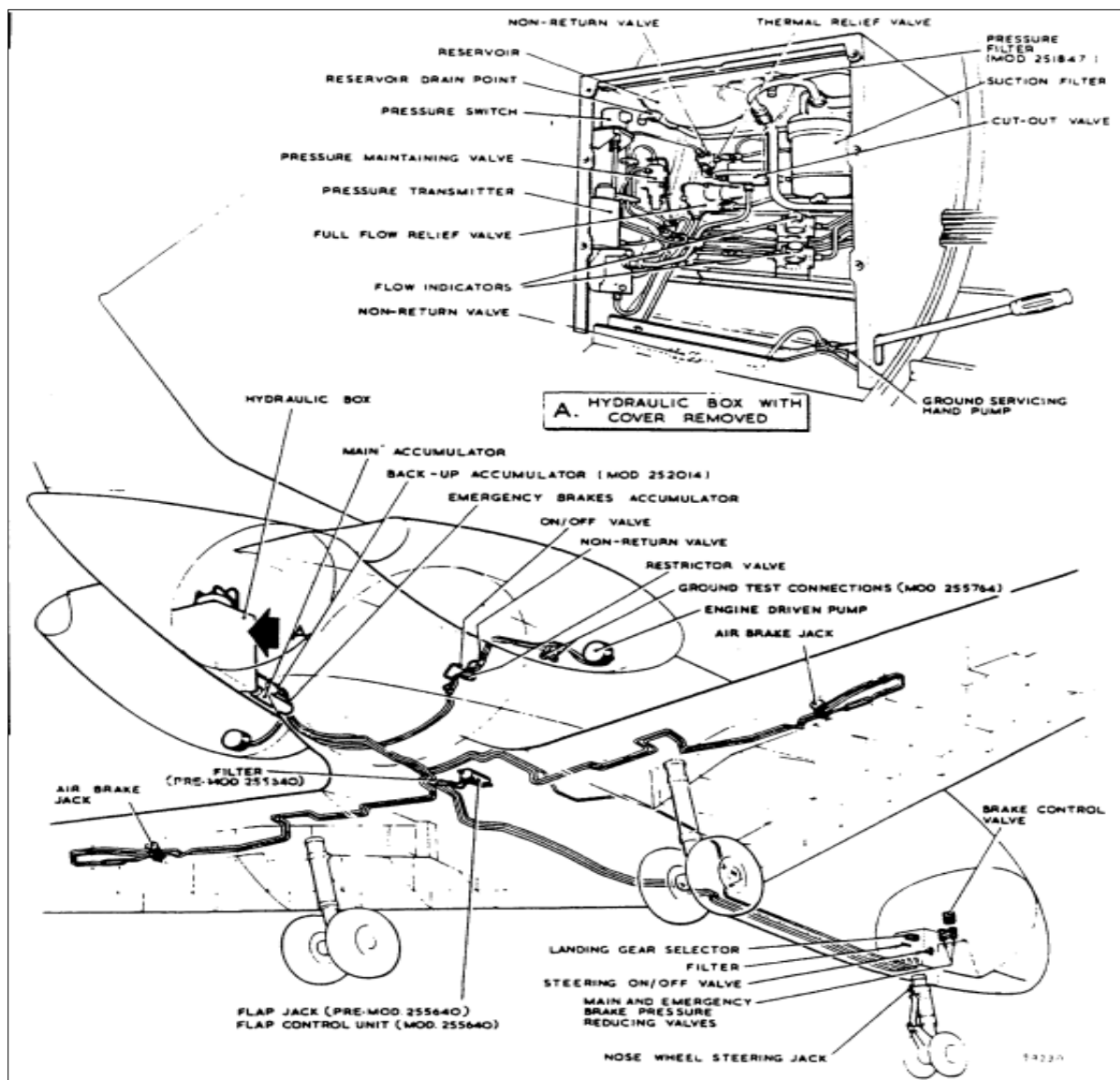


### Ubicación de los componentes

La mayoría de los componentes del sistema de energía hidráulica están agrupados en una caja hidráulica en la bahía de equipos del fuselaje trasero. La caja se ventila en el conducto de escape del sistema de aire acondicionado. La ubicación de todos los componentes se muestra en la Figura 2.

**Figura 15**

*Ubicación de componentes del sistema principal*



**Tabla 1***Datos del sistema hidráulico de la aeronave Hawker*

<b>Datos del sistema hidráulico</b>	
Fluido, base mineral	DEF.STAN.91/48/1 (MIL-H-5606)
Capacidad del depósito	2 Imp.gal. (2.4 U.S. gal; 9.1 Litres)
Presión de funcionamiento del sistema	3000 lb/sq. in.
Presión inicial de nitrógeno del acumulador	950 to 1000 lb/sq. in.
Ajustes de presión de los componentes	
Válvula de corte	Cut in 2450 to 2550 lb/sq.in. Cut out 2900 to 3050 lb/sq.in.

*Nota.* Esta tabla muestra los datos del sistema hidráulico de la aeronave

**Tabla 2***Datos de las válvulas del sistema hidráulico*

<b>Válvulas del sistema</b>	
Válvula de presión	2300 +/- 50 lb./sq.in.
Válvula de alivio térmico	4000 +/- 100 lb/sq.in
Válvula de alivio en el filtro de aspiración	4 to 6 lb./sq. in.
Válvula de alivio hacia el interior del depósito	1 +/- 0.25 lb./sq.in.
Válvula de descarga hacia el exterior del depósito	
Presión de alivio	12 +/- 1 lb/sq.in.
Re-seat	9 lb/sq.in. (min)

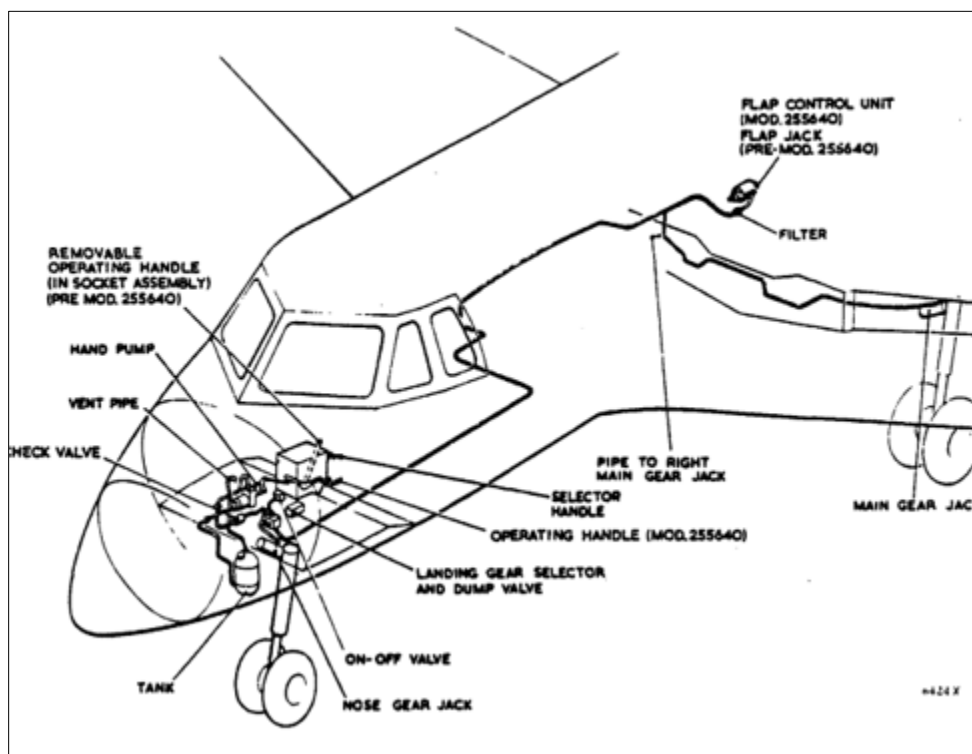
La diferencia de lecturas entre el indicador del compartimiento de vuelo y el indicador acumulador no debe exceder 150 lb/sq.in.

### Sistema hidráulico auxiliar

El sistema auxiliar proporciona una fuente alternativa de energía hidráulica para el tren de aterrizaje y el descenso de flaps. Para conocer la ubicación de los componentes del sistema. El sistema manual es completamente independiente del sistema principal y se selecciona desde una manija al costado de la consola del radio.

### Figura 16

*Ubicación de componentes del sistema auxiliar*

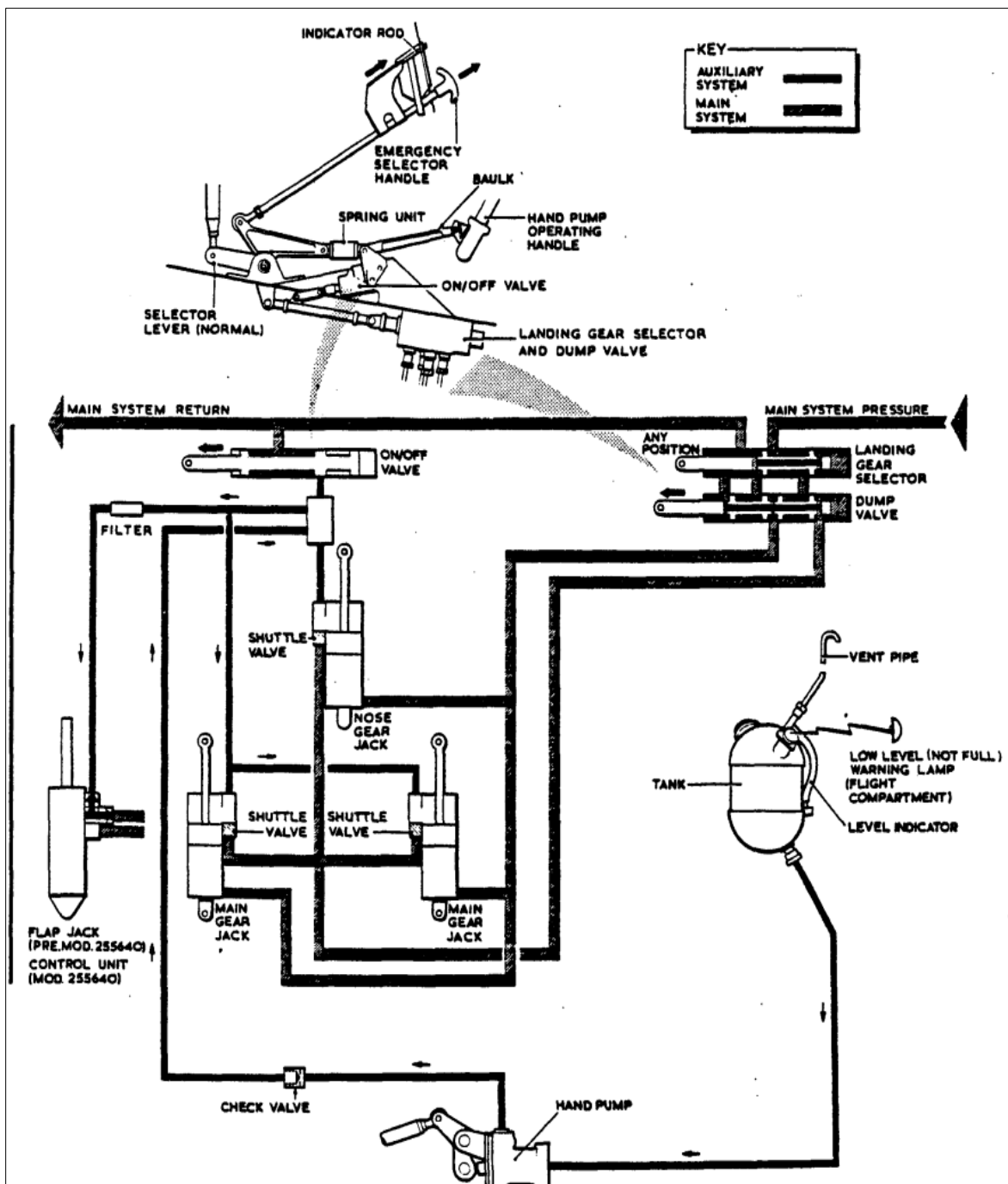


El descenso de emergencia del tren de aterrizaje está disponible independientemente de la configuración del selector del tren de aterrizaje, pero los flaps deben configurarse en la configuración requerida antes de que el sistema auxiliar pueda bajarlos. Una luz en el panel de

instrumentos principal advierte que el tanque auxiliar no está lleno.

Figura 17

Esquema funcional del sistema auxiliar

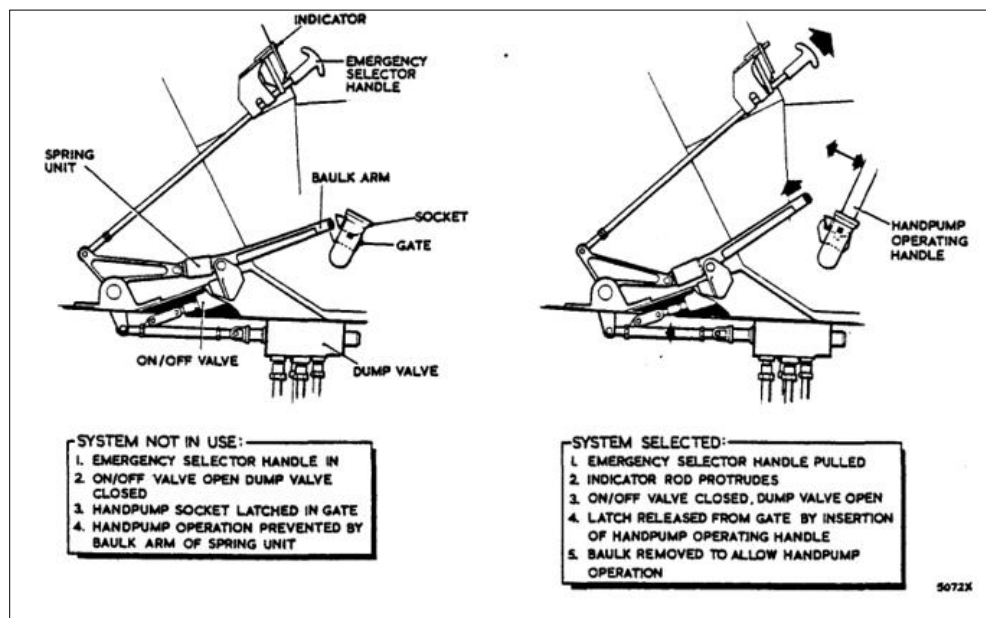


El sistema se mantiene en la posición seleccionada por la acción de la unidad de resorte. La inserción del mango de la bomba manual en su zócalo libera un pestillo para permitir el libre movimiento del zócalo. La operación subsiguiente del mango de la bomba manual extrae fluido desde el tanque auxiliar y lo envía, a través de una válvula de retención y válvulas de lanzadera, al lado inferior de los gatos principal y del engranaje delantero y al gato de aletas/unidad de control.

Después de una selección de emergencia, la manija selectora debe volver a la posición normal (totalmente hacia adentro) antes de que el sistema hidráulico principal pueda usarse para operar el tren de aterrizaje o los flaps. Con la manija selectora en la posición normal, la válvula de descarga se opera para permitir las selecciones normales del tren de aterrizaje, la válvula de encendido/apagado se abre para ventilar el fluido del lado del sistema auxiliar de las válvulas de lanzadera y el puntal de resorte se coloca de manera que el brazo evita el movimiento del conjunto del casquillo de la bomba manual.

**Figura 18**

*Operación del sistema auxiliar*





La válvula de retención accionada por resorte en la línea de presión de la bomba manual asegura que el sistema auxiliar no se vea afectado por la succión de la línea de retorno cuando la válvula de encendido/apagado está abierta.

## **Sistema de controles de vuelo**

### **Controles primarios**

Las superficies de control primarias (elevadores, alerones y timón) se accionan manualmente desde una columna de control convencional, volante y pedales de timón mediante un sistema de cables, bielas y poleas. Cada superficie de control está equilibrada aerodinámica y masivamente. En cada alerón se han instalado lengüetas con engranajes que proporcionan una acción servo.

En el timón hay instalada una lengüeta antiservo. Las trim tabs están instaladas en los elevadores, alerón izquierdo y timón. Cuando los mandos de trim asociados están en punto muerto, las trim tabs de alerón y elevador proporcionan una acción del servo, la lengüeta del timón proporciona una acción contraria. Los mandos de los trim tabs están montados en el pedestal de control.

Una columna de control y pedales de timón están instalados en el lado izquierdo y derecho del compartimiento de vuelo. Un stick en la columna izquierda está instalada, una unidad de stick shaker, asociada al sistema de aviso de entrada en pérdida, sistema de aviso de pérdida de navegación. El alcance de los pedales del timón es ajustable. Donde un sistema neumático proporciona compensación automática para empuje asimétrico. Esta instalación puede aislarse manualmente mediante electroválvulas controladas eléctricamente.

### **Controles secundarios**

Los controles secundarios (flaps y spoilers) se accionan hidráulicamente y se controlan desde palancas situadas en el pedestal de control. La potencia del sistema hidráulico principal se utiliza para accionar los sistemas de flaps y spoilers. En caso de emergencia, el sistema de

flaps puede ser operado por auxiliar. Cuando los flaps están en posición de aterrizaje, una interconexión entre el sistema de flap y el de spoilers permite utilizar el selector de spoilers para bajar más los flaps hasta una posición de descarga de elevación, además de abrir los spoilers.

### **Cables de control**

Los cables de control van desde los mandos hasta la superficie de control a través de poleas y pasacables. Los extremos de los cables y conexiones intermedias están dispuestos de manera que se evite el cruce de un sistema de mando. Los marcadores de plástico en cada extremo del cable llevan un código para facilitar la identificación durante el mantenimiento.

Los pasacables protegen los cables que atraviesan la estructura. Los que se encuentran en el fuselaje, bajo la pasarela central del compartimento de pasajeros están gravados con los números de código de los cables alojados por ese pasacables. Alrededor de cada cable donde pasa fuera de la parte presurizada del fuselaje.

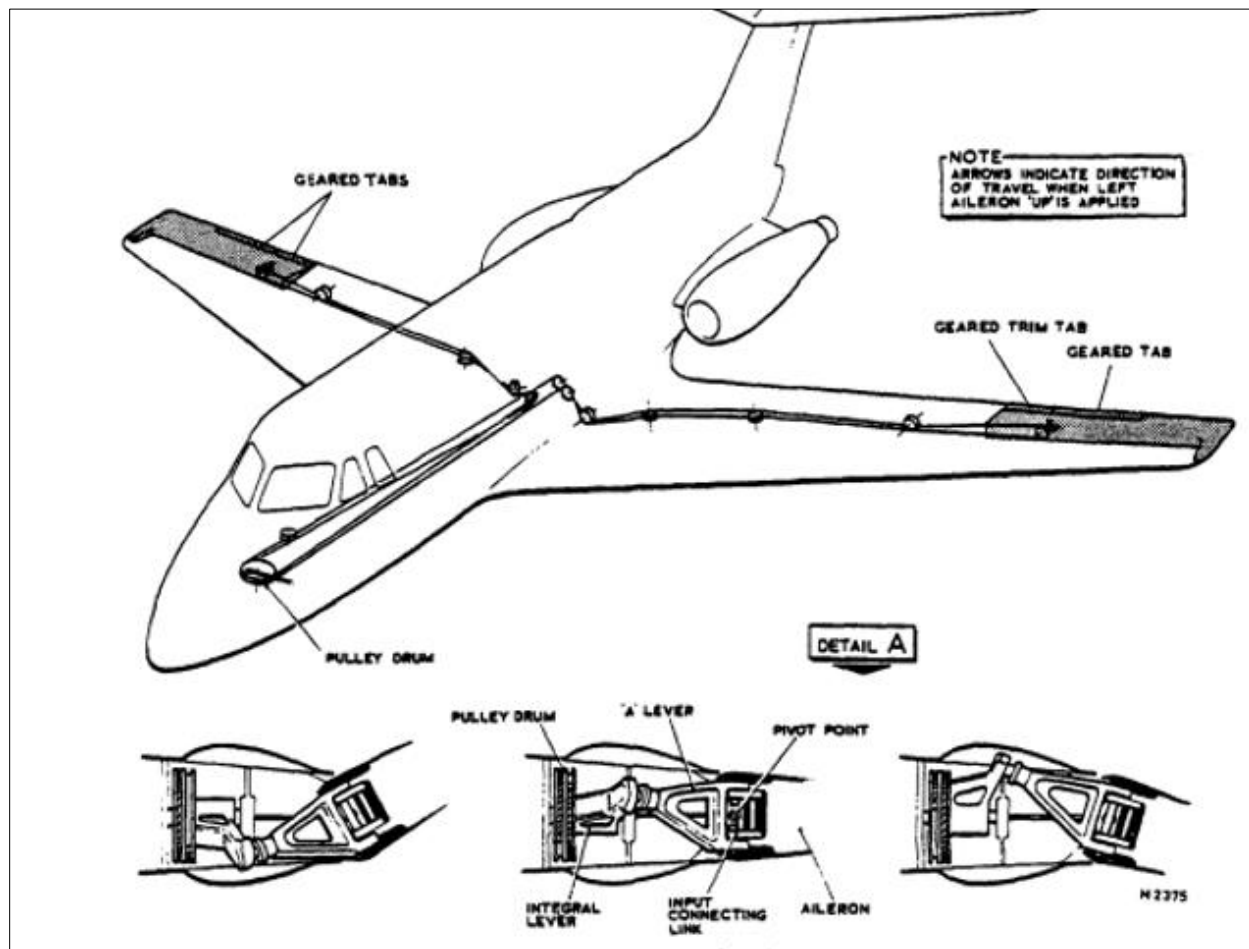
### **Alerones**

El movimiento del volante de la columna de control se transmite mediante cadenas y cables a una palanca situada en la parte inferior de la columna. Las ruedas dentadas elípticas dentro de la columna proporcionan un aumento progresivo del movimiento de los alerones progresivo de los alerones a medida que el volante se aleja del punto muerto.

Una biela une la palanca de la columna izquierda a un tambor de poleas bajo el suelo del compartimento de vuelo. Cuando se instalan dos columnas de control, otra biela une la palanca de la columna izquierda con la palanca de la columna derecha.

Figura 19

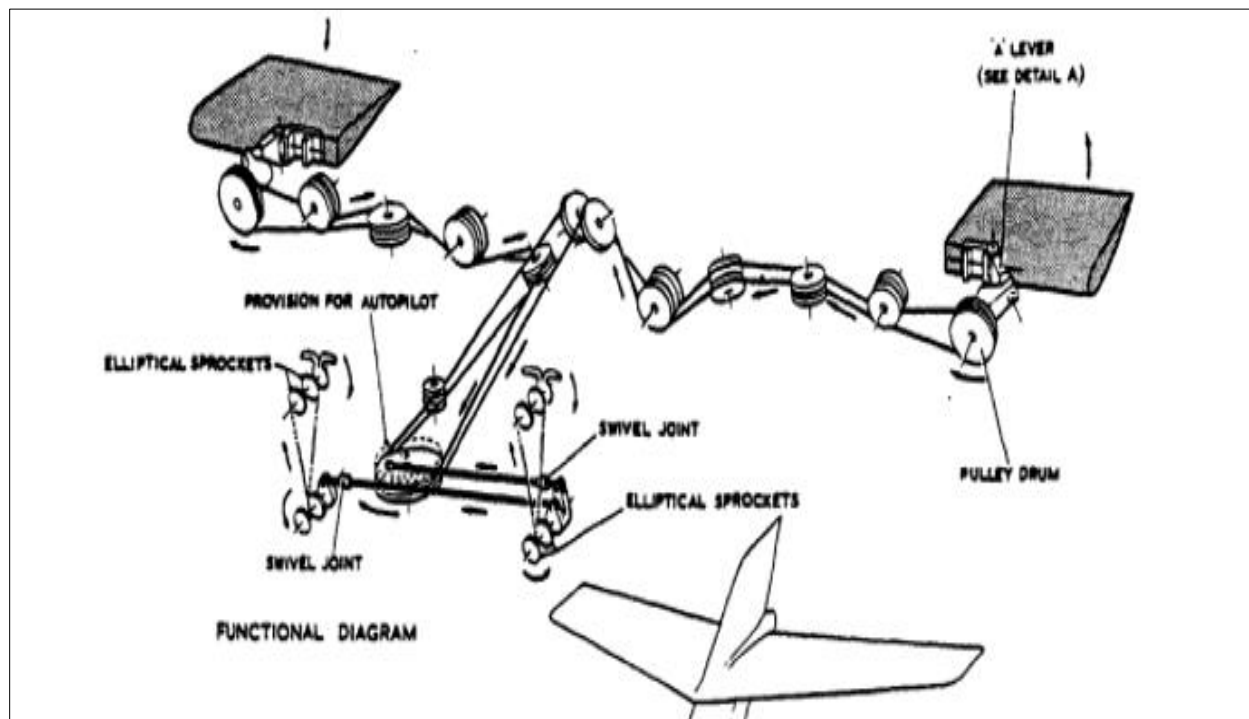
Sistema de alerones



Ambas bielas incorporan un eslabón giratorio que permite la rotación de un extremo del ojo alrededor del eje longitudinal de la varilla. Esta disposición tiene en cuenta el movimiento de rotación que se produce en la biela de la columna de mando al tambor de la polea y, en el caso de la biela de la columna de control izquierda y derecha, permite que la columna derecha ser estibado hacia delante.

Figura 20

*Cables y poleas del sistema de alerones*

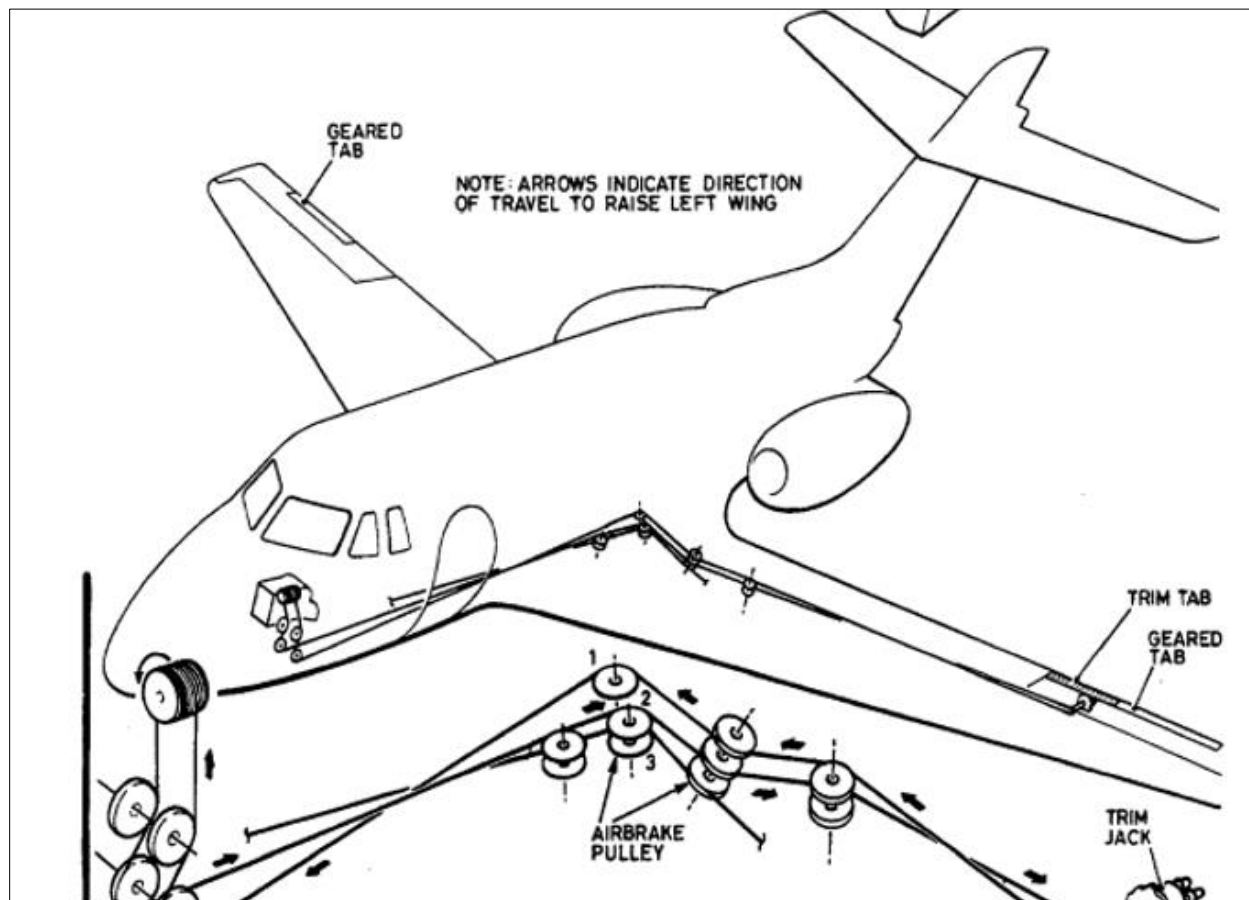


Desde el tambor de poleas situado bajo el suelo del compartimento de vuelo, se dirigen circuitos independientes de cables hacia atrás hasta el larguero trasero del ala y luego hacia el exterior hasta los tambores de poleas interconectados con los alerones.

Estos últimos tienen una palanca integrada que incorpora un cojinete de agujas. El movimiento giratorio de las palancas integrales se transmite a las palancas "A" mediante los rodamientos de agujas. Las palancas "A" accionan los alerones a través de eslabones de conexión de entrada que pivotan sobre el soporte de bisagra interior.

**Figura 21**

*Servos del sistema de alerones*



Ambos alerones tienen dos tabs servo accionados; cada tab es accionado por dos bielas, cuyos extremos delanteros están fijados a una palanca en la bisagra central del alerón.

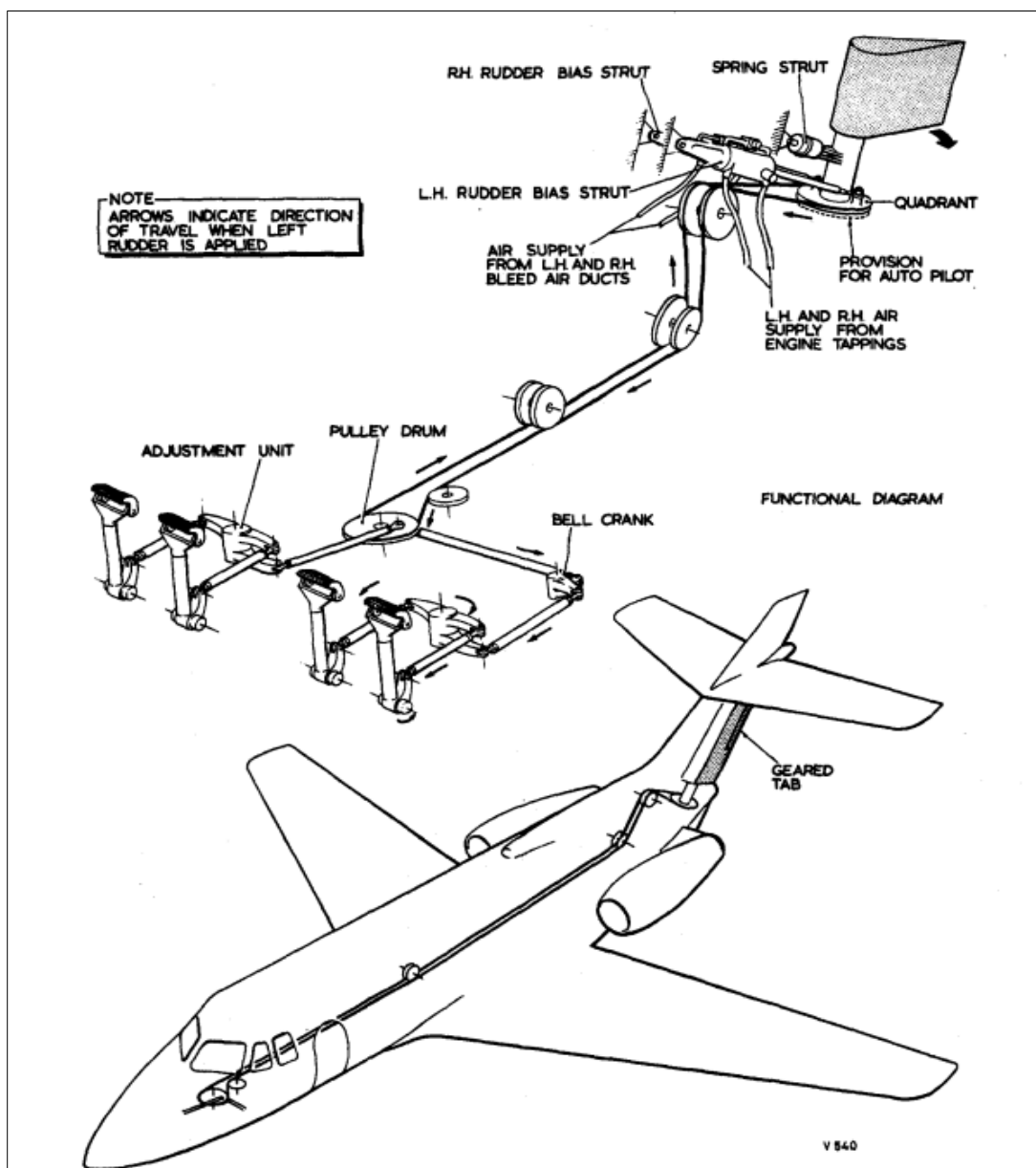
### **Rudder**

El movimiento de los pedales del timón se transmite mediante bielas y una campana a un tambor de poleas situado debajo del compartimento de vuelo. Los cables conectan a un cuadrante en la base del tubo de torsión del timón. El timón incorpora una aleta dentada y una aleta de centrado. Ambas lengüetas ejercen una acción antiservo, la posición de la aleta de trimado (inferior) también es controlable desde el compartimento de vuelo. Un puntal de resorte está conectado a la base del eje de torsión del timón para proporcionar una fuerza de centrado

en el eje de torsión del timón para proporcionar una fuerza de centrado en el recorrido extremo. Ajuste de los pedales del timón, para adaptarse al alcance de las piernas, se facilita mediante una palanca de mando y una unidad de ajuste.

**Figura 22**

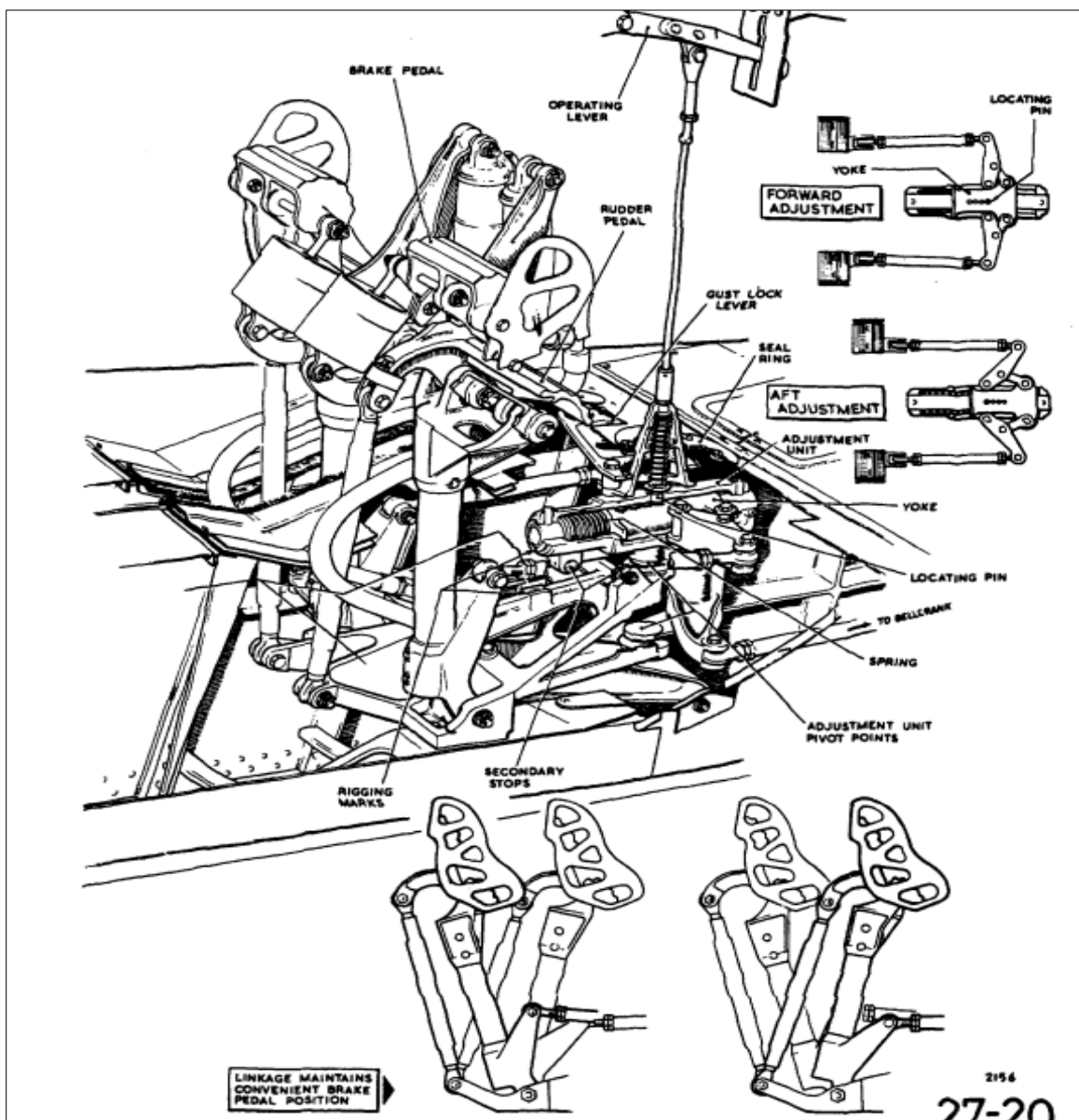
*Sistema de Rudder*



Tres topes primarios están situados en la bisagra inferior del timón. Un tope ajustado con calzas a cada lado del timón entra en contacto con una placa de tope fija, y determina el rango de movimiento. Los topes secundarios están situados en cada uno de los pedales del timón; cuando los topes primarios surten efecto, existe una holgura en los topes secundarios.

**Figura 23**

*Pedales del Rudder*



Los mods.252762 y 252829 introducen puntales de polarización con restrictores en las uniones de conexión de los tubos y con disposiciones de válvulas mejoradas. Uniones de conexión de tubería y con arreglos de válvula mejorados, respectivamente. Se permite tener instalaciones mixtas de puntales pre y posteriores a la modificación. El sistema de polarización del timón está previsto para que, en caso de avería o fallo del motor el empuje asimétrico resultante será contrarrestado automáticamente por el movimiento del timón.

El sistema funciona con aire, derivado de una toma de cada compresor de baja presión del motor y de cada compresor de baja presión del aire acondicionado del motor y de cada conducto de aire de purga de baja presión del aire acondicionado. Conectado a dos puntales neumáticos, cada uno con una válvula solenoide integrada. El puntal izquierdo se acciona desde la toma de cada motor, y el puntal derecho desde los conductos de aire de purga de cada motor. Cada puntal está unido al fuselaje y al cuadrante del timón.

Un calentador eléctrico en cada puntal asegura que el hielo no impedirá que opere correctamente, cada manguito tiene dos elementos con alimentaciones separados y controlados por los interruptores de la cabeza pitot en el panel del techo CG; cada interruptor alimenta un elemento de cada puntal.

Las electroválvulas, que conectan los lados opuestos de los pistones del puntal y están normalmente cerradas, son controladas cada una por un interruptor RUDDER BIAS en el panel de interruptores del pedestal izquierdo: El accionamiento accidental de los interruptores es el accionamiento accidental de los interruptores se impide mediante una protección en cada interruptor, y se ha instalado un anunciador de advertencia en el panel de instrumentos izquierdo CA, para evitar que se produzcan accidentes, los interruptores no está en posición ON.

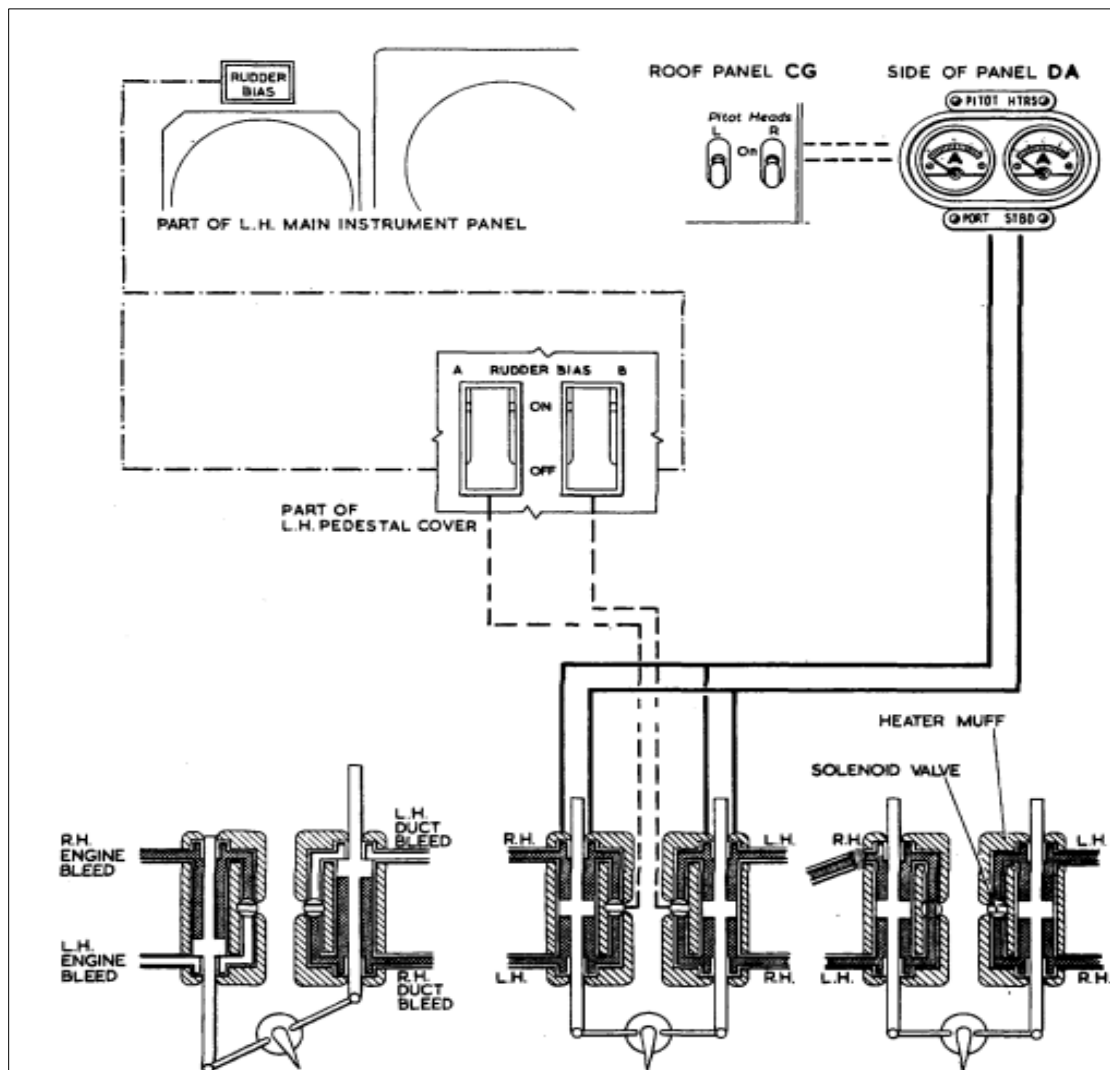


## Funcionamiento del rudder

Con ambos motores funcionando a la misma potencia, no hay diferencia de presión entre los lados opuestos de los pistones, y la posición del timón no se ve influenciada por el sistema de polarización. Si uno de los motores falla, se produce una diferencia de presión dentro del sistema neumático y el movimiento resultante de los pistones acciona el timón para contrarrestar el empuje asimétrico.

**Figura 24**

*Funcionamiento del Rudder*



Si durante el funcionamiento normal de ambos motores, hay una diferencia significativa entre los motores, el timón se inclinará para compensar esta diferencia. En el caso de una fuga en la tubería del sistema mientras ambos motores están funcionando normalmente, la presión en un lado de la tubería del sistema se reducirá.

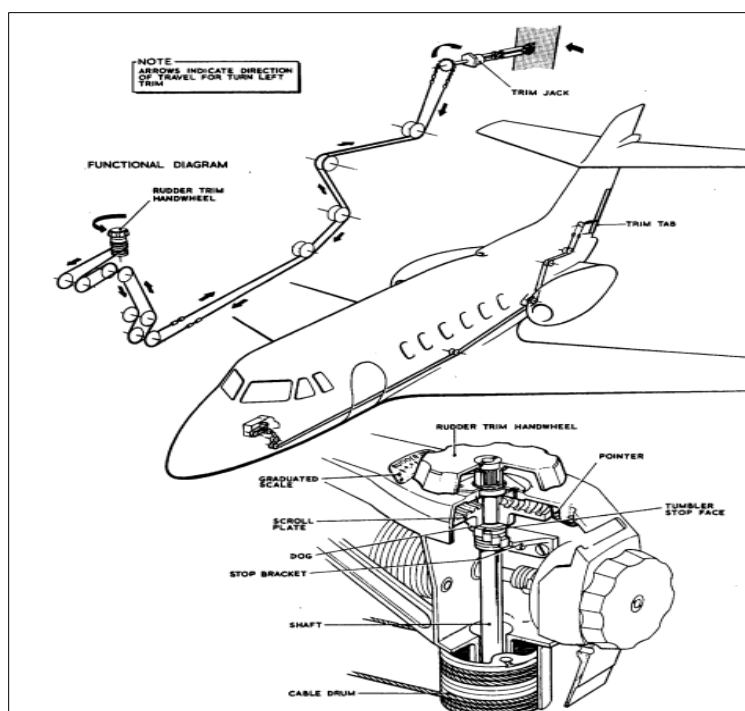
Los motores funcionan con normalidad, la presión en un lado de un pistón caerá, lo que desviará innecesariamente el timón. Para superar esta situación, el interruptor RUDDER para abrir la válvula solenoide, igualando así la presión en los lados opuestos del pistón. Una vez abierta la electroválvula, el sistema de vías se acciona por un solo puntal.

### Trim del rudder

Una caja de trimado en el pedestal de control está conectada por cables y cadenas a una rueda dentada montada en el estabilizador vertical trasero. Un eje de torsión conecta la rueda dentada a un sistema de trimado.

### Figura 25

#### *Trim del Rudder*

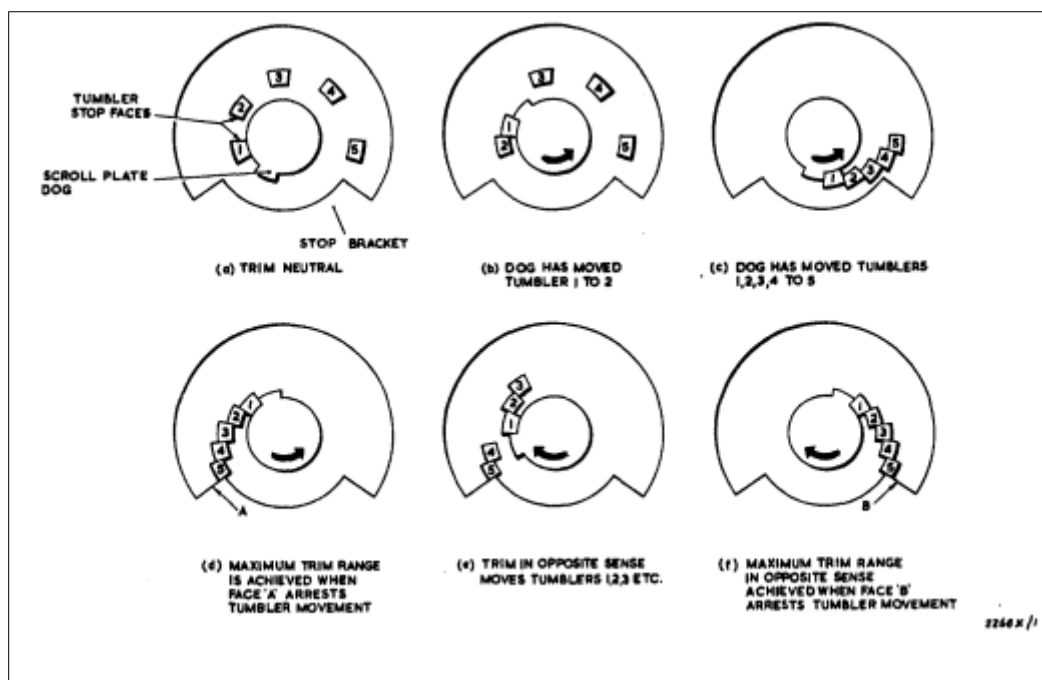


El gato de trimado es de tipo tornillo no reversible, con dos horquillas de salida accionadas por una transmisión común. Dos bielas pasan a través del timón, uniendo el sistema de trimado a un tab. Cuando el mando de trimado del timón está en punto muerto, al accionar el timón se mueve tab de trimado para dar un efecto antiservo.

La rotación del volante de trimado del timón hace girar la placa de desplazamiento, y el perro en de la placa de desplazamiento entra en contacto con la cara de tope del rodillo adyacente. Cada revolución sucesiva engrana otro tensor. El funcionamiento esquemático muestra el movimiento del tensor en un sentido de trimado. El movimiento de sentido opuesto mueve la placa de desplazamiento de modo que la cara opuesta del perro entre en contacto con la otra cara del tope.

**Figura 26**

*Rotación del trim del Rudder*

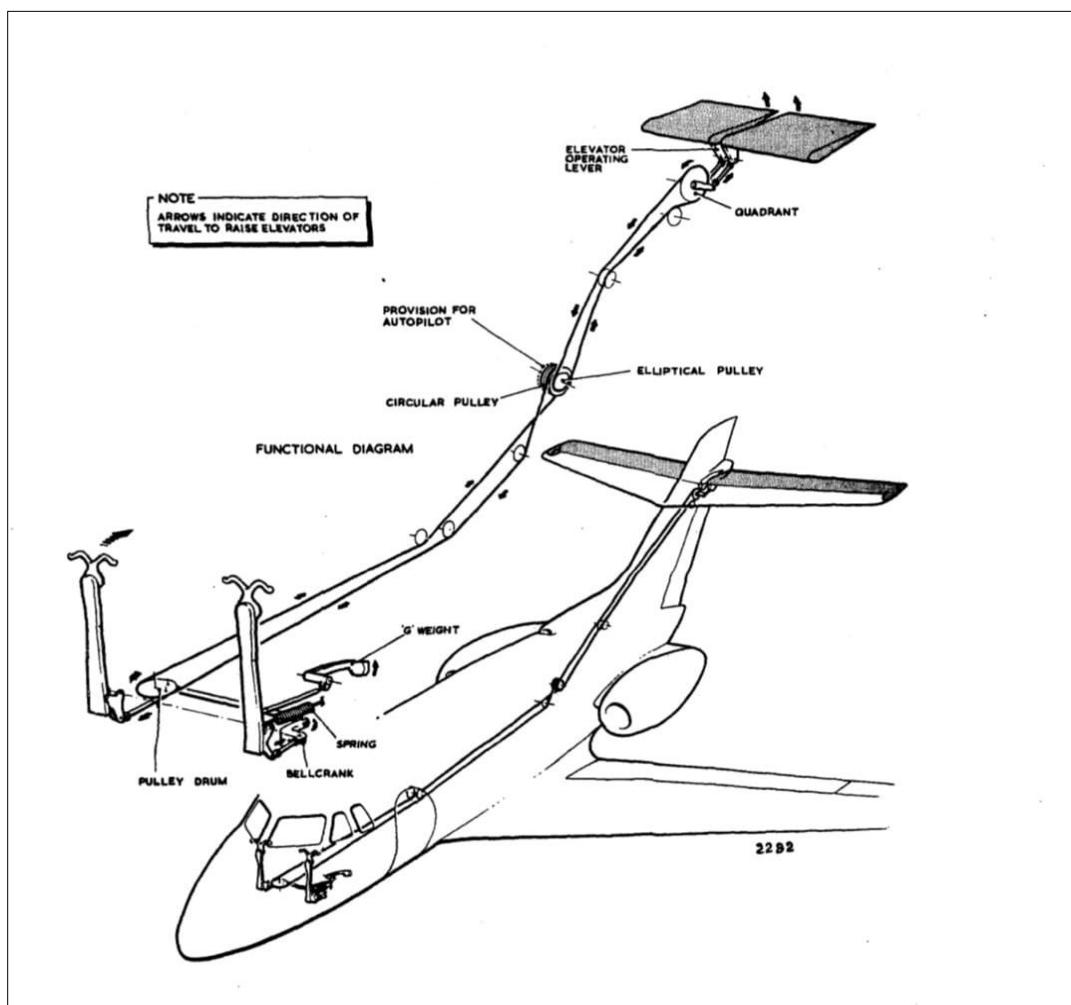


## Elevadores

La columna de mando está unida por bielas y una manivela a un tambor de poleas debajo del suelo del compartimento de noche; otra biela une la columna derecha al tambor de poleas cuando se instalan mandos duplicados. Los cables conectan el tambor a un tambor de poleas circular y elíptico situado en el compartimento de equipamiento trasero elíptico proporciona un aumento progresivo del movimiento del elevador a medida que la columna se aleja del punto muerto.

**Figura 27**

*Sistema de elevadores*



Los cables de la polea elíptica se conectan a un cuadrante en la parte superior del estabilizador vertical. El cuadrante está unido por dos varillas de conexión a las palancas de accionamiento del elevador. Un muelle y un contrapeso G actúan sobre la columna izquierda, ayudando al control del sistema elevador juntos, minimizan la variación en la fuerza del stick por G con diferentes condiciones de carga de la aeronave.

Los topes primarios están situados en la bisagra intermedia del elevador izquierdo y derecho; los pernos de tope ajustados en el elevador entran en contacto con un tope fijo en el estabilizador horizontal.

Los topes secundarios están situados en el tambor de la polea del elevador bajo el compartimento nocturno a piso; cuando los topes primarios hacen efecto, existe un espacio libre en los topes secundarios.

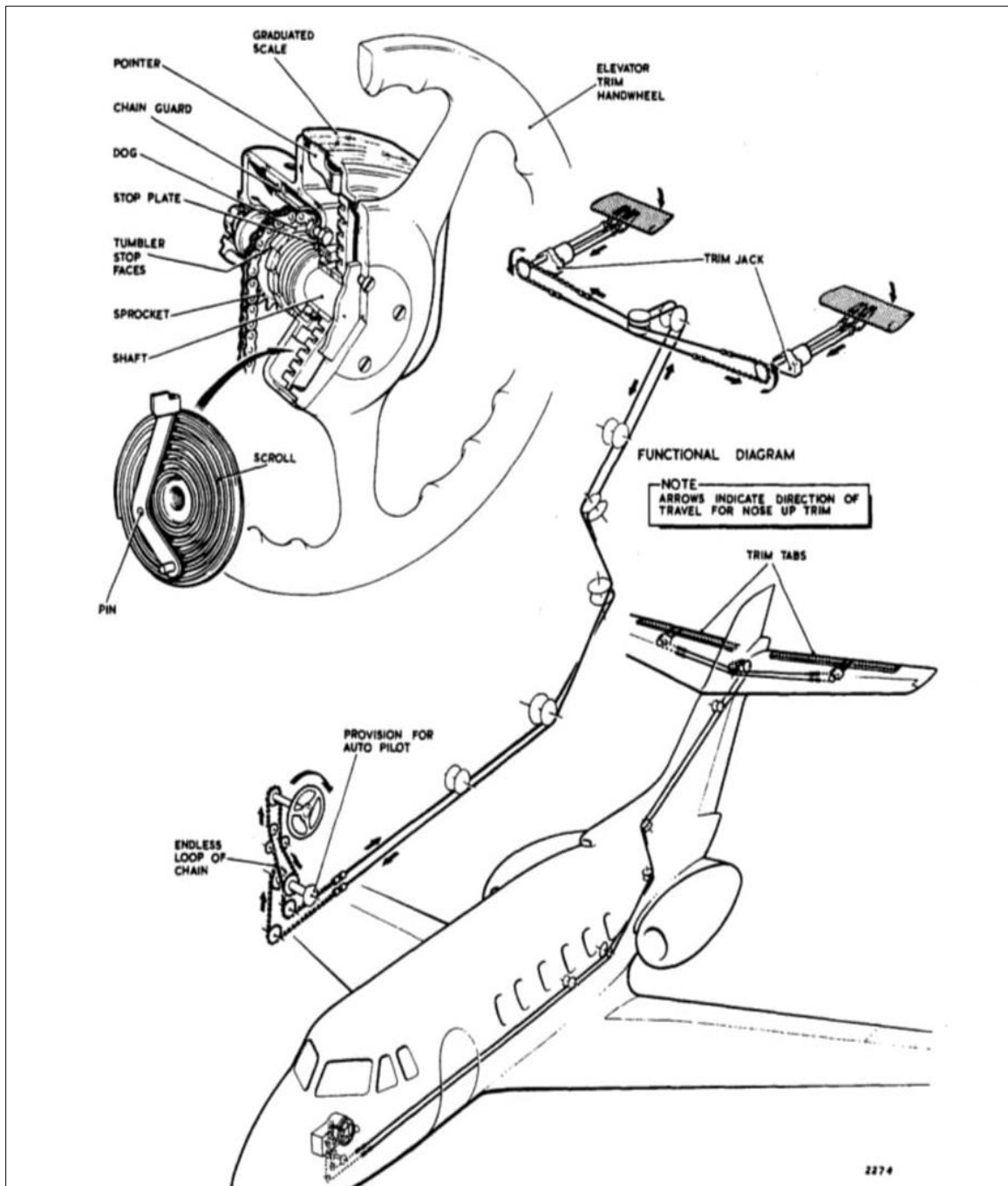
### **Trim del elevador**

Un volante de trimado del elevador y una placa de desplazamiento están fijados a un eje que gira en la caja de trimado; una rueda dentada está estriada en el eje. Seis tambores cada uno de los cuales está provisto de una cara de tope que entra en contacto con la cara de tope de la rueda adyacente. La primera y la sexta caras de tope del bombo están en contacto con una placa de tope fija y una rueda dentada. Las ruedas permiten 5,22 revoluciones del volante.

La placa de desplazamiento está ranurada helicoidalmente en su cara interior; un puntero, provisto de un pasador que encaja en esta ranura, se fija a la placa. En esta ranura, indica la posición de ajuste en una etiqueta (escala graduada).

Figura 28

Trim de los elevadores

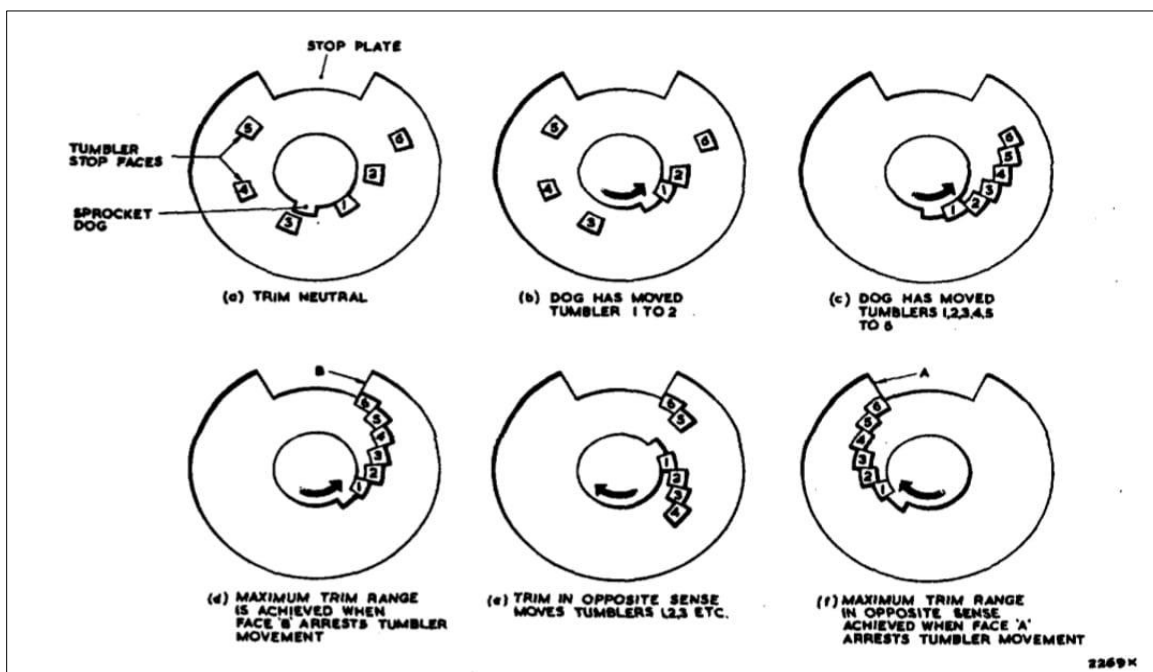


La rotación del volante de ajuste del elevador hace girar la rueda dentada, rueda dentada entra en contacto con la cara de tope del tambor adyacente. Cada revolución sucesiva

engrana otro tambor. El funcionamiento esquemático de las Ftg.3 (a)y(d) muestra el movimiento de la rueda en un sentido. El movimiento de corte en sentido opuesto (Fig.3 (e) y (f)) mueve la rueda dentada de modo que la cara opuesta del perro entre en contacto con la otra cara de tope del tambor N.º 1.

## Figura 29

*Funcionamiento de los trim de los elevadores*



El rango de movimiento de los tabs de trimado está limitado únicamente por las caras de tope de la caja de trimado. No hay ajuste para el rango de movimiento de las aletas de centrado.

## Flaps

El control de flaps se realiza mediante una palanca selectora montada en el pedestal de control en el compartimiento de vuelo. En el pedestal, la palanca selectora está acoplada mediante un puntal de resorte a un tambor de accionamiento.

Los cables de este tambor se dirigen hacia el fuselaje para terminar en un conjunto de tambor de resorte. Una varilla de conexión de un brazo de palanca en la base del conjunto del tambor está unida a la palanca de entrada de la unidad de control de los flaps.

La unidad de control de aletas consta de un motor hidráulico y una caja de engranajes montados en un bloque de válvulas común. El motor hidráulico es una unidad de tipo plato oscilante con cinco cilindros. El engranaje interno acciona los ejes de salida que sobresalen de los lados izquierdo y derecho de la unidad.

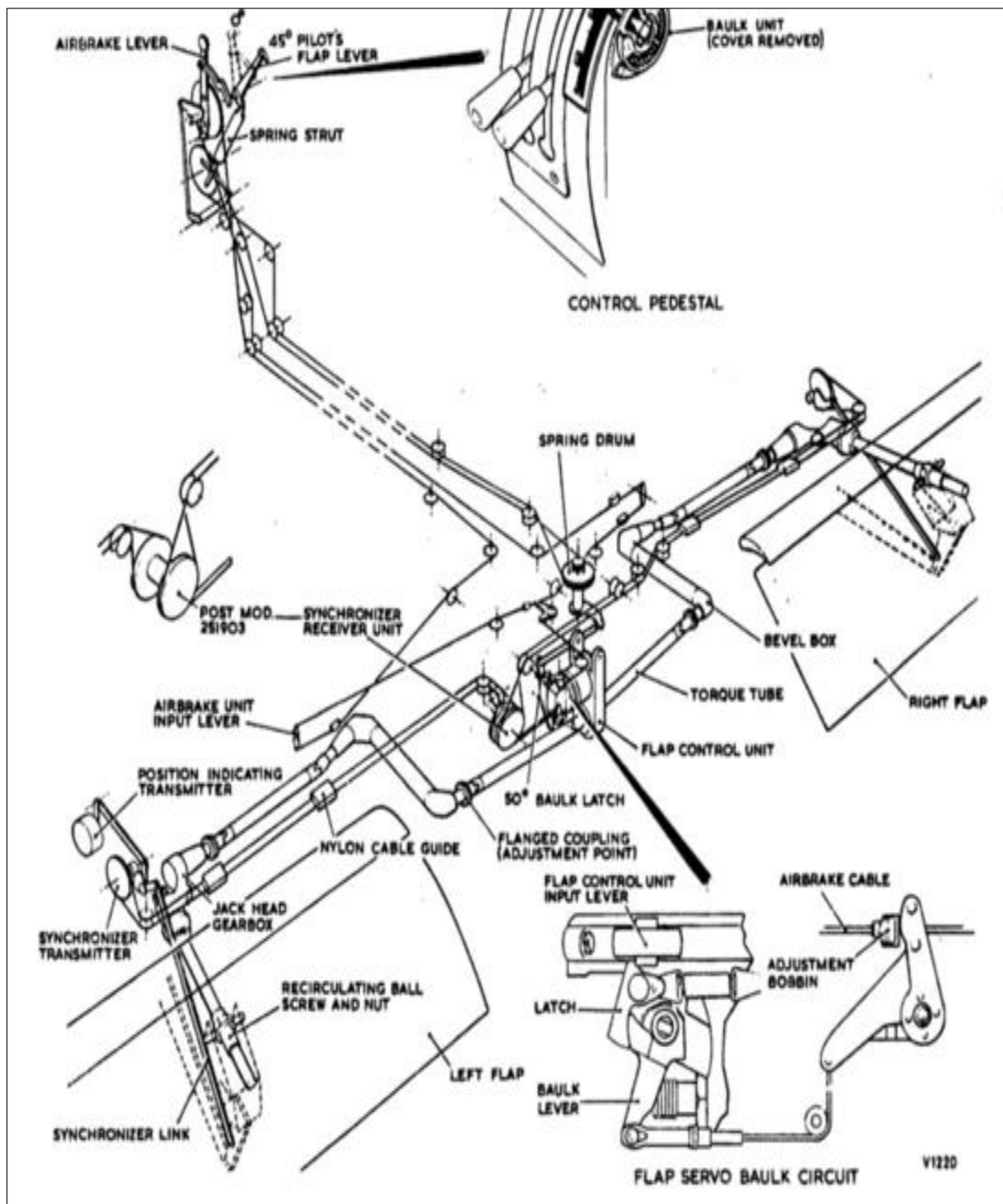
Los ejes de salida se interconectan mediante ejes de torsión, engranajes cónicos y juntas universales, a la respectiva aleta montadas en cada ala. Se incorporan dispositivos de fricción en los gatos hidráulicos para evitar que los flaps se muevan de las posiciones seleccionadas.

El fluido hidráulico del sistema principal normalmente se alimenta a la unidad de control de flaps a través de un puerto de entrada. En caso de fallo del sistema principal, el sistema hidráulico auxiliar puede suministrar fluido a la unidad a través de un puerto de emergencia a una válvula de corte en la unidad de control está vinculada externamente, a través de una palanca y biela, a un receptor de posición y sólo funciona para interceptar el caudal y detener la unidad, en respuesta a una señal de asimetría de la aleta procedente del receptor.



Figura 30

Funcionamiento de los Flaps



Dentro de la unidad de control, una caja de resorte unida a una válvula de relé garantiza que la válvula se cierre automáticamente en caso de que se produzca un fallo en el sistema de conexión de entrada.

Se proporciona un circuito de cable de sincronización para evitar la asimetría entre los flaps. Consta de una unidad receptora central y dos transmisores situados en los extremos de los ejes de transmisión y accionados por eslabones de las bisagras.

Un transmisor de posición de flaps, instalado delante del transmisor sincronizador izquierdo, está conectado eléctricamente a un indicador de posición de los flaps en el panel de instrumentos central.

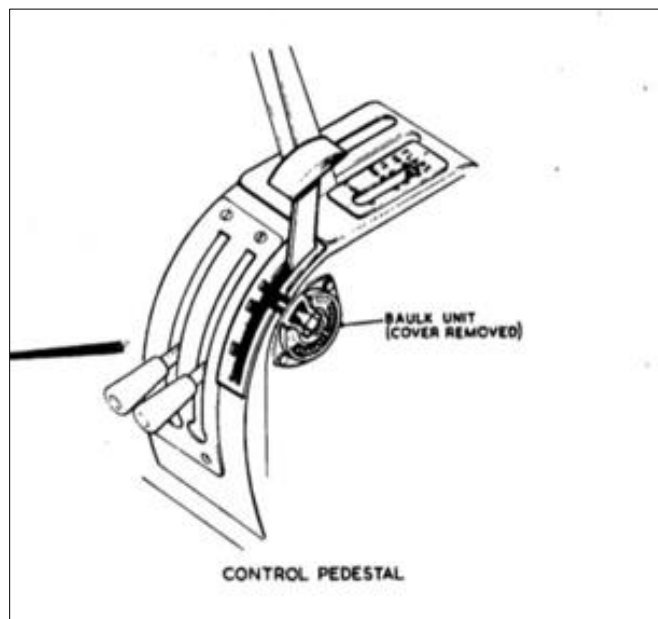
### **Palanca selectora de flaps**

La palanca selectora de flaps se mueve en una compuerta en el pedestal de control; la compuerta permite cuatro selecciones de flaps UP, TO (despegue), APP (aproximación) y LND (aterrizaje). Una unidad de baulk, situada en el pedestal de control asegura la selección de la posición TO cuando la palanca selectora se mueve desde la posición UP o hacia ARRIBA desde APP o LND.

La unidad de baulk incorpora una palanca de baulk que se proyecta en la compuerta de la palanca de flaps. La rotación de la palanca está limitada por una ranura y dos muelles de compresión la mantienen en el centro. La palanca de la compuerta también está cargada hacia el lado ranurado de la compuerta.

### Figura 31

#### *Palanca de los Flaps*



El movimiento de la palanca selectora de flaps se transmite a la palanca de entrada de la unidad de control de flaps a través del circuito de cable; el puntal de resorte y el tambor de resorte compensan cualquier retraso en la velocidad de movimiento entre la palanca selectora y la palanca de entrada. La palanca de entrada mueve una válvula de relé que permite el paso de fluido al motor hidráulico. La rotación del eje del motor se transmite a través de un engranaje helicoidal a los ejes de accionamiento de las aletas. Un eje de tornillo de reajuste hace que la válvula de relé se cierre cuando el motor haya girado las revoluciones necesarias para alcanzar el ajuste de aleta seleccionado. La rotación del eje de accionamiento hace girar los martinetes a través de una caja reductora. La rotación de los martinetes hace que las tuercas se muevan con respecto a los tornillos, pivotando así las aletas proporcionales al movimiento de la palanca selectora.

En condiciones normales de funcionamiento, las bobinas de la unidad receptora giran en direcciones opuestas; el piñón, por lo tanto, gira libremente sobre el émbolo de salida. Si

uno de los ejes de transmisión deja de funcionar una sola rueda cónica, el piñón gira alrededor de la rueda cónica estacionaria. Este movimiento desplaza el émbolo de salida y, a través de la biela, mueve la válvula de corte de la unidad de aletas para detener el suministro de energía al motor de aletas.

### **Mecanismo de freno de la unidad de control de los flaps**

El mecanismo de bloqueo de la unidad de control de flaps forma un tope positivo; El movimiento de la palanca de entrada de la unidad de flaps se detiene para evitar que los flaps se muevan de la posición de aterrizaje hasta que se seleccione la descarga de elevación en la palanca del Aero freno. Cuando se selecciona la descarga de elevación, una bobina ajustable en el cable de equilibrio del Aero freno transmite el movimiento a una palanca de manivela que está conectada por cable a la palanca de freno de aire; la palanca se gira fuera del camino del freno de aire y permite el movimiento de la palanca de entrada más allá de la posición de tierra. El deflector actúa sólo en selección hacia abajo permitiendo el retorno libre de la palanca de entrada.

Los flaps pueden ser bajados más allá de la posición de tierra para proporcionar una facilidad de descarga de elevación. Cuando los flaps están en la posición de aterrizaje, se puede seleccionar la función de descarga por elevación mediante un movimiento hacia arriba y hacia atrás del mando de elevación. El tambor de resorte compensa cualquier desfase en la velocidad de movimiento entre la palanca selectora del freno neumático y la unidad de entrada de la unidad de control de los flaps.

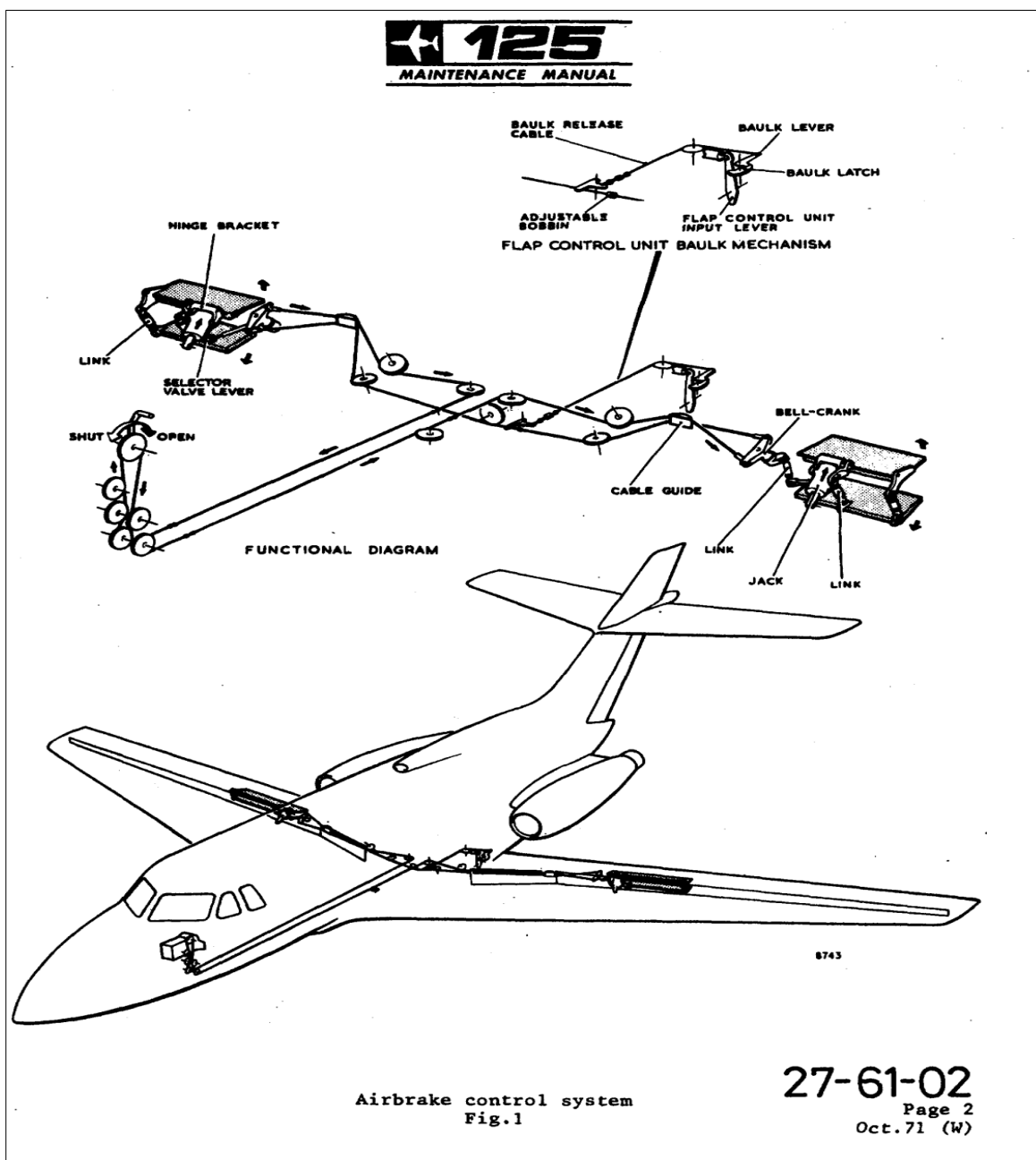
### **Spoilers**

Las superficies superior e inferior del freno de aire están instaladas detrás del larguero trasero en cada ala. Cuando están cerradas, las superficies forman parte de la cubierta del ala. Cada par de frenos de aire (superior e inferior) es operado por un actuador hidráulico con una válvula selectora integral. Una palanca selectora de frenos de aire y un tambor de cable en el

pedestal de control están conectados a las dos válvulas selectoras mediante cables y palancas acodadas. Las manivelas acodadas están interconectadas por un cable de equilibrio para sincronizar el movimiento de los frenos de aire izquierdo y derecho.

**Figura 32**

*Palanca de los Flaps*



Un amortiguador de fricción accionado por resorte ajustable actúa sobre el tambor del cable. Un micro interruptor, montado en cada soporte de bisagra interior del freno de aire en el soporte de tope del freno de aire, se acciona cuando los frenos de aire están cerrados. Los interruptores están conectados a un indicador magnético en el compartimiento de vuelo. Los micro interruptores en la bisagra interna del freno de aire y los micro interruptores de bloqueo de la pata hacia abajo del tren de aterrizaje principal derecho y los micro interruptores de bloqueo de la puerta hacia arriba, están en circuito con micro interruptores conectados en serie operados por el acelerador. Cuando ambos aceleradores se accionan más allá de la posición de 40%-60% rev/min con el tren de aterrizaje bloqueado y los frenos de aire abiertos, una bocina emite una advertencia audible.

Los spoilers se pueden bajar a una posición de descarga de elevación mediante una selección del aire-palanca de control del selector de frenos cuando los flaps están en la posición de 45° (aterrizaje). El cable de equilibrio del freno de aire lleva una bobina ajustable que está asociada con la palanca de retroceso en la unidad de control de flaps.

### **Actuadores de los spoilers**

El cuerpo de cada actuador hidráulico tiene muñones que pivotan en casquillos en el soporte de bisagra interior de los spoilers superiores. El extremo del ojo del vástago del pistón está unido a la estructura del ala. La válvula selectora está atornillada al costado del gato y lleva las líneas de suministro y retorno hidráulico. El émbolo de la válvula selectora está controlado por una palanca que pivota sobre el cuerpo del gato y está empujado a la posición cerrada por resortes en el cuerpo de la válvula.

Desde cada palanca acodada, un eslabón transmite movimiento en la palanca de la válvula selectora. El movimiento posterior de los cuerpos del gato actúa sobre el soporte de bisagra interior de los frenos de aire superiores y abre los frenos de aire. Los enlaces conectados entre los soportes de bisagra de los spoilers superior e inferior aseguran que los

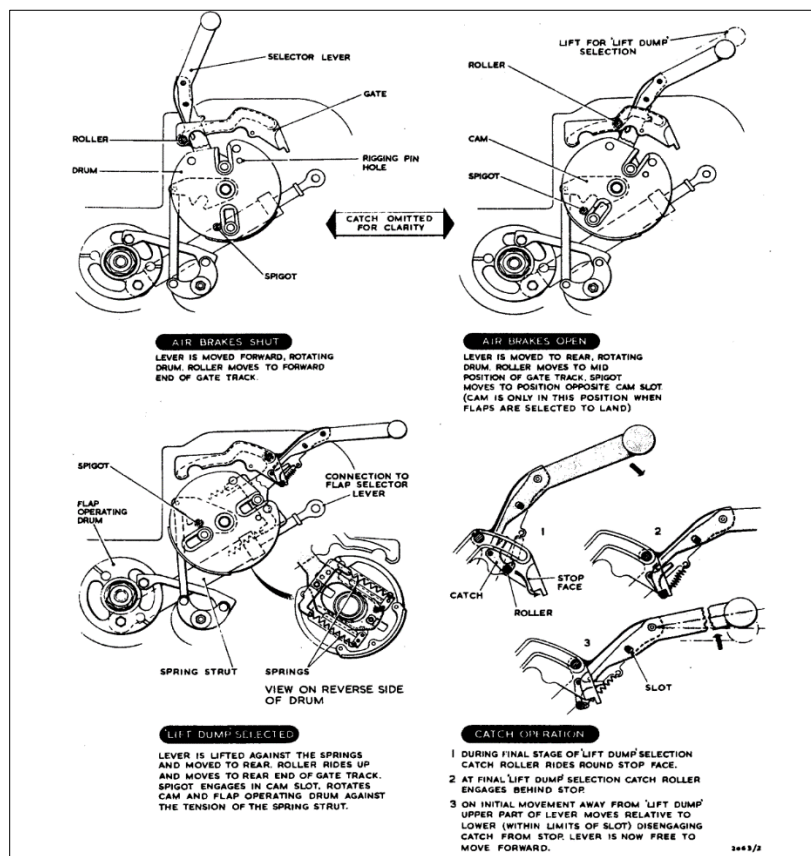
spoilers superior e inferior se muevan simultáneamente.

A medida que se abren los frenos de aire, se accionan los micro interruptores, lo que hace que el indicador magnético muestre ABIERTO. Cuando se seleccionan los frenos de aire cerrados, el indicador vuelve a CERRADO; se muestra una trama cruzada cuando no se alimentan fuentes de alimentación al circuito indicador.

Cuando el tren de aterrizaje está bloqueado, las puertas del tren principal están bloqueadas y los frenos de aire no están completamente cerrados, la operación de ambos aceleradores más allá del 40% -60% rev/min. completará un circuito y hará que suene la bocina de advertencia.

**Figura 33**

*Sistema de spoilers*



Los frenos de aire se pueden detener en cualquier ajuste intermedio entre ABIERTO y CERRADO haciendo la selección adecuada en la palanca de control. Dado que el cuerpo del gato también mueve el cuerpo del selector, la válvula selectora se llevará a la posición neutral cuando se haya alcanzado la posición seleccionada, deteniendo así el movimiento del freno de aire.

El movimiento de las aletas para 'descargarse' se logra cuando la bobina, en el cable de equilibrio de los frenos de aire, mueve la palanca acodada y el cable de retroceso en respuesta a la selección DUMP de la palanca del freno de aire. Esta acción libera el pestillo de retroceso en la unidad de control de flaps y permite que la palanca de entrada de la unidad realice una selección hidráulica de los flaps en el ángulo de 'descarga'.

Con los flaps colocados en la posición 450 (aterrizaje), se obtiene un ajuste adicional de flaps (descarga de elevación) moviendo la palanca selectora del freno de aire a la posición ABIERTA y luego levantando la palanca y moviéndola a la posición DUMP.



## Capítulo III

### Desarrollo del tema

#### Descripción general

En este capítulo se explicará cómo se realizó la inspección de 500 horas del actuador del accionamiento de los spoilers de la aeronave Hawker Siddeley HS 125, utilizando la información técnica. Para llevar a cabo esa tarea es necesario la remoción del actuador, para realizar las pruebas de accionamiento del mismo en el banco hidráulico. También se explicará el funcionamiento del banco hidráulico ya que simula que el actuador este instalado en la aeronave y reciba la presión para que el vástago salga y entre causando el movimiento de los spoilers de la aeronave. Por último, se desarrollará un manual de operación, de mantenimiento y de seguridad del banco de prueba hidráulico.

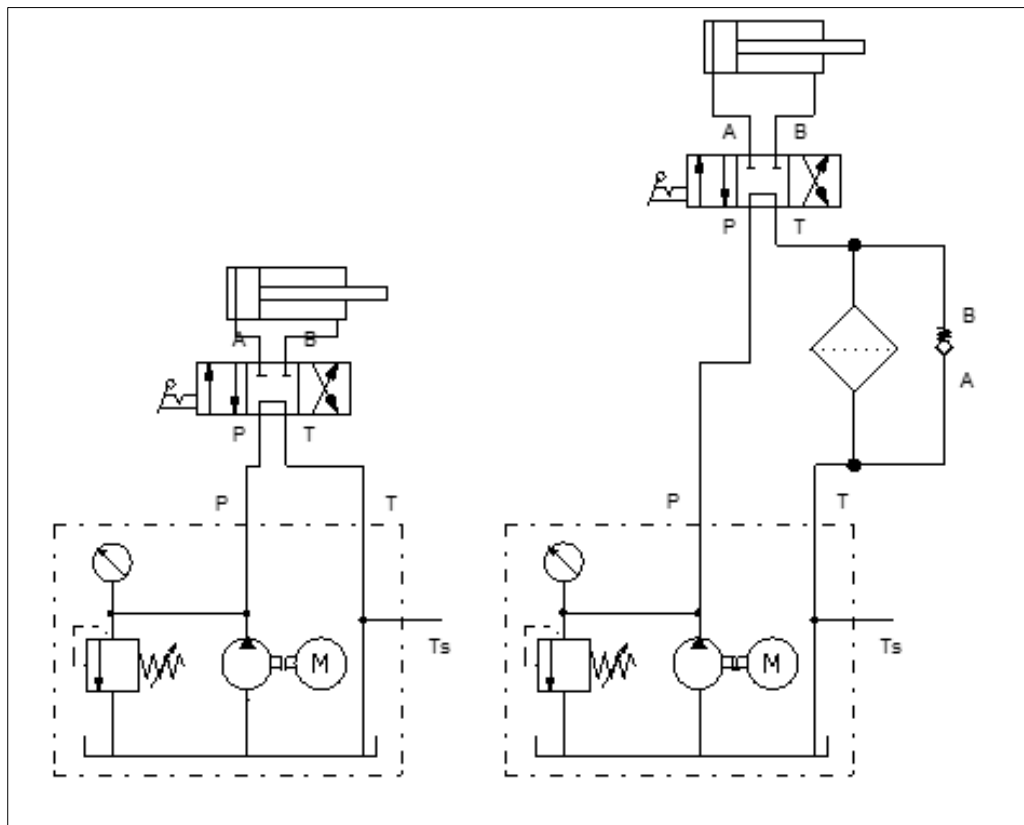
#### Banco hidráulico

Para realizar la prueba de accionamiento y la inspección de 500 horas del actuador de los spoilers fue necesario la implementación de un banco de pruebas hidráulico que permita conectar el actuador mediante cañerías y que reciba la misma presión de la aeronave, para ello se empezó realizando el diseño del banco. El banco hidráulico consta de tres sistemas diferentes denominados con las letras A-B-C. Cada uno de estos sistemas se pueden conectar hacia el actuador, ya que constan de todos los componentes básicos de un sistema hidráulico, por ende, la diferencia de cada uno de estos será que el componente de accionamiento de presión hacia el actuador, cambiará de acuerdo al sistema, como se observará en los siguientes diseños.

### Sistema A - banco hidráulico

Figura 34

Sistema A

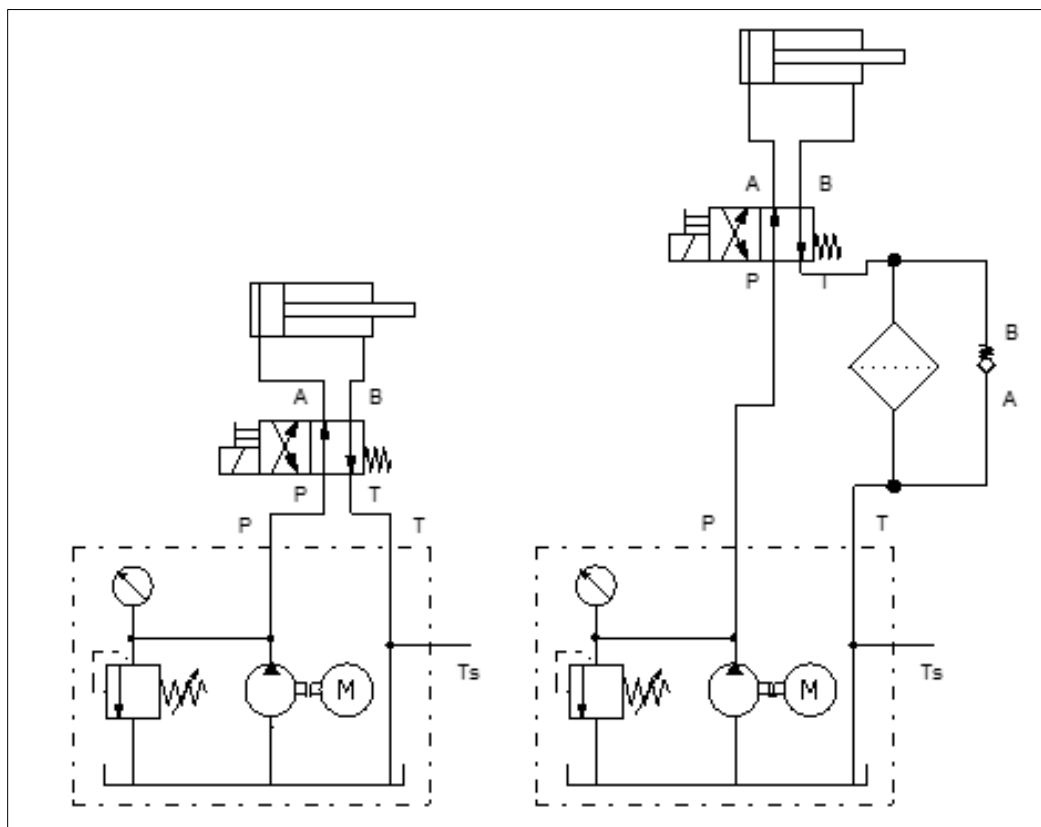


Como se muestra en la Figura 34, el sistema A será accionado por una válvula direccional 4/3 de palanca manual con depósito de circulación. Dentro de esta configuración, la válvula direccional cuádruple de tres vías, accionada manualmente por medio de una palanca, se emplea para dirigir el flujo del fluido hidráulico en la dirección deseada, proporcionando un control preciso sobre el funcionamiento del actuador.

### Sistema B - banco hidráulico

Figura 35

Sistema B

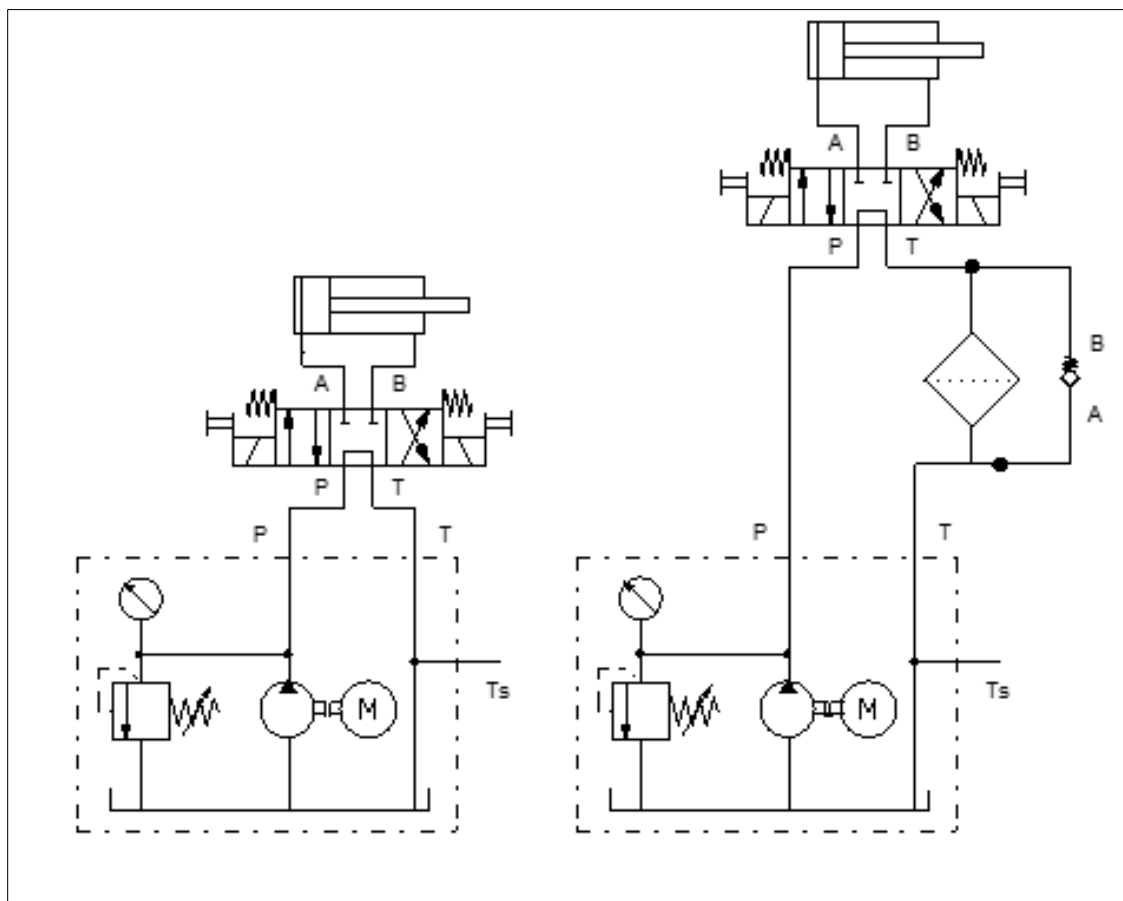


Como se muestra en la Figura 35, el sistema B será accionado por una válvula direccional 4/2 por solenoide. Además, consta de una válvula antirretorno que permite el flujo en una sola dirección, un filtro para garantizar la calidad del fluido, el conjunto motriz responsable de la energía y un cilindro de doble efecto que cumple diversas funciones. Esta configuración asegura un control preciso y eficiente del sistema, permitiendo un rendimiento óptimo en diferentes aplicaciones.

### Sistema C - banco hidráulico

Figura 36

Sistema C



Como se muestra en la Figura 36, el sistema B será accionado por una válvula direccional 4/3 por solenoide. También se incluye una válvula antirretorno que facilita el flujo unidireccional, un filtro que se encarga de purificar el fluido utilizado, el grupo motriz encargado de suministrar la energía necesaria, y un cilindro de doble efecto con capacidades versátiles. Esta configuración no solo garantiza un control preciso y eficiente del sistema, sino que también amplía las posibilidades de aplicación en una variedad de contextos.

### **Estructura del banco hidráulico**

Para la implementación de la estructura donde se instalarán todos los componentes hidráulicos, se realizó tomó medidas las cuales sirvieron para cortar tanto la estructura interna y externa del mismo, como se muestra en la Figura 37. Se utilizó tubo de acero y una plancha de acero.

#### **Figura 37**

*Estructura del banco hidráulico*



Una vez que se realizó el proceso de medición, trazado y corte se procedió a soldar las piezas para obtener la estructura del banco de pruebas. Para ello se utilizó electrodos 6011, estos electrodos de soldadura 6011 son una clase de electrodos recubiertos ampliamente utilizados en la soldadura con arco, especialmente en aplicaciones con aceros al carbono y estructuras metálicas.

**Figura 38**

*Proceso de suelda de la estructura del banco hidráulico*



Una vez soldado todos los componentes de la estructura del banco de pruebas, se procedió a ubicar los componentes como bombas, filtros, manómetro, válvula, etc.

**Figura 39**

*Estructura terminada*



Para poder ubicarlos y proceder a cortar la parte frontal del banco y que estos se puedan instalar correctamente.

### **Figura 40**

*Estructura y ubicación de componentes*



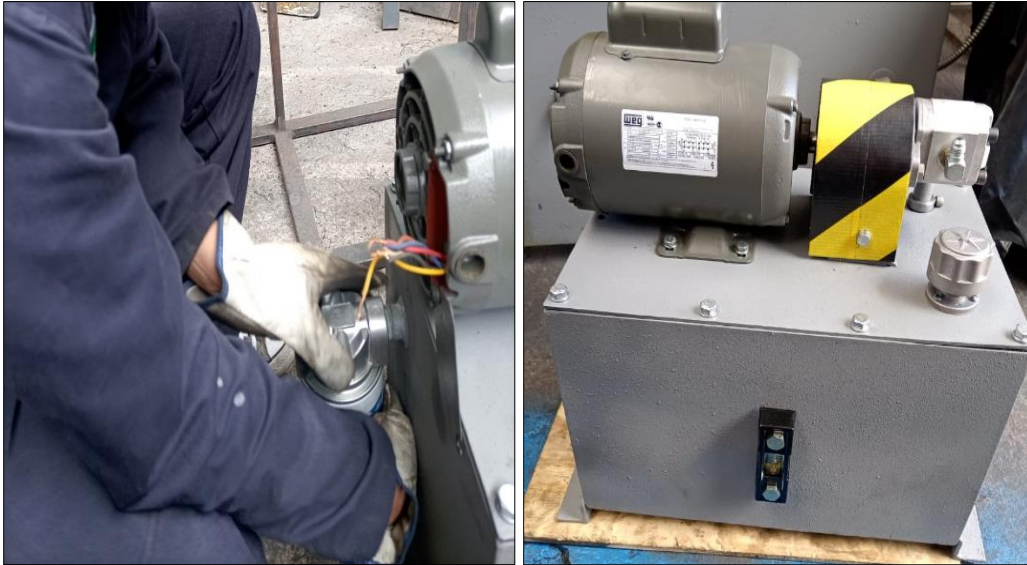
### **Instalación de componentes**

Ya lista la estructura del banco, se procedió a instalar todos los componentes como son la bomba, motor, válvulas, filtros, reservorio, conexiones de cañerías, conexiones eléctricas. Hay que tener en cuenta que primero se instaló sobre el reservorio el motor y la bomba, como se muestra en la Figura 41. Esta instalación se realizó con las debidas precauciones ya que estos dos componentes deben estar siempre alineados caso contrario existirá daño del eje de la válvula por la rotación del motor eléctrico.

## Instalación del motor y bomba

### Figura 41

#### *Instalación del motor y bomba*



Se fabricó una protección para la válvula ya que esta tiene una rotación que podría provocar un accidente en el momento del uso del banco, la misma se cubrió con una cinta de peligro. El motor del sistema es un motor que puede funcionar con 110 v o con 220 v, el cual se dejó para que funcione con 220 voltios, ya que se tenía la instalación para 220 v dentro del laboratorio.

### Instalación del reservorio

Luego se instaló el reservorio en el banco de pruebas en la parte inferior, ajustando 4 pernos de sujeción, los mismos que pueden ser removidos para el mantenimiento o reemplazo del mismo.



**Figura 42**

*Instalación del reservorio*

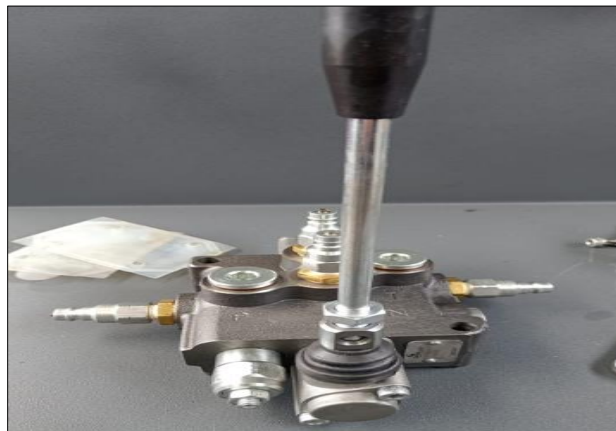


### **Instalación de válvulas**

Se instaló las válvulas de control del sistema, estas válvulas permiten controlar el accionamiento del dispositivo que se necesita comprobar, en este caso del actuador de los spoilers de la aeronave Hawker Sidelley. Se instalaron 3 tipos de válvulas, como se muestra en la Figura 43.

**Figura 43**

*Válvula direccional 4/3*



Este dispositivo es una válvula direccional 4/3 de palanca manual con depósito de circulación. Es utilizado en sistemas hidráulicos para controlar el flujo del fluido en diferentes direcciones. Esta válvula es conocida como 4/3 porque tiene cuatro posiciones y tres vías. La función principal de esta válvula es dirigir el flujo del fluido hidráulico hacia diferentes actuadores o circuitos en una aplicación específica.

El accionamiento manual es especialmente útil en situaciones donde se requiere un control preciso y donde no es necesario un accionamiento automático. Las posiciones generalmente son: posición central (neutro) y dos posiciones extremas que controlan la dirección del flujo del fluido hacia los actuadores. Las tres vías permiten que el fluido entre y salga de la válvula según sea necesario.

#### Figura 44

*Válvula direccional 4/2 por solenoide*



Este dispositivo es una válvula direccional 4/2 por solenoide, que permite controlar y dirigir el flujo del fluido hidráulico en aplicaciones de prueba, especialmente en bancos de pruebas diseñados para evaluar el rendimiento de componentes hidráulicos, como cilindros, motores y otros dispositivos. Las posiciones generalmente incluyen la posición central (neutro)

y dos posiciones extremas que controlan la dirección del flujo del fluido hacia los circuitos o componentes que están siendo probados.

Un solenoide es una bobina eléctrica que, cuando se energiza, genera un campo magnético que mueve un pistón o carrete dentro de la válvula, cambiando la posición de la misma y controlando el flujo del fluido hidráulico. El control por solenoide permite un cambio rápido y preciso de la posición de la válvula, lo que es fundamental en aplicaciones de prueba donde se requiere un control detallado.

### Figura 45

*Válvula direccional 4/3 por solenoide*



Es una válvula direccional 4/3 por solenoide, es un componente importante para controlar el flujo y la dirección del fluido hidráulico en aplicaciones de prueba y análisis de sistemas hidráulicos. La configuración 4/3 significa que la válvula tiene cuatro posiciones posibles y tres vías de flujo. Esto es esencial para dirigir el flujo de manera eficiente a través de diferentes circuitos o componentes en el banco de pruebas.

Las cuatro posiciones generalmente incluyen la posición central (neutro) y dos posiciones extremas que controlan la dirección del flujo hacia los circuitos o componentes bajo prueba. El control de la válvula se realiza mediante solenoides eléctricos. Cuando se energizan, estos solenoides generan campos magnéticos que activan el mecanismo interno de la válvula, cambiando la posición de las vías y controlando el flujo del fluido hidráulico.

### Instalación de filtros

#### Figura 46

##### *Filtros del sistema*



Se instaló dos filtros uno de presión en línea y otro de retorno. El filtro de línea se instaló directamente en la línea del sistema hidráulico para eliminar partículas y contaminantes del fluido. Este filtro es de 10 micras. Son esenciales para mantener limpio el fluido y proteger componentes críticos como bombas, válvulas y cilindros. El filtro del retorno tipo malla, elimina las partículas antes de que el fluido regrese al depósito. Ayudan a mantener la calidad del fluido, lo que es especialmente importante en sistemas hidráulicos de circuito cerrado, por tal razón se instaló en el reservorio.

## Instalación del manómetro

### Figura 47

#### *Manómetros del sistema*



Para asegurar el monitoreo de la presión del banco de pruebas se instaló un manómetro de presión manométrica, con una escala de hasta 3000 psi. Estos manómetros miden la presión por encima de la presión atmosférica. Son los más comunes y se utilizan en una amplia gama de aplicaciones, desde medir la presión de neumáticos hasta la presión en sistemas hidráulicos.

Los manómetros tipo Bourdon son un diseño de manómetro ampliamente utilizado para medir la presión en una variedad de aplicaciones. Estos manómetros utilizan un tubo en forma de C o espiral, llamado tubo Bourdon, que se deforma bajo la influencia de la presión del fluido que se mide. La deformación del tubo Bourdon se transmite mecánicamente a través de un sistema de engranajes y una aguja que indica la presión en una escala graduada.

La integración de las conexiones de tuberías y mangueras se realizó con precisión (ver Figura 48), utilizando acoplamientos adecuados y asegurándose de que cada unión estuviera correctamente apretada. Se prestó especial atención para evitar fugas de fluido y garantizar un flujo fluido sin obstrucciones a lo largo del sistema.

## Instalación de cañerías y acoples

**Figura 48**

*Instalación de cañerías y acoples*



Por último, se conectó todos los componentes eléctricos y se instaló algunos breakers y relés dentro de una caja de control, la misma que se instaló en la parte lateral del banco hidráulico, como se puede observar en la Figura 49.

**Figura 49**

*Instalación del sistema eléctrico*



El resultado final después de haber pintado el banco de pruebas hidráulico se puede observar en la Figura 50.

### **Figura 50**

*Resultado final*

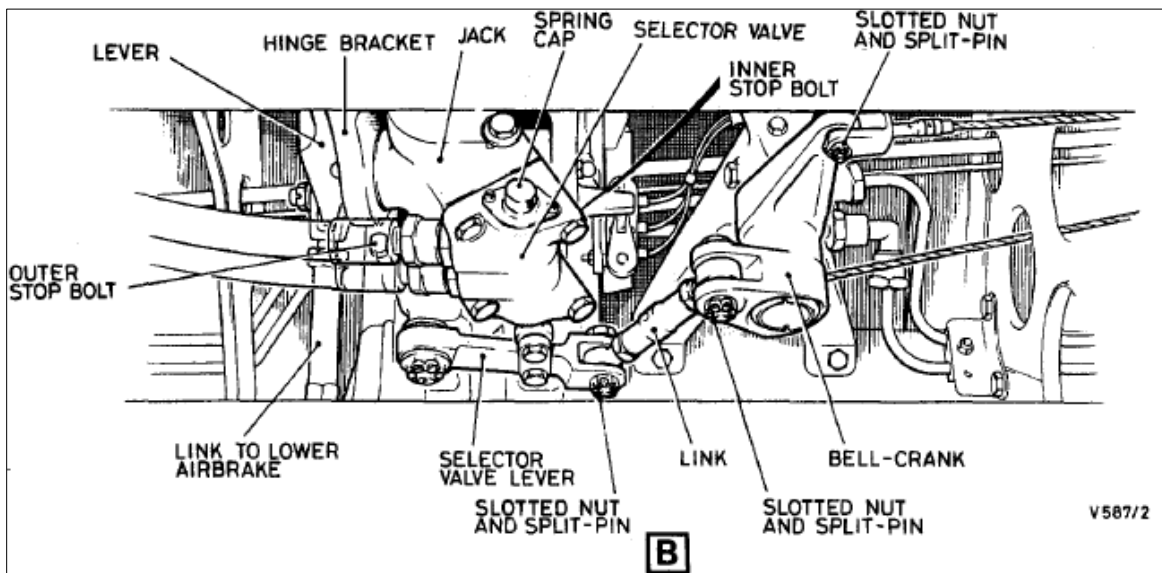


### **Remoción de actuador del spoiler**

Para la remoción de los actuadores de los spoilers se procedió a utilizar el manual de mantenimiento el ATA 27- 61-31 páginas 201-202. (ver Anexo A)

Figura 51

Actuador de los spoilers



Luego se procedió a realizar todos los pasos descritos en el la página 201:

- (1) Opere los flaps a LND y los Spoilers a posición arriba.
- (2) Libere la presión hidráulica (consulte el Capítulo 29, GENERAL).

Hay que tener en cuenta que para despresurizar el sistema principal hidráulico se realizaron los pasos que se describen en el manual de mantenimiento en el ATA 29-10 página 301-303. (ver Anexo B).

- (3) Desconecte las cañerías del actuador.
- (4) Desconecte la palanca de la válvula selectora del link y desconecte el extremo del actuador.
- (5) Retire la placa lateral del soporte de la bisagra interior y el muñón interior del actuador; retire el actuador.



**Figura 52***Remoción del actuador***Prueba del actuador en el banco hidráulico**

Se conectó el actuador en el banco hidráulico y se procedió a utilizar el sistema A del mismo. Dando como resultado satisfactorio ya que a la presión de 150 psi el actuador se desplegó y se liberó la presión y se retractó. Se realizó una inspección de fugas de líquido hidráulico y no existió ninguna.

**Figura 53**

*Pruebas del actuador*



### **Instalación del actuador del spoiler**

Una vez realizada la prueba de accionamiento del actuador, se instaló el mismo en la aeronave de acuerdo al manual de mantenimiento, el mismo señala que se debe lubricar tanto el vástago del actuador.

Se ajustó las cañerías de presión y de retorno del actuador y luego se ajustó los mecanismos que transmiten el movimiento desde el cuadrante hasta el actuador. Luego se procedió a instalar nuevos coter pines en las tuercas de castilla.

**Figura 54**

*Instalación del actuador*



## Capítulo IV

### Conclusiones y recomendaciones

#### Conclusiones

- La recopilación de información técnica y la interpretación precisa de los procedimientos son esenciales para garantizar una inspección adecuada y precisa del actuador de accionamiento de los spoilers en el sistema hidráulico principal de la aeronave Hawker Siddeley HS 125.
- La inspección visual general del sistema hidráulico principal es esencial para detectar posibles fugas o daños en las líneas y conexiones, lo que es crucial para mantener la integridad del sistema y la seguridad de la aeronave.
- La inspección de 500 horas del actuador de acuerdo con los procedimientos establecidos en los manuales de la aeronave. Esto garantiza que la inspección sea consistente y aborde las áreas críticas que pueden afectar el funcionamiento del sistema.
- Realizar pruebas funcionales al actuador es una parte crucial de la inspección. Esto asegura que el actuador esté operando dentro de los límites establecidos por el fabricante y está funcionando correctamente, lo que es fundamental para el rendimiento y la seguridad de los spoilers.

**Recomendaciones**

- Implementar un programa de mantenimiento preventivo para el sistema hidráulico principal, incluida la inspección regular de los componentes clave, como el actuador de los spoilers. Esto ayuda a identificar problemas antes de que se conviertan en fallas críticas.
- Mantener registros detallados de todas las inspecciones, pruebas y acciones correctivas realizadas tanto al sistema del actuador, como al banco de pruebas. Esto proporciona un historial de mantenimiento esencial para rastrear el estado del sistema, tomar decisiones informadas y cumplir con requisitos regulatorios.

## Glosario

**Actuador hidráulico:** Es un dispositivo capaz de transformar la energía hidráulica en la activación de un proceso con la finalidad de generar un movimiento mecánico.

**Flaps:** Son dispositivos hipersustentadores situadas en la parte posterior de las alas de los aviones, están diseñados para que los aviones puedan volar a baja velocidad ya que este sistema aumenta la sustentación del ala y reduce la velocidad a entrada a pérdida.

**Fluido:** Un fluido es una sustancia que se encuentra en estado líquido o gaseoso y que fluye con facilidad. Los fluidos se caracterizan por su capacidad para adaptarse a la forma de los recipientes que los contienen y por su capacidad para fluir y desplazarse con facilidad.

**Hidráulica:** La hidráulica es una rama de la física que estudia el comportamiento de los fluidos en función de sus propiedades físicas y su interacción con diferentes elementos

**Inspección:** Es la evaluación detallada de un avión, equipo, instalaciones, piezas y sistemas para asegurarse de que todo cumple con los estándares establecidos por las autoridades aeronáuticas. Las inspecciones pueden ser programadas o no programadas, y la frecuencia de las inspecciones puede variar según el tipo de avión y el uso previsto.

**Punto de congelación:** Es la temperatura a la cual una sustancia en estado líquido se transforma en estado sólido manteniendo la misma presión.

**Punto de ebullición:** Es la temperatura a la cual un líquido cambia de fase a gas y se produce la ebullición. Este cambio de estado se produce cuando la presión de vapor del líquido es igual a la presión ambiental circundante. En otras palabras, es la temperatura a la que un líquido hierve.

**Reservorio:** Un reservorio es un contenedor que almacena fluidos. Este puede ser de diferentes tiempos de materiales, como el plástico, acero entre otros.

**Servicio:** El servicio se refiere a las actividades y funciones relacionadas con el

transporte aéreo de personas y carga, incluyendo la seguridad, la regulación, el mantenimiento, los servicios aeroportuarios y otros aspectos relacionados con la gestión de la aviación civil y militar.

**Sistema hidráulico:** Es un sistema de potencia utilizado en aeronaves que utiliza líquidos para transmitir la energía necesaria para operar los diferentes sistemas de la aeronave, como las superficies de control, el tren de aterrizaje y otros equipos.

**Spoilers:** Los spoilers tienen como función principal reducir la sustentación del ala y aumentar la resistencia del aire, lo que ayuda a desacelerar y a reducir la velocidad durante el aterrizaje. También se pueden utilizar para mejorar el control del avión en situaciones como el despegue y el aterrizaje.

**Viscosidad:** La viscosidad se refiere a la resistencia que presentan algunos líquidos durante su flujo y deformación. Es una propiedad física que describe el espesor y la pegajosidad de un fluido. En otras palabras, la viscosidad es la medida de la resistencia del fluido a fluir.

## Bibliografía

- Aeronautics guide. (n.d.). *Aircraft Hydraulic System Actuators*. Retrieved August 12, 2023, from <https://www.aircraftsystemstech.com/p/actuators.html?m=1>
- AIRTEAM. (2017). *Aircraft hydraulic pressure gauges*. <https://www.airteam.eu/hydraulic-pressure-gauges>
- Aprendamos aviación. (n.d.). *Aviación: Sistema Hidráulico - Aircraft Hydraulic*. Retrieved August 12, 2023, from <https://www.aprendamos-aviacion.com/2022/01/aviacion-sistema-hidraulico.html?m=1>
- Aprendamos aviación. (n.d.). *Líneas de Fluidos (Tuberías) - Lines and Fittings*. Retrieved August 12, 2023, from <https://www.aprendamos-aviacion.com/2021/12/aviacion-lineas-de-fluidos-tuberias.html?m=1>
- Buenas tareas. (2012). *Tanques Hidráulicos Y Reservorios En Aeronaves*. <https://www.buenastareas.com/ensayos/Tanques-Hidr%C3%A1ulicos-y-Reservorios-En-Aeronaves/4646514.html>
- Bultz. (2022). *Tipos de filtros hidráulicos*. <https://www.bultz.eu/tipos-de-filtros-hidraulicos/>
- Chevron. (2016). *Hydraulic Oil 5606 High performance general purpose hydraulic oil Product highlights*.
- Eurolab. (n.d.). *Fluido hidráulico MIL-H-5606 - Base de petróleo - Aeronaves - Misiles e ingeniería*. Retrieved August 12, 2023, from <https://www.laboratuar.com/es/sektorel/havacilik-ve-uzay/mil-h-5606-hidrolik-sivi---petrol-bazi---ucak---fuze-ve-muhendislik/>
- Kistler. (n.d.). *Rendimiento de sistemas hidráulicos en aeronaves*. Retrieved August 12, 2023, from <https://www.kistler.com/ES/es/rendimiento-de-sistemas-hidraulicos-en-aeronaves/C00000005>



Monografías Plus. (n.d.). *Tanques Hidráulicos Y Reservorios En Aeronaves*. Retrieved August

12, 2023, from <https://www.monografias.com/docs/Tanques-Hidr%C3%A1ulicos-Y-Reservorios-En-Aeronaves-P3JE6SGFCDUNZ>

Netudemy. (2018). *Sistema hidráulico en aeronaves*.

<https://uniaeronautico.home.blog/2018/12/02/sistema-hidraulico-en-aeronaves/>

Oterror do cumulonimbo. (2020). *Bombas hidráulicas tradicionales*.

<https://greatbustardsflight.blogspot.com/2020/03/bombas-hidraulicas-tradicionales.html?m=1>

Pasión por volar. (2021). *Sistema hidráulico del avión*. <https://www.pasionporvolar.com/sistema-hidraulico-del-avion/>

Petroleum Service Company. (2017). *What is MIL-H-5606?* .

<https://petroleumservicecompany.com/blog/what-is-mil-h-5606/>

Puriry Makandi. (2017). *Propiedades del fluido hidráulico Mil-H-5606 | Puro Motores*.

<https://www.puromotores.com/13154983/propiedades-del-fluido-hidraulico-mil-h-5606>

Skybrary. (n.d.). *Hydraulic Systems*. Retrieved August 12, 2023, from

<https://skybrary.aero/articles/hydraulic-systems>

Studocu. (n.d.). *El sistema hidráulico del avión*. Retrieved August 12, 2023, from

<https://www.studocu.com/es-mx/document/colegio-nacional-de-educacion-profesional-tecnica/autogestion-del-aprendizaje/94610788-el-sistema-hidraulico-del-avion/23116693>

Tameson. (2023). *What is a Hydraulic Pressure Gauge? | Tameson.com*.

<https://tameson.com/pages/hydraulic-pressure-gauge>

*The role of hydraulic actuators within aircraft systems*. (n.d.).

**Anexos**